

"Космос для науки,
только для мирных целей,
на благо человека,
неутомимо разгадывающего
сокровенные тайны природы, —
вот тот путь,
по которому развиваются
и осуществляются
советские космические
исследования".

С.П. Королев

**Творческое
наследие
академика**

**СЕРГЕЯ
ПАВЛОВИЧА**

КОРОЛЕВА



Творческое
наследие
академика

СЕРГЕЯ
ПАВЛОВИЧА
КОРОЛЕВА

**Академия
наук
СССР**

**Отделение
механики
и
процессов
управления**

**Комиссия
по разработке
научного наследия
пионеров
освоения
космического
пространства**



Raymond S

Творческое
наследие
академика

**СЕРГЕЯ
ПАВЛОВИЧА
КОРОЛЕВА**

Избранные
труды
и
документы

Под общей
редакцией
академика

М. В. Келдыша



Издательство «Наука»

Москва

1980

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

академик

М. В. КЕЛДЫШ

(председатель)

член-корреспондент АН СССР

Б. В. РАУШЕНБАХ

(заместитель председателя)

доктор технических наук

Г. А. ТЮЛИН

(заместитель председателя)

академик

В. П. БАРМИН

академик

В. П. ГЛУШКО

академик

В. П. МИШИН

академик

Н. А. ПИЛЮГИН

член-корреспондент АН СССР

К. Д. БУШУЕВ

доктор технических наук

К. С. КОЛЕСНИКОВ

доктор технических наук

Ю. А. МОЗЖОРИН

доктор технических наук

С. О. ОХАПКИН

доктор технических наук

К. П. ФЕОКТИСТОВ

кандидат технических наук

А. А. ЕРЕМЕНКО

кандидат технических наук

В. Н. СОКОЛЬСКИЙ

Ответственный редактор-составитель

доктор технических наук

Г. С. ВЕТРОВ

От редакционной коллегии

Выдающийся ученый и крупнейший конструктор в области ракетно-космической техники академик Сергей Павлович Королев (1907—1966 гг.) навеки вошел в историю, положив начало осуществлению, быть может, самой дерзновенной мечты человечества — мечты о покорении космоса. Начиная с 30-х годов и до конца жизни, он последовательно и настойчиво шел к этой цели и внес неоценимый вклад в ее достижение.

Оглядываясь сейчас на сделанное им, пытаюсь понять особенности творческой биографии этого замечательного представителя нашей науки и техники, коммуниста, ученого новой, социалистической формации, ставшего основоположником одного из основных направлений современной научно-технической революции, закономерно обратиться к его богатейшему творческому наследию. Хотя сам Сергей Павлович подчеркивал, что основная его работа всегда заключалась в создании различных ракетных конструкций, фактически его деятельность выходила далеко за рамки обычной научной и конструкторской работы и оказывала определяющее воздействие на целые направления развития прикладной и фундаментальной науки, техники, промышленности, народного хозяйства и обороны страны. Материалы, составляющие творческое наследие С. П. Королева, не носят традиционного для академика характера. Это не монографии и статьи, а в основном научно-технические документы, относящиеся к разработке ракет и космических аппаратов.

Его работы, обеспечившие открытие космической эры человечества, материализованы в ракетах и космических аппаратах и должны рассматриваться в неразрывной связи с этими конструкциями. Необходимо также учитывать, что в процессе их создания Сергей Павлович должен был проявлять и проявлял не только талант выдающегося конструктора, но и талант великого организатора сложнейшего комплекса работ, в которых переплетались самые различные научные и инженерные проблемы, включая медико-биологические проблемы и проблемы управления той «большой системой», которую составляет современная практическая космонавтика. Следует подчеркнуть, что, хотя Сергей Павлович стремился в максимальной степени использовать опыт предшественников и опыт смежных областей науки и техники для наиболее экономичного решения стоящих перед ним грандиозных задач, чаще всего ему приходилось идти непроторенными путями, поскольку нужного опыта еще не существовало. Так, часто связываемые с именем С. П. Королева слова «впервые в мире» следует относить не только к конструкциям его ракетно-космических систем и полученным с их помощью достижениям в освоении космического пространства, но и к значительно более широкому кругу решенных под его руководством задач.

Из множества материалов, написанных С. П. Королевым или под его руководством, редколлекгией и составителями настоящего сборника были отобраны те, которые позволяют показать огромную многогранность его деятельности и по которым можно составить представление о характерной для его твор-

чества продуманной последовательности конструкций, выявить логику их развития, показать трудности, связанные с безграничной сложностью проблем космической техники.

При всей масштабности и многогранности деятельности С. П. Королева по осуществлению советской космической программы и загруженности повседневными делами он находил время для чтения лекций по теории проектирования ракет на Высших инженерных курсах при Московском высшем техническом училище им. Н. Э. Баумана в 1948—1949 гг. и не оставлял мысли суммировать в монографии результаты исследований и опыт создания многочисленных разработок, начиная с ракетопланов и кончая сложнейшими ракетно-космическими системами.

К сожалению, С. П. Королев не успел осуществить задуманное полностью. Поэтому своевременно и необходимо издание настоящего сборника, в котором сделана первая попытка систематизировать творческое наследие С. П. Королева, дать объективное освещение значения его деятельности в развитии советской ракетно-космической техники и космонавтики. Сборник несомненно будет способствовать дальнейшей более глубокой разработке этого наследия.

Открывается сборник очерком, который помогает читателю представить в обобщенном виде публикуемые в сборнике отдельные и далеко не полные материалы, характеризующие деятельность С. П. Королева в начальный период его творчества, период расцвета его таланта, связанный с созданием первых советских боевых ракетных комплексов, первых советских спутников Земли, исследованием и освоением космического пространства, а также раскрыть значение его творческого наследия для дальнейшего развития советской ракетно-космической техники и космонавтики.

Основной объем сборника составляют материалы и документы, принадлежащие перу Сергея Павловича или написанные при его активном творческом участии. Составители не ставили себе задачу дать полную сводку подобных материалов. В этот сборник, имеющий целью охарактеризовать С. П. Королева как человека, руководившего созданием отечественной ракетно-космической техники в первые годы ее становления, не вошли поэтому его ранние работы, связанные с авиацией и планеризмом.

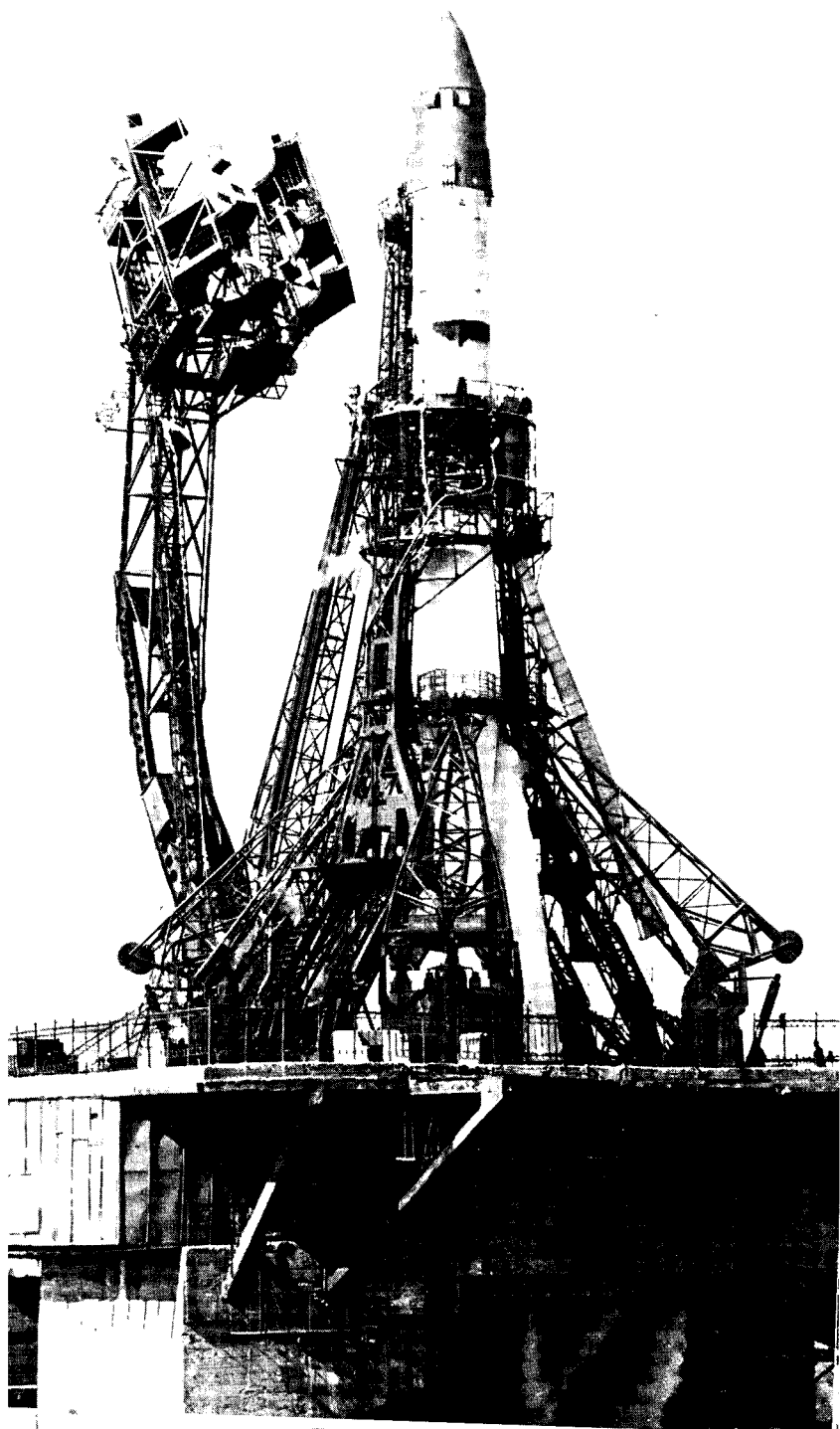
Материалы расположены в хронологическом порядке. По содержанию они весьма разнохарактерны. Это и статьи, написанные Сергеем Павловичем, и его доклады на научных конференциях, включение которых в сборник совершенно естественно. Единственной большой довоенной работой С. П. Королева, не включенной в настоящий сборник, является текст его книги «Ракетный полет в стратосфере» (М., Воениздат, 1934). Это связано с тем, что она сравнительно недавно была переиздана в книге «Пионеры ракетной техники. Ветчинкин, Глушко, Королев, Тихонравов» (М., «Наука», 1972, с. 381—451), а впервые переиздаваемая в сборнике статья «Ракетные аппараты» фактически является сжатым изложением содержания названной выше книги. Кроме того, в сборник включены написанные С. П. Королевым докладные записки, письма, отчеты, автобиография и т. п. Из подобных документов были отобраны такие, которые помогают наиболее полно осветить те или иные стороны многогранной деятельности С. П. Королева.

Включение в сборник проектных материалов потребовало соответствующей подготовки их текстов. Поскольку они не предназначались для научных публикаций и в ряде случаев содержат повторения и потерявшие теперь значение технические подробности, редакционная коллегия сочла возможным исключить из текстов такие места, а также часть рисунков, однако это всегда делалось так, чтобы принципиальные положения, содержащиеся в документе, ни в малейшей степени не искажались.

Разнохарактерность материалов настоящего сборника, большая часть которых публикуется впервые, значительный временной интервал, охватываемый ими, необходимость сокращений текстов отдельных документов и т. п.— все это потребовало довольно большого комментария. Для удобства читателей он приводится в подстрочных примечаниях.

Настоящий сборник, конечно, не дает исчерпывающе полного представления о многосторонней деятельности С. П. Королева — инженера, ученого, организатора. Однако публикуемые материалы, безусловно, будут уже сегодня полезны тем, кто интересуется историей и перспективами развития ракетно-космической техники в Советском Союзе и хотел бы получить более полное представление о работах, связанных с именем С. П. Королева.

В настоящем издании работы и документы С. П. Королева печатаются по их первым публикациям или архивным материалам (подавляющее большинство которых хранится в Архиве АН СССР и в архиве предприятия, которым руководил С. П. Королев) с сохранением терминологии и особенностей стиля автора. Допущена лишь некоторая необходимая модернизация размерностей и общепринятых сокращений и исправлены явные описки и опечатки. Звездочками в тексте отмечены примечания автора, цифрами — примечания редакционной коллегии. Вставки от редакционной коллегии даны в квадратных скобках. Некоторым документам (письмам, докладным запискам и т. п.), не озаглавленным автором, редакционная коллегия дала названия, соответствующие их тематике, без оговорок этого в примечаниях.



Ракета-носитель «Союз»
с кораблем «Восход»
перед стартом

О творческом наследии академика С. П. КОРОЛЕВА

Введение

Более двадцати лет тому назад, 4 октября 1957 г., в Советском Союзе был осуществлен под научно-техническим руководством академика С. П. Королева запуск первого в мире искусственного спутника Земли, положивший начало проникновению человека в космос.

Генеральный секретарь ЦК КПСС товарищ Л. И. Брежнев в речи на торжественном заседании, посвященном 250-летию юбилею Академии наук СССР, поставил С. П. Королева в ряд великих ученых, навсегда прославивших отечественную и мировую науку, чьи бессмертные дела обогатили человеческую цивилизацию¹.

Анализ творческого наследия С. П. Королева, объективно отражающий роль и значение его деятельности в развитии советской ракетно-космической техники, не только дань уважения выдающемуся ученому и инженеру. Эти исследования являются важным этапом в написании истории развития ракетно-космической техники в СССР, основанной на марксистско-ленинских принципах партийности и историзма, которые требуют изучения историко-технических фактов во всей их сложности, взаимосвязи и взаимообусловленности, включая социальные аспекты развития. В свете этого творческий путь академика С. П. Королева представляет огромный интерес.

Если деятельность С. П. Королева до Великой Отечественной войны уже получила широкое освещение в целом ряде изданных в последние годы книг, то о его деятельности в послевоенный, наиболее важный и плодотворный для него период, достаточно развернутых публикаций нет. А ведь именно в эти годы в полной мере раскрылись его творческие силы, талант инженера и ученого-организатора. Поэтому в настоящей очерке основное внимание уделено деятельности С. П. Королева в послевоенный период.

Уже в предвоенные годы С. П. Королев стал признанным авторитетом в области авиационной и ракетной техники, в деле практического применения принципа реактивного движения. Полет ракетоплана конструкции С. П. Королева вошел в историю советской авиационной и ракетной техники как первый полет человека на летательном аппарате с жидкостным ракетным двигателем.

Несомненно, знания и опыт, накопленные С. П. Королевым в области авиационной и ракетной техники в предвоенный и военный периоды, сыграли важнейшую роль в дальнейших успехах советской ракетно-космической техники.

Будучи с 1946 г. руководителем опытно-конструкторских разработок в области баллистических ракетных систем, С. П. Королев непосредственно отвечал за создание первых советских боевых ракетных комплексов, раз-

¹ «Известия», 1975, 7 окт.

вшившихся впоследствии под руководством других главных конструкторов в мощную систему оружия, обеспечивающую мирное развитие Советского Союза и других социалистических стран на протяжении более трех десятков лет. Под руководством С. П. Королева были созданы также первые в нашей стране высотные ракеты, давшие советской науке возможность развернуть широкие геофизические исследования в верхних слоях атмосферы. Наконец, под руководством Сергея Павловича были созданы и применены первые ракетно-космические системы, обеспечившие нашей стране важный в политическом отношении приоритет, создавшие многим развитым странам мира прецедент для широкого развертывания космических исследований и освоения околоземного космического пространства.

Под непосредственным руководством С. П. Королева был создан первый в мире пилотируемый космический корабль, на котором 12 апреля 1961 г. Юрий Гагарин открыл человечеству дорогу в космос.

С именем С. П. Королева связано создание могучей советской ракетно-космической промышленности, а также новой области человеческой деятельности — космонавтики. С. П. Королев принимал участие в разработке многих космических систем и конструкций.

От планера к ракетоплану

С юношеских лет С. П. Королев увлекся авиацией, занимался планеризмом. В 1924 г. он приступил к конструированию планеров, а с 1925 г. — к самостоятельным полетам на них. Это были годы массового развития планеризма в нашей стране. Почти ежегодно организовывались всесоюзные слеты планеристов в Крыму, в которых с 1927 г. неоднократно участвовал и С. П. Королев. В 1929 г. он вместе с С. Н. Люшиным спроектировал и построил оригинальный планер «Коктебель», на котором сам совершил ряд успешных полетов.

В 1930 г. С. П. Королев построил новый планер СК-3 «Красная Звезда» — первый в истории безмоторной авиации, предназначенный для выполнения фигур высшего пилотажа. В том же году на этом планере летчик В. А. Степанчиков впервые в мире в свободном полете выполнил петлю Нестерова.

Важную роль в формировании С. П. Королева как конструктора сыграли знания, полученные им в Московском высшем техническом училище им. Н. Э. Баумана, крупнейшем в стране центре подготовки инженеров для машиностроения. Курс авиационных дисциплин в училище был основан еще «отцом русской авиации» Н. Е. Жуковским. Читали лекции и вели занятия со студентами известные ученые С. А. Чаплыгин, В. П. Ветчинкин, А. Н. Туполев и другие. Темой дипломного проекта С. П. Королева, который он защитил в 1930 г., был легкомоторный двухместный самолет СК-4. Этот самолет был им не только спроектирован, но и построен. Руководил дипломной работой выдающийся авиаконструктор А. Н. Туполев. В том же 1930 г. С. П. Королев успешно окончил школу летчиков. Вскоре он разрабатывает проекты еще нескольких планеров, в том числе СК-9. Двухместный планер СК-9 отличался особой прочностью, что позволило установить на нем впоследствии ракетный двигатель.

Еще в 1929 г. С. П. Королев познакомился с гениальными идеями К. Э. Циолковского, которые сразу же глубоко увлекли его. Впоследствии он напишет о работах основоположника теории реактивного движения: «Самое замечательное, смелое и оригинальное создание творческого ума Циолковского — это его идеи и работы в области ракетной техники. Здесь

он не имеет предшественников и намного опережает ученых всех стран и современную ему эпоху»². Этим чувством нового, способностью ставить и решать задачи, которые до него не решались никем, обладал и сам С. П. Королев.

В 1931 г. С. П. Королев познакомился с Ф. А. Цандером. Знакомство и последующая совместная работа привели к созданию общественной Группы изучения реактивного движения (ГИРД), которая начала функционировать в Москве осенью 1931 г.

Сотрудниками Московской ГИРД были главным образом молодые ученые, инженеры, конструкторы, рабочие, увлеченные реактивной техникой, идеей межпланетных сообщений. Первое время ГИРД занималась в основном пропагандой возможностей ракетной техники, а также привлечением к сотрудничеству специалистов. С июля 1932 г. ГИРД, ставшую к этому времени научно-исследовательской организацией, официально возглавил С. П. Королев, и в работе коллектива основными стали практические исследования и конструкторские разработки. Московская группа, как наиболее успешно работавшая, являлась центральной и стала осуществлять руководство почти всем гирдовским движением в стране.

Наряду с большой исследовательской и конструкторской работой руководство МосГИРД уделяло значительное внимание воспитанию кадров. В начале 1932 г. в Москве были организованы инженерно-конструкторские курсы по ракетной технике. Лекции в этом своеобразном институте прочли известные ученые: В. П. Ветчинкин (курс динамики реактивных аппаратов), Б. М. Знаменский (курс гидродинамики и газовой динамики), Б. С. Стечкин (фундаментальный курс лекций по созданной им теории воздушно-реактивных двигателей), Ф. А. Цандер и М. К. Тихонравов (курсы теории ракетных двигателей и ракет), Н. А. Журавченко (курс экспериментальной аэродинамики) и другие. Уже в те далекие годы руководство МосГИРД рассматривало в качестве своей перспективной цели осуществление ракетных полетов человека, поэтому в программу подготовки инженеров был включен курс физиологии высотного полета, который читал один из основателей авиационной медицины Н. М. Добротворский.

Практическая направленность деятельности коллектива МосГИРД, фундаментальная постановка экспериментальных исследований и подготовка специалистов обеспечили создание и отработку в поразительно короткие сроки жидкостных, гибридных ракетных и воздушно-реактивных двигателей, подготовивших первые в СССР полеты экспериментальных жидкостных ракет.

Первая советская экспериментальная ракета ГИРД-09, работавшая на жидком кислороде и сгущенном бензине, прошла летные испытания 17 августа 1933 г. Ракета имела стартовый вес 19 кг, длину 2,4 м, диаметр 180 мм. Двигатель развивал среднюю тягу 33 кг и работал в течение 15—18 сек с постепенным снижением тяги. При первом полете из-за прогара двигателя ракета достигла высоты только около 400 м.

С. П. Королев, как и многие энтузиасты ракетной техники, понимал, что успехи в освоении новой техники возрастут, если объединить усилия ученых, инженеров и техников, работающих разрозненно. Эту идею поддержало руководство Народного комиссариата по военным и морским делам СССР. В конце 1933 г. при активном участии начальника МосГИРД С. П. Королева и руководителей Газодинамической лаборатории (ГДЛ) И. Т. Клейменова и Б. С. Петропавловского создается Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ), объединивший эти два основных коллектива энтузиастов ракетной техники. В течение организационного периода С. П. Королев ра-

² См. настоящее издание, с. 203.

ботал заместителем начальника института по научной части, а с 1934 г. возглавил в институте разработку ракетных летательных аппаратов, включая автоматически управляемые ракеты и пилотируемые ракетопланы.

В области ракет была поставлена задача — создать боевую ракету для стрельбы с земли по удаленным целям (крупным объектам, площадям и т. д.), а также ракету для стрельбы по движущимся целям при пуске как с земли, так и с самолета.

Основное внимание при этом уделялось крылатым ракетам, поскольку использование крыльев на ракетах позволяло, во-первых, управлять полетом и после выключения двигателя и, во-вторых, увеличить примерно в четыре раза дальность поражения по сравнению с обычной ракетой при одинаковом весе полезного груза.

По заказу Центральной лаборатории проводной связи разрабатывалась крылатая ракета 217 с твердотопливным двигателем для поражения с земли движущихся воздушных целей. Стабилизация и управление в полете должны были осуществляться за счет телемеханической аппаратуры с помощью светового луча от прожектора, освещающего цель.

Первый вариант крылатой ракеты 217/1 был выполнен по нормальной самолетной схеме. Второй вариант 217/II — по принципиально иной схеме. Для повышения маневренности при поражении подвижных целей в любом направлении была реализована аэродинамическая компоновка с четырьмя крыльями по схеме «бесхвостка».

Для пуска с земли с целью поражения крупных и площадных объектов по заданию Военно-Воздушных Сил и Управления связи Красной Армии разрабатывалась крылатая управляемая ракета на жидком топливе (ракета 212). Она разгонялась с помощью вспомогательного порохового двигателя по специальной стартовой дорожке — рельсовому пути, взлетала, оставляя вспомогательный двигатель на земле, и набирала высоту в зависимости от имевшегося на борту запаса топлива, после его израсходования автоматически переводилась на режим планирования, а затем пикировала на цель с большой скоростью.

В 1937 г. была начата разработка новой ракеты 301, которая по компоновочной схеме несущественно отличалась от предыдущих, однако предназначалась для пусков с самолета в основном по воздушным, а также по наземным движущимся целям. Поэтому в составе оборудования ракеты 301 предусматривались средства радионаведения, которые функционировали по командам с наводящего самолета «правый поворот», «левый поворот», «выше», «ниже» и «взрыв»³.

Наряду с разработкой крылатых ракет в предвоенные годы С. П. Королев работал над научным обоснованием необходимости освоения человеком стратосферы при помощи пилотируемых реактивных летательных аппаратов. В ряде выступлений, например на Всесоюзной конференции по изучению стратосферы в 1934 г. (доклад «Полет реактивных аппаратов в стратосфере»⁴), на Всесоюзной конференции по применению реактивных летательных аппаратов к освоению стратосферы в 1935 г. (доклад «Крылатые ракеты и применение их для полета человека»⁵), а также в книге «Ракетный полет в стратосфере» С. П. Королев с научных позиций ищет ответы на вопросы, уже поставленные самой жизнью: для чего нужны полеты человека в стратосфере, каковы пути и методы их осуществления?

³ Подробнее см. настоящее издание, с. 188.

⁴ См. настоящее издание, с. 61—68.

⁵ См. настоящее издание, с. 97—123.

В своих работах Сергей Павлович подробно проанализировал не только выявившуюся к тому времени закономерность, по которой увеличение высоты и скорости полета в стратосфере для самолетов с винтомоторной группой связано с рядом принципиальных затруднений, но и пути преодоления этих затруднений с помощью перехода на ракетный двигатель. Однако при относительной простоте ракетного двигателя и сравнительно небольшом его собственном весе просто механическая установка его на летательном аппарате не решает ни одной проблемы, связанной с освоением стратосферы. Дело в том, что из-за необходимости иметь на борту ракетного летательного аппарата для обеспечения работы ЖРД не только горючее, но и окислитель требуется огромный запас топлива. В результате этого в весовом балансе ракетного летательного аппарата с необходимыми летно-техническими характеристиками определяющими становятся вес топливной системы, зависящий от конструкции баков, схемы и автоматики подачи компонентов в ракетный двигатель, и вес несущей конструкции летательного аппарата, зависящий от его компоновочной схемы, которые в конечном счете и определяют конструктивное совершенство ракетоплана как средства освоения стратосферы.

В работах С. П. Королева по ракетному полету рассмотрены диапазоны рационального применения различных типов реактивных двигателей (РДТТ, ЖРД, ВРД) с вытеснительной и турбонасосной системами подачи компонентов топлива, показана перспективность использования многоступенчатых комбинированных схем ракетного летательного аппарата и, что важно, особое внимание уделено практической стороне обеспечения надежности — методике наземной и летной отработки систем. На базе проведенных исследований С. П. Королев развивает и проводит в жизнь программу строительства ракетопланов в Советском Союзе.

Первой была разработка в 1931—1932 гг. ракетоплана РП-1, в основу которой по предложению С. П. Королева был положен легкий самолет конструкции Б. И. Черановского БИЧ-11 и проект двигателя конструкции Ф. А. Цандера ОР-2. При стартовом весе ракетоплана 470 кг и тяге двигателя 50 кг проектная скорость полета равнялась 140 км/час, а продолжительность полета составляла не менее 7 мин. С. П. Королев в качестве летчика-испытателя выполнил программу испытаний ракетоплана в воздухе без двигателя и с поршневым двигателем⁶, но ракетный двигатель до летных испытаний довести не удалось.

В 1936 г. С. П. Королевым при участии Е. С. Щетинкова был разработан проект двухместного ракетоплана РП-218 с тремя ЖРД ОРМ-65 конструкции В. П. Глушко. При стартовом весе 1600 кг ракетоплан проектировался для достижения скорости 850 км/час на высоте 9 км.

Экспериментальный одноместный вариант ракетоплана, созданный С. П. Королевым на основе зго планера СК-9 и получивший индекс РП-318-1, прошел комплекс наземных испытаний с двигателем ОРМ-65. Под управлением летчика-испытателя В. П. Федорова этот ракетоплан трижды успешно летал — 28 февраля, 10 и 19 марта 1940 г. Это были первые в СССР полеты человека на летательном аппарате с жидкостным ракетным двигателем, являвшимся модификацией ОРМ-65.

В годы Великой Отечественной войны С. П. Королев работал над улучшением боевых качеств серийно выпускавшихся самолетов путем установки на них вспомогательных жидкостных ракетных двигателей, что позволяло в течение непродолжительного времени существенно увеличить горизонтальную и вер-

⁶ См. настоящее издание, с. 47—51.

тикальную скорости винтомоторных самолетов в результате сообщения дополнительной реактивной тяги.

Так, например, установка реактивного двигателя РД-1 конструкции В. П. Глушко на пикирующий бомбардировщик Пе-2 увеличивала максимальную скорость примерно на 15% (в зависимости от высоты полета на 46—68 км/час), а время набора высоты 6 км сокращала с 12,8 до 8,6 мин.

Участие в создании первых отечественных ракетных конструкций, исследования по определению областей их рационального применения и большой опыт экспериментальной отработки новой техники к моменту окончания Великой Отечественной войны с фашистской Германией выделили С. П. Королева как весьма квалифицированного и разносторонне подготовленного специалиста в области ракетной техники.

Роль С. П. Королева в создании первых советских боевых ракетных комплексов

Еще до окончания войны с появлением первых сведений о создании в гитлеровской Германии боевой автоматически управляемой баллистической ракеты дальнего действия (БРДД) Фау-2 С. П. Королев внимательно изучает все имеющиеся материалы о новом «оружии возмездия», широко разрекламированном геббельсовской пропагандой. Для него, предвидевшего возможность появления подобного оружия еще накануне войны, это не было неожиданностью. С. П. Королеву, накопившему глубокие знания и богатый опыт в области ракетной техники в предвоенный и военный периоды, были известны проблемы, связанные с созданием и применением немецкого ракетного оружия.

В августе 1946 г. С. П. Королев был назначен главным конструктором по созданию комплексов автоматически управляемых БРДД. Одновременно были назначены главные конструкторы систем радио- и автономного управления полетом ракет, средств наземного оборудования и гироскопических систем, также имевшие большой опыт работы в соответствующих областях техники. На разработку двигателей БРДД был переведен коллектив, занимавшийся в годы войны созданием вспомогательных авиационных ЖРД.

Чтобы понять трудности, с которыми пришлось столкнуться С. П. Королеву и его соратникам, взявшимся за решение задачи большой государственной важности, необходимо напомнить внутреннюю экономическую и внешнюю политическую обстановку того времени. Первые послевоенные годы были трудными для нашей страны. Внутренняя экономическая обстановка определялась переводом всей жизни страны на мирные рельсы в условиях восстановления сельского хозяйства и промышленности, жестоко пострадавших в годы войны.

Экономические трудности усугублялись ухудшением международной обстановки. Согласованным усилиям стран антигитлеровской коалиции практически положила конец «холодная война», объявленная Советскому Союзу У. Черчиллем в известной речи в американском городе Фултоне. Империалистическая политика атомного шантажа, основанная на монопольном обладании США атомным оружием, окружение Советского Союза сетью авиационных и всеенно-морских баз, реваншистские настроения в Западной Германии — все это, естественно, замедляло темпы перевода советской экономики на мирные рельсы.

Американские реакционные политические круги и военщина вместе с профашистски настроенными немцами предпринимают все меры для того, чтобы

наиболее важные секретные разработки в области ракетной техники, а также немецкие специалисты были направлены в США. Первым шагом в этом направлении явился вывоз в США большой группы наиболее квалифицированных немецких специалистов в области ракетной техники во главе с руководителями разработки Фау-2 В. фон Брауном и генералом В. Дорнбергером. Были вывезены также многочисленные готовые ракеты с комплектующими частями и основное оборудование завода в Нордхаузене. Вслед за этим США предпринимают большие усилия, чтобы на основе немецкого опыта и с помощью немецких специалистов создать более совершенные баллистические ракеты с дальностью полета, обеспечивающей достижение наиболее важных объектов Советского Союза. Новые БРДД по замыслу реакционных политических и военных кругов должны были оснащаться мощными атомными боевыми зарядами.

В сложившейся обстановке Центральный Комитет Коммунистической партии Советского Союза и Совет Министров СССР придавали особое значение необходимости быстрее создания качественно новой системы вооружения на базе автоматически управляемых боевых ракет дальнего действия с ядерными боевыми зарядами.

Несмотря на важность поставленных задач по созданию управляемого ракетного оружия, в сложившихся условиях невозможно было снижать уровень разработки самолетов и других традиционных средств вооружения. Поэтому выделить для создания ракет необходимые мощности действующих конструкторских бюро и экспериментально-производственных баз не представлялось возможным. С. П. Королеву и его сподвижникам пришлось начинать работу по созданию новой отрасли промышленности на базе предприятий, основное оборудование которых во время войны было эвакуировано. Поэтому добавились организационно-технические трудности: создание специализированных отраслевых научно-исследовательских институтов, конструкторских бюро и экспериментально-производственных баз.

В 1946 г. было принято историческое решение о создании ракетостроительной промышленности страны, выделении для этого значительных средств, материальных ресурсов и кадров.

Большой вклад в становление и развитие отечественной ракетной техники внес Дмитрий Федорович Устинов, ныне член Политбюро ЦК КПСС, министр обороны СССР Маршал Советского Союза, всегда находившийся на переднем крае оборонной промышленности и отвечавший за ее состояние перед партией, правительством и народом.

Коллективам институтов и конструкторских бюро, участвовавших в разработке комплексов БРДД, как и коллективу головного научно-исследовательского института, в который входило Особое конструкторское бюро, руководимое С. П. Королевым, были обеспечены все необходимые условия для плодотворной работы и, в частности, комплектование в основном молодыми, хорошо подготовленными специалистами — энтузиастами ракетной техники.

Перед группой главных конструкторов, возглавлявшейся С. П. Королевым, с самого начала партией и правительством были поставлены задачи не только создания комплекса БРДД, не уступающего по своим характеристикам немецкому комплексу с ракетами Фау-2, но и поиска рациональных направлений для создания комплексов БРДД с гораздо более высокими летно-техническими и эксплуатационными характеристиками.

Решая поставленные задачи, коллективы конструкторских бюро одновременно с разработкой первого советского ракетного комплекса проводили большую научно-исследовательскую работу с привлечением отраслевых институтов и институтов союзной и республиканских академий наук.

Первый советский комплекс с управляемыми баллистическими ракетами Р-1 с характеристиками, лучшими, чем у Фау-2, был создан и испытан осенью 1948 г., на несколько лет раньше комплекса с аналогичными характеристиками, созданного в США. Параллельно с созданием ракеты Р-1 были найдены проектно-конструкторские решения, существенно повышавшие качество БРДД. К наиболее крупным достижениям этого периода следует отнести разработку принципиально новой (для крупных ракет с насосной подачей топлива) конструктивно-компоновочной схемы баллистической ракеты с несущим топливным отсеком и отделяющейся в конце активного участка траектории головной частью. Освоение новой конструктивно-компоновочной схемы с несущими баками позволило при некотором росте удельного импульса и существенном увеличении тяги жидкостных ракетных двигателей увеличить дальность полета БРДД по сравнению с Фау-2 и создать первую советскую ракету стратегического назначения.

И в настоящее время несущая конструктивно-компоновочная схема с отделяющейся головной частью признана классической как для одноступенчатых, так и для многоступенчатых боевых ракет и ракет-носителей. Неудивительно, что к этой же схеме пришли специалисты в США и других странах.

Остановимся подробнее на преимуществах несущей конструктивно-компоновочной схемы с отделяющейся головной частью по сравнению с конструктивно-компоновочной схемой Фау-2.

Отделение ракетного блока от головной части после окончания активного участка траектории позволяет рассчитывать прочность корпуса ракеты на нагрузки активного участка, которые во много раз меньше нагрузок, действующих на нисходящем участке траектории полета. Следовательно, конструкция силовых элементов корпуса при такой схеме существенно легче.

Переход на несущую конструкцию топливных отсеков позволяет уменьшить влияние сжимающих усилий от ракетного двигателя за счет внутрибакового давления и, следовательно, также облегчить силовую конструкцию ракетного блока.

Отпадает необходимость в стабилизации корпуса ракеты с неработающим двигателем при полете в атмосфере на нисходящей ветви траектории, что позволяет перейти практически на бесстабилизаторную схему и существенно сократить вес хвостового отсека.

Особое место в творчестве С. П. Королева описываемого периода занимает создание первой советской БРДД, хранимой и транспортируемой в заправленном состоянии. Еще в предвоенные годы при анализе проблем установки ракетного мотора на планер С. П. Королев указывал на рациональные диапазоны использования различных типов и систем подачи топлива. Ракета с вытеснительной подачей компонентов топлива, с двигательной установкой конструкции А. М. Исаева стала родоначальницей нового, специфического направления в ракетной технике.

В начале 50-х годов успехи советской науки и техники в создании ядерного оружия позволили оснастить советские БРДД боеголовками с эффективными зарядами. Первая советская стратегическая боевая ракета разработки С. П. Королева с ядерным боевым зарядом была успешно испытана и принята в эксплуатацию в 1956 г. До последнего времени экземпляр этой ракеты экспонировался у входа в Музей Вооруженных Сил СССР. Вскоре успешно были испытаны и приняты в эксплуатацию оперативно-тактическая ракета с ядерным зарядом и ракета для вооружения подводных кораблей ВМФ.

Непосредственное участие в становлении и развитии новой ракетно-космической техники принимал товарищ Леонид Ильич Брежнев, будучи с 1956 г. секретарем Центрального Комитета нашей партии, ответственным за оснащение Вооруженных Сил новейшей техникой и развитие космонавтики. Боль-

шой вклад в развитие ракетной техники того периода внесли и другие партийные, государственные, военные деятели и руководители нашей страны. Выполняя поручение Центрального Комитета Коммунистической партии Советского Союза и Совета Министров СССР, коллективы под руководством С. П. Королева совместно с академическими и отраслевыми институтами проводили научные и проектно-конструкторские исследования, имеющие целью создать ракету с межконтинентальной дальностью полета. Эти исследования велись по следующим направлениям:

изучение перспектив создания баллистических, крылатых и комбинированных ракет с дальностью полета 5000—12 000 км;

комплексное изучение возможностей достижения межконтинентальных дальностей полета различными типами управляемых ракет с различными двигательными установками для выявления наиболее перспективных схем;

определение путей получения потребных конструктивных характеристик ракет дальнего действия для обеспечения необходимых летно-технических данных;

исследование различных схем двигательных установок с целью определения их основных конструктивных и энергетических характеристик;

разработка методов управления и стабилизации ракет дальнего действия с заданной точностью попадания;

проведение теоретических и экспериментальных исследований аэродинамических характеристик перспективных схем ракет дальнего действия;

создание теории полета сверхдальних ракет различных схем, изучение влияния их основных проектных параметров на летно-технические характеристики.

В успешном проведении этих исследований большая заслуга принадлежит коллективам институтов, возглавлявшимся выдающимся ученым академиком М. В. Келдышем. Он являлся научным руководителем и непосредственно участвовал в создании в Институте прикладной математики АН СССР теории полета ракет сверхдальнего действия и космических аппаратов.

В результате проведенных исследований было установлено, что задача достижения межконтинентальных дальностей полета может быть успешно решена при использовании ракет двух типов. К первому типу относится двухступенчатая баллистическая ракета дальнего действия с жидкостными ракетными двигателями. Ко второму — также двухступенчатая ракета, но в отличие от первого типа с крылатой второй ступенью, снабженной прямоточными воздушно-реактивными двигателями.

Решение проблемы создания межконтинентальных ракет как по первой, так и по второй схеме имело специфические особенности, зависевшие от различных форм кооперации исполнителей и особенностей экспериментально-производственных баз.

Возможности отрасли, в которой работал С. П. Королев, и уже сложившаяся к тому времени межотраслевая кооперация, естественно, предопределили дальнейшее сосредоточение усилий руководимого им коллектива на создании многоступенчатой баллистической ракеты, представлявшейся в те годы наиболее рациональным средством достижения межконтинентальной дальности.

Работы по двухступенчатой комбинированной крылатой ракете С. П. Королев предложил передать вместе с имеющимся заделом, а также с группой специалистов, работавших в руководимом им конструкторском бюро над ее проектом, в авиационную промышленность. Это дало ему возможность сконцентрировать усилия возглавляемой им кооперации главных конструкторов на создании межконтинентальной ракеты первой (баллистической) схемы.

Поставленная задача была успешно решена. 21 августа 1957 г. впервые в ми-

ре был произведен запуск двухступенчатой межконтинентальной баллистической ракеты.

При создании первой советской межконтинентальной ракеты непосредственно коллективом Особого конструкторского бюро под руководством С. П. Королева в сотрудничестве с организациями промышленности и учреждениями Академии наук СССР были решены многие научно-технические проблемы и разработаны конструкции, нашедшие применение и дальнейшее развитие в последующих разработках. К числу таких решений, которые стали фундаментальными основами для дальнейшего прогресса советской ракетной техники, относятся:

решение проблемы прохождения плотных слоев атмосферы и разработка конструкции головной части межконтинентальной баллистической ракеты для скоростей входа, близких к первой космической;

решение проблем и разработка конструкторских мероприятий, связанных с управлением и стабилизацией на активном участке полета упругой ракеты с жидким наполнением с относительно низкими частотами собственных колебаний как изгибного, так и продольного происхождения;

управление ракетой при помощи поворотных управляющих двигателей, работающих на компонентах из системы подачи основного двигателя;

разработка первой советской управляющей камеры сгорания с узлами качания, совмещенными с магистралями подвода компонентов;

участие в разработке принципиальных схем и теории исполнительных органов систем регулирования жидкостных ракетных двигателей, создании бортовых систем регулирования тяги двигателей, систем одновременного расхода компонентов из ракетного блока, синхронизации одновременного опорожнения баков различных ракетных блоков, гидравлически не связанных между собой;

разработка методологии отработки сложных ракетных комплексов при наземных и летных испытаниях, обеспечивающей требуемые летно-технические и эксплуатационные характеристики.

Помимо практического решения перечисленных проблем, связанных с разработкой самой ракеты, при непосредственном участии С. П. Королева и под его общим руководством были созданы некоторые экспериментально-производственные базы, испытательные стенды и полигоны с необходимыми службами и оборудованием, которые в течение многих лет служили делу дальнейшего развития советской ракетной техники.

Творческий вклад С. П. Королева в исследование и освоение космического пространства

Запуск 4 октября 1957 г. первого искусственного спутника Земли ознаменовал интенсивное развитие советской ракетно-космической техники и космонавтики. Автоматические аппараты и станции, запускаемые в Советском Союзе, выполняют разнообразные исследования в околоземном и дальнем космосе, вблизи небесных тел и на их поверхности, а также широко используются для нужд народного хозяйства. Появляются связанные, метеорологические, навигационные, геодезические и другие спутники. Широкое применение начинают получать ракетно-космические средства для контроля за чистотой земной атмосферы, Мирового океана, для наблюдения за состоянием посевов, разведки природных ресурсов и т. п. Космическая техника становится все более важным элементом производительных сил общества и мощ-

ным средством проникновения в тайны природы. С. П. Королев положил начало многим из названных направлений исследования и использования космического пространства. Как известно, пилотируемые космические корабли «Восток», «Восход» и «Союз» также создавались под руководством С. П. Королева.

Следует подчеркнуть, что он придавал большое значение созданию долговременных орбитальных станций, периодически посещаемых космонавтами, и начал подготовительную работу по изучению этой задачи. Предусматривалось создание пилотируемых транспортных кораблей, открывавших качественно новые возможности использования космического пространства в интересах науки и народного хозяйства нашей страны.

Весь этот бурный процесс развития космической техники носил взрывоподобный характер. Казалось, что за первые десять лет ее развития буквально «из ничего» выросла новая отрасль техники и новая область человеческого знания, однако этому «взрыву» предшествовала долгая и упорная работа. Проникновение ракетных методов исследования в науку началось задолго до 4 октября 1957 г., и оно тоже связано с именем С. П. Королева. С первых послевоенных лет по его инициативе осуществлялась обширная программа исследования верхней атмосферы высотными пусками геофизических ракет.

Исследования верхней атмосферы при помощи геофизических ракет

Как уже отмечалось, С. П. Королев еще в довоенные годы уделял большое внимание исследованию стратосферы при помощи ракет. Он справедливо считал, что без покорения стратосферы, без знания ее свойств невозможно ни создание высотной реактивной авиации, ни завоевание космоса. С. П. Королев принимает участие в организованной в 1934 г. Академией наук СССР Всесоюзной конференции по изучению стратосферы, пишет статьи и выпускает книгу, посвященную ракетному полету в стратосфере, проектирует и начинает строить крылатые ракетные аппараты для достижения больших высот. В послевоенный период с самого начала его деятельности по созданию баллистических ракет дальнего действия С. П. Королев устанавливает тесные контакты с виднейшими учеными Академии наук СССР. Разрабатывается развернутая программа научных исследований верхней атмосферы с помощью геофизических ракет, оснащенных научной аппаратурой. В организации и осуществлении этих исследований большую помощь С. П. Королеву оказали президенты Академии наук СССР академик С. И. Вавилов и академик А. Н. Несмеянов.

Первый полет геофизической ракеты В-1А с двумя спасаемыми контейнерами весом по 80 кг каждый состоялся 24 мая 1949 г. на высоту до 100 км. Пуски этих ракет не в полной мере обеспечили получение результатов запланированных экспериментов, но тем не менее была доказана эффективность исследования верхней атмосферы с использованием ракет, оборудованных устройствами для спасения научной аппаратуры; была также доказана техническая возможность непосредственного измерения давления воздуха на высоте 100 км и доставки проб воздуха с больших высот на Землю для последующего их анализа.

На основе результатов первых испытаний программа дальнейших исследований верхней атмосферы с использованием ракет была значительно расширена. В нее вошли следующие пункты: исследование химического состава воздуха на больших высотах; получение экспериментальных данных по направлению ветров в верхней атмосфере; изучение физических процессов в

ионосфере, влияющих на плотность ионизации, и определение плотности ионизации на высотах до 100 км; изучение состава первичного космического излучения и его взаимодействия с веществом; изучение спектрального состава излучения Солнца; исследование жизнедеятельности животных при полетах в герметических или негерметических (животные в скафандрах) контейнерах с последующим отделением контейнеров с животными в полете на разных высотах и спасением их на парашютах; получение экспериментальных данных по аэродинамике при больших сверхзвуковых скоростях полета.

Перечень разделов этой программы показывает не только ее научную значимость, но и нацеленность на освоение космоса. Она прямо готовила почву для создания космических летательных аппаратов.

Для руководства работами, связанными с вертикальными пусками ракет, при Президиуме Академии наук СССР была учреждена комиссия под председательством академика А. А. Благонравова. В 1949—1955 гг. были созданы геофизические ракеты серий В-1Б, В-1В, В-1Д и В-1Е, поднимавшие полезный груз весом 1160—1819 кг на высоты от 90 до 110 км. Проведено 14 пусков ракет на высоты порядка 100 км. На части ракет смонтированы парашютные системы для спасения корпуса ракеты и специальных контейнеров.

Были специально разработаны отделяемая от корпуса ракеты и спасаемая головная часть, контейнеры для животных с системами жизнеобеспечения и парашютными системами спасения. Систематические запуски высотных ракет, оснащенных научной аппаратурой и системой телеметрии, на высоты около 100 км дали ценные результаты.

Следующим этапом исследований верхней атмосферы стали начатые в 1957 г. пуски геофизических ракет В-2А, рассчитанных на подъем на высоту около 200 км полезного груза весом 2200 кг, что позволило существенно расширить программу и объем научных исследований.

С 1958 г. начинается третий этап систематических исследований верхней атмосферы до высот более 500 км при помощи геофизических ракет В-5А и В-5В. В соответствии с программой научных исследований с 1959 г. начались исследовательские полеты геофизических ракет В-11А, более дешевых и рассчитанных на более широкое применение.

Развитая в эти годы техника вертикальных пусков ракет и методика проведения соответствующих научных экспериментов оказались настолько эффективными, что и после создания автоматических и пилотируемых космических аппаратов это научно-техническое направление продолжало совершенствоваться. Вертикальные пуски ракет позволяют получать «разрезы» атмосферы, привязанные к данному географическому пункту, они сравнительно дешевы и поэтому дают возможность осуществлять одновременные или иным образом скоординированные старты в разных точках Земли; некоторые типы таких ракет могут запускаться с кораблей, в условиях высокоширотных экспедиций и т. п. Пуски подобных ракет и сегодня являются важным моментом международного научного сотрудничества.

Положив начало развитию этого научно-технического направления в стране, Сергей Павлович одновременно интенсивно продолжал разработку все более и более совершенных ракет-носителей, способных сделать решающий шаг в освоении космического пространства человеком.

Создание ракеты-носителя «Спутник» открыло принципиально новые горизонты научных исследований.

Ракета-носитель «Спутник» имела оригинальную конструктивно-компоновочную пятиблочную схему, состоящую из четырех боковых (блоки Б, В, Г, Д) и одного центрального (блок А) блоков, все двигатели которых запускались при старте. Боковые и центральные ракетные блоки гидравлически и пнев-

матически между собой не были связаны. Основные двигатели боковых и центрального блоков ракеты были созданы коллективом ГДЛ—ОКБ под руководством В. П. Глушко и имели наивысшие для своего времени энергетические характеристики. Высоким совершенством обладала и система управления ракеты, разработанная под руководством Н. А. Пилюгина.

Двигатель центрального блока РД-108 имел четыре основные и четыре рулевые камеры сгорания с единым турбонасосным агрегатом, а двигатели боковых блоков РД-107— по четыре основные и по две рулевые камеры сгорания с одним турбонасосным агрегатом на каждом блоке. Рулевые камеры сгорания, разработанные для первых экземпляров ракет в ОКБ С. П. Королева, служили для управления ракетой на активном участке траектории полета, а на центральном блоке, кроме того, для создания конечной ступени тяги после выключения основных камер, компенсирующей разброс импульса последствием основных двигателей и тем самым создающей условия для полета с высокой точностью. Компонентами топлива основных и рулевых двигателей были жидкий кислород и керосин, а рабочим телом турбины турбонасосных агрегатов — продукт разложения 82%-ной перекиси водорода.

Двигательные установки ракетных блоков, кроме многокамерных ЖРД, включали системы наддува баков, системы регулирования одновременного опорожнения баков и системы продувки хвостовых отсеков. Двигательные установки боковых блоков были снабжены системой демпфирования пульсаций давления на линии окислителя, а двигательная установка центрального блока — системой циркуляции окислителя, пневмосистемой отделения головной части и увода корпуса. Впервые в истории советской ракетной техники на ракете-носителе «Спутник» применены система регулирования кажущейся скорости по трем почти взаимно перпендикулярным направлениям и системы регулирования одновременного опорожнения баков каждого ракетного блока и синхронизации уровней во всех ракетных блоках. Система регулирования кажущейся скорости обеспечивала заданную программу изменения интеграла осевой перегрузки по времени, а также компенсировала влияние ветра и других возмущений на участке разгона.

Космическая программа Советского Союза, одним из ведущих разработчиков которой был С. П. Королев, предусматривала быстрое увеличение энергетических возможностей ракет-носителей, а следовательно, увеличение веса автоматических станций и пилотируемых кораблей, выводимых в космическое пространство.

С. П. Королев планомерно совершенствует двухступенчатую ракету, создавая на ее основе трехступенчатую, а впоследствии и четырехступенчатую ракетные системы с соответствующим увеличением веса полезного груза в три и более чем в четыре раза при незначительном увеличении стартового веса.

Исследование и освоение космического пространства с использованием автоматических аппаратов

Уже в ходе разработки межконтинентальной баллистической ракеты стала очевидной возможность достижения первой космической скорости и выведения искусственного спутника Земли (ИСЗ).

Придавая большое значение перспективам космических полетов и обеспечению приоритета Советского Союза запуском первого в мире искусственного спутника Земли, С. П. Королев понимал, что выведение первого спутника станет только началом титанической работы по всестороннему исследованию и

освоению космического пространства. С запуском искусственных спутников Земли открывалась возможность перехода от косвенного изучения межпланетного пространства с использованием оптико- и радиоастрономических средств с поверхности Земли к непосредственным экспериментам в космосе и использованию космической техники в интересах народного хозяйства. В этой связи возникла необходимость в разработке советской космической программы, которая объединила и направила бы усилия ученых и промышленности на создание космических ракет-носителей, искусственных спутников Земли, межпланетных станций. Представлялось важным, с одной стороны, привлечь широкие круги ученых Академии наук СССР к формированию проблематики научных исследований, разработке методики экспериментов в космической среде, созданию научной аппаратуры, а с другой,— искать возможные способы использования искусственных спутников Земли в интересах народного хозяйства.

С. П. Королев устанавливает контакты с ведущими учеными Академии наук СССР — президентом академиком А. Н. Несмеяновым, вице-президентами академиком М. В. Келдышем, академиком А. В. Топчиевым, академиками-секретарями Отделения биологических наук академиком Н. М. Сисакианом и Отделения технических наук академиком А. А. Благонравовым.

Особенно большую роль в формировании первой космической программы сыграл в то время академик М. В. Келдыш, который сумел направить и скоординировать усилия многих научных организаций.

Когда сейчас оглядываешься на сделанное за первые десять лет космической эры, поражает разнообразие поставленных и решенных задач и строгая последовательность осуществления все более и более сложных проектов. Если говорить только об автоматических аппаратах, то сразу видны три направления в их разработке:

создание простейших спутников;

создание научных и народнохозяйственных спутников Земли;

создание автоматических межпланетных станций.

Простейшие спутники предназначались главным образом для отработки ракет-носителей, создания и отладки сложной наземной службы траекторных измерений и прогноза движения спутника, создания станций связи с летящим космическим аппаратом и т. п. Получение собственно научной информации о космическом пространстве представляло на данном этапе второстепенную задачу. Не следует забывать, что сам факт достижения первой космической скорости явился бы эпохальным событием. Все это Сергей Павлович прекрасно понимал и, когда выявилось, что работы по созданию космической ракеты-носителя идут быстрее, чем подготовка комплекса сложной научной аппаратуры для спутника-лаборатории, он форсировал разработку и создание простейших спутников (ПС).

4 октября 1957 г., через полтора месяца после первого успешного испытания межконтинентальной ракеты, был выведен на орбиту первый советский искусственный спутник Земли (ПС-1) весом 83,6 кг. 3 ноября того же года был выведен на орбиту второй простейший спутник (ПС-2) с подопытным животным — собакой Лайкой. Спутник ПС-2 представлял собой вторую ступень ракеты-носителя, в головной части которой размещались контейнеры с научной и измерительной аппаратурой и герметическая кабина с подопытным животным. Общий вес научной и измерительной аппаратуры и герметической кабины с животным составлял 508,3 кг.

В состав второго искусственного спутника Земли входили приборы для исследования излучения Солнца в ультрафиолетовой и рентгеновской областях спектра, приборы для изучения космических лучей, радиопередатчики, источники электроэнергии, аппаратура измерения и регистрации температуры,

давления и других параметров в герметической кабине. Радиопередающая аппаратура, система терморегулирования и другие приборы размещались в сферическом контейнере, аналогичном корпусу первого искусственного спутника Земли.

Герметическая кабина имела форму цилиндра с выпуклыми днищами. Одно из днищ сделано было съемным для установки оборудования и помещения животного. Система жизнеобеспечения животного включала регенерационную установку, систему терморегулирования и систему кормления. Регенерация воздуха в кабине обеспечивалась химическими соединениями, поглощающими углекислоту и избыток водяных паров. Интенсивность процессов регенерации регулировалась автоматически.

В герметической кабине размещалась аппаратура регистрации пульса, дыхания, кровяного давления и биопотенциалов сердца животного, а также чувствительные элементы для измерения температуры и давления.

Как видно из этого краткого описания, второй спутник по составу научных приборов и целям исследования лишь условно может быть отнесен к «простейшим».

Оба названных спутника в основном успешно выполнили поставленные перед ними задачи. Запуск первых двух искусственных спутников Земли был началом возникновения космической техники — новой области техники, со своей спецификой, своими проблемами и своими методами решения задач. Создание космических аппаратов поставило их творцов перед необходимостью ответить на вопросы, никогда ранее не возникавшие перед инженерами и учеными.

Укажем некоторые новые проблемы, решавшиеся при создании самых простых космических аппаратов (КА).

1. Выбор траекторий движения КА и прогноз их эволюции. Здесь специалисты по небесной механике сразу столкнулись с необходимостью учитывать эффекты, которые раньше считались несущественными (торможение спутника в разреженной верхней атмосфере, прецессия орбиты); затем возникли задачи выбора оптимальных траекторий межпланетных перелетов, создания теории коррекций таких траекторий и др. Все это в совокупности определило развитие в небесной механике новых научных направлений, превращение ее из наблюдательной, «чистой», науки в науку прикладную, ведь человек приступил к созданию искусственных небесных тел и должен был научиться «конструировать» их будущие траектории.

2. Вакуум. Проблема космического вакуума сводилась не только к задаче герметизации каких-то объемов. Оказалось, что в условиях глубокого вакуума совершенно новый характер приобретает работа подвижных элементов конструкции (подшипников, зубчатых передач и т. п.). Это обстоятельство поставило перед учеными и инженерами проблему трения в вакууме. Суть ее состояла не в изменении коэффициентов трения, дело было значительно более серьезным — неучет специфики космического вакуума мог приводить к разного рода заклиниваниям, недопустимо увеличивать износ деталей и т. п.

3. Невесомость. Обычно о проблеме невесомости говорят применительно к пилотируемым полетам. Однако она оказывает существенное влияние и на работу автоматической аппаратуры. Здесь прежде всего следует отметить, что невесомость исключает тепловую конвекцию в герметизированных объемах, т. е. наиболее естественный в земных условиях фактор охлаждения элементов конструкции, особенно электронных приборов.

4. Поддержание нужного теплового режима. Эта задача для установленного на борту КА оборудования не свелась к проблемам, связанным с отсутствием конвективного теплообмена внутри герметического корпуса. Условия на на-

ружной поверхности КА тоже были новыми. Второстепенная в обычных условиях составляющая теплового потока, связанная с тепловым излучением, стала единственной, и в этой связи возникли проблемы создания наружных покрытий, обладающих нужными свойствами. Эта задача усложнялась для ИСЗ резко переменным режимом внешнего подвода и отвода тепла, поскольку спутники периодически то сильно нагревались Солнцем, то сильно охлаждались при переходе в тень Земли.

5. Задача энергопитания. Применение аккумуляторов (как это было на первом спутнике) резко ограничивало срок активного существования космического аппарата, и поэтому космическая техника сразу вызвала к жизни новое научно-техническое направление — создание бортовой системы энергопитания, основанной на прямом преобразовании солнечной энергии в электрическую (солнечные батареи).

6. Создание безотказных линий связи «Земля—борт—Земля». Без такой связи немисливо получение научной информации, невозможны контроль работы бортовых систем и передача команд управления на борт КА. В недалекой перспективе вырисовывалась проблема радиосвязи на расстояниях во многие миллионы километров при минимальных энергетических затратах (напомним, что антиподные точки на Земле удалены всего лишь на 20 тыс. км друг от друга).

7. Надежность аппаратуры. Все применявшиеся до этого критерии надежности и способы ее увеличения основывались на массовом изготовлении однотипных изделий, при этом соответствующими мероприятиями достигалось, например, что на 10 000 успешных применений приходился один отказ. Для космических полетов, когда осуществляются единичные пуски объектов, аппаратура которых содержит десятки тысяч элементов, такой подход методически неправомочен. Надо было разработать иной подход и иные принципы дублирования и резервирования, которые соответствовали бы новым условиям.

Решение даже этой группы проблем требовало серьезных усилий ученых и инженеров, а сжатые сроки осуществления космических программ не позволяли провести по каждой из них исчерпывающие и обстоятельные исследования. При организации этих работ в полной мере сказалась способность С. П. Королева увязать и спланировать работу многих коллективов, наметить разумную последовательность работ, отделить задачи, требовавшие немедленного решения, от задач, решение которых хотя и полезно, но не является столь срочным, и все это в условиях неполной информации и отсутствия опыта аналогичных разработок. Во многих случаях Сергей Павлович проявлял поразительную инженерную интуицию и умение выделить из сложной задачи ее решающее звено.

15 мая 1958 г. на орбиту был выведен третий советский искусственный спутник Земли, представлявший собою сложную автоматическую научную лабораторию. Вес спутника составлял 1327 кг, в том числе вес научной и измерительной аппаратуры вместе с источниками питания 968 кг. Габариты спутника без учета выступающих антенн: длина 3,57 м, диаметр 1,73 м. Состав научной аппаратуры третьего советского ИСЗ наиболее полно соответствовал сформулированной к тому времени программе космических исследований. Компоновка спутника и продуманное размещение чувствительных элементов научной аппаратуры сводили к минимуму возможность взаимного влияния отдельных научных приборов.

Герметический корпус спутника был изготовлен из алюминиевого сплава. Поверхность корпуса подвергалась специальной обработке для получения определенных коэффициентов излучения и поглощения солнечной радиации. Перед запуском спутника герметический корпус заполнялся газообразным азотом.

Внутри корпуса располагались радиотелеметрические системы, электронное программно-временное устройство, аппаратура системы терморегулирования, аппаратура измерения интенсивности первичного космического излучения и регистрации ядер тяжелых элементов в космических лучах, аппаратура регистрации микрометеоров, измерения давления и определения ионного состава атмосферы, концентрации положительных ионов, величины электрического заряда, а также напряженности электростатических и магнитных полей и интенсивности корпускулярного излучения Солнца.

Многоканальная радиотелеметрическая система спутника позволяла одновременно передавать на Землю данные о всех измерениях с высокой частотой опроса. Впервые было установлено запоминающее устройство для хранения результатов научных измерений, полученных вне зоны радиовидимости спутника с наземных пунктов, расположенных на территории Советского Союза.

Электронное программно-временное устройство с большой точностью позволяло привязывать результаты научных измерений к единой шкале времени, а в последующем, после обработки — к параметрам движения и географическим координатам.

Энергопитание аппаратуры спутника осуществлялось от солнечных батарей при движении по освещенной части орбиты и от электрохимических батарей при полете в тени Земли. Переключение источников питания производилось автоматически. Поддержание температурного режима спутника обеспечивалось принудительной циркулирующей газообразного азота внутри герметического корпуса, а также изменением коэффициента собственного излучения путем открытия и закрытия 16 отдельных жалюзи с автоматическим приводом.

Научные результаты запусков трех первых советских искусственных спутников Земли имели многоплановое значение.

Первый советский искусственный спутник Земли за время земных суток совершал 15 полных оборотов вокруг Земли, двигаясь со скоростью около 8 км/сек. В первые сутки полета период обращения спутника уменьшался в среднем на 1,8 сек в сутки вследствие торможения в верхней атмосфере. Как космическое тело первый спутник просуществовал в течение 92 сут, совершил почти 1400 оборотов вокруг Земли, и 4 января 1958 г. вошел в плотные слои атмосферы и прекратил существование.

Второй советский искусственный спутник совершил 2370 оборотов вокруг Земли и находился в полете в течение 162 сут.

Третий спутник просуществовал на орбите почти 2 года, совершив 10 000 оборотов вокруг Земли.

Столь продолжительные времена космических экспериментов и продуманное оснащение спутников научными приборами позволили уже на первых спутниках получить фундаментальные научные результаты по следующим направлениям исследований.

Давление и плотность верхней атмосферы. Определение плотности верхней атмосферы проводилось принципиально разными методами: по торможению искусственных спутников Земли и по манометрическим измерениям давления.

Определения этими методами плотности атмосферы на высотах более 200 км дали практически одинаковый результат, и, таким образом, впервые прямым экспериментом были уточнены параметры верхней атмосферы.

Ионный состав верхней атмосферы. Радиочастотный масс-спектрометр, установленный на третьем советском спутнике, позволил изменить представления об ионном составе атмосферы в диапазоне высот 225—980 км. Были получены важные результаты о процессе баланса ионизации в атмосфере.

Распространение радиоволн в ионосфере, степень их поглощения. Искривление путей распространения радиоволн, их отражение, частичное или полное

поглощение определяются состоянием ионосферы, в частности значением электронной концентрации. Распространение электронной концентрации по высоте изучалось методом наблюдений радиовосхода и радиозахода спутников.

Указанным способом было получено распределение электронной концентрации до высот 600—650 км. Все это было важно для уточнения особенностей радиосвязи КА с Землей.

Изучение радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве впервые дало экспериментальные данные для будущих пилотируемых полетов.

Изучение микрометеоров позволило качественно оценить метеоритную и метеорную опасность для разработки конструкторских мер предосторожности.

Изучение жизнедеятельности живого организма в условиях космического полета. В результате эксперимента на втором советском ИСЗ с подопытным животным были получены данные о влияниях длительной невесомости, перегрузки при выведении, шума и вибраций на живой организм.

При запуске третьего советского искусственного спутника-лаборатории были практически полностью реализованы возможности двухступенчатой ракеты по весу полезного груза.

Поэтому в 1958—1959 гг. в соответствии с программой освоения космического пространства коллективом во главе с С. П. Королевым на базе ракеты-носителя «Спутник» была разработана трехступенчатая ракета-носитель «Восток» с ракетным блоком Е в качестве третьей ступени.

Для блока Е коллективами, руководимыми главными конструкторами С. П. Королевым и С. А. Косберггом, совместно был создан кислородно-керосиновый двигатель РО-7 со следующими характеристиками: при тяге 5 т он имел удельный импульс в пустоте 316 сек и удельный вес менее 20 кг на тонну тяги. Это был первый отечественный кислородно-керосиновый двигатель, запускаемый в пустоте при выключении двигателя центрального блока. Для привода турбины насосного агрегата двигателя использовался парогаз от газогенератора, работающего на основных компонентах топлива.

Космическая ракета-носитель «Восток» дала возможность увеличить допустимый вес ИСЗ с 1400 до 4500—4700 кг и обеспечить достижение второй космической скорости при полете к Луне автоматическими аппаратами.

Это был качественный скачок в развитии отечественной космонавтики, открывший дорогу для полетов к Луне и создания пилотируемых космических кораблей.

Первая советская космическая ракета с первой в мире автоматической межпланетной станцией (АМС) «Луна-1» была запущена в сторону Луны 2 января 1959 г. Пройдя вблизи Луны, станция вышла из сферы земного притяжения и превратилась в искусственную планету, движущуюся вокруг Солнца.

АМС «Луна-1» имела корпус сферической формы из алюминиевого сплава, образованный двумя тонкими полуболочками с герметическим стыком по наибольшему сечению. Такое конструктивное решение обеспечивало свободный доступ к аппаратуре и источникам питания, смонтированным на приборной раме из магниевом сплава.

На станции размещались: радиоаппаратура контроля траектории и передачи на Землю научной информации, радиопередатчик телеграфных посылок переменной продолжительности для передачи части научной информации, аппаратура для изучения газовой компоненты межпланетного вещества корпускулярного излучения Солнца, измерения магнитного поля Земли и Луны, регистрации метеорных частиц, фотонов в космическом излучении,

тяжелых ядер в первичном космическом излучении и вариаций интенсивности космических лучей.

На внешней поверхности сферического корпуса размещались: четыре стержневые антенны, центральный штырь с установленным на нем магнитометром, две протонные ловушки и два пьезоэлектрических датчика для изучения метеорных частиц. Отделение АМС от последней ступени ракеты-носителя после израсходования топлива обеспечивало нормальную работу магнитометра, не искажаемую влиянием металлической конструкции ракетного блока, и освобождало необходимую поверхность для сброса тепла системой терморегулирования.

На последней ступени была установлена аппаратура для образования искусственной кометы. Конструкция аппаратуры обеспечивала испарение 1 кг натрия в условиях невесомости и космического вакуума с образованием облака паров натрия в атомарном состоянии. Рассеивающее солнечные лучи облако искусственной кометы эквивалентно источнику света мощностью 7000 Квт. Следует также отметить, что натриевое облако рассеивает свет строго определенной длины волны 0,589 мк, что позволяет с применением светофильтров выделить его на сравнительно ярком фоне неба.

Вторая советская космическая ракета с АМС «Луна-2», запущенная на Луну 12 сентября 1959 г., по составу научной аппаратуры и конструкции станции была близка к первой. На ракете помещались вымпелы с изображением Государственного герба Советского Союза и надписью «СССР, сентябрь 1959». Сохранность вымпелов при встрече с Луной обеспечивалась специальными конструктивными мерами. Были приняты также меры, исключающие заражение лунной поверхности земными микробами.

14 сентября 1959 г. станция «Луна-2» и последняя ступень ракеты-носителя достигли поверхности Луны восточнее Моря Ясности в точке с селенографическими координатами 30° с. ш. и 0° долготы. Впервые в мире был осуществлен космический перелет с Земли на другое небесное тело.

Третья советская космическая ракета была запущена 4 октября 1959 г. С помощью этой ракеты была выведена АМС «Луна-3», главная цель которой состояла в получении и передаче на Землю изображения обратной стороны Луны. Уникальность этого научного эксперимента для своего времени заключалась в том, что он не только потребовал создания автоматического комплекса, способного произвести фотографирование Луны, проявление на борту фотопленки и передачу по радиоканалу полученного изображения, но и положил начало качественно новому этапу в конструировании КА.

Все запущенные к тому времени советские и американские КА были неуправляемыми и после отделения от ракеты-носителя совершали полет, медленно вращаясь вокруг своего центра масс неопределенным образом в зависимости от полученного при отделении от ракеты-носителя хотя и малого, но неопределенного вращательного импульса. Подобное вращение исключает возможность проведения ряда научных экспериментов и ухудшает летно-технические характеристики КА. Единственный способ избежать подобного вращения — создание системы управления ориентацией КА. Неизбежность применения таких систем была ясна С. П. Королеву с самого начала, и еще до выведения на орбиту первого спутника уже велась по его заданию разработка и наземная отработка подобных систем. Полетом АМС «Луна-3» было положено начало новому научно-техническому направлению в космической технике — направлению, которое сейчас оформилось в науку об управлении движением КА.

Чтобы показать необходимость и сложность задачи, поставленной перед возглавляемым С. П. Королевым коллективом, следует кратко пояснить суть возникших проблем.

Управление ориентацией неизбежно при постановке таких научных экспериментов, когда КА должен занять вполне определенное положение относительно Земли, Солнца или звезд. К ним следует отнести практически все астрономические эксперименты, наблюдение поверхности Земли в народно-хозяйственных или научных целях и т. п. В тех случаях, когда надо передать на Землю по радиоканалу научную информацию с больших расстояний, неизбежно применение направленных параболических бортовых антенн, работа которых возможна лишь в том случае, если оси этих антенн «смотрят» на Землю.

Целенаправленное изменение орбиты (для перехода на траекторию спуска на Землю, коррекции межпланетной траектории и т. п.) производится путем включения маршевого ракетного двигателя, изменяющего вектор скорости движения КА, однако получение реактивного импульса нужного направления возможно лишь в том случае, если к моменту включения ракетного двигателя КА сориентирован должным образом. Наконец, рациональное применение солнечных батарей обычно требует ориентации их рабочих поверхностей перпендикулярно к солнечным лучам.

Перечисленный (вообще говоря, неполный) перечень задач, требующих управления ориентацией, показывает необходимость и разнообразие видов ориентации, их тесную увязку с назначением, а следовательно, и конструкцией КА. В годы, предшествовавшие космической эре, и в ее первые годы, когда облик КА разных назначений еще не был так ясен, как сейчас, разработку систем управления ориентацией было целесообразно вести совместно с разработкой КА, и это было основной причиной, по которой С. П. Королев считал нужным, чтобы эти работы велись в его конструкторском бюро.

Состав сравнительно скромной системы управления ориентацией станции «Луна-3» содержал основные элементы, ставшие сегодня традиционными, — оптические и гироскопические приборы, блок логики и микрореактивные двигатели для сообщения КА управляющих моментов.

Корпус станции «Луна-3» имел форму цилиндра со сферическими днищами; его габариты без учета антенн: длина 1,3, диаметр 1,2 м. На внешней поверхности АМС устанавливались часть научных приборов, антенны и солнечные батареи. В верхнем днище имелся иллюминатор с крышкой, автоматически открывавшейся перед фотографированием. Под иллюминатором размещались объективы фотоаппаратов и датчики лунной ориентации. На верхнем и нижнем днищах имелись также малые иллюминаторы для солнечных датчиков ориентации. На нижнем днище размещались двигатели системы ориентации.

Представления о других трудностях, связанных с созданием первых АМС, можно получить, если принять во внимание, что мощность сигналов, передававших изображение Луны, при максимальном удалении АМС от Земли была примерно в сто миллионов раз меньше средней мощности сигналов, принимаемых обычным телевизионным приемником. Понадобились специальные методы обработки и передачи сигналов на борту станции и наземных пунктах для снижения в максимальной степени уровня помех и сохранения приемлемой скорости передачи изображения.

В числе дополнительных трудностей следует назвать обеспечение условий нормального фотографирования и передачи изображений на Землю. Время запуска третьей советской космической ракеты определялось освещенностью обратной стороны Луны, причем в момент фотографирования АМС должна находиться по возможности на прямой, соединяющей Солнце и Луну. После фотографирования необходимы были также хорошие условия радиовидимости с территории Советского Союза и возможно меньшее удаление АМС от Земли. Столь противоречивые требования удалось удовлетворить, впер-

вые применив гравитационный маневр для изменения траектории АМС. Расчетная траектория полета АМС была выбрана на удалении 6200 км от поверхности Луны таким образом, чтобы сила притяжения Луны заставила АМС на обратном пути пройти над северным полушарием, а не над южным. Благодаря такому маневру, АМС после прохождения вблизи Луны вошла с каждыми сутками все выше и выше над горизонтом наземных пунктов на территории Советского Союза и при приближении к Земле вообще наблюдалась как незаходящее радиосветило.

Успешное выполнение программы исследований советскими космическими ракетами (создание первой искусственной планеты, первый полет на Луну, получение первых фотографий обратной стороны Луны) явилось ярким свидетельством многогранного таланта С. П. Королева, возглавившего решение столь сложных задач.

Основой для выполнения дальнейшей программы космических исследований в области межпланетных полетов стала разработка коллективом под руководством С. П. Королева четырехступенчатой ракеты-носителя «Молния» с ракетным блоком И в качестве третьей ступени и космическим ракетным блоком Л — четвертой ступени.

Впервые в ракетной технике четвертая ступень обеспечивала запуск кислородного двигателя в условиях невесомости. Выведенная на орбиту спутника Земли, четвертая ступень совершала в течение некоторого времени полет при неработающем двигателе. В заданный момент производился запуск двигателя четвертой ступени в условиях невесомости и глубокого вакуума и разгон до скорости, необходимой для полета к планете.

Такой метод выведения позволил осуществлять полет к Луне с одинаковыми энергозатратами в любой день месяца независимо от положения Луны на ее орбите, увеличить вес полезного груза с 300 до 1600 кг, а ранее невыполнимые полеты к Марсу или Венере производить с весом полезного груза до 1000—1100 кг.

В качестве первых двух ступеней были использованы боковые и центральный блоки ракеты-носителя «Спутник». Ракетный блок И третьей ступени был разработан на базе двигателя РО-7 главного конструктора С. А. Косберга и максимального использования материальной части, технологии изготовления и технологического оборудования созданной ранее ракеты конструкции С. П. Королева другого назначения.

Ракетный блок Л четвертой ступени и его двигатель были в короткие сроки разработаны и созданы коллективом, входившим непосредственно в ОКБ, руководимое С. П. Королевым. Двигатель этого блока был первым использованным на практике отечественным кислородно-керосиновым двигателем, работающим по замкнутой схеме без выброса парагаза после турбины и запускаемым на промежуточной орбите после длительного пребывания в вакууме в условиях невесомости. Он имел высокие энергетические характеристики. Четвертая ступень ракеты-носителя «Молния» состояла из ракетного блока Л, включавшего специальный блок обеспечения запуска основного двигателя, систему ориентации и стабилизации, смонтированную на ферме и отделяющуюся от блока Л после запуска основного двигателя, и объекта — автоматической межпланетной станции, расположенной над блоком Л. Блок Л с АМС от воздействия скоростного напора на активном участке траектории был защищен головным обтекателем, который сбрасывался после отделения первой ступени.

Проведенные доработки комплекса наземного оборудования (пусковой системы, установщика, транспортных и заправочных средств) для ракеты-носителя «Молния» сохранили возможность его использования при пусках ракет-носителей «Спутник» и трехступенчатых ракет-носителей «Восток».

12 февраля 1961 г. в Советском Союзе впервые была запущена автоматическая межпланетная станция к планете Венера (вес станции 643,5 кг). Во второй половине мая 1961 г. станция достигла района Венеры и прошла на расстоянии около 100 тыс. км от планеты при общем пройденном пути 270 млн. км.

АМС «Венера-1» представляла собой космический аппарат, в составе которого были системы радиотехнической и научной аппаратуры, система управления движением, системы терморегулирования и энергопитания. В отличие от предшествующих система управления движением была многорежимной. Она позволяла в течение многих месяцев космического полета поддерживать постоянную ориентацию рабочих поверхностей солнечных батарей на Солнце, периодически направлять бортовую параболическую антенну на Землю, выполнять точную (до единиц угловых минут) ориентацию станции относительно звезд по командам с Земли, необходимую для коррекции траектории, и стабилизировать полет при работе корректирующей траекторию ракетного двигателя.

Особенностью АМС «Венера-1» были развитые солнечные батареи, обеспечившие электропитание в течение многомесячного полета, и остронаправленная антенна — параболаид диаметром 2 м для передачи на Землю большого объема информации в ограниченное время. На АМС «Венера-1» была установлена корректирующая ракетная двигательная установка конструкции главного конструктора А. М. Исаева. Состав научной аппаратуры включал приборы исследования магнитных полей, заряженных частиц межпланетного газа и корпускулярных потоков от Солнца, космического излучения и регистрации микрометеоров.

Вторая межпланетная станция «Венера-2» была запущена 12 ноября 1965 г. Вес АМС «Венера-2» составлял 963 кг. 27 февраля 1966 г. станция прошла на удалении 24 тыс. км от поверхности Венеры.

Третья межпланетная станция «Венера-3» весом 960 кг, выполненная в посадочном варианте с отделяемым посадочным модулем, была запущена 16 ноября 1965 г. Спускаемый на Венеру аппарат шарообразной формы имел теплозащитное покрытие и парашютную систему. 1 марта 1966 г. станция впервые в мире достигла Венеры и доставила на ее поверхность вымпел с изображением Государственного герба СССР.

Начало полетам к Марсу было положено советской АМС «Марс-1» весом 893 кг, запущенной 1 ноября 1962 г. В дальнейшем АМС этой серии под наименованием «Зонд-1», «Зонд-2» и «Зонд-3» были запущены в 1964—1965 гг. для изучения условий полета на дальних межпланетных трассах. Во время пролета последней из этих станций вблизи Луны было проведено фотографирование и передача на Землю изображения с высоким разрешением обратной ее стороны (включая часть поверхности, оставшуюся неохваченной при съемке станции «Луна-3»).

При разработке серии межпланетных КА для полетов к Марсу и Венере С. П. Королев провел глубокую унификацию этих аппаратов и создал конструкцию, в течение длительного времени оставшуюся базовым образцом для последующих разработок подобного рода.

Следует сказать также еще о двух направлениях советской космической программы, у истоков которых стоял С. П. Королев. Им были разработаны первые космические системы из двух научных станций «Электрон», позволивших одновременно в разных точках околоземного пространства провести комплексные исследования радиационных поясов Земли, магнитосферы, верхней атмосферы, излучения Солнца, далеких галактик и космических лучей. В январе 1964 г. одной трехступенчатой ракетой-носителем «Восток» были выведены две станции, «Электрон-1» и «Электрон-2», на разные орбиты, удален-

ные от Земли в апогее на 7 и 68 тыс. км соответственно. В июле 1964 г. такой же ракетой-носителем была выведена вторая система космических станций — «Электрон-3» и «Электрон-4».

С. П. Королевым были разработаны связанные спутники «Молния-1», выводящиеся четырехступенчатой ракетой-носителем «Молния», составившие основу хорошо известной ныне телевизионной системы космической связи «Орбита». Это первый советский спутник, имевший народнохозяйственное назначение. Начиная с 1965 г. связанные спутники «Молния-1» систематически эксплуатируются в Советском Союзе на орбитах с высотой перигея 600 км, апогея 40 тыс. км, начальным периодом обращения 12 час и наклоном 65° . Выбранные орбиты этих спутников обладают тем свойством, что апогей неизменно находится в северном полушарии и большую часть земных суток спутники «Молния-1» видны над радиогоризонтом с территории Советского Союза. Все системы спутников «Молния-1» были подчинены требованию длительной безотказной работы, что привело к новым принципиальным решениям, явившимся существенным шагом вперед в деле развития космической техники, особенно в управлении ориентацией. На этих спутниках впервые был применен гироскопический силовой стабилизатор, заменивший традиционные в то время микрореактивные двигатели ориентации, работавшие на сжатом газе или ракетном топливе. Микрореактивные двигатели расходовали топливо или газ при каждом включении, и поэтому время активной ориентации было ограничено невозможными бортовыми запасами газа или топлива. Питавшийся от солнечных батарей силовой гироскоп имел теоретически неограниченное время действия. Разработанную для спутников связи «Молния-1» динамическую схему использования силового гироскопа советские и зарубежные специалисты считают и по настоящее время самой остроумной из всех созданных в СССР и США систем. В этой схеме удалось получить управление по трем осям при использовании всего одного силового гироскопа, который к тому же является не только силовым, но и чувствительным элементом. Сложнейшая динамическая схема парадоксальным образом привела к предельно простой релейной логике работы, позволившей создать электронные блоки управления чрезвычайно простой, а поэтому исключительно надежной схемы.

Динамическая схема спутника связи «Молния-1», разработанная в конструкторском бюро С. П. Королева, и сегодня успешно используется в космической технике.

Большие возможности четырехступенчатой ракеты-носителя «Молния» позволили С. П. Королеву перейти к следующему этапу исследования Луны — осуществлению мягкой посадки на ее поверхность. Были разработаны автоматические межпланетные станции «Луна» с ракетным блоком и двигателем для мягкой посадки.

31 января 1966 г., уже после кончины Сергея Павловича, был осуществлен запуск АМС «Луна-9» весом 1583 кг. Через 3,5 сут при подлете к Луне с помощью двигательной установки конструкции А. М. Исаева было проведено торможение, и у самой поверхности Луны над западным краем Океана Бурь в точке с координатами 7° с. ш. и 60° з. д. от станции отделился лунный аппарат в эластичном контейнере весом 100 кг. Впервые в истории была совершена мягкая посадка на поверхность Луны. Автоматическая лунная станция передала на Землю панораму лунной поверхности и детали микрорельефа. В месте посадки отсутствовало пылевое покрытие и были обнаружены следы сложных геологических процессов.

Хотя возможности одновременно развивавшихся космических программ изучения Луны, Марса и Венеры с помощью ракеты-носителя «Молния» были еще далеко не исчерпаны, С. П. Королев заботился о создании новой, более

мощной ракетно-космической системы для расширения программы космических исследований.

Коллектив, возглавляемый С. П. Королевым, разрабатывает новый космический блок Д и более совершенный кислородно-углеводородный жидкостный ракетный двигатель для него. Использование этого блока в качестве последней ступени на более мощной, чем созданные ранее, ракете-носителе «Протон», разработанной другим коллективом, существенно увеличило ее возможности. С отработкой новой ракетно-космической системы стало возможным вес автоматических станций, запускаемых к Луне, увеличить с 1600 до 6300 кг и осуществлять запуски с территории СССР крупных спутников на геостационарные орбиты, на которых спутники сохраняют постоянное положение над данной точкой экватора.

Успехи советской космонавтики по доставке на поверхность Луны автоматических луноходов, доставке лунного грунта на Землю, мягкой посадке автоматических станций на Марс и Венеру были достигнуты благодаря разработанной под руководством С. П. Королева последней ступени для ракеты-носителя «Протон».

Пилотируемые космические корабли — вершина творчества С. П. Королева

Программе пилотируемых космических полетов С. П. Королев придавал особое значение, неизменно отмечая ее сложность и большую ответственность, которую несут разработчики пилотируемых космических аппаратов. Он всегда подчеркивал, что при всех положительных сторонах использования автоматических аппаратов окончательное освоение космического пространства и планет возможно только с участием человека при обеспечении нормальных условий для созидательной работы в космосе. Практически всю свою творческую жизнь С. П. Королев готовился к осуществлению пилотируемой космической программы. Первые разработки ракетопланов, высотные пуски ракет с подопытными животными, выдающийся медико-биологический эксперимент с собакой Лайкой на втором ИСЗ — это лишь отдельные вехи на долгом пути С. П. Королева к пилотируемым космическим полетам.

Переход от автоматических аппаратов, предназначенных для работы в космосе, к космическим кораблям означал необходимость решения новых задач. Если автоматические космические аппараты, как правило, не нуждались в спуске на Землю, то для пилотируемых кораблей это условие было обязательным. При этом спускаемый аппарат должен был удовлетворять ряду требований, которые прежде не возникали: спуск на Землю должен быть абсолютно безопасным и осуществляться в заданный район; при спуске не должно возникать недопустимых для человеческого организма перегрузок; спускаемый аппарат должен иметь надежную теплозащиту, способную противостоять огромному нагреву при торможении в атмосфере. Помимо этого, должны были быть предусмотрены и другие меры безопасности — спасение космонавта в случае аварии ракеты-носителя при старте или в полете, надежная амортизация при ударе в процессе посадки спускаемого аппарата на скальный грунт или его непотопляемость при посадке на воду.

Некоторые из перечисленных задач решались довольно очевидными инженерными методами, другие не могли быть решены без проведения серьезных исследований. Здесь можно назвать, например, проблему теплозащиты, усложнявшуюся требованием ее минимального веса и малой изученностью сложных газодинамических и физико-химических процессов, происходящих при обтекании спускаемого аппарата высокотемпературной плазмой. К тому же теоретическое и экспериментальное изучение возникающих аэродинами-

ческих сил (знание которых необходимо для вычисления перегрузки и траектории движения спускаемого аппарата в атмосфере Земли) требовало длительных исследований. Чтобы как-то ограничить область неизвестного, было принято решение о придании спускаемому аппарату формы шара. Шар имеет наибольший объем при заданной поверхности, он абсолютно симметричен и поэтому дает лишь аэродинамическую силу сопротивления, т. е. при его обтекании никогда не возникает усложняющая проблему подъемная или боковая сила. Все это значительно упрощало решение поставленной задачи и сокращало время ее выполнения. С. П. Королев прекрасно понимал, что более сложная форма спускаемого аппарата имеет свои преимущества (возможность уменьшить перегрузки, осуществлять управляемый спуск), но он считал, что эти преимущества не имеют принципиального характера, а скорее относятся к проблемам, которые условно можно назвать проблемами комфорта, и что их решение можно отложить на более позднее время. Такая специальная форма спускаемого аппарата и управляемый спуск были предусмотрены для новых типов космических кораблей «Союз», и в этой последовательности работ, как и во многих других случаях, сказалось характерное для С. П. Королева стремление решать сложные задачи поэтапно, переходя от простого к сложному.

Новый круг проблем не ограничивался, конечно, задачей спуска в атмосфере. Надо было решать проблему жизнеобеспечения экипажа (регенерация воздуха, питание и т. п.), изучать влияние невесомости и перегрузок на человеческий организм, резко увеличить надежность космического корабля по сравнению с автоматическими аппаратами введением ручного управления ориентацией (необходимость этого стала особенно очевидной через несколько лет при полете корабля «Восход-2») и устройств, открывающих возможность вмешательства космонавта в работу других систем корабля. Так, в процессе создания космических кораблей (КК) возникла не только новая техника, но и новая научно-техническая идеология, новые подходы, казалось бы, к уже давно решенным проблемам.

Понимая всю серьезность пилотируемых полетов в космос, С. П. Королев проанализировал последовательность необходимых наземных работ и отработочных пусков КК. Вначале предусматривался пуск беспилотных кораблей-спутников, затем кораблей с животными, и, наконец, перед пуском пилотируемого корабля планировалось несколько пусков абсолютно точных копий будущего «Востока» без каких-либо доработок или улучшений по результатам предшествовавших «зачетных» пусков, поскольку любое изменение, проводимое из наилучших побуждений, в сложной космической технике может таить в себе последствия, которые трудно (скорее, невозможно) предвидеть. Первый корабль-спутник был запущен 15 мая 1960 г. на орбиту с высотой в перигее 312 и в апогее 369 км. Программой запуска предусматривалась отработка и проверка основных систем, обеспечивающих полет корабля-спутника и его сход с орбиты. На КК была установлена герметическая кабина с грузом, имитирующим вес человека, и оборудованием, необходимым для полета человека в космическом пространстве, но еще без теплозащиты спускаемого аппарата, необходимой при его возвращении на Землю. Общий вес корабля составлял 4540 кг.

Четырехсуточная программа полета была выполнена, однако при включении тормозной двигательной установки из-за неполадок в системе ориентации импульс космическому кораблю был сообщен в ошибочном направлении, в результате чего его орбита изменилась в перигее до высоты 307, в апогее до высоты 690 км.

Второй корабль-спутник, в основном аналогичный первому, но уже снабженный теплозащитой спускаемого аппарата, был запущен 19 августа 1960 г.

Совершив полет по орбите, второй корабль-спутник с собаками Белкой и Стрелкой и другими живыми существами благополучно возвратился на Землю в заданном районе.

Основной задачей запуска этого корабля являлась отработка систем жизнеобеспечения человека, безопасности его полета и возвращения на Землю. Корабль имел вес 4600 кг и состоял из двух основных частей: спускаемого аппарата с герметической кабиной и приборного отсека. В герметической кабине были размещены система жизнеобеспечения животных, оборудование для биологических экспериментов, часть научной аппаратуры (фотоэмульсионные блоки и радиометр), катапультируемый контейнер с собаками Белкой и Стрелкой, клетки и контейнеры с биологическими объектами.

В приборном отсеке размещались радиотелеметрическая аппаратура, система управления, аппаратура терморегулирования, тормозная двигательная установка с запасами топлива. На наружной поверхности корабля располагались баллоны с запасами сжатого газа для системы ориентации и ее реактивные двигатели, датчики научной аппаратуры, солнечные батареи, антенны, жалюзи системы терморегулирования. Солнечные батареи на двух полудиска диаметром 1 м постоянно ориентировались на Солнце автономным приводом.

При возвращении на Землю перед входом в плотные слои атмосферы предусматривалось разделение корабля. Спускаемый аппарат с герметической кабиной благодаря тепловой защите пролетал атмосферу Земли в плазменном облаке, снижая скорость с 7600 до 180—200 м/сек. Максимальные перегрузки при торможении достигали 10 единиц. Приборный отсек сгорал в плотных слоях атмосферы. Спускаемый аппарат конструктивно был выполнен в виде шара с увеличенной по толщине тепловой защитой на передней полусфере. В стенках спускаемого аппарата располагались жаропрочные иллюминаторы и быстрооткрывающиеся герметичные люки. Катапультируемый контейнер и спускаемый аппарат имели свои парашютные системы. Катапультирование контейнера происходило через отстреливаемый люк на высоте 7—8 км по команде от барометрических датчиков. Приземление контейнера происходило со скоростью 6—8 м/сек, приземление спускаемого аппарата со скоростью 10 м/сек.

Обеспечение нормальной жизнедеятельности животных достигалось выполнением ряда условий и прежде всего поддержанием давления, температуры и влажности воздуха близкими к земным и очисткой воздуха.

Питание и водоснабжение подопытных животных в длительном полете затруднены условиями невесомости. Поэтому было реализовано кормление животных желеобразной смесью, содержащей необходимые питательные вещества и достаточное количество воды.

Для медико-биологического эксперимента были отобраны взрослые собаки, которые в течение продолжительного времени проходили тренировку в макете кабины корабля. Собаки приучались к ношению датчиков, фиксирующей одежды и ассенизационного устройства. В программу подготовки животных входили тренировки в условиях шума, вибраций, кормления из автоматических устройств.

В герметической кабине, а также на одежде собак были установлены дозиметры для измерения ионизирующей радиации. На борту второго корабля находились также небольшие участки кожи человека и кролика с целью выяснения возможного влияния факторов космического полета на особо чувствительные клеточные системы.

Наличие в межпланетном пространстве космических лучей и радиационных поясов Земли в ряде случаев может представить реальную опасность для человека. Экспериментально было установлено, что иногда возникает временное увеличение интенсивности космического излучения во много тысяч раз.

Этими обстоятельствами объясняется чрезвычайное внимание академиков С. П. Королева и М. В. Келдыша к радиационным измерениям на втором космическом корабле, к специальной службе радиационной обстановки в ходе последующих пилотируемых полетов.

Второй корабль-спутник совершил 17 оборотов вокруг Земли, после чего по команде с Земли с помощью солнечных датчиков был ориентирован нужным образом. Импульс, сообщенный ему двигательной установкой, перевел корабль-спутник на траекторию снижения. Пройдя участок спуска с орбиты и торможения в атмосфере протяженностью примерно 11 тыс. км, корабль приземлился в 10 км от расчетного места.

Успешный исход экспериментов с запуском второго советского корабля-спутника приблизил время непосредственного завоевания человеком около-солнечного пространства. Однако до осуществления первого пилотируемого полета в космос предстояло выполнить еще большой объем работы.

Третий корабль-спутник был запущен 1 декабря 1960 г. На космическом корабле находились подопытные животные — собаки Пчелка и Мушка. После выполнения программы полета, при спуске, в связи с отклонением траектории от расчетной он прекратил свое существование при входе в плотные слои атмосферы.

Четвертый корабль-спутник был запущен 9 марта 1961 г. На корабле находилась собака Чернушка, биологические объекты и манекен космонавта. Программа полета была выполнена полностью.

Пятый корабль-спутник был выведен на орбиту 25 марта 1961 г. В его кабине находились собака Звездочка, биологические объекты, манекен космонавта. Программа полета также была выполнена полностью.

Орбиты третьего, четвертого и пятого космических кораблей-спутников были существенно ниже использованных ранее. Это требовалось для ограничения времени существования пилотируемого космического корабля в случае отказа тормозной двигательной установки десятью сутками. Именно такие запасы жизнеобеспечения на одного человека имел космический корабль. Вместе с тем случайные отклонения параметров орбиты и атмосферы не должны были снизить время существования до величины менее суток, что в свою очередь ограничивало дальнейшее снижение высоты орбиты. Непосредственные измерения интенсивности аэродинамического торможения при орбитальных полетах третьего, четвертого и пятого космических кораблей-спутников подтвердили выполнимость указанных условий в ходе естественного торможения.

Успешное выполнение программы обработки советских космических кораблей (последние два пуска были безупречными) позволило перейти к заключительному этапу подготовки пилотируемого космического полета — подготовке к запуску первого пилотируемого корабля «Восток».

Совершенно новыми вопросами при подготовке первого пилотируемого космического полета явились отбор и тренировка космонавтов. С. П. Королев, имея профессиональные навыки летчика, придавал этим вопросам первостепенное значение. Сергей Павлович привлекал к решению новых вопросов освоения космического пространства наиболее компетентных летчиков, врачей, методистов, психологов.

Изучались особенности космического полета, разрабатывались методики подготовки космонавтов к полету. Была организована специальная служба по подготовке космонавтов. По инициативе С. П. Королева и М. В. Келдыша был создан Институт медико-биологических проблем.

Первый космический полет должен был совершить человек, который, понимая всю меру ответственности за успешный исход, сознательно и добровольно согласился отдать все силы и знания, а может быть, и жизнь для выполнения задания Родины. Не было недостатка в добровольцах, выразивших жела-

ние совершить полет в космическое пространство, и перед учеными, конструкторами встали вопросы научно обоснованного отбора первых космонавтов.

При выполнении космического полета космонавт встретится с совместным воздействием необычных факторов (перегрузки, невесомость, шум, вибрации, нервные напряжения), которые потребуют от него мобилизации всех моральных и физических сил. При этом космонавт должен сохранить высокую работоспособность, умение ориентироваться в сложной обстановке полета и при необходимости вмешаться в управление космическим кораблем. Эти высокие требования к состоянию здоровья космонавта, его нервно-эмоциональной устойчивости, степени общей и технической подготовки предопределили выбор первого космонавта из числа наиболее подготовленных летчиков реактивной авиации.

Отобранные кандидаты прошли тщательное клиническое обследование с использованием биохимических, физиологических, электрофизиологических, психологических методов и специальных функциональных проб, позволивших оценить резервные возможности индивидуального организма. В частности, были проведены исследования в барокамере при значительных степенях разрежения воздуха, при перепадах барометрического давления и повышении давления, при использовании атмосферы с повышенной концентрацией кислорода, в условиях больших перегрузок на центрифуге и многие другие.

Важным испытанием было психологическое исследование с целью отбора кандидатов, обладающих лучшей памятью, сообразительностью, активным и быстропереключающимся вниманием, способностью быстро осваивать новые движения при сложной координации.

Программа специального обучения сформированной группы космонавтов предусматривала освоение необходимых сведений по основным вопросам теории, связанной с задачами предстоящего полета, приобретение практических навыков управления космическим кораблем, решение вопросов борьбы за его живучесть. В программу были включены разделы по основам ракетно-космической техники, конструкции космического корабля, астронавигации, геофизики, космической медицины.

Вопросам подготовки космонавтов по основам ракетно-космической техники С. П. Королев придавал исключительное значение. Чтение цикла лекций для зачисленных в группу космонавтов было поручено ведущим специалистам его конструкторского бюро, были предусмотрены экзамены по пройденным курсам, по работе с аппаратурой и работе на тренажере. Последнее представлялось особенно важным, поскольку навыки, полученные при пилотировании самолетов, имели совершенно иной характер по сравнению с навыками, необходимыми для пилотирования космических кораблей.

Большое значение придавалось также разработке бортовой документации, инструкции по методике пилотирования и т. п. Все эти документы самым тщательным образом лично просматривались и уточнялись С. П. Королевым при подготовке первого полета человека в космос. Сергей Павлович прекрасно понимал не только их исключительное значение для предстоящего полета, но и то обстоятельство, что они неизбежно станут образцами документов при подготовке последующих космических стартов.

Комплекс тренировок и испытаний включал полеты на специально оборудованных самолетах в условиях кратковременной невесомости, тренировки в макете кабины космического корабля, длительное пребывание в специально оборудованной звукоизолированной камере, тренировки на центрифуге, парашютные прыжки с самолета, изучение полетного задания, карт района приземления, ведения радиосвязи, действий в нештатных (аварийных) ситуациях, изучение средств аварийного спасения и использования аварийных за-

пасов после приземления, изучение системы пеленгации, приобретение навыков работы в скафандре при максимальных перегрузках, приземлении на сушу, воду, в болото и, наконец, длительные испытания в макете космического корабля с использованием всех систем жизнеобеспечения.

Таким образом, комплекс специальных тренировок и предполетных испытаний учитывал специфику условий космического полета. В корабле космонавт размещался в герметической кабине на катапультируемом кресле, являвшемся его рабочим местом в полете. Кресло устанавливалось таким образом, чтобы перегрузки на участке выведения и на участке спуска в плотных слоях атмосферы действовали в направлении спина — грудь. В течение всего полета космонавт был одет в защитный скафандр, обеспечивающий сохранение жизни и работоспособности в случае разгерметизации кабины.

В непосредственной близости от рабочего места космонавта в кабине размещалась аппаратура контроля и управления полетом. На приборной доске пилота монтировался вращающийся глобус, показывающий текущее местоположение корабля, а также точку приземления, соответствующую моменту выключения тормозного двигателя. Ориентация корабля контролировалась космонавтом по оптическому прибору, установленному на одном из иллюминаторов кабины. При правильной ориентации космического корабля относительно вертикали космонавт должен был видеть в кольцевом поле зрения симметричное изображение горизонта, а курсовой угол космического корабля он мог определять по наблюдаемому направлению «бега» Земли в центральной части поля зрения прибора.

При необходимости космонавт может управлять ориентацией космического корабля при помощи ручки управления ориентацией.

Особое внимание при подготовке первого пилотируемого космического полета С. П. Королев уделял безопасности космонавта. Была разработана обширная программа обеспечения безопасности на всех этапах полета. В наиболее вероятных районах аварийной посадки космического корабля как на территории Советского Союза, так и в акваториях океанов были созданы поисково-спасательные службы. С космонавтами были детально отработаны действия в условиях разгерметизации, пожара, неотложной вынужденной посадки.

Учитывая многие неопределенности в оценках воздействия факторов космического полета на человека, было принято решение осуществить первый космический полет с человеком, ограничившись одним витком.

Все элементы одновиткового космического полета к тому времени были практически проверены в ходе запусков советских космических кораблей с подопытными животными.

Для осуществления первого космического полета из группы космонавтов был выбран летчик Юрий Алексеевич Гагарин. Дублером первого космонавта был назван Герман Степанович Титов.

12 апреля 1961 г. впервые в истории космический корабль с летчиком-космонавтом СССР Ю. А. Гагариным был выведен на орбиту спутника Земли. Вес космического корабля равнялся 4725 кг. Высота перигея орбиты 181, апогея 327 км. Успешный полет космического корабля «Восток» ознаменовал свершение космической революции в истории человечества.

На протяжении всего участка выведения Ю. А. Гагарин поддерживал непрерывную радиотелефонную связь с наземным пунктом руководства полетом, где находился С. П. Королев. Космонавт четко подтверждал изменение перегрузок, разделение ступеней носителя и после сброса головного обтекателя сообщал первые результаты наблюдения Земли из космоса.

Уплотненную программу действий космонавта по наблюдению за приборами и оборудованием корабля, поддержанию непрерывной радиотелефонной

связи, наблюдению за Землей и звездами, приему пищи и воды Ю. А. Гагарин выполнил полностью. Результаты своей работы он докладывал на Землю, фиксировал в бортжурнале и записывал на магнитофон. В 9 час 51 мин была включена автоматическая система ориентации, после выхода из тени Земли она осуществила поиск и ориентацию корабля на Солнце. В 9 час 52 мин Ю. А. Гагарин, пролетая над районом мыса Горн, доложил о хорошем самочувствии и нормальной работе систем корабля. В 10 час 15 мин автоматика корабля выдала команду на подготовку к спуску. Ю. А. Гагарин доложил о нормальной работе всех систем. В 10 час 25 мин был включен тормозной ракетный двигатель и корабль перешел с орбиты спутника Земли на траекторию снижения. В 10 час 35 мин появились перегрузки вследствие аэродинамического торможения. В 10 час 55 мин Ю. А. Гагарин и спускаемый аппарат космического корабля благополучно приземлились в окрестностях деревни Смеловки Терновского района Саратовской области.

Этим полетом завершался огромный этап работ по советской космической программе и открывались качественно новые возможности освоения космического пространства с непосредственным участием человека.

Мировая общественность восприняла полет Ю. А. Гагарина как триумф всего человечества. С этого дня началась новая эпоха, когда человек стал жить и работать в космосе.

Менее чем через четыре месяца после полета Ю. А. Гагарина, 6 августа 1961 г., был выведен на орбиту космический корабль «Восток-2», пилотируемый летчиком-космонавтом СССР Г. С. Титовым. Полет продолжался 25 час 11 мин. Такое существенное увеличение длительности полета основывалось на обстоятельном докладе Ю. А. Гагарина о поведении человеческого организма в условиях космического полета.

11 и 12 августа 1962 г. впервые в мире был осуществлен групповой полет космических кораблей «Восток-3» и «Восток-4», пилотируемых летчиками-космонавтами СССР А. Г. Николаевым и П. Р. Поповичем. А. Г. Николаев находился в космосе 94 час 10 мин, а П. Р. Попович 70 час 44 мин.

Второй групповой полет осуществился запусками космических кораблей «Восток-5» и «Восток-6» 14 и 16 июня 1963 г. Корабль «Восток-5» пилотировал летчик-космонавт СССР В. Ф. Быковский, который находился в космосе 119 час. Корабль «Восток-6» пилотировала первая в мире женщина-космонавт В. В. Терешкова. «Восток-6» совершил 48 оборотов по орбите при общей продолжительности полета 70 час 42 мин.

Дальнейшая модификация ракеты-носителя «Восток», в частности разработка новой, третьей ступени носителя — блока И, позволила увеличить допустимый вес космических кораблей с 4900 до 5300—7000 кг. Новая модификация трехступенчатого носителя была названа ракетой-носителем «Союз».

С. П. Королев ставит новые задачи освоения космического пространства с участием человека: создание многоместных кораблей, средств жизнеобеспечения человека в открытом космосе и осуществление первого выхода космонавта из корабля, создание средств стыковки космических кораблей, орбитальных станций и ракетных блоков и средств заправки и других видов снабжения в космосе.

В связи с этим была разработана новая серия космических кораблей «Восход», на которых впервые были реализованы дублирование тормозной двигательной установки резервным двигателем на твердом топливе и система мягкой посадки. Система мягкой посадки объединила парашютную систему спускаемого аппарата, твердотопливные двигатели мягкой посадки, включаемые на небольшой высоте, и специально разработанную амортизацию и конструкцию кресел космонавтов.

12 октября 1964 г. был выведен на орбиту трехместный космический корабль

«Восход». Экипаж в составе командира корабля летчика-космонавта В. М. Комарова, научного сотрудника — космонавта К. П. Феоктистова и врача-космонавта Б. Б. Егорова полностью выполнил обширную программу экспериментов и благополучно приземлился в районе Кустаная.

18 марта 1965 г. был запущен двухместный космический корабль «Восход-2», пилотируемый командиром корабля летчиком-космонавтом П. И. Беляевым и вторым пилотом летчиком-космонавтом А. А. Леоновым. Корабль «Восход-2» был оборудован наружным шлюзом оригинальной конструкции для выхода космонавта в открытый космос. Впервые в истории космонавт А. А. Леонов в скафандре вышел в космическое пространство и находился вне корабля 12 мин.

Это была последняя работа С. П. Королева по подготовке и осуществлению пилотируемых космических полетов. Осталось много незавершенных замыслов и новых конструктивных разработок. В цехах заводов и на стендах лабораторий шло изготовление и испытание качественно новой серии космических кораблей «Союз». Одновременно велись перспективные работы по созданию орбитальных станций и разрабатывались их проекты.

Значение творческого наследия С. П. Королева для дальнейшего освоения космического пространства

Творческое наследие академика С. П. Королева, кроме создания боевых ракетных комплексов, ракетно-космических систем, включает в себя комплексную разработку научно-технических основ советской космонавтики, получивших развитие на последующих этапах освоения космического пространства.

Приведем далеко не полный перечень основных научно-технических разработок, выполненных по инициативе, при непосредственном участии и под руководством С. П. Королева.

1. Разработаны теоретические основы ракетно-космической техники в области баллистики, аэрогазодинамики больших скоростей, динамики легких конструкций с жидким заполнением, термодинамики и теплообмена в экстремальных условиях, динамической прочности ракет и особо легких конструкций.
2. Найдены проектно-конструкторские, материаловедческие и технологические решения, связанные с созданием теплозащищенных конструкций спускаемых аппаратов, входящих в атмосферу Земли с первой и второй космическими скоростями.
3. Доказана рациональность широкого использования нетоксичных криогенных компонентов в ракетно-космической технике, найдены практические решения по обеспечению длительного хранения криогенных компонентов в переохлажденном состоянии без потерь.
4. Разработаны основы построения системы управления пилотируемыми космическими кораблями с максимальным использованием возможностей космонавтов для управления и контроля за работой бортовых систем кораблей.
5. Разработана и проверена на практике методика экспериментальной наземной и летной отработки сложных ракетно-космических систем и пилотируемых космических кораблей.
6. Создан командно-измерительный комплекс с разветвленной сетью командно-измерительных пунктов с возможностями управления на межпланетных расстояниях.

7. Разработаны основы построения системы обеспечения безопасности пилотируемых космических полетов с четкими функциональными распределениями для средств аварийного спасения, поисково-спасательной службы и научным обоснованием требований к подготовке космического экипажа.

Таким образом, С. П. Королев является основоположником современной космонавтики как комплексной области человеческой деятельности, охватывающей науку, технику и промышленность и обеспечивающей успешное освоение космического пространства следующим поколениям.

В заключение рассмотрим некоторые основные направления развития отечественной космонавтики, обусловленные блестящим завершением ее начального этапа, осуществлявшегося под непосредственным руководством С. П. Королева.

Создание пилотируемых космических кораблей серии «Союз», разработка которых была начата в 1964 г., еще при жизни С. П. Королева, знаменовало собой новый этап в развитии пилотируемых космических полетов.

Космический корабль «Союз», его компоновка, конструктивные особенности, надежные бортовые системы и двигательные установки различного назначения, обеспечивающие проведение маневров, необходимых для пусков, сближения и стыковки двух различных кораблей на орбите, разнообразное научное оборудование существенно расширили возможности космонавтов по управлению кораблем, проведению научных экспериментов, исследований и наблюдений. Корабль «Союз» дополнительно оснащен корректирующе-тормозной двигательной установкой, аппаратурой дальней радиосвязи, системой ориентации и управления движением со счетно-решающим устройством, орбитальным отсеком и спускаемым аппаратом, из которого производится управление полетом корабля и в котором космонавты, осуществляя управляемый спуск, возвращаются на Землю. Введение управления на спускаемых аппаратах кораблей «Союз» обеспечило, помимо повышения точности его посадки в заданном районе, существенное снижение максимальных перегрузок при спуске и веса тепловой защиты. Космический корабль «Союз» имеет в своем составе все устройства, системы, агрегаты, которые необходимы транспортным кораблям для связи с орбитальными станциями, сближения с ними, маневрирования и причаливания к ним и последующего возвращения космонавтов на Землю.

Все это дало возможность после успешного завершения первого этапа программы пилотируемых полетов кораблей «Союз» создать транспортную модификацию пилотируемого корабля «Союз» для долговременных орбитальных станций «Салют».

Приведем некоторые важнейшие результаты, полученные при реализации программы полетов кораблей «Союз» (по июнь 1970 г.).

В процессе полета 30 октября — 2 ноября 1967 г. ИСЗ «Космос-186» и «Космос-188» (представлявших собой беспилотные корабли-спутники «Союз») впервые осуществлены автоматические поиск, сближение и стыковка на орбите, совместный полет, расстыковка и возвращение спускаемых аппаратов на Землю в заданный район. Такая же задача была решена спутниками «Космос-212» и «Космос-213» в апреле 1968 г.

В ходе совместного полета в январе 1969 г. корабля «Союз-4» с космонавтом В. А. Шаталовым и корабля «Союз-5» с космонавтами Б. В. Волюновым, А. С. Елисеевым и Е. В. Хруновым были осуществлены автоматические поиск и сближение, ручное причаливание и стыковка кораблей, в результате чего впервые в мире на орбите была создана экспериментальная космическая станция. В космическом пространстве впервые находился комплекс общим весом 12,9 т, объединивший четыре жилых помещения станции.

В этом полете были совершены выход космонавтов А. С. Елисеева и Е. В. Хрунова в открытый космос и первый в истории переход из одного корабля в другой.

Совместный полет космических кораблей «Союз-4» и «Союз-5», явившийся важным этапом на пути к созданию долговременных орбитальных станций, периодически посещаемых транспортными кораблями для смены космонавтов и снабжения, завершал первый раздел программы пилотируемых полетов кораблей серии «Союз».

В октябре 1969 г. был проведен групповой полет трех кораблей: «Союз-6» с космонавтами Г. С. Шониним, В. Н. Кубасовым, «Союз-7» с космонавтами А. В. Филипченко, В. Н. Волковым и В. В. Горбатко и «Союз-8» с космонавтами В. А. Шаталовым и А. С. Елисеевым. В этом полете проводилось широкое взаимное маневрирование с применением автоматических и бортовых средств, с использованием целеуказаний с Земли и визуальных наблюдений на борту. Выполнена широкая программа научных исследований и экспериментов. Впервые была проведена сварка металлов в условиях невесомости и космического вакуума на установке «Вулкан».

В июне 1970 г. космонавтами А. Г. Николаевым и В. И. Севастьяновым на корабле «Союз-9» был осуществлен восемнадцатисуточный орбитальный полет. Его целью являлось изучение работоспособности человека в условиях длительного воздействия невесомости и других факторов космического полета, а также изучение протекания реадaptационного периода. Необходимость такого полета диктовалась развертыванием фронта работ по созданию долговременных орбитальных станций.

Не только космические корабли «Союз», но и некоторые другие КА, совершавшие полеты уже после безвременной кончины С. П. Королева, были начаты разработкой при его жизни и под его руководством. Здесь прежде всего следует назвать АМС «Зонд», «Луна» и «Венера».

При полете автоматических станций «Зонд-5» и «Зонд-6», которые облетели Луну, были проверены два варианта возвращения спускаемых аппаратов после облета Луны на Землю со второй космической скоростью. Спускаемый аппарат станции «Зонд-5» тормозился в атмосфере Земли по баллистической траектории и достиг акватории Индийского океана в заданном районе, доставив результаты научных исследований и фотографии Земли и Луны, сделанные из космоса. Спускаемый аппарат станции «Зонд-6» впервые осуществил управляемый спуск на Землю после облета Луны и, используя аэродинамическое качество, пролетел более 9 тыс. км в атмосфере Земли. Осуществив два погружения в плотные слои атмосферы, он приземлился в расчетном районе на территории Советского Союза. Такой эксперимент в истории ракетно-космической техники был выполнен впервые. Управляемый спуск с использованием аэродинамического качества уменьшает перегрузки и нагрев аппарата при движении в атмосфере, что особенно важно для пилотируемых кораблей.

Ранее упоминалось, что «Луна-9» впервые в мире 3 февраля 1966 г. совершила мягкую посадку на Луну. Она передала на Землю изображение лунного ландшафта и произвела первые научные измерения на Луне. Работу по созданию автоматических лунных и межпланетных станций продолжил коллектив, руководимый Г. Н. Бабакиным.

Быстро развивались начатые еще при жизни С. П. Королева работы по использованию ракетно-космической техники для нужд народного хозяйства. Например, в 1968 г. были выведены на орбиту три спутника «Молния-1», расширилась сеть наземных приемных станций «Орбита». Программы Центрального телевидения стали доступны телезрителям отдаленных областей Сибири, Крайнего Севера, Дальнего Востока и Средней Азии, улучшилась телефонная

и телеграфная связь с этими районами. Коллектив, принявший у ОКБ С. П. Королева эту тематику, успешно создает все новые спутники связи. Широкое распространение получили метеорологические спутники типа «Метеор», разрабатываемые еще одним коллективом и выводимые на орбиты ракетой-носителем «Восток».

Творческим наследием С. П. Королева являются также его стиль работы и принципы организации работ при создании таких сложных систем, какими являются современные ракетно-космические комплексы.

По масштабам творческой деятельности и достигнутым результатам С. П. Королева следует отнести к плеяде ученых советской формации, для которых наряду с глубокой инженерной эрудицией характерны незаурядные организаторские способности, настойчивость в реализации решений. Среди главных конструкторов С. П. Королев в силу его авторитета широко эрудированного специалиста и талантливого организатора занимал особое место.

При формировании авторитета С. П. Королева большую роль играли его настойчивость в достижении цели, стремление доказать свою правоту и убедительность тех результатов, которых он при этом добивался. Именно эти качества, а не высокое служебное положение поднимали его над окружающими людьми и делали его мнение непререкаемым. Его выступления на заседаниях всегда отличались наступательным духом, он ставил вопросы как рачительный хозяин большого дела, которого все интересует и все заботит. Он никогда не ограничивался констатацией фактов, а использовал их, чтобы ставить новые задачи. Напористость С. П. Королева, умение мыслить масштабно, способность нацелить на главные компоненты вопроса вызывали большое уважение и никого не оставляли равнодушным — ни тех, кто работал под его руководством, ни тех, кто принимал решения в государственных масштабах. Эти качества рождали личный авторитет, потому что прямым их следствием были успехи в работе.

Способность заинтересовать, увлечь и, наконец, заставить — была одним из замечательных качеств Королева-организатора. Он придавал большое значение личной осведомленности во всех вопросах, возникавших в ходе разработки, изготовления и испытания ракетно-космических систем. Это было необходимо не только для того, чтобы своевременно принимать необходимые меры. Каждый сотрудник начинал по-настоящему ощущать важность выполняемой работы, если ее результатами интересовался Главный конструктор. Это делало работу каждого значительнее, осмысленнее и возвышало его в собственных глазах — условие, крайне необходимое в любом деле.

С. П. Королев использовал каждый повод, чтобы подчеркнуть необходимость интересоваться всем, что может повлиять на конечный результат в каждом, даже частном вопросе. Он великолепно чувствовал взаимосвязь между отдельными вопросами, и нельзя было в разговоре с ним пытаться делить вопросы на «свои» и «чужие». С. П. Королев требовал комплексного подхода к решению задач, не считаясь с формальными организационными и ведомственными границами. Требуя от работников конструкторского бюро смелости в решении технических вопросов, он очень внимательно следил, чтобы окончательные технические решения не выходили за определенные рамки, которые он устанавливал своими распоряжениями. Чтобы сделать распоряжения действенными и почувствовать внутреннюю убежденность в их правильности, С. П. Королеву нужны были обстановка доверия к его мнению и духовный контакт с подчиненными ему людьми. Поэтому он окружал себя сотрудниками, готовыми не только поддержать его точку зрения, но и высказать свое мнение, даже если оно расходилось с общим мнением или мнением Главного конструктора. Многообразие проблем, связанных с разработкой ракетно-космических систем, необходимость комплексного решения

вопросов и отсюда — широкая кооперация многих институтов и конструкторских бюро не позволяли С. П. Королеву ограничиваться организационными функциями и техническим руководством только в масштабах подчиненного ему предприятия.

По его инициативе был образован коллегиальный научно-технический орган — Совет главных конструкторов. Заслугой С. П. Королева является создание творческой обстановки для плодотворной работы этого Совета на основе коллегиальности в выработке решений. Созданию такой рабочей обстановки способствовали четкие организационные принципы работы Совета главных конструкторов в принятии решения при наличии разногласий, при рассмотрении конфликтных ситуаций между отдельными главными конструкторами или ведомствами, полное доверие и взаимная помощь. Заседания Совета проводились в организации, ответственной за решение вопроса, который требовал срочного рассмотрения. Право председательствовать на этих заседаниях, как правило, предоставлялось главному конструктору данной организации. Этим подчеркивалось доверие и к организации, и к ее главному конструктору. С. П. Королев, будучи ответственным за всю разработку в целом, всегда отмечал большую роль в достигнутых успехах каждого из участников разработки.

С. П. Королев считал единство действий главных конструкторов одним из самых важных условий для успешной работы над проектами, и его особая заслуга заключалась в умении находить технические решения, обеспечивающие это единство. Благодаря твердости характера и принципиальности, С. П. Королев умел добиваться выполнения коллективных решений и был нетерпимым к малейшим отступлениям от них. Кроме решения научно-технических проблем, Совет главных конструкторов осуществлял эффективную координацию работы министерств и ведомств, участвующих в разработке ракетных и космических систем.

С. П. Королев проявлял удивительную интуицию при подборе и сплочении творческого коллектива. Вся его жизнь — пример настойчивого и терпеливого подбора, воспитания и учебы коллективов высшей квалификации, технически смелых и самоотверженно преданных делу специалистов. При всей загруженности Сергей Павлович всегда находил время для личного общения со специалистами по служебным и неслужебным вопросам. Он в равной степени был внимателен ко всем, кто обращался к нему за помощью. В составе Особого конструкторского бюро, руководимого С. П. Королевым, зарождались новые коллективы, которые при его деятельной помощи получали новую тематику и являлись основой для создания многих организаций, ставших затем ведущими в соответствующих областях техники.

В качестве примера организации, творческое ядро которой зарождалось непосредственно в ОКБ С. П. Королева и на тематике, им развиваемой, можно назвать коллектив, впоследствии прославившийся выдающимися достижениями под руководством академика М. К. Янгеля, сформировавшего свое направление в развитии ракетно-космической техники.

К работе по космической тематике С. П. Королев привлекал и уже сложившиеся коллективы, занимавшиеся ранее смежными проблемами. Но в этих случаях он не ограничивался формальной передачей тематики, включая передачу всей технической документации. Сергей Павлович длительное время продолжал непосредственно работать с новым коллективом. При этом он направлял туда на временную или постоянную работу опытных специалистов из своего ОКБ и приглашал к себе на стажировку специалистов нового коллектива. Особое внимание С. П. Королев уделял передаче новым коллективам научного задела для работ будущего. Такой была работа С. П. Королева с коллективом Г. Н. Бабакина.

Создание советской школы ракетостроения — только часть вклада С. П. Королева в исследование и освоение космического пространства. Характеристика его творчества в этой области была бы неполной без анализа его разработок космической программы Советского Союза, формулирования с его участием проблематики фундаментальных исследований космоса и планомерного развития под его руководством ракетно-космических средств для осуществления беспрецедентной по масштабам и новизне в истории человечества научно-технической программы.

Революционные преобразования в нашей стране по строительству первого в мире бесклассового общества под руководством Коммунистической партии Советского Союза, пробуждение творческой активности широких народных масс явились фундаментом для формирования выдающихся ученых нового типа, к числу которых принадлежит С. П. Королев.

Личный авторитет С. П. Королева в коллективе был очень весом. В его основе были такие человеческие качества, как широкая техническая и общеполитическая эрудиция, умение слушать, отделять главное от второстепенного, требовательность, настойчивость в достижении цели, готовность прийти на помощь в любое время каждому независимо от служебного положения человека в коллективе.

Все эти качества ученого нового типа предопределили выдающееся место С. П. Королева в истории развития отечественной науки и техники. Многие главные конструкторы новой техники, ученые новых специализаций, рожденных в ходе освоения космического пространства, справедливо считают себя учениками академика С. П. Королева.

Родина высоко оценила деятельность С. П. Королева. Он был дважды удостоен звания Героя Социалистического Труда, ему была присуждена Ленинская премия. Академия наук СССР избрала С. П. Королева своим действительным членом, а затем членом Президиума Академии и присудила ему первую золотую медаль имени К. Э. Циолковского.

Урна с прахом С. П. Королева покоится в Кремлевской стене, и тысячи советских людей ежегодно воздают должное светлой памяти ученого, коммуниста и патриота.

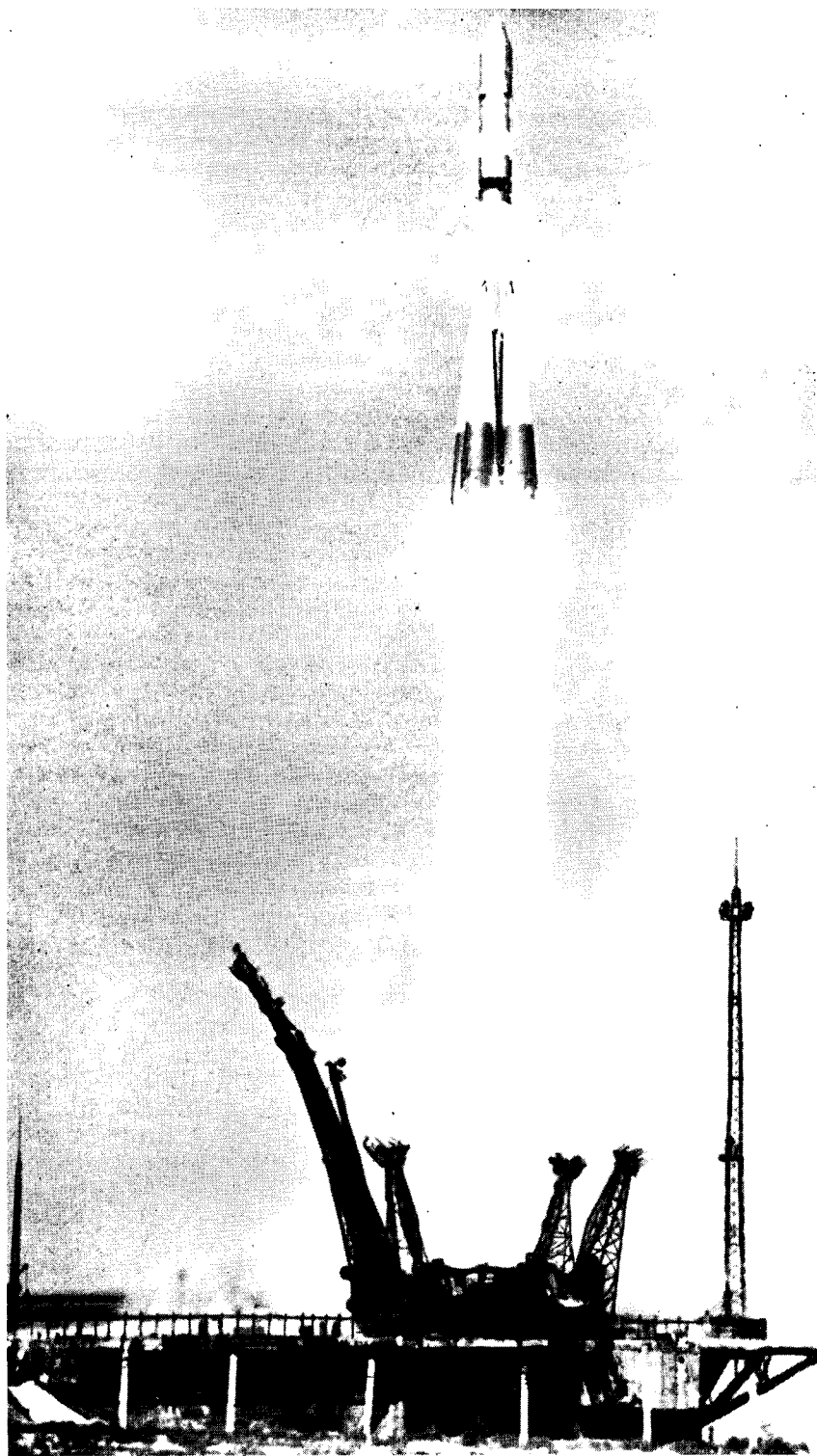
Академик В. П. МИШИН

Член-корреспондент АН СССР Б. В. РАУШЕНБАХ

**Избранные
труды
и
документы**

С. П. КОРОЛЕВА

1932–1966 гг.



Ракета-носитель «Союз»
с космическим кораблем «Восход»
в полете

Донесения летчика комиссии по испытанию самолета РП-1¹

[1932—1933 гг.]

Донесение № 1 от 22 февраля 1932 г.

22 февраля 1932 г. мною был испытан самолет РП-1 (он же БИЧ-11). Испытательные полеты были произведены без мотора (на планировании). Испытания проходили на аэродроме Московской школы летчиков на ст. Первомайской Октябрьской железной дороги. Старт машины осуществляется с помощью амортизатора. Сила ветра в 12 час 45 мин (начало испытаний) около 4—6 м/сек, направление на старт Г-2. В конце испытаний (16 час 15 мин) сила ветра около 1—3 м/сек, направление то же самое.

Первый пробег: на ровном месте на скорости (без отрыва от земли) показал хорошую управляемость машины при движении на земле. Хорошо реагирует на движение рулями поворотов и элеронами, позволяя легко выдерживать прямую. В отношении гродольной устойчивости — машина идет на нос.

Второй пробег: на ровном месте на скорости (с отрывом от земли на 0,5—1 м).

Первый полет: на ровном месте с отрывом от земли на 1—2 м показывает хорошую управляемость машины, но отрыв от земли тяжелый, так как машина имеет сильную тенденцию идти на нос. Поэтому по моему предложению был вынут из носа машины один из двух мешков с песком.

¹ Донесение летчика № 1 от 22 февраля 1932 г. является первым известным документом, написанным С. П. Королевым в связи с его участием в работах по ракетной технике. Разработка ракетоплана РП-1 была первой практической работой Группы изучения реактивного движения (ГИРД), организованной при Бюро воздушной техники Центрального совета Осоавиахима в 1931 г.

К этому времени С. П. Королев провел летные испытания бесхвостого планера Б. И. Черановского БИЧ-8 с треугольным крылом и предложил создать первый ракетоплан по такой же схеме. 5 октября 1931 г. он пригласил конструктора ЖРД Ф. А. Цандера на аэродром, где продемонстрировал ему полеты планера. 18 ноября 1931 г. Бюро воздушной техники заключило с Ф. А. Цандером договор на создание ЖРД ОР-2, а с Б. И. Черановским — на создание самолета БИЧ-11 под этот двигатель. Самолет БИЧ-11 с ЖРД ОР-2 и должен был стать первым советским ракетопланом РП-1. Руководителем работ по ракетоплану в целом и его летчиком-испытателем был назначен С. П. Королев.

Здесь впервые публикуются 5 из 11 хранящихся в Архиве АН СССР (р. 4, оп. 14, д. 102, л. 1—11) донесений летчика С. П. Королева о выполненных им 34 полетах на РП-1: 29 — на планировании без двигателя и 5 — с поршневым двигателем и толкающим винтом с попыткой имитации ракетной двигательной установки, поскольку ЖРД ОР-2 довести не удалось. После организации РНИИ работа по ракетоплану РП-1 в его план включена не была и осталась незавершенной.

Второй полет: на ровном месте, высота отрыва от земли до двух метров. Взлет после снятия одного из мешков с песком несколько облегчился, но после набора скорости на взлете приходится ручку довольно сильно выбирать на себя, за нейтральное положение (машина «висит на ручке»).

Третий полет (с половины горы Г-2). Полет по прямой. Высота около 10 м, дальность до 500 м. Управляемость и устойчивость машины хорошие, но взлет продолжает быть затруднительным. В нейтральном положении в полете ручка находится в положении

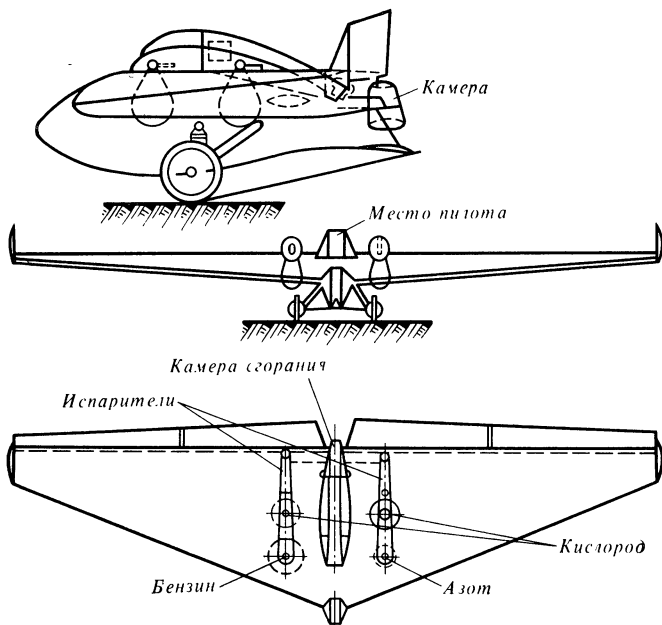


Схема ракетоплана РП-1

довольно сильно «на себя». Поэтому по моему предложению был вынут и второй мешок с песком из носа машины, таким образом, больше балласта в машине не было.

4, 5 и 6-й полеты: с $\frac{3}{4}$ склона Г-2 показали хороший отрыв самолета от земли. В полете, как и ранее, машина отлично слушалась всех рулей. В полете по прямой допускает бросание ручки и педалей от момента установившегося полета (после взлета) вплоть до захода на посадку.

7-й полет: с $\frac{3}{4}$ со склона Г-2 на развороты. Выполнены два разворота: первый 45° влево, второй — выход против ветра. Самолет легко входит и выходит из разворота, на котором заметно не теряется высоты (больше, чем полагается при планировании).

8-й полет: по прямой с верхнего старта Г-2. Можно отметить еще раз прекрасную устойчивость машины. Посадка вполне доработанная, очень мягкая. Выбирать из угла при посадке следует несколько выше над землей, чем у обычных планеров. Дальность полета около 800 м, высота до 40 м.

9-й полет: с верхнего старта Г-2 с разворота на 45° влево и затем с выходом против ветра.

Донесение № 4 от 8 июня 1932 г.

Сего 8 июня мною был испытан в воздухе опытный самолет РП-1 № 1 (БИЧ-11) с мотором АВС 24 НР.

Старт: северо-восточный, на верхнем старте Московской школы летчиков-планеристов (Блок-пост 133 Октябрьской железной дороги). Ветра нет. Временами появляется, но силой не более 1—0,5 м/сек.

Старт осуществляется с помощью амортизатора, мотор работает. Первая проба. Мотор на полном газу, самолет самостоятельно с места не двигается, даже будучи подталкиваем сзади. Это можно объяснить большим трением лыжи о довольно топкую почву стартовой площадки.

Вторая проба. Без мотора на амортизаторе для проверки центровки. При этом предварительно в нос было положено 35 кг песка. Машина на одном амортизаторе не оторвалась от земли, но каких-либо нежелательных тенденций у нее не замечено.

Третья проба. Старт на одном амортизаторе, мотор работает в момент пуска на полном газу.

Задание — взлет по прямой, полет по прямой в пределах площадки аэродрома и посадка (без разворотов). Однако в момент, когда самолет только сдвинулся с места, мотор начал сдавать (перебой и вообще работа не на полных оборотах). Скорость, полученная от амортизатора, как указывалось выше, — недостаточна.

Кроме того, самолет попал на кочку, это изменило направление его разбега (самолет начал двигаться на левую группу стартовой команды). Поэтому мною был выключен мотор, и машина остановилась. Отрыв от земли мною ощущался, но был, видимо, всего лишь несколько сантиметров (было облегчение веса машины).

Четвертая проба. Задание то же. Мотор на полном газу в момент начала старта. Запуск на 2-х амортизаторах силой стартовой команды в 20 чел. Отрыв от земли очень легкий. Легкий и быстрый набор высоты. Но в момент, когда самолет тронулся с места, мотор заглох, затем все время работал с перебоями, не давая полной мощности в те моменты, когда он забирал. Все мои попытки наладить его работу секторами были безуспешны.

Высота полета не более 5 м. Дальность 500—600 м, после чего была произведена посадка неподалеку от препятствий.

В моменты, когда мотор сдавал, самолет имел довольно сильную тенденцию идти на хвост, а когда мотор забирал — идти на нос. В подобных условиях полета посадка весьма затруднительна, так как машина раскачивается мотором и, кроме того, имеет большую посадочную скорость вследствие увеличения веса самолета за счет веса мотора и добавленного груза (до 100 кг), а также вследствие того, что самолет подходит к самой земле с работающим мотором, дающим моментами изрядную тягу. На малых оборотах мотор трясет всю машину. Особенно сильно вибрирует пирамида, на которой он установлен. Счетчик оборотов показывает свыше 2000 об/мин — примерно 2100 об/мин.

Сектор управления опережением зажигания в наиболее верном своем положении при полном газе не доходит до отказа. Это может повести к отказу мотора, если незаметно для себя его продвинуть дальше, чем следует.

Необходимо его сделать по стандарту (ход, как и у газового сектора, «от» и «до» — до упора). Бензиновый запорный кран в кабине летчика немного подтекает. Крышка кабины закрывается с трудом и тем самым затрудняет пользование ею. При посадке с резко опущенным хвостом сломан средний костыль.

Пятая проба. Задание то же, с условием, что если мотор не сдает, то сделать круг.

Как только самолет сдвинулся с места, мотор начал давать сильные перебои. Временами забирал, а затем резко отказывал. Высота полета 5—8 м.

Дальность 500—600 м. Посадка у препятствий. Впечатления от полета те же, что и при предыдущей пробе. Высоту машина берет охотно, и остановка только за мотором. Условия полета с подобным мотором считаю весьма трудными. Место для посадки самолета плохое, что еще более увеличивает ее трудность.

Считаю необходимым произвести испытания в следующий полетный день, как только будет проверена еще раз работа мотора на земле (следует машину покачать и т. д.), а также исправлены другие указанные мною дефекты.

Донесение № 8 от 3 сентября 1932 г.

Мною были продолжены полетные испытания планера РП-1 № 2 после произведенных на нем изменений в установке рулей высоты и элеронов. Аэродром Московской школы летчиков — ст. Первомайская Октябрьской железной дороги.

Первый взлет. Старт № 1. Порывистый ветер 3—4 м/сек. Порывы до 8 м/сек. Взлет с самого низу, без балласта в носу. Центровка 54% большой хорды. Машина резко взмывает до высоты 6—8 м. Данной до отказа ручки «от себя» еле хватает, чтобы не довести самолет до потери скорости. Машина плохо реагирует в поперечном направлении вследствие большого (до 50 мм свободного хода конца) люфта в ручке. Необходим балласт.

Второй взлет. В носу балласта нет. Впечатления те же, что и от первого полета.

Третий взлет. В носу балласта 4 кг. Машина имеет небольшую тенденцию задираться. В поперечном направлении плохо устойчива.

Четвертый взлет. С половины горы № 1. В носу балласта 8 кг. Центровка 50% большой хорды. Машина обладает вполне удовлетворительной продольной устойчивостью.

Пятый взлет. Центровка 50% большой хорды. Взлет с верхнего старта № 1. Полет с разворотами на 45°. Посадка против ветра. Высота полета 40 м. Дальность 700—1000 м.

В полете все нормально. Мешает люфт в элеронном управлении, из-за которого приходится делать резкие движения ручкой. Делать развороты рискованно.

Общее заключение. Самолет РП-1 № 2 без мотора обладает всеми видами устойчивости и маневренности.

По качеству, видимо, несколько выше РП-1 № 1. Полет оставляет очень благоприятное впечатление. Как и все бесхвостые машины, РП-1 № 2 очень строг в продольном отношении. Чутко реагирует на порывы ветра, что сразу становится заметно по давлению на

ручке. Отрывается и набирает высоту легко. На посадке — строг и требует внимательного выдерживания до потери скорости. Выравнивать надо на 1 м и более от земли. Разворачивается легко. Тенденции к самовольным заворотам не имеет. На разворотах идет устойчиво с данной скоростью. Люфт в элеронах обязательно убрать.

Донесение № 10 от 26 июля 1933 г.

Сего числа мною был испытан самолет 16 (РП-1) без мотора на аэродроме Трикотажная.

Ветер 1—2 м/сек. Старт самый нижний. Сделано два пробега без отрыва от земли. Третий пробег был сделан с небольшого (3 м) склона. Машина пошла резко на нос, несмотря на большую скорость, и от земли оторвалась лишь на метр, после чего снова села. Причина — неверная установка задней кромки крыла (рулей высоты и элеронов), вследствие чего их не хватило, чтобы машину оторвать. Продавлено сиденье и спинка. Рули перерегулировать, дав им угол с крылом в направлении полета (угол направлен вверх).

Донесение № 11 от 27 августа 1933 г.

Вес машины 213 кг (пустой).

Центровка 51,7% большой хорды.

Задание: балансировочные полеты.

Ветер 1—2 м/сек.

Старт: на верхней площадке аэродрома ст. Трикотажная.

Всего сделано одна пробежка и три взлета по прямой. Высота полета до 3 м. Дальность 300 м. Взлет нормальный на 2-х амортизаторах. Наблюдается очень незначительная тенденция машины идти на нос. Самопуск не работал. Необходимо исправить.

Заключение: допустить машину к полетам со среднего старта по прямой и на развороты.

О принципах пропаганды реактивного движения¹

[1932 г.]

Многоуважаемый Яков Исидорович!

Простите, что так долго молчал, но дела меня так одолели, что нет ни минуты свободной.

Вашу книжку² получил вскоре после своего приезда из Ленинграда³ и с большим интересом прочитал ее — большое Вам спасибо за подарок.

К сожалению, здесь больше нигде нет ее в продаже, а я не успел захватить с собой для библиотеки.

Несмотря на большую нагрузку по линии разных экспериментальных работ, все мы очень озабочены развитием нашей массовой работы. Ведь несомненно, что базироваться только на военную современную засекреченную сторону дела было бы совершенно неверно. В этом отношении хорошим примером нам может послужить развитие нашего гражданского воздушного флота. Ведь прошло только 1,5—2 года, а как далеко и широко развернулось дело, как прочно сложилось общественное мнение! Поэтому нам надо не зевать, а всю громадную инициативу мест так принять и поправить, чтобы создать определенное положительное общественное мнение вокруг проблемы реактивного дела, стратосферных полетов, а в будущем и межпланетных путешествий. Нужна, и конечно в первую голову, и литература. А ее нет, исключая 2—3 книжек, до и то не всюду имеющих.

Мы думаем, что вполне своевременно будет издавать целую серию (10—15 шт.) небольших популярных книжечек по Р. Д.⁴, причем в каждой книге осветить какой-либо один вопрос, например: «Что такое Р.Дв.», «Топливо для Р.Д.», «Применение Р.Дв.» и т. д., но популярных и в то же время технических книг, в даль-

¹ Письмо, хранящееся в Архиве АН СССР (ф. 296, оп. 3, д. 36, л. 271), свидетельствует о большом внимании, которое С. П. Королев, назначенный с июля 1932 г. начальником ГИРД, уделял наряду с исследовательской и конструкторской работой пропаганде знаний по ракетной технике и организации гидровского общественного движения. Я. И. Перельман (1882—1942 гг.) — советский писатель, автор популярных книг по физике и математике, пропагандист идей К. Э. Циолковского по космонавтике с 1913 г., один из организаторов и руководителей Ленинградской ГИРД.

² Имеется в виду седьмое издание книги «Межпланетные путешествия».

³ С. П. Королев ездил в Ленинград в мае 1932 г. как представитель ЦАГИ для участия в экспериментах по ракетному разгону самолета ТБ-1, проводившихся ГДЛ.

⁴ Р. Д., Р. Дв. — реактивное движение, или ракетное движение, или ракетные двигатели.

нейшем могущих быть замененными серией более специальной литературы.

Вообще, у нас слишком много написано всяких сложных и несложных вещей и расчетов о том, как будет межпланетный корабль приближаться к Луне и что с ним будет происходить в пути и т. д., а вот для кружковца-гирдовца, жаждущего поучиться, поработать,— для него материала абсолютно нет. В письме приходится писать очень сжато, но я думаю, что Вы поняли мою мысль. Мне очень хотелось бы знать Ваше мнение по этому вопросу и ту конкретную форму, в какой Вы себе представляете такого типа литературу. На кого она должна быть рассчитана главным образом, темы, размеры и пр. Может быть, и Вы согласились бы принять участие в этой работе и написать кое-что?

Вы знаете, наверное, что предложено праздновать юбилей Циолковского⁵. Когда это будет точно, я не знаю, но пока что находятся люди, которые прямо-таки заявляют, что празднование этого юбилея нецелесообразно, что, мол, оно поставит в несерьезное положение всех работников Р. Д. и т. п., что празднования не следует делать и т. д. К сожалению, все это говорится людьми, имеющими достаточно большой вес, чтобы с ними не считаться.

Мнение ГИРД в этом деле будет решающим, и поэтому мне очень хотелось бы знать мнение ЛенГИРД и, в частности, Ваше, многоуважаемый Яков Исидорович.

Очень давно не имею никаких вестей от ЛенГИРД, как идут дела по проектированию?⁶ Был ли проведен пленум ЛенГИРД, он, кажется, был назначен на 22 июля? Мы здесь пленумов не созываем, так как каждое заседание ГИРД так многочисленно, что само по себе является пленумом.

Сейчас ставят вопрос о созыве Всесоюзного съезда по Р. Д., но я еще очень неясно представляю себе вопросы и задачи, стоящие перед таким съездом. Не преждевременно ли?

Всего наилучшего.
Искренне уважающий Вас
С. Королев.

⁵ Празднование 75-летнего юбилея К. Э. Циолковского, в организации которого ГИРД приняла самое активное участие, состоялось в Москве 17 октября 1932 г.

⁶ В это время ЛенГИРД вела проектирование нескольких ракет конструкции В. В. Разумова с РДТГ и ЖРД.

Акт о полете ракеты ГИРД Р-1

(объект 09) 17 августа 1933 г.¹

Мы, нижеподписавшиеся: комиссия завода ГИРД по выпуску в воздух опытного экземпляра объекта 09 в составе начальника ГИРД старшего инженера Королева, старшего инженера бригады № 2 Ефремова, начальника бригады № 1 старшего инженера Корнеева, бригадира-слесаря производственной бригады Матысика сего 17 августа, осмотрев объект и приспособление к нему, постановили выпустить его в воздух.

Старт состоялся на станции № 17 инженерного полигона Нахабино 12 августа в 19 час 00 мин.

Вес объекта примерно 18 кг.

Вес топлива: твердый бензин 1 кг,
кислород 3,45 кг.

Давление в кислородном баке 13,5 атм.

Продолжительность взлета от момента запуска до момента падения 18 сек.

Высота вертикального подъема на глаз 400 м.

Взлет произошел медленно, на максимальной высоте ракета пошла по горизонтали и затем по отлогой траектории попала в соседний лес. Во все время полета происходила работа двигателя. При падении на землю была смята оболочка, сломан соединительный кран. Перемена вертикального взлета на горизонтальный и затем поворот к земле произошел вследствие пробивания газов (прогар) у фланца, вследствие чего появилось боковое усилие, которое завалило ракету.

Начальник ГИРД С. Королев.

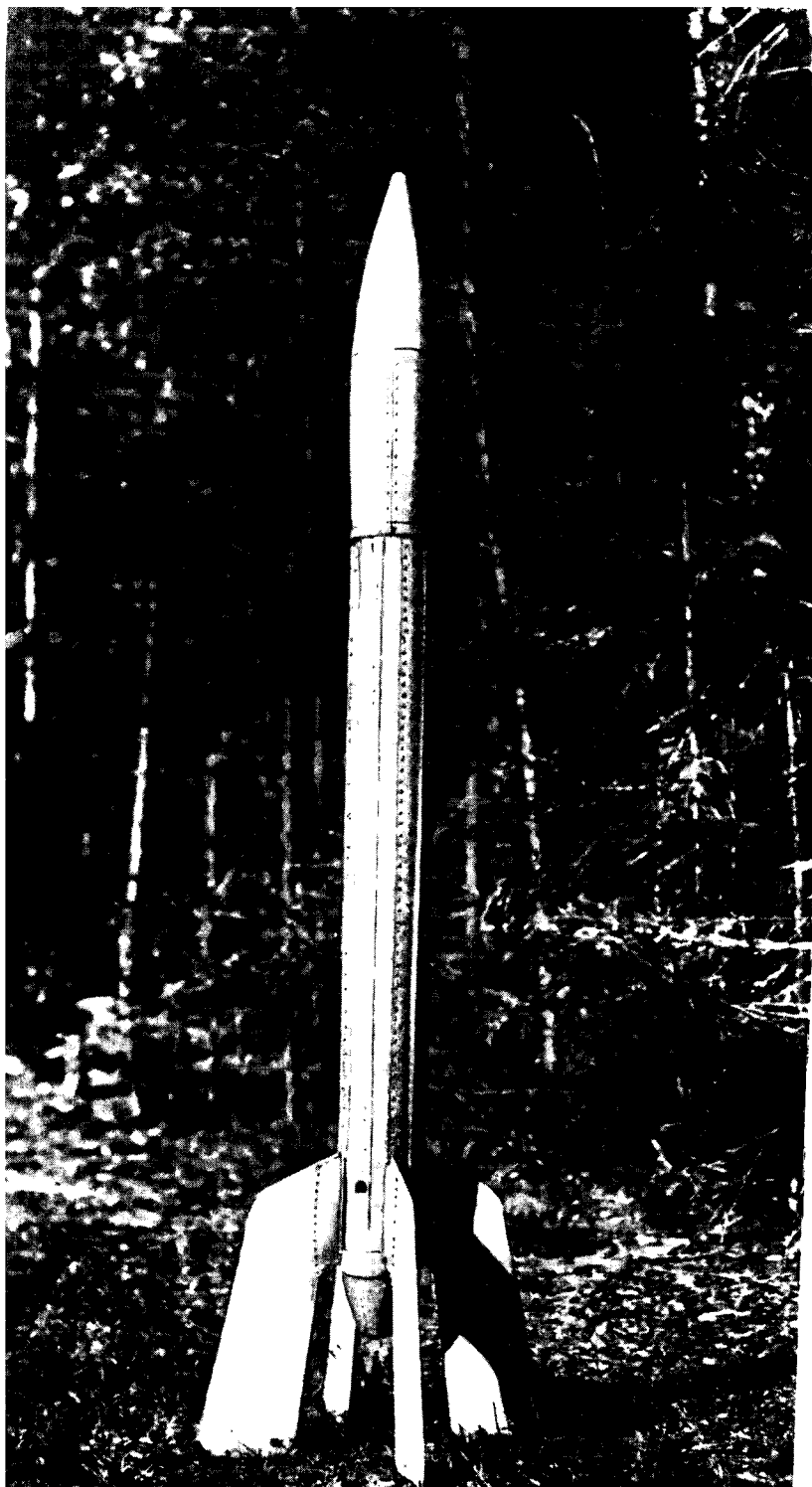
Старший инженер бригады № 2 Н. Ефремов.

Начальник бригады № 1 старший инженер Л. Корнеев.

Бригадир производственной бригады Матысик.

Составлен в 1 экземпляре и подписан на ст. Нахабино 17 августа 1933 г. в 20 час 10 мин.

¹ Акт о полете первой советской жидкостной ракеты продиктован С. П. Королевым Н. И. Ефремову сразу же после испытания. Хранится в Архиве АН СССР (р. 4, оп. 14, д. 50, л. 79—79 об.). Ракета Р-1 (09) была разработана второй бригадой ГИРД по проекту ее начальника М. К. Тихонова.



Ракета ГИРД-09 (Р-1)

К пуску ракеты 09¹

[1933 г.]

Первая советская ракета на жидком топливе² пущена. День 17 августа несомненно является знаменательным днем в жизни ГИРД и, начиная с этого момента, советские ракеты должны летать над Союзом Республик³.

Коллектив ГИРД должен приложить все усилия для того, чтобы еще в этом году были достигнуты расчетные данные ракеты⁴ и она была бы сдана на эксплуатацию в Рабоче-Крестьянскую Красную Армию.

В частности, особое внимание надо обратить на качество работы на полигоне, где, как правило, всегда получается большое количество неувязок, доделок и прочее.

Необходимо также возможно скорее освоить и выпустить в воздух другие типы ракет⁵ для того, чтобы всесторонне изучить и в достаточной степени овладеть техникой реактивного дела.

Советские ракеты должны победить пространство!

¹ Заметка С. П. Королева из стенгазеты ГИРД «Ракета» № 8, выпущенной 22 августа 1933 г. Заметка была помещена после текста официального поздравления Управления военных изобретений Технического штаба Начальника вооружений РККА и президиума ячейки ВКП(б) Управления вооружений РККА инженерно-техническому составу и рабочим ГИРД «с первыми практическими результатами в деле овладения техникой реактивного движения».

² По современной терминологии ракету 09 следует отнести к ракетам на гибридном, а не на жидком топливе, поскольку ее горючее (сгущенный бензин) располагалось в камере сгорания.

³ Действительно, с 17 августа 1933 г. жидкостные ракеты постоянно запускаются в СССР и количество их полетов ежегодно возрастает. Таким образом, эта дата является днем рождения советского ракетостроения как принципиально нового вида техники.

⁴ В связи с большой сложностью и полной неисследованностью в те годы жидкостной ракетной техники достигнуть расчетной высоты полета 5 км с помощью ракеты 09 не удалось.

⁵ Уже в сентябре 1933 г. в ГИРД были проведены летные испытания снарядов 08 с ПВРД, 6 ноября была запущена ракета 13 (модифицированная ракета 09), а 25 ноября — ракета ГИРД-Х с кислородно-спиртовым ЖРД. Другие ракеты, разработанные ГИРД, были доведены до летных испытаний в РНИИ: в 1934 г. — ракета 06, в 1935 г. — 07 и в 1936 г. — 05, но с заменой азотнокислотного ЖРД ОРМ-50 на кислородный ЖРД 12/К. В 1934 г. ракета 13 несколько раз достигала высоты 1,5 км.

Путь к ракетоплану¹

[1933 г.]

Реактивные двигатели, или двигатели, получающие тягу при истечении горячих газов, несомненно должны в будущем найти применение для развития суперавиации². Перед аппаратами, снабженными такими двигателями, открываются чрезвычайно широкие перспективы.

Реактивные летательные аппараты могут развить скорость полета до 3600 км в час. Для них будут достижимы и громадные высоты. Само собой разумеется, что практическое разрешение такой громаднейшей проблемы требует многолетней и упорной работы. Не сразу возможно разрешить проблему заманчивого полета на колоссальной высоте с громадными скоростями. За границей, в частности в Германии и Америке, усиленно занимаются изучением техники реактивного движения. Но, как водится, в капиталистических странах всякое вновь появляющееся техническое открытие используется в первую очередь и преимущественно для военных целей.

Профессор Оберт (Германия) и профессор Годдард (Америка), добившись некоторых результатов³ с небольшими экспериментальными ракетами, были приняты в качестве полковников соответствующих армий, и их работы сугубо засекречены.

Наибольшего успеха добился Оберт, ракета которого поднималась на несколько километров. В последнее время в прессу проникли сведения о том, что в Германии якобы сооружается ракета таких размеров, что в ней сможет полететь человек. Предполагается, что ракета поднимется до 2 км, а отсюда пилот выбросится с парашютом, так как способов спуска для ракеты на Землю достаточно надежных еще нет.

В СССР реактивным движением занимается Осоавиахим. Но в СССР последние достижения техники помимо целей обороны широко используются для нужд социалистического хозяйства.

Центральная группа реактивных двигателей Осоавиахима

¹ Статья опубликована газетой «Вечерняя Москва» от 25 августа 1933 г. Подпись: «И. К. Королев». По-видимому, она была написана ко Дню Воздушного Флота СССР 18 августа.

² Термин «суперавиация» использовался в 30-е годы для обозначения высотной авиации, предназначавшейся для полетов в стратосфере, и был вытеснен термином «реактивная авиация».

³ Сведения о работах Г. Оберта и Р. Годдарда были почерпнуты из западной прессы и не отличались полной достоверностью.

(ЦГИРД)⁴ работает над освоением сложной, совершенно неизученной техники реактивного дела. Производится ряд научных исследований. Разрабатываются модели ракет с небольшой высотой подъема, могущих служить для метеорологических целей, для градорассеивания, воздушной съемки и, наконец, для переброски небольшого груза с большой скоростью.

Ракета — сигарообразное обтекаемое тело, оболочка которого сделана из тонкого дюралюминия или электрона. В хвостовой части ее находится оперение, придающее ракете устойчивость в полете. Там же расположен реактивный двигатель, сообщающий ракете движение (тягу). В средней части ракеты находится горючее. Спереди — место для полезного груза или для приборов и парашюта, на котором ракета спускается с высоты на Землю. Все управление — автоматическое. Выпуск ракеты производится из специального пускового станка.

В ближайшем будущем Московская и Ленинградская ГИРД рассчитывают поставить ряд опытных полетов таких ракет, которые смогут наблюдать москвичи и ленинградцы.

От ракет опытных, ракет грузовых к ракетным кораблям — ракетопланам — таков наш путь.

⁴ Вместо официального названия МосГИРД или «Группа изучения реактивного движения при ЦС Осоавиахима» в документах и публикациях того времени широко употреблялись его различные сокращения и видоизменения: ГИРД, ЦГИРД, Группа изучения реактивных двигателей, Группа реактивных двигателей, завод ГИРД и т. п., хотя речь шла об одной и той же организации.

О положении экспериментальных работ по реактивной технике¹

[1933 г.]

Группа реактивных двигателей ГИРД работает над созданием совершенно новых по своей идее типов двигателей и снарядов, основанных на принципе реакции струи вытекающих газов. Построен и испытан ряд реактивных двигателей на жидком топливе². В результате работы ГИРД за 1933 г. была разработана и построена принципиально новая ракета-снаряд (конструкции Тихонравова)³, которая была подробно изучена в работе на привязи на балансирном станке.

17 августа с. г. в 19 час первая советская ракета на жидком горючем успешно совершила свой первый полет. Этим самым практически проверены принцип устройства, схема и формы этой ракеты-снаряда. Главной задачей дальнейшего является наиболее быстрое получение расчетных дальностей и высот полета ракеты и сдача ее на вооружение и для мирных целей⁴. Для этой ракеты, как для первого шага в этой области, были выбраны скромные данные: высота вертикального полета до 6 тыс. м, вес ракеты 18 кг, из них 6 кг полезной нагрузки, скорость полета до 250 м/сек. От первого шага, доказавшего правильность выбранной схемы, можно перейти к дальнейшему усовершенствованию и получению летающих ракет больших калибров со скоростями полета 800—1000 м/сек и дальности полета в несколько сотен — тысяч километров⁵.

Для этого нужно без промедления как можно шире поставить дальнейшие опыты с летающими ракетами. Надо выстроить серию хотя бы в 6 ракет и сделать за сентябрь—октябрь этого года не

¹ Документ написан С. П. Королевым в виде докладной записки заместителю председателя ЦС Осоавиахима Боярскому. В конце документа подпись: «22.VIII.1933 г. Начальник ГИРД инж. Королев» (ЦГАОР, ф. 8355, оп. 1, л. 374, л. 143).

² Имелись в виду гибридный РД 09 и ЖРД-02, 07 и 10.

³ Имеется в виду ракета ГИРД Р-1 (09) на жидком кислороде и сгущенном бензине, разработанная по техническому заданию Управления военных изобретений Технического штаба Начальника вооружений РККА, по которому ее эффективность должна была сравниваться с эффективностью 122-мм артиллерийского снаряда.

⁴ Обращает на себя внимание высказанная еще в то время мысль С. П. Королева о необходимости использования ракет и для мирных целей, несмотря на то что ракета создавалась по ТЗ военного ведомства в рамках оборонной организации.

⁵ Достигнуть дальности 1000 км в ГИРД считалось наиболее реальным с помощью крылатых ракет с ПВРД.

одну сотню полетов. Если это будет так, то, несмотря на то что летавшая 17 августа ракета является очень несовершенной, только первым опытом в этой области, можно будет к концу 1933 г. иметь уже доработанный в известной мере образец, который может быть пущен для эксплуатации. Кроме того, широкая постановка опытов даст возможность пойти по пути повышения данных (в частности, увеличения дальности).

Необходимо:

1. Ускорить разрешение вопроса с организацией Реактивного института ⁶.
2. Немедленно отпустить ГИРД необходимые средства на постановку научно-исследовательской работы и, в частности, на постройку первой опытной серии ракет и испытание их (на это нужно до 30 000 руб.) ⁷. Работы вести, учитывая и мирное применение ракет.

⁶ Полет первой ракеты ускорил принятие решения о создании РНИИ.

⁷ Серия из шести модифицированных ракет 09, получивших обозначение 13, была изготовлена и испытана в РНИИ с ноября 1933 г. по май 1934 г., при этом была достигнута высота 1500 м.

Полет реактивных аппаратов в стратосфере ¹

[1934 г.]

В работах конференции освещен широкий круг вопросов, касающихся изучения высших слоев атмосферы. И действительно, как говорит одно мудрое изречение: «Для того чтобы победить врага, его нужно раньше как следует изучить».

Но мне также очень понятно и близко высказанное в приветствии нашей конференции, в день ее открытия, пожелание Ивана Ульяновича Павлова ² о том, «чтобы из всей огромной цепи вопросов, предстоящих разрешению, поскорее вытащить такое звено, чтобы в наикратчайший срок летать в стратосфере».

С этой стороны реактивные летательные аппараты, о которых я имею честь докладывать конференции, зачастую пользуются незаслуженной репутацией. Иногда принято в необычайно оптимистических тонах обсуждать возможности полета человека в ракете или самолете, снабженном реактивным двигателем, на громадных высотах, с огромными скоростями.

К сожалению, наша литература, и при этом не только популярная, но и специальная, техническая, как уже указывал предыдущий докладчик ³, сплошь и рядом изобилует сенсационными сообщениями о возможности таких перелетов, как, например, «Москва — Ленинград в 3½ минуты» или «Перелет реактивного самолета-амфибии через Атлантику в 1½ часа со скоростью 4500 км в час» и т. д. (см. журнал «Самолет» № 3, стр. 43, за 1932 год) ⁴.

Не будем останавливаться на принципиальной возможности и осуществимости таких идей, укажем только на то, что вообще, в большинстве случаев, когда применение авиационных моторов

¹ Доклад, прочитанный С. П. Королевым 5 апреля 1934 г. на Всесоюзной конференции по изучению стратосферы, проведенной Академией наук СССР. На конференцию С. П. Королев был командирован как специалист и консультант по вопросам реактивного полета Управления военных изобретений Технического штаба Начальника вооружений РККА. Впервые опубликован с незначительными сокращениями в Трудах Всесоюзной конференции по изучению стратосферы (М.—Л., 1935, с. 849—855). Здесь публикуется полностью по копии текста, представленного С. П. Королевым в Управление военных изобретений вместе с его отчетом о работе конференции (Архив АН СССР, р. 4, оп. 14, д. 240, л. 16—30).

² И. У. Павлов (1893—1936 гг.) — известный советский летчик, герой гражданской войны, главный инспектор ВВС.

³ Имеется в виду М. К. Тихонравов, выступивший с докладом «Применение ракетных летательных аппаратов для исследования стратосферы».

⁴ Имеется в виду статья профессора Н. А. Рыпина «Новости реактивного полета».

для полетов в высших слоях атмосферы встречает некоторые затруднения или даже становится невозможным, взоры многих с несколько излишней легкостью обращаются к ракете.

Пусть не истолкуют этих моих слов в том смысле, что я противник ракет: отнюдь нет! Я глубоко уверен, что очень многое в будущем принадлежит именно реактивным летательным аппаратам, но в настоящее время в представление о них крайне необходимо внести некоторую ясность. И пусть не гневается на меня профессор Н. А. Рынин, но впредь в его докладах о реактивных аппаратах хотелось бы видеть материал, преподанный с известной технической критикой⁵.

Чем объясняется или чем приуготовливается благодатная почва для широкого применения реактивных аппаратов при полетах в разреженных слоях стратосферы? Хотя эти определения и общеизвестны, но в целях большей последовательности изложения приведем их еще раз. С увеличением высоты полета мощность авиационного мотора начинает уменьшаться, так как значительно уменьшается плотность засасываемого воздуха. В этом именно и заключается невозможность полета на больших высотах аппарата, снабженного обычной винтомоторной группой. Именно это требует устройства специальных приспособлений или особых винтомоторных установок (о чем здесь несколько ранее уже говорилось другими докладчиками), которые имели бы или сохраняли бы нужную мощность до заданной большой высоты полета. Несомненно, однако, что сама природа полета в стратосфере, на высоте нескольких десятков, а возможно, что в весьма недалеком будущем, ста и более километров и, очевидно, с очень большими скоростями ставит под сомнение вообще возможность применения для этой цели, пусть даже специальной, высотной винтомоторной группы.

Потолок последней, очевидно, будет много ниже.

Поэтому летательный аппарат, движущийся на высоте исключительно с помощью реактивного двигателя, и представляется наиболее приспособленным для полетов в высших, разреженных слоях атмосферы, и именно вследствие того, что он, как известно, содержит в самом себе, а не в окружающей среде, необходимую движущую силу.

В последующем изложении мною будет освещен ряд отдельных вопросов в связи с полетом реактивных аппаратов в стратосфере, причем, особо подчеркиваем, именно полетов, а не подъемов, т. е. движения по какому-то маршруту для покрытия заданного расстояния⁶. Вопросы эти являются для ракетчиков большими вопросами, своего рода слабыми местами в нашей работе, и изложение их покажет конференции не фантастические, а реальные задачи сегодняшнего дня, стоящие на разрешении.

⁵ Н. А. Рынин выступил на конференции с обзорным докладом «Методы освоения стратосферы», в котором без какого-либо технического анализа перечислил множество проектов технических средств, когда-либо предлагавшихся для достижения стратосферы (Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы. М.—Л., 1935, с. 621—686).

⁶ В отличие от популяризаторов ракетной техники, которые преподносили читателям только ее поразительные перспективы, С. П. Королев в данном докладе, как и в своей практической деятельности, сосредоточивал внимание на тех трудностях, которые необходимо было преодолеть, чтобы ракетные полеты «для покрытия заданного расстояния» стали реальностью.

Необходимо также оговориться, что из-за недостатка времени, а кроме того по ряду других причин, доклад мой будет в значительной мере носить конспективный характер.

Переходим к рассмотрению классификации существующих реактивных систем. В предыдущем докладе Михаил Клавдиевич Тихонравов остановился на истории развития [ракетных летательных аппаратов] и основных определениях, поэтому классификацию даем в простейшем виде, разделив реактивные аппараты на группы в зависимости от рода топлива, на котором работают установленные на них двигатели. Исходя из этого получаются три группы.

Первая группа — аппараты, снабженные реактивными двигателями на твердом топливе. В данном случае в качестве топлив могут применяться различные твердые термитные и пороховые составы. Работы с такого рода двигателями получили значительное распространение в Германии, где можно назвать имена Тилинга, Опеля, Оберта и др.

Вторая группа — эта аппараты, снабженные реактивными двигателями на жидком топливе. Работы в этом направлении в настоящее время ведутся, можно сказать без преувеличения, почти во всех странах мира⁷. Здесь можно назвать имена таких исследователей, как Оберт (Германия), Годдард (Америка), а также наших соотечественников — Константина Эдуардовича Циолковского и недавно умершего инженера Фридриха Артуровича Цандера.

Третья группа — аппараты, снабженные так называемыми воздушными реактивными двигателями. Эти двигатели являются по существу [реактивными] двигателями на жидком топливе, но только с той разницей, что при их работе необходим для сгорания кислород берется из окружающего воздуха. Работу таких двигателей исследовали Лорен (Франция), профессор Б. С. Стечкин (СССР) и итальянский ученый генерал Крокко⁸.

Переходим к анализу некоторых характерных особенностей вышеуказанных систем, исходя из поставленной нами задачи.

Одной из отличительных черт аппаратов первой группы, т. е. снабженных реактивными двигателями на твердом топливе, является чрезвычайная кратковременность их действия.

В результате этого получается быстрое нарастание скорости, и ускорение достигает весьма значительных величин со всеми вытекающими отсюда последствиями для экипажа и конструкции аппарата. Вообще говоря, работа реактивного двигателя на твердом топливе представляет не что иное, как реактивный выстрел⁹. Попытки комбинировать такие двигатели в виде многозарядных батарей или устройство перезаряжающих приспособлений натолкнулись на большую конструктивную сложность, громоздкость и весьма значительный вес таких установок. Надо также отметить,

⁷ Фактически такие работы велись только в СССР, Германии, США, Франции и Италии, не считая отдельных безуспешных попыток начала таких работ в других странах. Жидкостные ракеты в период до 1945 г. удалось запустить только в Советском Союзе, Германии и США.

⁸ С. П. Королев не упоминает здесь об успешных экспериментальных стендовых и летных исследованиях ПВРД, проведенных в ГИРД в 1933 г.

⁹ Это было справедливо для пороховых двигателей того времени. В настоящее время созданы ракетные двигатели на твердом топливе, по своим характеристикам соизмеримые с ЖРД.

что, помимо сказанного, работа с реактивными двигателями на твердом топливе является в достаточной мере опасной. Как пример можно привести гибель в результате взрыва лаборатории немецкого инженера Тилинга со всем персоналом 10 октября прошлого года. И, наконец, одним из основных недостатков реактивных систем на твердом топливе является весьма невысокая энергоемкость последнего. Так, для пороха мы имеем около 900 ккал с 1 кг, что дает тягу 180—200 кг. По сравнению с некоторыми из существующих жидких топлив, обладающих теплотворной способностью до 10 000 ккал с 1 кг, эти цифры незначительны¹⁰.

Из вышеизложенного достаточно ясно видны пределы возможного применения аппаратов, снабженных реактивными двигателями на твердом топливе, или, вернее, невозможность применения этих двигателей для летательных аппаратов. Двигатели на твердом топливе имеют значение как источники большой мгновенной силы. Областью их применения может быть, как уже говорил в своем сообщении конференции Вячеслав Иванович Дудаков¹¹, облегчение взлета самолета, или, иными словами, реактивный разгон его. Возможны также еще и иные специальные виды применения, но останавливаться на них я не буду.

Переходим к разбору второй группы аппаратов, согласно установленной нами классификации, а именно: к аппаратам, снабженным реактивными двигателями на жидком топливе. Необходимо отметить большое значение подобных конструкций, работа которых уже не является кратковременным реактивным выстрелом, а может продолжаться заданное время. В процессе работы такого двигателя возможно умышленное изменение режима, т. е. управление двигателем. В качестве компонентов окислителей и топлив употребляются, как уже говорил Михаил Клавдиевич, жидкий кислород или иные содержащие его вещества, бензин, спирт и т. д.

Рассмотрим весовые характеристики реактивных аппаратов, снабженных двигателями на жидком топливе.

Первое — экипаж. Здесь речь может идти об одном, двух или даже трех человеках, которые, очевидно, могут составить экипаж одного из первых реактивных кораблей. Во всяком случае, вес экипажа является величиной определенной и для нас достаточно ясной. Второе — жизненный запас. Сюда войдут все установки, приборы и приспособления для поддержания жизненных условий экипажа при его работе на большой высоте.

Третье — кабина, которая, очевидно, будет герметической. Одним из конструкторов стратостата «СССР-1», кажется тов. Годуновым, здесь был назван вес кабины около 500 кг. Возможно, конечно, что у ракетоплана каким-то образом можно сделать более легкую кабину, но во всяком случае порядок цифр, вернее их размерность, не будет очень сильно отличаться от привычных для нас величин.

¹⁰ Столь большая разница в эффективности пороха и жидкого топлива получилась потому, что энергоемкость последнего отнесена только к 1 кг горючего. При отнесении ее к 1 кг смеси горючего и окислителя получается величина порядка 2000 ккал.

¹¹ Имеется в виду доклад В. И. Дудакова «Самолет со стартовыми ракетами как начальный этап в развитии ракетного стратоплана» (Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы. М.—Л., 1935, с. 791—794).

И, наконец, последнее — конструкция. Конструкция должна отвечать трем задачам: прежде всего, допускать взлет и полет (набор высоты) в низших слоях, в тропосфере, далее — полет с большими скоростями в стратосфере и, наконец, планирование и посадку.

В задачу моего доклада не входит изложение того или иного конкретного проекта реактивного аппарата для полетов в стратосфере, но приведенными выше рассуждениями я хотел показать, что реактивный аппарат вряд ли будет проще и легче по весу достаточно известных нам авиационных конструкций вообще и в частности — стратопланов с обычной винтомоторной группой. Вес его будет измеряться не десятками, не сотнями, а, быть может, тысячей или даже двумя тысячами килограммов и более¹².

Каковы условия взлета такого аппарата? Независимо от того, каким образом будет произведен взлет, можно сказать, что он будет происходить, по крайней мере в первой своей части, достаточно медленно. Это объясняется тем, что организм человека не переносит больших ускорений. Ускорение порядка четырех допустимо, но и то в течение ограниченного времени. Кроме того, низшие, наиболее плотные слои атмосферы выгодно проходить с небольшими скоростями, так как в противном случае пришлось бы преодолевать весьма значительное сопротивление воздуха. Таким образом, мы видим, что и здесь реактивный летательный аппарат в период взлета и набора высоты весьма далек от тех сказочных скоростей (и, само собой разумеется, соответствующих им громадных ускорений), о которых мы так много читали и слышали. А раз так, то можно сделать наши первые выводы, что реактивный летательный аппарат по своему весу и ряду других чисто конструктивных данных и габаритов будет не так уж сильно отличаться от довольно известных нам стратопланов с высотной винтомоторной группой. Условия взлета и набора высоты реактивным аппаратом (вплоть до того момента, когда он достигнет значительных скоростей или, быть может, перейдет на установившийся режим полета) будут до некоторой степени аналогичны условиям взлета и набора высоты обычными стратопланами. А если так, то, значит, и потребные для этого мощности двигателей и их тяги будут близки самолетным.

Посмотрим, каковы в этом случае расходы топлива реактивных двигателей.

Как известно, смесь для реактивных двигателей, работающих на жидком топливе и окислителе, составляется в пропорции около 1:4. Теплотворная способность смеси будет около 2000 ккал, и получаемая тяга с 1 кг расхода смеси составит 220—240 кг. В таблице приведены величины расходов по тягам в 1 сек, в 1 мин и в 1 час. Величины тяги двигателя взяты чисто условно и в данном случае равны 100, 500 и 1500 кг. В пределах этих величин, возможно, как раз и будет находиться потребная тяга реактивного аппарата в момент его взлета, набора высоты и затем горизонтального полета.

¹² В 1936 г. С. П. Королевым был спроектирован двухместный экспериментальный стратосферный ракетоплан, стартовый вес которого составил 1600 кг.

Таблица расходов горючей смеси в зависимости от тяги РД (в кг)

Тяга, кг	Время работы РД на жидком топливе			Время работы ВРД		
	1 сек	1 мин	1 час	1 сек	1 мин	1 час
100	0,42	25,2	1 500	0,14	8,4	500
500	2,10	126,0	7 550	0,70	42,0	2520
1 500	6,30	378,0	22 600	2,0	120,0	7500

Вычисления [для РД на жидком топливе] производились по формулам:

$$\text{тяга } P = \frac{\dot{G}}{g} w_a \quad \text{или} \quad P = \frac{Q \cdot 427 \cdot \eta_{\text{эф}}}{v_{\text{пол}}},$$

где \dot{G} — секундный расход, g — ускорение силы тяжести, w_a — скорость истечения, Q — полное сообщенное тепло, $\eta_{\text{эф}}$ — эффективный КПД агрегата, $v_{\text{пол}}$ — скорость полета.

В правой части таблицы приведены расходы, получающиеся у воздушных реактивных двигателей, о которых я буду говорить несколько дальше. В этом случае вычисление производилось по формуле

$$P = C_p F_1 \frac{\rho v^2}{2},$$

где C_p — коэффициент тяги, F_1 — площадь входного сечения двигателя, v — скорость движения.

Необходимо отметить, что приведенные в таблице величины расходов в значительной мере являются оптимальными и их следует увеличить на 10—15%. Данные, приведенные в таблице, достаточно говорят сами за себя и не нуждаются в каких-нибудь особых комментариях. Рекомендую эту таблицу вниманию конструкторов, собирающихся летать в стратосфере на аппаратах, снабженных реактивными двигателями на жидком топливе.

Необходимо оговориться, что метод характеристики полета реактивных аппаратов исключительно по продолжительности полета (что как раз и было допущено нами) не совсем правилен. Порядок скоростей реактивного аппарата практически будет значительно отличаться от тех величин, которые мы имели у земли. Кроме того, значительная часть пути будет пройдена аппаратом на планировании или при очень малой потребной тяге. Таким образом, общий баланс весов (включая сюда и вес горючего) окажется более приемлемым. Но несомненно, что проблема уменьшения расхода топлива еще долгое время будет стоять как первоочередная, и, не разрешив ее, человеку вряд ли удастся осуществить полет по заданному маршруту через стратосферу на реактивном аппарате с жидкостным двигателем, завершив свое путешествие посадкой в заданном пункте. Задача же только подъема реактивных аппаратов на очень большие высоты, как мы видели из доклада инженера Тихонравова, может быть разрешена гораздо легче.

В заключение разберем некоторые наиболее актуальные вопросы работы реактивных двигателей на жидком топливе.

Центральным вопросом является повышение полезной отдачи топлива. Из сравнения теплотворной способности 1 кг жидкой смеси (2000 ккал и 240 кг тяги) и 1 кг пороха (900 ккал и 200 кг тяги) и снимаемых при этом с 1 кг тяг ясно видно несовершенство процессов, происходящих в реактивном двигателе на жидком топливе¹³. Другим немаловажным вопросом является получение сплавов с очень высокой температурой плавления, [необходимых] для изготовления ответственных частей двигателя. В качестве примера можно указать на моторы немецкого инженера Оберта, который в результате многолетней экспериментальной работы добился продолжительности работы что-то около 7 мин, не больше. Затем, коль скоро мы имеем дело с большими расходами горючих компонентов, довольно трудной задачей является создание насосов или иных подающих устройств с расходом в секунду 6, 10 и 15 кг какой-то жидкости.

В день открытия нашей конференции, приветствуя ее от имени ВОИЗа¹⁴, тов. Чудновский (если не ошибаюсь) брался силами изобретателей выполнить социалистический заказ для скорейшего завоевания стратосферы. От имени реактивщиков могу передать тов. Чудновскому задание по топливам, по сплавам высокой огнестойкости, по насосам или иным устройствам для подачи больших расходов топлив и т. д. Можно упомянуть еще ряд неразрешенных вопросов, как-то: управление реактивным аппаратом, его устойчивость, вопросы посадки (что, как можно предполагать, будет делом далеко не легким), необходимость создания принципиально совершенно новых приборов для управления аппаратом, различных наблюдений и т. д.

Переходим к разбору последнего раздела нашей темы, к аппаратам, снабженным воздушными реактивными двигателями.

Получающееся из расчетов громадное количество топлива, которое нужно аппаратам с жидкостными реактивными двигателями, заставило техническую мысль искать какое-то иное решение задачи. Естественно, что при полетах с большими скоростями возникла мысль об использовании кислорода, имеющегося в воздухе, как это делается в авиации. Вот что по этому поводу говорит итальянский инженер Крокко: «Речь идет о том, чтобы при движении захватывать окружающий воздух, сжимать его под давлением, достаточным для создания хорошего коэффициента полезного действия двигателя, затем, подавая распыленное топливо, сжигать его при постоянном давлении и, наконец, дать возможность расширяться продуктам горения для достижения скорости [истечения], превышающей скорость засасываемого воздуха. Производство массы воздуха, проходящего в данный промежуток времени, на этот выигрыш скорости и даст необходимую движущую силу нашему аппарату»¹⁵.

Необходимо отметить, что как раз было недостаточно оттенено профессором Рыниным при изложении задачи Крокко, что воз-

¹³ Это сравнение не совсем строгое, поскольку удельная тяга не прямо пропорциональна теплотворной способности топлива.

¹⁴ ВОИЗ — Всесоюзное общество изобретателей, ныне ВОИР — Всесоюзное общество изобретателей и рационализаторов.

¹⁵ По-видимому, цитируется доклад Дж. А. Крокко «От гиперавиации к суперавиации», опубликованный в 1931—1932 гг. в итальянском и французском авиационных журналах.

душные реактивные двигатели могут работать только при условии сообщения им какой-то начальной скорости, [например] 60—80 м/сек¹⁶. Для этой цели необходимо наличие постороннего источника силы, будь то жидкостный реактивный двигатель или несколько ракет на твердом топливе, действующих непродолжительное время. В таблице [нами] приведены величины расходов топлива воздушных реактивных двигателей. Получается значительно более благоприятная картина. Расход топлива примерно в три раза меньше, чем у аппаратов, снабженных реактивными двигателями на жидком топливе. Даже при наличии каких-то вспомогательных устройств для приобретения начальной скорости общий весовой баланс аппаратов с воздушными реактивными двигателями будет довольно благоприятным.

Необходимо указать, что воздушные реактивные двигатели смогут быть применены на высотах не более 30—35 км¹⁷, так как тяга их изменяется пропорционально плотности воздуха. Преимущество таких двигателей по сравнению с высотными винтомоторными группами, у которых мощность также падает с уменьшением плотности, заключается, помимо несколько большего потолка, еще и в том, что на высоте будут возможны весьма значительные скорости полета. А у аппаратов с высотной винтомоторной группой, как мы уже тут слышали от товарищей Розанова и Пышнова, наибольшая скорость полета в стратосфере едва ли превысит 700 км/час. Останавливаться на задаче Крокко я не буду, поскольку это хотя кратко, но уже сделал профессор Рынин. Перейду к заключению.

Из сегодняшних докладов о стратопланах мы видели, что те летные данные, которые можно получить при полетах с высотной винтомоторной группой, т. е. потолки порядка 15—20 км и наибольшие скорости порядка 500—700 км/час, весьма далеки от тех данных, которые принято ожидать при полетах в стратосфере. Предел высот и скоростей у реактивных летательных аппаратов будет несомненно значительно выше, но задать сегодня эти цифры я не берусь из-за пока что еще значительной свежести этого вопроса и по целому ряду других соображений. Полагаю, что вопросы, освещенные мною в докладе, достаточно ясно показывают, как еще далеки мы от успеха. И если нет у реактивных аппаратов таких близких [по скорости] и низких [по высоте] пределов, как у стратопланов с винтомоторной группой, то все же до реального [их осуществления] еще достаточно далеко.

Работа над реактивными летательными аппаратами трудна, но необычайно интересна и многообещающа. Трудности, в конечном счете, несомненно преодолимы, хотя, быть может, и с несколько большими усилиями, чем это кажется на первый взгляд. Основное, что нужно сейчас,— это хорошая координированная работа ракетчиков и работников ряда других областей науки и техники.

Строго научно, серьезно и достаточно глубоко разрешив ряд задач, некоторые из которых я осветил в своем докладе, мы вплотную подойдем к поставленной цели.

¹⁶ В докладе рассматриваются только прямоточные ВРД.

¹⁷ По современным представлениям гиперзвуковые ПВРД смогут работать на существенно больших высотах.

Ракета на войне ¹

[1935 г.]

Года два назад западноевропейские газеты облетело сенсационное сообщение: посреди улицы какого-то шведского городка упал снаряд странной формы; вреда он не причинил, но переполоха наделал. Газеты сообщали, что, хотя при падении снаряд разбился, изучение его осколков позволило установить, что это была мощная ракета. Удалось установить и происхождение этой ракеты — она прилетела не более не менее как из ... Германии! ²

За последние годы в газетах не раз появлялись и такие сообщения: при испытании ракетного автомобиля погиб изобретатель Валье; взорвался вместе со своей лабораторией конструктор ракетных летательных аппаратов немецкий летчик инженер Тилинг; на планерных состязаниях в Роне (Германия) летал ракетный планер Эспенлауба; американский профессор Годдард удалился в глубь прерий близ мексиканской границы и там, почти недоступный для всех, кто имеет глаза и уши, ведет опыты с ракетами.

Почему же ракеты стали пользоваться столь серьезным вниманием инженеров, профессоров и летчиков? Что может дать давно известная ракета при ее омоложении средствами современной техники?

Помимо безобидных фейерверочных ракет, применяемых на различных празднествах, все мы слышали, а многие из нас и видели различные сигнальные ракеты: звуковые, дымовые и световые разных цветов.

Появлялись в печати статьи о ракетах для подъема на высоту самопишущих метеорологических приборов, о ракетах для разгона градовых туч и чуть ли не для переброски почты ...

Но в капиталистических странах, где каждое достижение науки и техники прежде всего расценивается с точки зрения пригодности для войны, развитие ракетного дела для безобидных целей вряд ли пользовалось бы большим вниманием правительств и денежными субсидиями.

¹ Популярная статья, написанная С. П. Королевым в соавторстве с журналистом Е. Ф. Бурче, редактором его книги «Ракетный полет в стратосфере». Опубликовано в журнале «Техника — молодежи» (1935, № 5, с. 56—59) за подписями: «Инженер-летчик С. Королев, летчик-наблюдатель Е. Бурче».

² Интересный пример того, как газетная «утка» на десять лет опередила действительное событие — падение ракеты Фау-2 13 июня 1944 г. на территорию Швеции.

Интенсивное развитие ракетного дела за последнее десятилетие, несомненно, проходит под знаком подготовки к войне, и мощные ракетные летательные аппараты последнего времени можно разделить на две группы: 1) боевые ракеты-снаряды будущей сверхдальнобойной реактивной артиллерии и 2) опытные ракетные двигатели, являющиеся ступенью к реактивному боевому самолету-стратоплану, неуязвимому для противника вследствие колоссальных скоростей и высоты.

Идея применения ракет на войне родилась одновременно с их изобретением в глубокой древности.

Несколько тысяч лет назад в Китае³ во время войн употреблялись «огненные стрелы». В качестве «начинки» их применялся «пороховой состав» (смесь селитры, серы и угля), известный китайцам задолго до открытия пороха в Европе.

В Европе ракета появляется в V в. нашей эры. Есть отрывочные сведения о том, что в средние века ракеты применялись для поджога неприятельских лагерей. В XVIII в. в Индии английский генерал Конгрев добился дальности полета зажигательных ракет примерно на 3 км.

В русской армии ракеты применялись в эпоху наполеоновских войн и при завоевании Туркестана. В 1881 г. русский революционер Н. И. Кибальчич, находясь в тюрьме, разработал проект ракетного аппарата. После казни Кибальчича его проект остался в архивах жандармерии.

В мировую войну 1914—1918 гг. зажигательные ракеты, выпускаемые с самолетов, были обычным средством борьбы с привязными аэростатами.

Основоположником и теоретиком полета человека в ракете справедливо считается Константин Эдуардович Циолковский. Его первые работы по ракетному полету относятся еще к 1903 г., когда было опубликовано его «Исследование мировых пространств реактивными приборами». Им заложены основы теории реактивного полета, дан целый ряд проектов ракетных летательных аппаратов и исследованы многочисленные вопросы, связанные с возможностью полета человека на больших высотах и даже в космическом пространстве.

Широко известны работы К. Э. Циолковского по целнометаллическому дирижаблю переменного объема. Однако эти проекты, как и проблема полета ракетных аппаратов, стали разрабатываться лишь после Октябрьской революции. Ближайшим последователем К. Э. Циолковского и горячим сторонником и энтузиастом ракетного дела был инженер-изобретатель Фридрих Артурович Цандер (1887—1933 гг.).

Благодаря его работам за последние 10 лет были созданы прототипы первых советских ракетных двигателей⁴. Беззаветно пре-

³ По современным данным, первые ракеты появились в Китае в XII—XIII вв. н. э., а в Европе несколько позднее.

⁴ Ф. А. Цандером в ЦИАМ и ГИРД в 1930—1931 гг. был создан прототип ракетного двигателя ОР-1, работавший на сжатом воздухе и бензине, а жидкостные ракетные двигатели ОР-2 и ОР-10 испытывались в 1933 г. на жидком кислороде и бензине.

Первые советские жидкостные ракетные двигатели были созданы В. П. Глушко в 1930—1931 гг. в Газодинамической лаборатории (ГДЛ) и испытывались, начиная с 1931 г., на кислородном, азоттетроксидном и азотнокислотном топливах (ОРМ-1 — ОРМ-52).

данный любимому делу, неустанно совершенствующий, улучшающий свои изобретения, Фридрих Артурович сумел объединить вокруг себя дружный коллектив работников, своих учеников и последователей.

Почти одновременно с работами русских ученых проблема ракетного полета разрабатывается и за рубежом. В 1913 г. Эсно-Пельтри (Франция) опубликовал теоретические труды по вопросам ракетного полета. Американский ученый Роберт Годдард независимо от Циолковского в 1919 г. разработал теорию ракеты. Он же впервые подошел к разрешению этой проблемы экспериментальным путем, поставив ряд опытов. Немецкий ученый Герман Оберт в 1922 г. самостоятельно разработал ряд вопросов теории ракетного полета и провел исследования и опыты.

Из других деятелей ракетного дела можно отметить уже упоминавшегося летчика Тилинга, автомобильного фабриканта Опеля, конструировавших ряд ракетных автомобилей, и конструктора испытывавшихся на заводах Крупна летающих торпед — инженера Унге.

Многим из наших читателей, возможно, приходилось читать книги и статьи о захватывающих возможностях ракетных летательных аппаратов — о полетах на них в стратосферу, о межпланетных путешествиях. В большинстве своем это фантастические повести, не имеющие никакой научной ценности. Возможность сверхвысотного полета человека на реактивном летательном аппарате — дело не сегодняшнего, а, скорее, завтрашнего дня. Верно лишь то, что ракета может развивать большую скорость и взлетать выше всех типов известных летательных аппаратов.

Прежде всего необходимо рассеять одно ошибочное мнение, получившее довольно широкое распространение: многие думают, что полет ракеты происходит вследствие того, что вырывающиеся из нее газы отталкиваются от воздуха и тем сообщают ракете движение. Чем выше, тем плотность воздуха меньше, а за пределами атмосферы находится безвоздушное пространство. Следовательно, мы должны были бы признать, что при отталкивании от менее плотного воздуха ракета должна уменьшить свою скорость, а попав в безвоздушное пространство, не смогла бы продолжать полет.

Между тем чем больше высота и чем меньше плотность окружающей среды, тем больший эффект дает ракета. Более того — на малых высотах вследствие значительной плотности воздуха и оказываемого им сопротивления, возрастающего в несколько раз по отношению к увеличению скорости, ракета вообще оказывается малоэффективной, и, например, опыты с установкой ракетных двигателей на автомобилях и самолетах оказались не блестящими. Аппараты далеко не достигали тех показателей, которые были бы вполне доступными при использовании моторов обычного типа.

На самом деле принцип работы ракетного двигателя необычайно прост. Газы, образующиеся в ракете от горения пороха или других веществ, с одинаковой силой давят во все стороны. При этом давление на боковые стенки камеры сгорания будет взаимно уравновешено, а в направлении, обратном истечению газов, сосуд будет изнутри испытывать давление, под влиянием которого начнет двигаться.

Сила, которая будет действовать на ракету в направлении, обратном направлению струи вытекающих газов, называется реактивной силой или силой тяги ракетного двигателя. Полость ракеты, в которой происходит процесс горения, — камерой сгорания. Отверстие в камере сгорания, предназначенное для истечения газов, обычно снабжается конусообразным соплом. Простейшим типом реактивного аппарата является обыкновенная, хорошо знакомая всем фейерверочная ракета.

Если в камеру сгорания подавать все новые и новые порции взрывчатого или горючего вещества, то можно не ограничиваться одной кратковременной вспышкой, а достичь установившейся работы двигателя в течение некоторого промежутка времени.

Особенностью большинства ракетных двигателей является то, что горючий состав, на котором они работают, будь то порох или какие-то жидкие вещества, подается в камеру сгорания одновременно с окислителем, т. е. веществом, содержащим необходимый для горения кислород (в самом порохе содержится окислитель). Работа такого ракетного двигателя не зависит от плотности окружающего воздуха, может происходить даже в безвоздушном пространстве. Поэтому ракетный двигатель и является наиболее приспособленным для работы в разреженных слоях атмосферы, в частности в стратосфере, т. е. на высотах более 10 км.

Для увеличения высоты полета возможно совмещение в одном приборе нескольких ракет, причем по окончании действия одной из них начинает работать следующая.

Ракета профессора Оберта состоит из одной ракеты, работающей на спирте, и второй, использующей в качестве горючего жидкий водород. В нижних слоях атмосферы, где плотность воздуха велика, предполагается применить спиртовую ракету, скорость истечения газов которой и скорость полета относительно малы. В более же высоких слоях атмосферы, где плотность воздуха незначительна, должна начать действовать меньшая, водородная ракета, у которой скорость истечения газов и скорость полета больше.

Для облегчения взлета предусмотрена еще третья, вспомогательная ракета. Проект предусматривает при этом выпуск ракеты с некоторой высоты, на которую она поднимается с помощью дирижабля. Таким образом, начало подъема ракеты Оберта по расчетам должно происходить с высоты 7700 м. Из них 5500 м проходятся дирижаблем и 2200 м с помощью вспомогательной ракеты. Дальше высота подъема спиртовой ракеты по расчетам Оберта должна достигать 56 км.

Верхняя часть ракеты представляет собой как бы шапку над обеими составляющими аппарат ракетами и удерживается от раскрытия пружинами. Когда в спиртовой ракете горючее истощится, связь между верхушкой и корпусом прерывается, верхушка раскрывается, распадаясь на две части, и из внутренности спиртовой ракеты вылетает водородная ракета.

Водородная ракета должна начать свой полет с высоты 56 км, достигая в течение 8 сек высоты 84 км. Дальнейший полет происходит по инерции, причем, сбросив движущую часть водородной ракеты, головка ее с приборами согласно расчетам достигнет высоты 1960 км! Скорости полета при этом должны быть следующие: по окончании горения вспомогательной ракеты через 8 сек от начала полета 500 м/сек, по окончании горения спиртовой

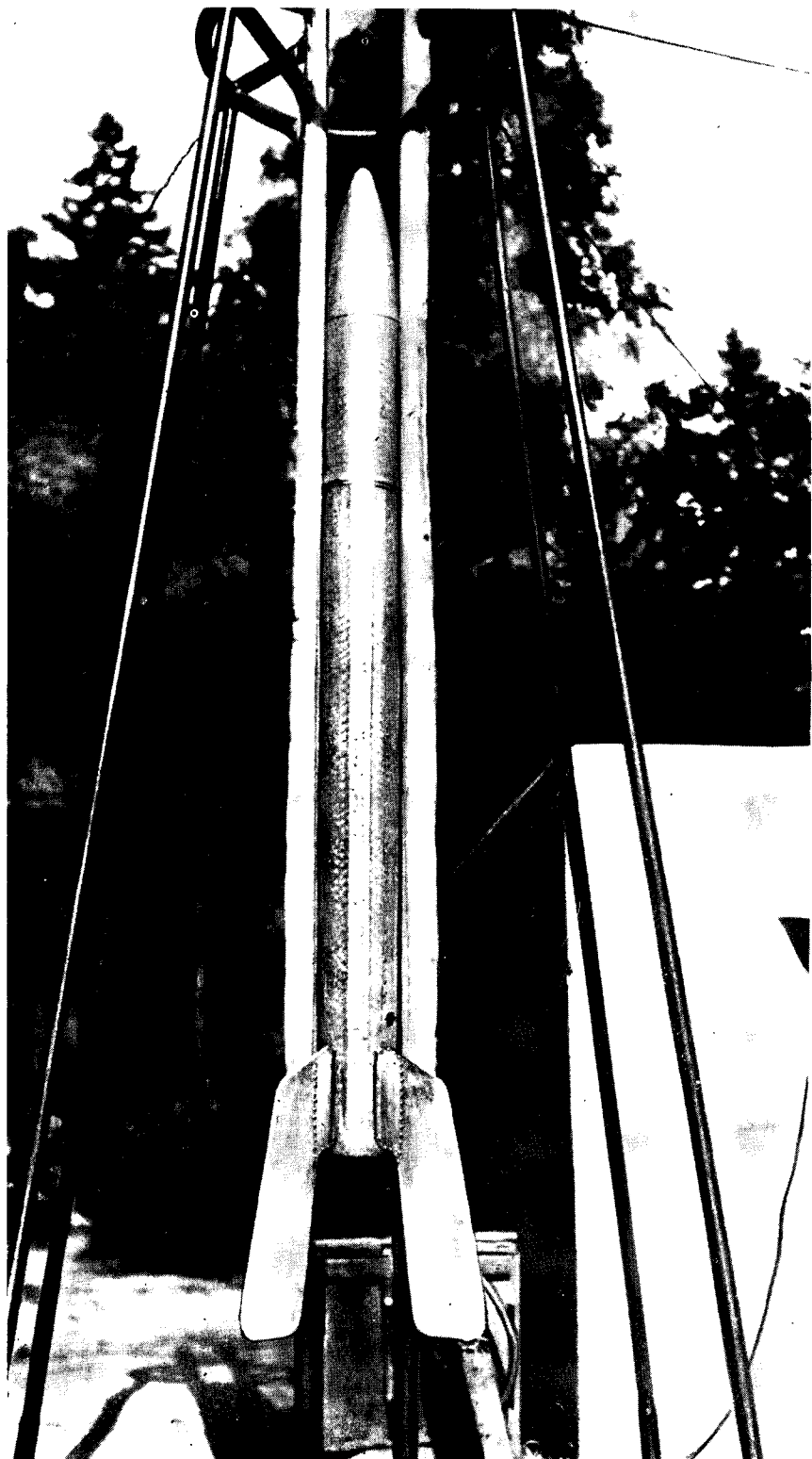


Рис. 1
Жидкостная ракета системы
М. К. Тихонова

ракеты на высоте 56 км (через 40 сек) 3 тыс. м/сек и наибольшая развиваемая скорость 5100 м/сек (еще через 8 сек). Продолжительность полета от момента старта до возвращения оболочки на Землю около 35 мин, ускорение на взлете около 10 м/сек². Официальное назначение ракеты Оберта — производство научных исследований на больших высотах при помощи заключенных в нее самопишущих приборов. По достижении ракетой высшей точки полета приборы должны автоматически сбрасываться на парашюте.

Не вдаваясь в критику данного проекта, достижения которого на практике, возможно, будут меньшими, а трудности — большими, необходимо отметить, что принципиально идея составной ракеты заслуживает внимания.

Как видно из сказанного, для достижения наибольшего эффекта ракете необходимо как можно скорее миновать нижние слои атмосферы, оказывающие большое сопротивление. Это достигается громадным ускорением, вследствие которого ракета находится почти в таких условиях, как, например, артиллерийский снаряд в момент выстрела. Особенно это относится к пороховым ракетам.

Если мы представим себе человека, разместившегося в артиллерийском снаряде, то легко поймем, что его организм не выдержит ускорения, сообщаемого снаряду при выстреле. Человек будет просто расплюснут нагрузкой, образовавшейся вследствие этого ускорения, — все его внутренности, вся кровь из сосудов будут выжаты сквозь ткани тела ко дну снаряда. Правда, ускорение ракеты будет не столь большим, но все же введение его в норму, переносимую человеческим организмом, еще не разрешено.

И вот ракета, далеко превосходящая по дальности полета снаряды знаменитой немецкой пушки «Колоссаль», обстреливавшей во время мировой войны Париж с расстояния более 100 км, может быть использована прежде всего как снаряд.

Если сверхдальнобойная «ракетная артиллерия» является ближайшей формой использования современных ракет, то не исключается мысль об использовании их для полета человека.

Пока всем изобретателям удалось достигнуть кратковременной работы ракетных двигателей (порядка 3 мин).

Главнейшие причины этого — колоссальные температуры, развивающиеся в камере сгорания, и расплавление ее, из какого бы материала она ни была сделана. В этих условиях ракетный двигатель не может быть применен для полета человека, который при любых боевых заданиях потребовал бы десятков минут и даже часов.

Когда будут преодолены описанные выше затруднения и удастся добиться продолжительной работы жидкостного ракетного мотора, последний неизбежно будет установлен и на боевых самолетах-стратопланах. Неизбежно потому, что современный самолет с мотором обычного типа в части скорости и высоты полета уже почти вплотную подошел к пределу своих возможностей.

Рекорд скорости составляет сейчас 709 км/час, а рекорд высоты 15 400 м.

Теоретические же расчеты говорят, что скорость 800 км/час и высота 18 км являются для современного самолета высшим возможным достижением.

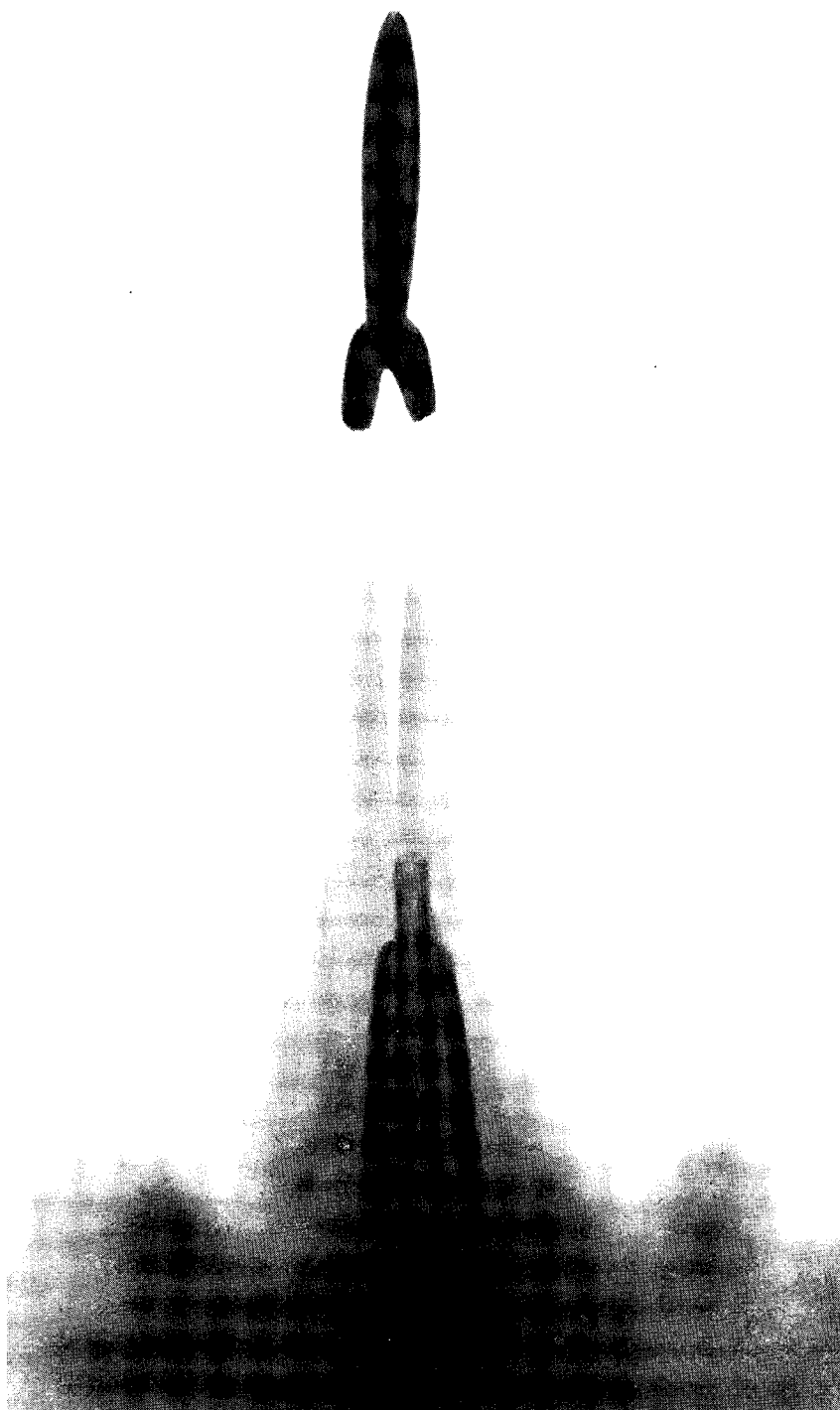


Рис. 2
Взлет модифицированной ракеты
ГИРД-09 (13), 1934 г.

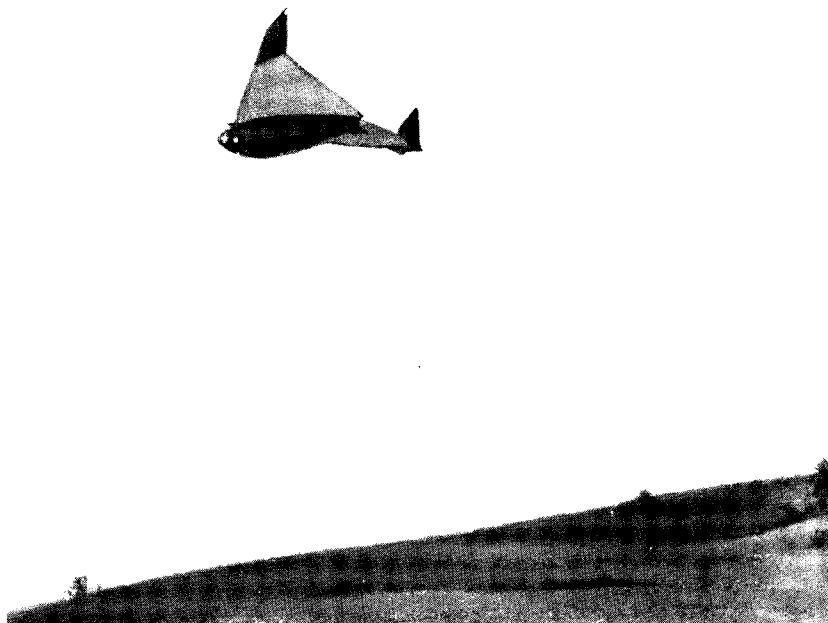


Рис. 3
Ракетный планер в полете

Дальнейшее развитие военной авиации заставит переключиться на тот тип двигателя, который позволит достигнуть более высоких показателей. Таким новым двигателем и будет, очевидно, ракетный двигатель на жидком топливе.

Надо при этом пояснить, что ракетный мотор, работающий на жидком топливе, гораздо легче поддается регулировке, и его использование при всех преимуществах, даваемых большим ускорением движения, все же не будет иметь в момент взлета того характера выстрела, который неизбежен при ракетах пороховых. Силу тяги такого мотора можно будет изменять в больших пределах или даже вовсе останавливать и затем снова запускать мотор в полете.

Каков будет боевой «стратоплан» и какие задания на него будут возлагаться, сейчас сказать затруднительно.

Возьмем, например, разведку: с высот 15—25 и более километров при современных достижениях фототехники, позволяющих снимать на сотни километров, вполне можно производить аэрофото съемку.

Переходя к вопросам бомбометания, необходимо учесть то обстоятельство, что точность попаданий с высот, измеряемых десятками километров, и при громадных скоростях стратопланов должна быть ничтожной.

Но зато вполне возможен и представляет большое военное значение подход к цели в стратосфере вне пределов досягаемости наземного оружия, быстрый спуск, бомбометание с обычных

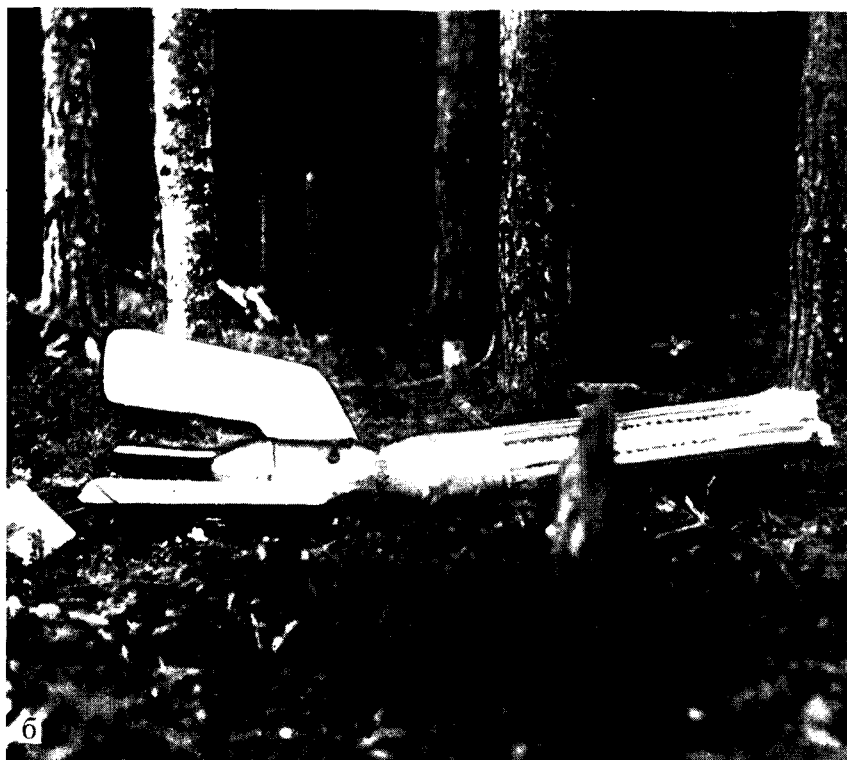


Рис. 4
Части ракеты ГИРД-09 после полета:
(а) передняя, (б) хвостовая

высот, обеспечивающих нужную меткость, и затем молниеносный подъем вновь на недосягаемую высоту.

В СССР ракетному делу уделяется должное внимание. Реактивным научно-исследовательским институтом был поставлен ряд опытов над ракетными двигателями и ракетами, давших первые положительные результаты: в последние годы уже небезуспешно летали первые советские ракеты, а также планер с ракетным двигателем⁵. В марте этого года состоялась первая Всесоюзная конференция по применению ракетных летательных аппаратов для исследования стратосферы⁶.

Советская страна, являющаяся на деле единственным и надежным оплотом мира, разрабатывает вопросы применения ракетных летательных аппаратов не только для военных целей, но и для различных исследований в областях, которые до последнего времени были для человека недосягаемыми.

На обсуждении конференции стояли два основных вопроса: создание советской стратосферной ракеты для подъема на высоту десятков километров автоматических приборов. Второй вопрос — исследование возможностей применения ракеты для полета человека.

По решению конференции в самое ближайшее время будет осуществлена бескрылая стратосферная ракета и крылатый ракетный аппарат — летающая лаборатория с ракетным двигателем на жидком топливе для полетов человека.

Разработка проектов уже начата, и в начале будущего года начнутся полетные испытания.

Подводя итоги сказанному выше, можно с уверенностью сказать, что в будущих войнах различные виды ракет и ракетных летательных аппаратов приобретут немаловажное значение. Немалую роль они призваны сыграть и в деле обороны нашей страны.

Ракета, начавшая свой путь как игрушка, как непременно украшение придворных празднеств, стала с развитием техники одним из средств войны. На очереди — создание транспортных ракетных аппаратов и появление нового вида воздушного транспорта.

Несомненно, советские конструкторы скажут и тут свое слово, и ракета войдет в арсенал нашей воздушной техники.

⁵ К моменту написания статьи в СССР были проведены летные испытания нескольких бескрылых и крылатых ракет, а также отработан старт самолетов с помощью пороховых ракетных ускорителей. Эти достижения, а также успешные летные испытания планера ракетоплана РП-1, личное участие С. П. Королева во всех этих работах (кроме старта самолетов) и его полная уверенность в принципиальной возможности и скором осуществлении такого полета дали ему основание несколько опередить события и написать о желаемом полете ракетоплана как об осуществившемся.

⁶ Официально конференция называлась так: «Всесоюзная конференция по применению реактивных летательных аппаратов к освоению стратосферы».

О работах РНИИ и перспективах ракетного дела¹

[1935 г.]

Глубокоуважаемый Яков Исидорович!

Ваша просьба поставила меня в довольно затруднительное положение, так как что, собственно, можно сказать рядовому инженеру² о своей лично работе? Характеризовать работу моих товарищей по институту (Глушко, Тихонравов и др.) мне тоже не хотелось бы. Могу только сказать, что оба они очень знающие люди, глубоко преданные ракетному делу и мечтающие о будущих высоких путях советских ракет. Я лично работаю главным образом над полетом человека, о чем 2 марта с. г. делал доклад на первой Всесоюзной конференции по применению ракетных аппаратов для исследования стратосферы в г. Москве. Этот доклад³ будет напечатан в июне—июле в «Технике воздушного флота» или в «Самолете» (точно еще не знаю).

Полагаю, что для Вашей работы он представлял бы известный интерес своим изложением и выводами, тем более что весь материал оглашается впервые. Конференция решила строить в текущем году крылатую ракету-лабораторию для полетов человека на небольших высотах (до 6—8 км). Вот сейчас и работаю над этой темой⁴. Очень большое значение придаю воздушным ракетным двигателям, над которыми работает Юрий Александрович Победоносцев (у нас же в РНИИ). Факт существования в Москве

¹ Письмо представляет собой ответ С. П. Королева (Архив АН СССР, ф. 796, оп. 3, ед. хр. 36) на просьбу Я. И. Перельмана, готовившего в это время десятое издание книги «Межпланетные путешествия», сообщить сведения о новых работах С. П. Королева в области ракетной техники. Опубликовано с незначительными сокращениями в альманахе «Прометей» (т. 6. М., «Молодая гвардия», 1968, с. 199, 201). Последняя страница письма факсимильно воспроизведена в альбоме «Страницы великой культуры от древнейшей русской рукописной книги до первой записи, сделанной советским человеком в космосе» (М., «Изобразительное искусство», 1970, л. XXXII).

² В результате реорганизации в начале 1934 г. руководства РНИИ гирдовцы были освобождены от руководящих постов. Часть из них покинула институт, но С. П. Королев, для которого интересы дела были выше личного престижа, остался работать в институте на должности старшего инженера.

³ См. настоящее издание, с. 97—123.

⁴ В 1934—1935 гг. С. П. Королев вел работы по ракетоплану в порядке личной инициативы. Лишь в конце 1935 г. в план РНИИ на 1936 г. была включена разработка «Эскизного проекта ракетоплана с ракетным двигателем (объект 218)». При рассмотрении эскизного проекта на заседании техсовета РНИИ 16 июня 1936 г. С. П. Королев доказал необходимость включения в программу работ сверх плана испытаний ракетоплана-лаборатории (объект 218-1) с небольшим ракетным двигателем, спроектированного им на основе его планера СК-9.

РНИИ (Реактивного научно-исследовательского института) не является секретным.

РНИИ занимается полным комплексом вопросов по созданию разных ракетных летательных аппаратов, по ряду частных прикладных случаев использования ракетных двигателей плюс многочисленные побочные и сопутствующие исследования. Работаем над созданием ракетных двигателей на разных топливах, над стратосферными ракетами и над крылатыми ракетами для полета человека.

Боюсь, что все сказанное мною очень мало поможет Вам в составлении соответствующего раздела Вашей книги, но на эту тему писать довольно трудно.

Если Вам что-либо понадобится еще, то обязательно напишите мне, и я постараюсь, если это будет возможно, ответить Вам. Ваши книги я всегда читал с большим удовольствием и поэтому буду ждать выхода в свет и этой Вашей работы.

Хотелось бы только, чтобы Вы в своей дальнейшей работе, как знающий ракетное дело специалист и автор ряда прекрасных книжек, больше уделили бы внимания не межпланетным вопросам, а самому ракетному двигателю, стратосферной ракете и т. п., так как все это ближе, понятнее и более необходимо нам сейчас. А ведь на межпланетные темы написано очень много всякой чепухи, которая и по сей час еще сильно вредит нам.

Вот на днях в одном журнале мне прямо сказали: «Мы избегаем печатать материал по ракетному делу, так как все это лунные фантазии и т. п.». И мне большого труда стоило их убедить, что это не так, что ракеты — это оборона и наука.

Очень бы хотелось видеть и Ваши прекрасные книжки в рядах тех работ, которые агитируют за ракетное дело, учат и борются за его процветание. А если это будет, то будет и то время, когда первый земной корабль впервые покинет Землю. Пусть мы не доживем до этого, пусть нам суждено копошиться глубоко внизу — все равно, только на этой почве будут возможны успехи.

Простите, что заболтался я на такие общепонятные темы. Всегда буду рад получить от Вас известие о Вашей работе, и хоть и загружен я выше всякой человеческой меры, но с удовольствием отвечу Вам.

Искренне уважающий Вас

С. Королев.

Если будете в Москве, позвоните мне.

Ракетные аппараты¹

[1935 г.]

Под термином «ракетный аппарат» в дальнейшем понимается всякий аппарат, движущийся под действием реакции струй газов, вытекающих из камеры сгорания ракетного двигателя.

Принцип действия ракетного двигателя заключается в следующем (рис. 1). При горении внутри замкнутого со всех сторон сосуда образовавшиеся газы оказывают одинаковое давление на все стенки последнего. Если же сделать отверстие, например, в нижней стенке сосуда, то через него газы (продукты сгорания) будут вытекать до тех пор, пока давление в сосуде не сравняется с давлением наружного воздуха. При этом давление на боковые стенки сосуда будет взаимно уравновешено, а в направлении, обратном истечению газов, сосуд будет испытывать давление, под влиянием которого и начнет двигаться.

Сила, которая будет действовать на наш сосуд в направлении, обратном направлению струи вытекающих газов, называется реактивной силой или силой тяги ракетного двигателя. Сосуд, в котором происходит процесс горения, называется камерой сгорания. Отверстие в камере сгорания, предназначенное для истечения продуктов сгорания, обычно снабжается конусообразным соплом.

Самым простейшим типом ракетного аппарата служит обыкновенная, хорошо всем знакомая фейерверочная ракета.

Если в камеру сгорания подавать все новые и новые порции топлива, то можно не ограничиться только одной кратковременной вспышкой, а достичь установившейся работы двигателя в течение нужного промежутка времени.

Подобно двигателю внутреннего сгорания, ракетный двигатель может путем изменения подачи топлива в камеру сгорания (или иным способом), по желанию своего водителя, уменьшать или увеличивать интенсивность работы, может быть остановлен и легко запущен снова.

¹ Данная статья С. П. Королева представляет собой краткое изложение его книги «Ракетный полет в стратосфере» (М., Военгиз, 1934), не включенной в настоящий сборник в связи с ее сравнительно большим объемом и в связи с тем, что она была полностью переиздана в сборнике «Пионеры ракетной техники. Ветчинкин, Глушко, Королев, Тихонравов» (М., «Наука», 1972, с. 381—451). Статья была опубликована в сборнике «Кю Дню авиации» (М., 1935, с. 102—112), изданном Центральным советом Осоавиахима под редакцией С. И. Стоклицкого.

Весьма важной и характерной особенностью ракетных двигателей является одновременная подача в камеру сгорания как горючего вещества, так и окислителя, содержащего кислород, необходимый для горения.

Работа ракетного двигателя не зависит от плотности среды, в которой находится двигатель, и может происходить даже в безвоздушном пространстве, в отличие от двигателей внутреннего сгорания, которые, как известно, берут кислород из окружающего воздуха путем засасывания его или нагнетания при посредстве

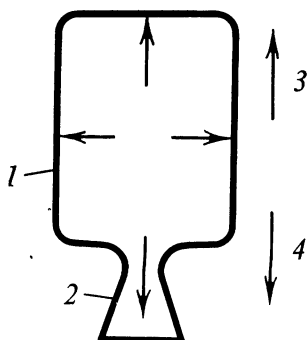


Рис. 1.

Схема действия ракетного двигателя

1 — камера сгорания; 2 — сопло; 3 — направление полета; 4 — направление истечения газов

специальных нагнетателей. Поэтому ракетный двигатель наиболее приспособлен для работы в разреженных слоях атмосферы — стратосфере и за ее пределами.

Появление ракет относится к глубокой древности. В России в 1881 г. русский революционер Н. И. Кибальчич, находясь в тюремном заключении, разработал схему ракетного аппарата. После казни Кибальчича его проект остался в архивах жандармерии.

Основоположником и теоретиком ракетного дела справедливо считается Константин Эдуардович Циолковский, наш советский ученый и исследователь, известный своими работами в различных областях науки. Его первые работы по ракетному полету относятся еще к 1903 г., когда было опубликовано его «Исследование мировых пространств реактивными приборами». За свою многолетнюю плодотворную деятельность Константин Эдуардович дал ряд проектов ракетных летательных аппаратов, исследовал многочисленные вопросы, связанные с полетом человека на больших высотах и в космическом пространстве, положил начало теории ракетного полета. Однако лишь после Октябрьской революции его труды стали разрабатываться и осуществляться и были высоко оценены правительством, наградившим К. Э. Циолковского орденом Трудового Красного Знамени.

Ближайшим последователем идей К. Э. Циолковского и горячим энтузиастом ракетного дела был высокоталантливый инженер-изобретатель Фридрих Артурович Цандер (1887—1933 гг.). В результате его работ созданы прототипы первых советских ракетных

двигателей и аппаратов². Им был сплочен дружный коллектив работников, работающих над проблемой ракетного полета.

Почти одновременно с работами наших ученых разрешением ракетной проблемы занимались за рубежом. В Америке возникло Американское межпланетное общество, во Франции — Астрономическое общество, в Германии — Общество космического полета, в Японии — Ниппонское ракетное общество и т. д. В этих организациях интенсивно ведутся работы по созданию новых конструкций ракетных двигателей и аппаратов. В Америке и Германии оборудованы специальные площадки — ракетодромы, на которых производятся испытания и всевозможные эксперименты.

Значительная простота ракетных аппаратов, возможность их использования для работы на больших высотах, где другие типы двигателей оказываются непригодными, и, наконец, широкие перспективы в применении их для военных целей — все это не могло не привлечь внимания военных кругов всех империалистических стран. Как и всякое новое открытие, новое достижение техники, ракетные аппараты в первую очередь используются капитализмом для целей войны и разрушения.

Очевидна исключительная роль в военном деле высотного самолета, летящего с огромной скоростью. Будучи невидим, неслышен и недоступен для поражения с земли, высотный самолет является мощным оружием. Борьба за могущество в воздухе — это борьба в первую очередь за увеличение скорости и высоты полета самолетов. Во многих странах ведутся работы над высотными самолетами-стратопланами. Ряд таких машин построен и находится в стадии испытаний (самолеты Фармана — Франция, Юнкерса — Германия и др.).

Известно, что с подъемом на высоту плотность воздуха непрерывно уменьшается. На высоте 10 км она составляет около 34%, а на высоте 20 км только 7% земной плотности. Полет высотного самолета возможен даже при самой незначительной плотности окружающей среды, но только при условии, что он будет происходить со значительной скоростью. Чем меньше плотность воздуха, окружающего летящий на высоте самолет, тем с большей скоростью должен лететь последний. Основное затруднение здесь состоит в том, что с подъемом на высоту вследствие уменьшения плотности воздуха, а следовательно, и уменьшения количества поступающего в авиационный мотор кислорода мощность его падает, и притом тем быстрее, чем больше уменьшается плотность окружающей среды. Таким образом, для того чтобы лететь на высоте горизонтально, самолет должен развить большую скорость, но мощности его мотора для этого не хватает, несмотря на уменьшение сопротивления воздуха.

На рис. 2 графически изображено изменение плотности воздуха и мощности авиационного мотора без нагнетателя в зависимости от высоты полета. По горизонтальной оси вверху этой диаграммы отложены значения плотности воздуха, а внизу — мощности мотора. На вертикальной оси нанесены значения высоты полета. Из рассмотренного рис. 2 видно, что если мощность авиационного мотора у земли составит, например, 1000 л. с., то уже на высоте 4000 м мощность его составит только около 600 л. с., на высоте 12 000 м 200 л. с. и далее падает до нуля.

² См. прим. 4 на с. 70.

В современных самолетах сохранение мощности достигается устройством у моторов специальных нагнетателей, действующих от самого мотора. Надо сказать, что устройство подобного высотного двигателя в целом получается достаточно сложным. Из-за конструктивных и эксплуатационных затруднений нельзя осуществить один нагнетатель для мотора, который сохранял бы его мощность до высоты, скажем, 15—18 км. Поэтому ставят так называемые многоступенчатые нагнетатели. Включая первую ступень, сохра-

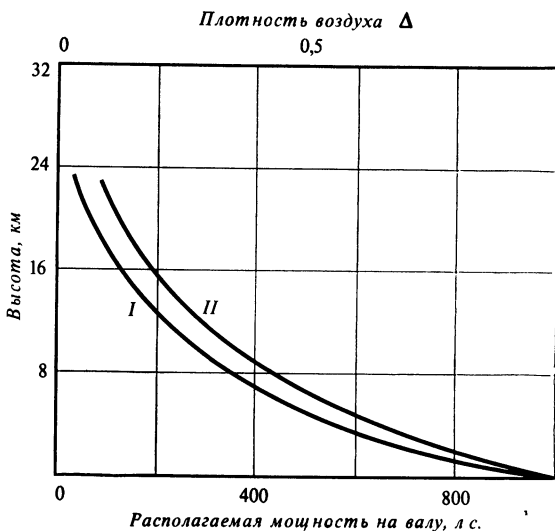


Рис. 2
Изменение мощности мотора (I) и плотности воздуха (II) с высотой

няют мощность мотора до высоты около 5 км, включая последующие, — до высоты 10—15 км.

На рис. 3 показан характер изменения мощности мотора, снабженного многоступенчатым нагнетателем, в зависимости от высоты полета. При высотных полетах вызывает затруднения применение обычного гребного винта (пропеллера) вследствие того, что в разреженном воздухе, на высоте, он дает недопустимо большие обороты. Если же винт подобрать для работы в разреженной среде, то он недодаст значительное число оборотов при работе у земли. Поэтому, для того чтобы добиться более или менее удовлетворительного коэффициента полезного действия винта при всяких условиях его работы на высотном самолете, применяют винты с поворачивающимися лопастями. Такие винты сложны и тяжелы. Охлаждение моторной установки вызывает затруднения. Как это ни странно на первый взгляд, но в стратосфере в условиях очень низких температур необходимы очень большие поверхности охлаждения и специальные радиаторы для охлаждения подаваемого в мотор воздуха.

Теперь обратимся ко второму интересующему нас вопросу — о возможных наибольших скоростях самолета при его полете у земли и на больших высотах.

При движении самолета сопротивление воздуха возрастает пропорционально квадрату скорости (рис. 4, кривая II). Однако такая зависимость будет справедлива до скорости порядка 240 м/сек (около 860 км/час). После этой величины, т. е. когда полет будет происходить с еще большими скоростями, сопротивление воздуха будет увеличиваться уже по другому закону (рис. 4, кривая I) и притом гораздо более энергично. Поэтому для достижения скоростей, больших 860 км/час, потребуется очень

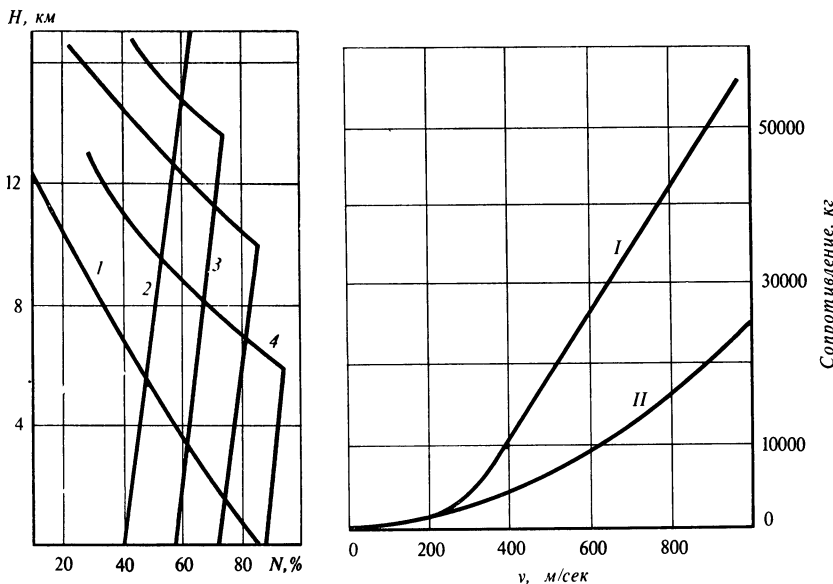


Рис. 3

Изменение мощности мотора с многоступенчатым нагнетателем с высотой

I — без нагнетателя; 2 — три ступени; 3 — две ступени; 4 — одна ступень

Рис. 4

Изменение сопротивления воздуха с ростом скорости полета

I — баллистическое; II — аэродинамическое

большая мощность моторной установки. Если же полет вынести от земли на некоторую высоту, то вследствие разреженности среды, несмотря на то, что с увеличением скорости сопротивление, как мы уже говорили, быстро возрастает, для полета потребуется гораздо меньшая мощность.

В таблице, составленной для одного из гоночных самолетов, приведены цифровые данные, наглядно показывающие всю выгодность

Скорость полета, м/сек	Потребная мощность у земли, л. с.	Наименьшая потребная мощность на высоте, л. с.	Высота, м
240	600	980	15 000
280	12 000	1500	19 000
350	30 000	2000	22 000
1000	—	6000	30 000

скоростного полета на высоте по сравнению с таким же полетом у земли.

Совершенно ясно, что осуществить установку в 30 000 л. с. у гоночного самолета (т. е. уложить в его вес, габариты и проч.) задача невозможная. Поэтому и надлежит скоростной полет производить не у земли, а на соответствующей высоте, где для этого потребуется, как мы видели, гораздо меньшая мощность.

На I Всесоюзной конференции по изучению стратосферы, состоявшейся при Академии наук СССР в 1934 г., как предельные назывались следующие цифры для самолетов с авиамотором и винтом: высота до 20 км и наибольшая скорость 700—800 км/час.

Ракетные двигатели как раз и являются теми двигателями, мощность которых не уменьшается с высотой, а, как говорилось выше, даже немного увеличивается. В самой идее, в принципе действия ракетных двигателей заложены все данные для их успешной работы на больших высотах и скоростях.

Поэтому-то капиталистические страны, усиленно готовящиеся к новой войне и использующие в первую очередь для осуществления своих империалистических замыслов авиацию, и стали так усиленно заниматься ракетной проблемой.

На рис. 5 показана схема строения стратосферы. Из диаграммы наглядно видно, что и самолеты и стратостаты достигли и достигнут лишь самых нижних границ стратосферы. Они могут летать только у самых истоков последней, а все пространство выше 20—30 км им будет недоступно. Академик А. Ф. Иоффе на конференции по стратосфере при Академии наук говорил, что для разрешения ряда научных проблем и, в частности, еще мало изученного и чрезвычайно интересного явления космических лучей, нужно иметь аппараты для подъема, хотя бы только приборов (без человека), на высоты минимум в 80—100 км. Эта необычайно трудная задача может быть разрешена только с помощью ракетных аппаратов. Несомненно, последние найдут также широкое применение и для ряда прикладных задач (для переброски почты, грузов, а затем и пассажиров, для метеорологических наблюдений, для фотосъемки и т. д.).

Известные в настоящее время ракетные двигатели можно в основном подразделить на три группы: ракетные двигатели, работающие на твердом топливе, на жидком топливе и воздушные ракетные двигатели.

На рис. 6 изображена простейшая схема ракетного двигателя на твердом топливе. В качестве такого топлива может быть применен порох или иные составы. Двигатель представляет собой камеру сгорания с толстыми стальными стенками, рассчитанными на то, чтобы выдержать давление газов при взрыве. Топливо предварительно закладывается в камеру сгорания и затем воспламеняется при помощи электрического запала. При взрыве камера сгорания под действием реактивной силы начнет быстро двигаться в направлении стрелки. Если камера сгорания укреплена в системе какого-либо аппарата (снаряда или летательного аппарата и т. п.), то последний также начнет двигаться. В 1928 г. при испытании одного из ракетных автомобилей немецким инженером Опелем была достигнута скорость в 100 км/час. В дальнейшем она была доведена до 200 км/час. Автомобиль был снабжен батареей последовательно действовавших пороховых камер.

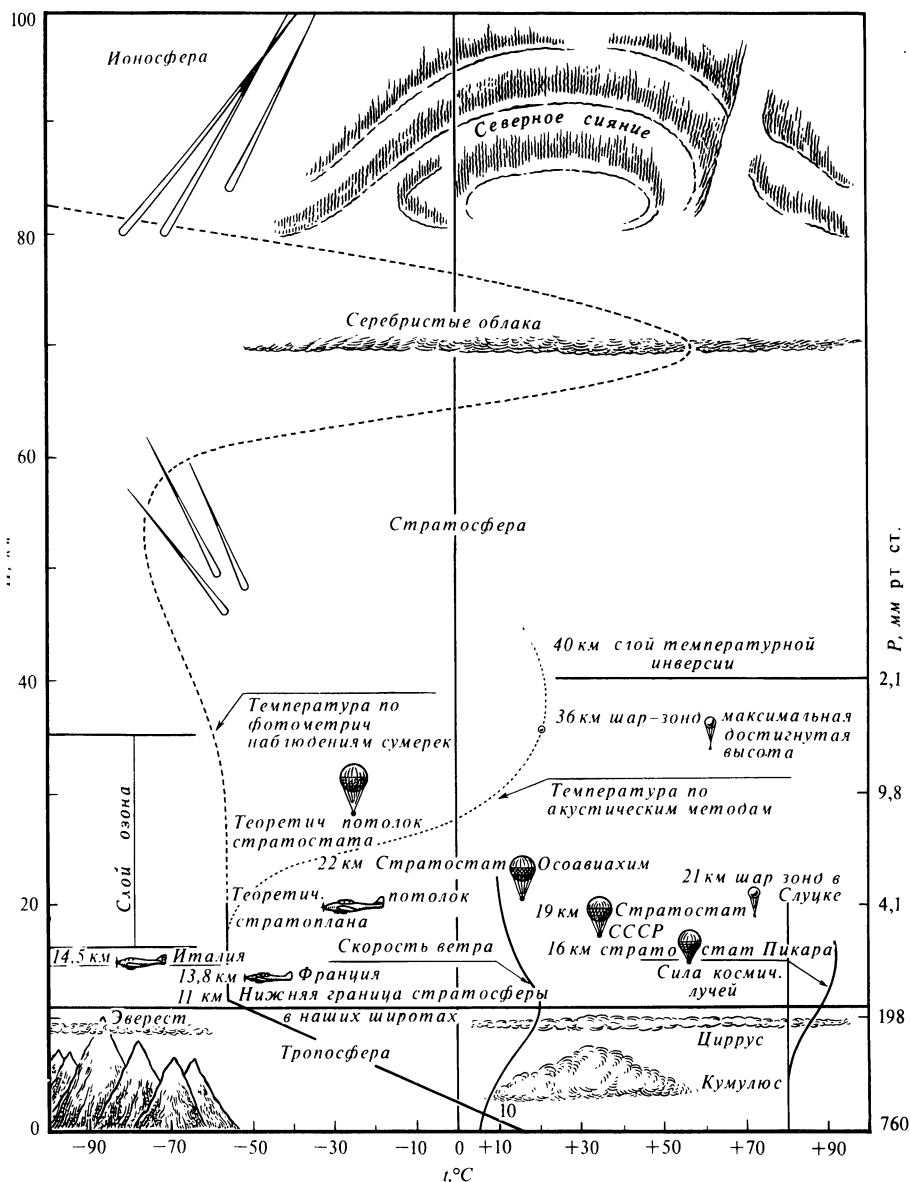


Рис. 5
Строение стратосферы

После воспламенения всех камер автомобиль продолжал катиться по инерции со все уменьшающейся скоростью. 11 июня 1928 г. летчик Штаммер совершил первый удачный полет на планере с пороховыми ракетными двигателями (рис. 7). В 1929 г. ряд полетов на планере совершил инженер Опель. Ему удалось пролететь около 2 км, продержавшись в воздухе 45 сек, наибольшая высота полета не превышала 15 м. Из пороховых камер, установленных на его планере, Опель успел зажечь только 9 шт. Все эти попытки использования ракетных двигателей на всякого рода

земных аппаратах (автомобилях и т. п.) служили, с одной стороны, школой для исследователей, работающих в этой области, а с другой стороны, демонстрировали, вопреки мнению многочисленных скептиков, возможность передвижения при помощи двигателя, работающего на совершенно новых началах. Однако очень быстро стала ясной вся невыгодность, трудность и опасность подобных экспериментов. Достаточно указать, что при доступных для передвижения по земле скоростях и даже при скоростях обычных летательных аппаратов порядка 300–400 км/час в этих

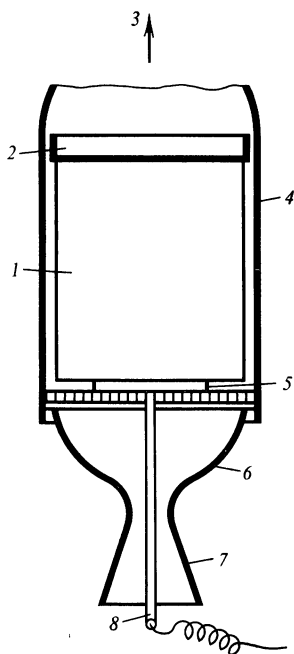


Рис. 6

Схема порохового ракетного двигателя

- 1 — заряд; 2, 6 — крышки; 3 — направление полета;
4 — камера сгорания; 5 — воспламенитель; 7 — сопло;
8 — электрический запал

условиях из затрачиваемой ракетным двигателем энергии расходуется производительно едва ли 3–5%, т. е. КПД такой установки практически равен ничтожной величине. Поэтому безусловно следует отказаться от всяких попыток использовать ракетные двигатели для передвижения по земле и полетов у земли на малых скоростях. КПД ракетного аппарата может достигнуть значительной величины и даже превзойти существующие у других аппаратов величины лишь при условии его работы на очень больших скоростях, измеряемых сотнями метров в секунду.

Ряд работ по созданию совершенно нового вида летательных аппаратов — ракет — был произведен в Германии инженером-летчиком Тилингом. Свои опыты он производил с разнообразными моделями, на которых были установлены пороховые ракетные двигатели. В дальнейшем Тилинг предполагал построить аппарат

для полетов человека. На рис. 8 изображена ракета Тилинга, имеющая сильно развитое хвостовое оперение. Две лопасти этого оперения устроены раздвижными и служат крыльями, с помощью которых ракета, планируя, спускается на землю. В результате многочисленных опытов ему удалось добиться дальности полета ракет около 8—9 км.

Следует отметить, что отличительная особенность ракетных двигателей на твердом топливе заключается в их чрезвычайной кратковременности действия. В течение 1—2 сек двигатель сообщает аппарату сильнейший толчок, и аппарат стремительно набирает скорость, которая затем постепенно затухает до нуля или до следующей вспышки. Понятно, что при этом аппарат испытывает весьма значительные ускорения. Вообще говоря, работа ракетного двигателя на твердом топливе представляет собою не что иное, как реактивный выстрел или серию выстрелов. Надо сказать, что

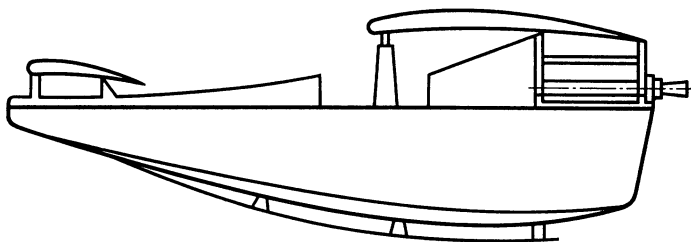


Рис. 7
Ракетный планер типа «утка»

попытки комбинировать подобные двигатели в виде больших многозарядных батарей или устройство перезаряжающих приспособлений натолкнулись на конструктивную сложность, громоздкость и весьма значительный вес таких установок. Работа с пороховыми двигателями, помимо прочего, отличается значительной опасностью. Известен ряд случаев взрыва пороховых ракетных установок, и как на пример можно указать на гибель инженера Тилинга со своей лабораторией, происшедшую в результате взрыва 10 октября 1933 г.

По сравнению с топливом, которое применяется в жидкостных ракетных двигателях, твердое топливо обладает гораздо меньшей калорийностью (более чем в 2 раза). Все эти обстоятельства значительно ограничивают область применения ракетных двигателей на твердом топливе. За последним следует признать применение главным образом для чисто военных целей, т. е. для ракетной артиллерии. Мысль об устройстве самодвижущихся снарядов, снабженных двигателем, не нова и предлагалась неоднократно. Итальянский инженер Джiovани Пенья в 1925 г. предложил снаряд, который выпускается из трубы (канала орудия), открытой с обеих сторон. Такое оружие не имеет отдачи при выстреле, и Д. Пенья предлагал его использовать для «вооружения воздушных судов».

Ракетные двигатели на твердом топливе могут быть также использованы для самолетов в качестве вспомогательного средства, как мощный, кратковременно действующий источник силы для

облегчения взлета. Задача ракетного разгона самолета заключается в использовании тяги ракетного двигателя для сообщения самолету дополнительных ускорений и тем самым сокращения длины и времени разбега. Ракетный разгон обычного самолета имеет значительные выгоды. Облегчается и, следовательно, становится возможным взлет перегруженных самолетов (мощностью, достаточной для полета, но которой мало для взлета). Становится возможным взлет мощных и тяжелых самолетов с уменьшенных аэродромов или аэродромов с частично испорченной площадью. Ракетный ускоритель делает возможным взлет самолета в гористой местности, с палубы корабля и т. п. Наконец, после отрыва самолета от земли можно использовать ракетные двигатели для более быстрого набора высоты. Установки, служащие для ракетного разгона, могут быть сделаны сбрасываемыми для облегчения веса и уменьшения вредного сопротивления самолета.

На рис. 9 представлена схема простейшего ракетного двигателя на жидком топливе. В качестве горючего здесь могут быть применены самые различные вещества, например: бензин, спирт, керосин и др. В качестве окислителя берется жидкий кислород или жидкий воздух. Вводя в камеру сгорания одновременно в соответствующей пропорции горючее и окислитель и воспламеняя смесь, мы приводим наш двигатель в действие.

Питание двигателя, изображенного на рис. 9, производится следующим образом. Горючее находится в одном баке, а окислитель в другом. Баки через запорные краны соединяются трубопроводами с форсунками, установленными на камере сгорания. Для того чтобы подать в камеру сгорания компоненты топлива, необходимо последние подавать под некоторым давлением, большим того давления, которое образуется в камере сгорания во время работы двигателя. Для этого взят баллон со сжатым воздухом, соединенный через редукционный вентиль с баками, в которых находится горючее и окислитель. Под нужным давлением горючее и окислитель выжимаются из баков и поступают в камеру сгорания. Описанная схема является простейшей, на самом деле ракетный двигатель и его агрегаты гораздо сложнее. Однако при всем этом необходимо отметить, что по сравнению с любым другим двигателем ракетный двигатель всегда будет наиболее простым. Достаточно указать на полное отсутствие у ракетного двигателя каких-либо вращающихся частей и т. п.

На рис. 10 в простейшем виде представлена схема жидкостного ракетного двигателя, разработанного инженером Ф. А. Цандером. Интересная особенность этого двигателя заключается в несколько необычном способе подачи компонентов топлива в камеру сгорания. Для этой цели вместо баллона со сжатым воздухом применяется азот, который посредством специального устройства поддерживает во всей системе двигателя нужное давление. Азотный компенсатор представляет собою сосуд с жидким азотом. В него входит другой цилиндрический сосуд, в который все время подается горячая вода, подогревающаяся при прохождении через кожух сопла. Одновременно эта же вода охлаждает сопло. Если давление в системе начинает падать, то находящийся на левой стороне азотного компенсатора поршень ползет вверх, и посредством рычагов сосуд с горячей водой погружается глубже в азотный

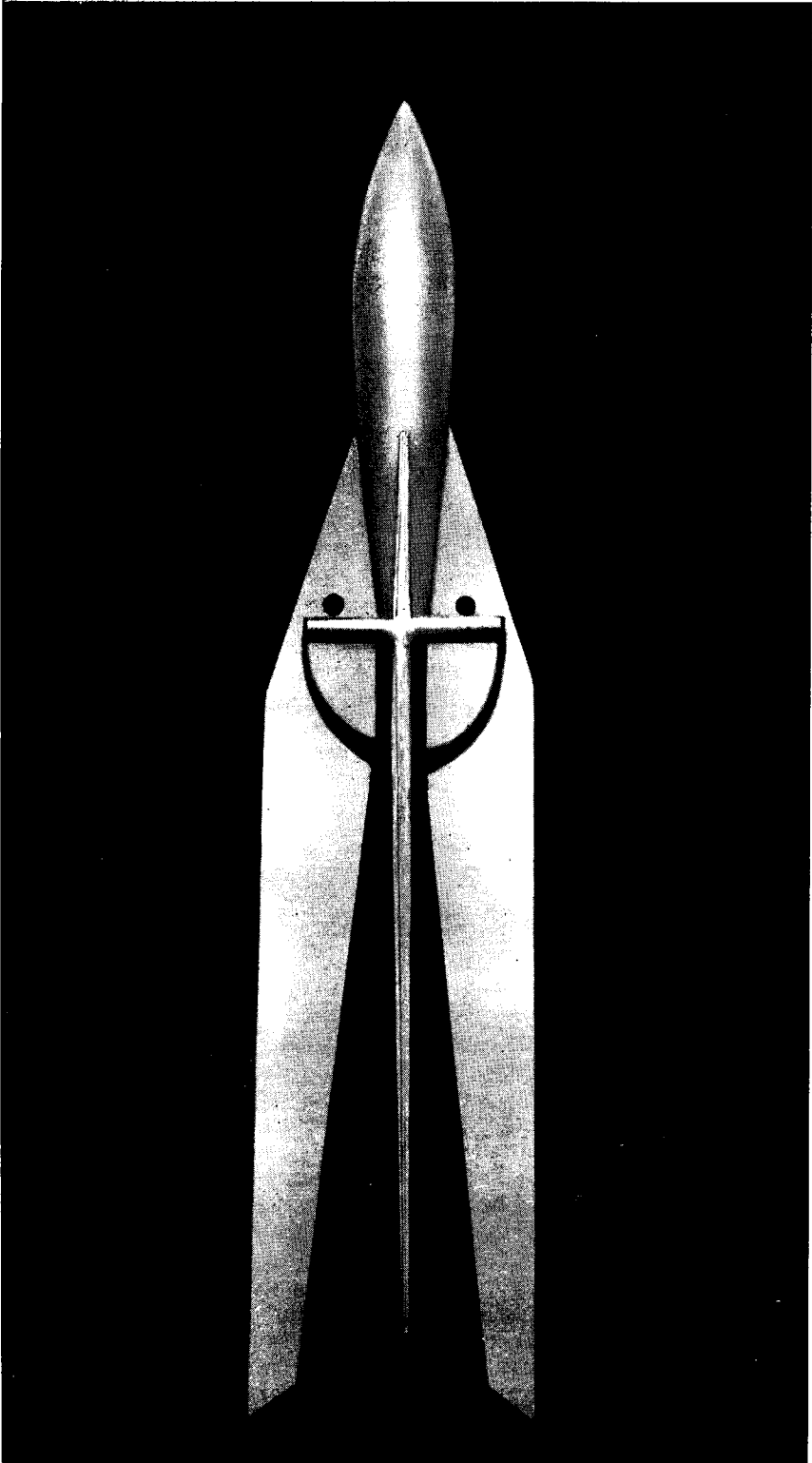


Рис. 8
Вид одной из ракет Тилинга

бачок. Вследствие этого азот начинает испаряться более интенсивно и давление в системе двигателя повышается.

Немецкий исследователь профессор Оберт произвел многочисленные эксперименты с серией ракетных двигателей и аппаратов (ракет) на жидком топливе. По его расчетам ракеты должны были подняться на высоту в несколько десятков километров. Им был также опубликован проект составной ракеты, заключающей в себе одну ракету, работающую на спирте, а другую на жидком водороде. Предполагалось, что перед взлетом обе ракеты будут подняты при помощи дирижаблей на высоту 5500 м, затем будет запущена большая спиртовая ракета, несущая на себе в качестве полезного груза малую водородную ракету. Большая

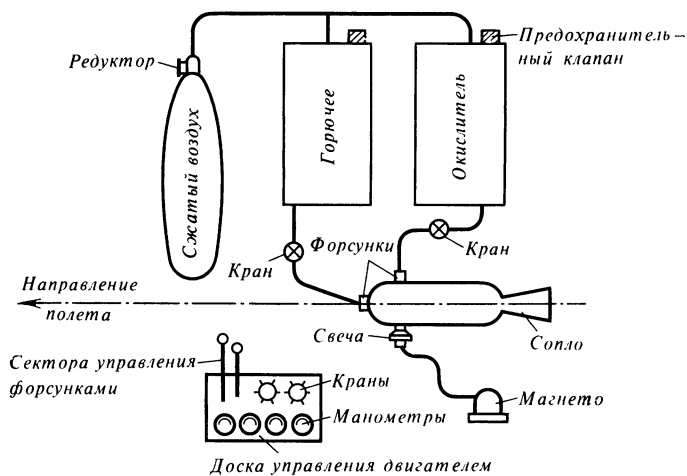


Рис. 9

Схема жидкостного ракетного двигателя

ракета должна достигнуть высоты в 56 км, а затем от нее отделяется малая водородная ракета, которая по расчетам проф. Оберта должна будет достигнуть высоты в 1960 км. Понятно, что это только теоретические данные, и притом полученные на основании ряда очень существенных допущений и условий. Но сама по себе идея создания составной ракеты заслуживает большого внимания и в будущем, несомненно, позволит достигнуть если и не столь значительных, но во всяком случае очень больших высот.

На рис. 11 изображена одна из советских ракет, установленная в пусковой станок, перед стартом.

В отличие от ракетных двигателей, работающих на твердом топливе, жидкостный ракетный двигатель может работать некоторое время непрерывно, на установившемся режиме; может по желанию своего водителя уменьшать и увеличивать развиваемую им тягу, легко может быть остановлен и опять запущен.

По своим летным данным, как мы видели, ракетные аппараты на жидком топливе значительно превосходят аппараты, работающие на порохе. Есть все основания ожидать достижения в недалеком будущем высот в несколько десятков километров именно при

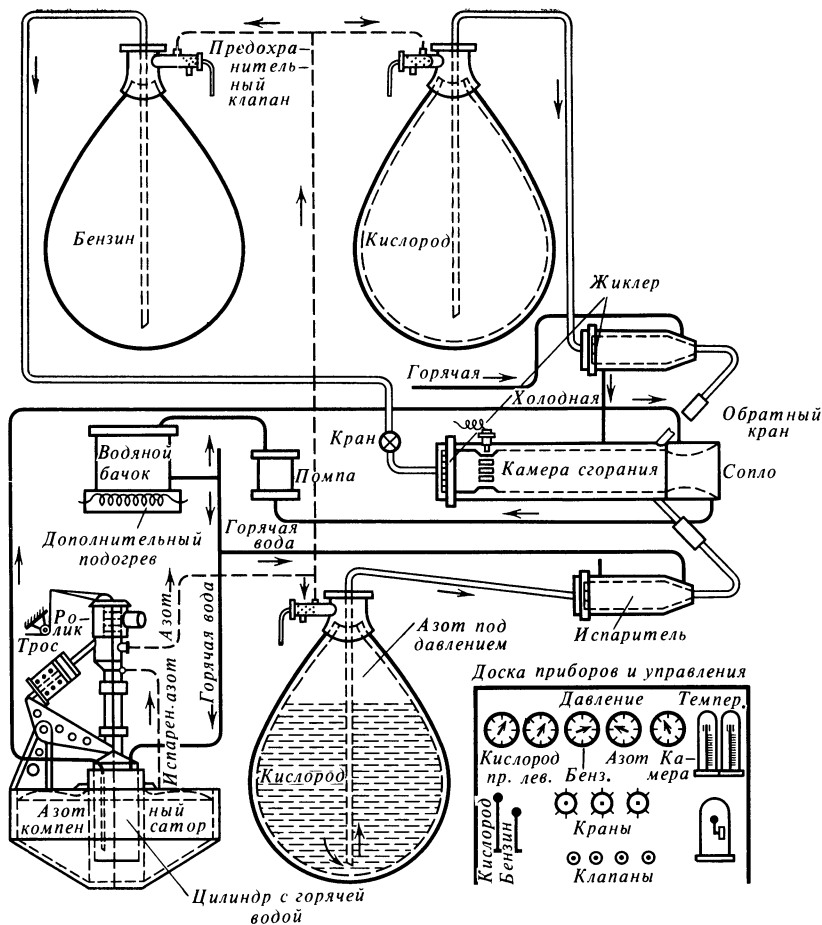


Рис. 10

Схема жидкостного ракетного двигателя ОР-2

Двойные линии — топливо; полужирные — вода; штриховые — азот

помощи жидкостных ракет. Сперва на эти высоты поднимутся различные измерительные приборы, а затем, с дальнейшим развитием ракетной техники, станет возможным полет и для человека.

Однако на пути развития жидкостных ракетных аппаратов есть ряд чрезвычайно больших трудностей. В частности, вследствие применения жидких компонентов топлива в камере сгорания получаются очень высокие температуры, 3000–4000°. Чтобы камера сгорания выдержала эти температуры в течение даже очень непродолжительного времени, необходимо применять специальные материалы, изоляцию и другие различные способы предохранения камеры сгорания от расплавления.

Трудность работы заключается в большом количестве жидких газов, употребляемых в подобных двигателях в качестве окислителя. Это же обстоятельство представляет главное «зло» жидкостных ракетных двигателей еще и по другой причине. Для того

чтобы развить тягу в 200—225 кг, двигатель, работающий на жидком топливе, должен сжечь топливной смеси в одну секунду около одного килограмма. Следовательно, чтобы развить тягу в 1000 кг, надо ежесекундно сжигать в двигателе около 5 кг топлива. Вследствие этого всякий ракетный аппарат с двигателем на жидком топливе должен иметь весьма значительный запас последнего, соответствующие баки для его хранения и прочие устройства, рассчитанные на нужное время действия данного аппарата. А раз так, то полетный вес аппарата будет достаточно большим, из-за чего потребуются увеличить тягу двигателя, т. е. опять увеличивать запас топлива, баки и проч.

Проблема веса в ракетной технике приобретает такое же значение (если не большее), как и в авиации. Причина этого заключается главным образом в том, что для работы ракетного двигателя приходится брать в аппарат не только горючее, как в авиации (бензин, спирт и т. п.), а и окислитель (жидкий кислород). Это обстоятельство, как уже отмечалось выше, служит характерным и положительным качеством ракетных аппаратов, так как дает им возможность летать на сколь угодно больших высотах и даже в пустоте. Необходимость возить с собой большое количество тяжелого топлива весьма суживает границы практического применения жидкостных ракетных аппаратов.

Создавшееся положение заставило искать какие-то новые пути для решения задачи. Ряд исследователей: Ренэ Лорен (Франция), Крокко (Италия), проф. Стечкин (СССР) — предложили так называемые воздушные ракетные двигатели. Ракетные аппараты при своем полете должны развивать громадные скорости, и вследствие этого представляется возможным использовать получающийся скоростной напор, для того чтобы подвести нужное количество кислорода в камеру сгорания двигателя. Тем самым отпадает необходимость брать в полет большое количество жидкого кислорода.

Идея воздушных ракетных двигателей заключается в том, чтобы производить работу на смеси, образующейся во время полета со значительной скоростью, из некоторого горючего и кислорода окружающего воздуха. На рис. 12 представлена схема воздушного ракетного двигателя в виде трубы, имеющей профилированный внутренний канал. Через переднее отверстие воздух при полете двигателя засасывается внутрь канала, сжимается и, проходя в камеру сгорания, смешивается с подаваемым туда специальной форсункой горючим. Смесь воспламеняется, сгорает, и образовавшиеся продукты сгорания вытекают через сопло так же, как это происходит у обычных ракетных двигателей. Скорость выходящих газов будет больше скорости засасываемого воздуха, и за счет этого аппарат будет двигаться.

В пустоте воздушные ракетные двигатели работать не смогут, в очень же разреженной среде (20—30 км) они смогут работать, развивая большие скорости. Для того чтобы воздушный ракетный двигатель начал работать, необходимо создать соответствующие начальные условия, т. е. предварительно разогнать взятый аппарат до такой скорости, где сможет работать воздушный ракетный двигатель. Для этой цели могут быть использованы ракетные двигатели на твердом или на жидком топливе и комбинации их. Несомненно, что разрешение задачи воздушного ракетного



Рис. 11

Заливка кислорода в ракету ГИРД-09,
установленную в пусковой станок

двигателя позволит осуществить полет человека на высотах до 30 км со скоростями в несколько сот метров в секунду. Описанные схемы ракетных двигателей и аппаратов могут быть классифицированы следующим образом.

По роду применяемого топлива:

- 1) двигатели на твердом топливе;
- 2) двигатели на жидком топливе;
- 3) воздушные ракетные двигатели.

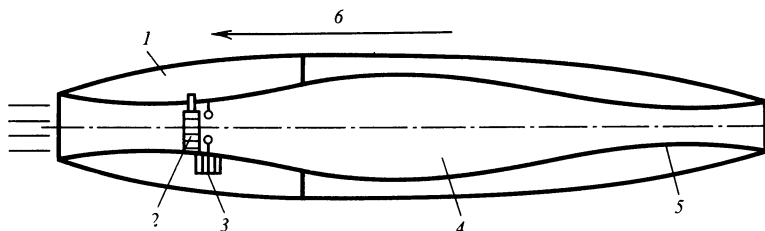


Рис. 12

Схема воздушно-реактивного двигателя

1 — горючее; 2 — жиклеры; 3 — зажигание; 4 — камера сгорания;
5 — сопло; 6 — направление полета

Ракетные летательные аппараты (РЛА) по своему назначению:

- 1) ракеты фейерверочные;
- 2) ракеты сигнальные (звуковые, дымовые, световые и т. д.);
- 3) ракеты боевые (снаряды различных назначений);
- 4) ракеты градобойные (для рассеивания градовых облаков);
- 5) ракеты для фотосъемки;
- 6) ракеты регистрирующие (для подъема на высоту различных измерительных приборов);
- 7) ракеты для метеорологических наблюдений (путем подъема соответствующих приборов).

РЛА по своему устройству:

- 1) бескрылые ракеты, или просто ракеты;
- 2) крылатые ракеты (не несущие на себе живой нагрузки);
- 3) ракетопланы (аппараты с крыльями, предназначенные для полетов человека);
- 4) ракетные аппараты составные и цельные;
- 5) ракетные аппараты, управляемые и неуправляемые (специальным автоматическим устройством или пилотом);
- 6) ракетные аппараты одно- и многомоторные в зависимости от количества установленных на них двигателей.

Понятно, что все перечисленные системы могут иметь самые разнообразные конструктивные и эксплуатационные формы и особенности.

Ракетная техника — одна из самых молодых отраслей техники, перед нею стоят задачи овладения еще невиданными высотами. Трудности огромны, но преодолимы и должны быть преодолены, для того чтобы в наикратчайший срок обратить ракеты на службу социалистической техники и обороны СССР.

Крылатые ракеты и применение их для полета человека*¹

[1935 г.]

Крылатая ракета — летательный аппарат, приводимый в движение двигателем прямой реакции и имеющий поверхность, развивающие при полете в воздухе подъемную силу.

Будем считать, что взлет, набор высоты, дальнейший полет и затем планирование и посадка такого аппарата принципиально тождественны аналогичным эволюциям самолета.

Полет может преследовать достижение наибольшей высоты подъема с последующим планированием и посадкой или дальности, т. е. покрытие наибольшего расстояния по прямой или по заданному маршруту.

В последующем изложении в основном будет разобран вопрос о максимальной достижимой для крылатой ракеты высоте полета. При этом имеется в виду, что ракета несет живую нагрузку, т. е. человека.

Мысль об использовании ракетных аппаратов для подъема человека на большие высоты и даже для вылета его в космическое пространство известна довольно давно, так как идея самого ракетного двигателя в силу его природы и принципа действия лучше всего применима для такого рода полетов. В этой области необходимо отметить капитальные работы К. Э. Циолковского и Ф. А. Цандера.

Различными изобретателями было предложено в разное время множество всяческих ракетных аппаратов, которые, по мысли авторов, должны были внести переворот в технику. В большинстве своем эти схемы были очень слабо и в собственно ракетной своей части малограмотно разработаны. В последнее время многие предложения сводились к простой постановке ракетного двигателя (на твердом или на жидком топливе) на общеизвестные типы самолетов. Предполагалось таким путем достичь необычайных высот и скоростей полета. Нет надобности много говорить о всей несостоятельности подобного механического перенесения ракетной техники в авиацию.

* Выдержки из доклада, прочитанного автором 2 марта 1935 г. на I Всесоюзной конференции по применению ракетных аппаратов для исследования стратосферы [см. прим. 6, с. 78].

¹ Статья, подготовленная С. П. Королевым на основе этого доклада, была опубликована в журнале «Техника воздушного флота», 1935, № 7, с. 35—56. В докладе впервые на научно-теоретической основе рассмотрены особенности и возможные схемы крылатых пилотируемых ракет (ракетопланов), представлен их проектный весовой анализ и анализ летных характеристик.

И действительно: летал ли человек на ракетных самолетах, добился ли он хоть в ничтожной степени тех головокружительных успехов, о которых мечтали авторы проектов? К сожалению, нет. Дальше фантазии дело не пошло.

Таким образом, если твердо придерживаться той совершенно правильной установки, под знаком которой прошла наша первая в Союзе и первая в мире ракетная (не межпланетная) конференция², а именно: установки только на реальные вещи, на реальные достижения, на научно обоснованный, а не на фантастический прогноз дальнейшей работы советских ракетчиков,— то, к большому сожалению, ни на какую «историю» опереться или сослаться нельзя.

В чем будут заключаться основные особенности полета человека на крылатой ракете? Вкратце на этот вопрос можно ответить так. Во-первых, полет будет высотным, следовательно, пилот должен быть обеспечен всем необходимым для работы на большой высоте (скафандр, герметическая кабина, соответствующий жизненный запас и т. д.). Во-вторых, отрыв от земли, взлет и набор высоты, а также криволинейный полет будут характеризоваться значительным изменением скорости, вследствие чего человеческий организм будет подвержен в течение известного промежутка времени действию ускорения. Следовательно, пилот должен быть помещен в такие условия, чтобы наиболее легко перенести действие ускорения.

Если обратиться к рассмотрению вопроса о количестве людей, которые должны непосредственно участвовать в таком экспериментальном полете, то, хотя и было бы желательно иметь двух и даже трех человек, но, так как каждый лишний килограмм нагрузки имеет, как мы увидим дальше, исключительное значение, следует для начала остановиться на одном человеке. Таким образом, полезная нагрузка крылатой ракеты будет в первом приближении состоять из 80 кг — вес одного человека, 30 кг — вес его снаряжения, итого 110 кг.

Переходим к рассмотрению характеристик семейства крылатых ракет в разрезе поставленной темы.

Несколько слов о возможной схеме крылатой ракеты. Понятно, что может быть предложено множество самых различных вариантов, имеющих свои положительные и отрицательные стороны. В самом общем виде и придерживаясь сделанных ранее допущений, можно предположить, что наш аппарат будет иметь классическую свободносущую монопланную схему, с крылом толстого профиля, центрально расположенным фюзеляжем, с укрепленным на конце последнего хвостовым оперением.

Будет ли внешне похож такой аппарат, скажем, на обычный самолет той же схемы? Можно предположить, что сходство будет очень незначительным в силу ряда специфических факторов и условий, которые будут исследованы ниже.

² Действительно, конференция, официально называвшаяся «Всесоюзная конференция по применению реактивных летательных аппаратов к освоению стратосферы», проведенная по инициативе С. П. Королева РНИИ и Стратосферным комитетом АвиавНИТО 2—3 марта 1935 г. в Москве, была первой в мире конференцией, рассмотревшей вопросы текущего практического развития ракетной техники.

По всей вероятности, крылатой ракете будут присущи следующие внешние признаки: малый размах, малое удлинение и малая величина несущей поверхности. Фюзеляж будет иметь значительную длину и в основном будет занят двигателем, баками, питающими двигатель устройствами и пр.

Возможно, что крыло также будет использовано для размещения различных агрегатов двигателя, приборов и т. п.

Кабина или место пилота займет относительно очень малое место в фюзеляже и, по крайней мере у первых аппаратов, будет открытого типа. Предполагается, что в этом случае пилот будет летать

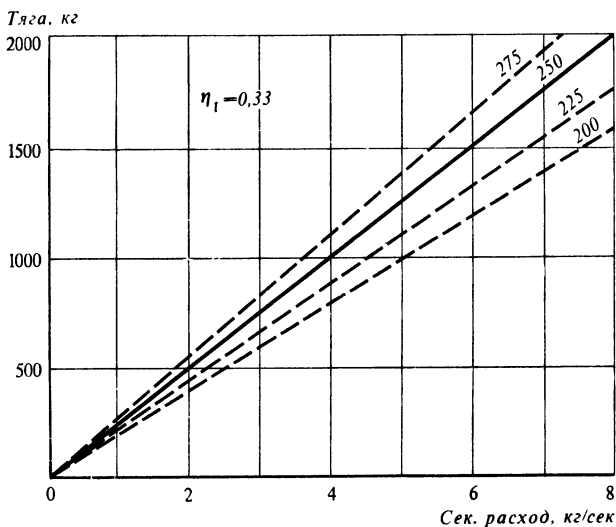


Рис. 1
 Диаграмма изменения тяги в зависимости от секундного расхода

в скафандре. Это обстоятельство вызывается главным образом соображениями экономии веса.

Герметическая кабина имеет, как нам кажется, значительные преимущества по сравнению со скафандром. Основные недостатки кабины — это ее значительный габарит, сложность вывода всякого рода управления и, самое главное, значительный вес, который для ракет приобретает еще большее значение, чем это имеет место в авиации.

В комплексе вопросов, связанных с разрешением проблемы полета человека в ракете, основное место занимает мощный ракетный двигатель на жидком топливе. От достижений в этой области в прямой зависимости находится осуществление стратосферного полета человека на ракетном аппарате.

Ракетный двигатель лучше всего характеризует величина развиваемой им тяги при секундном расходе топлива в 1 кг. На рис. 1 изображено изменение тяги в зависимости от величины секундного расхода. По вертикальной оси отложены значения тяги в кг, по горизонтальной — расходы в кг/сек. Две нижние пунктирные линии соответствуют 200 и 225 кг тяги ракетного двигателя, получа-

емой на 1 кг расхода, сплошная линия — 250 кг, а верхняя пунктирная — 275 кг.

Таким образом, ракетный двигатель с тягой в 2000 кг имеет секундный расход топлива около 8 кг/сек. Располагая подобной характеристикой ракетного двигателя, можно решить задачу использования последнего для полета.

Столь значительные секундные расходы топлива у ракетных двигателей показывают, что запас горючего, который несет в себе

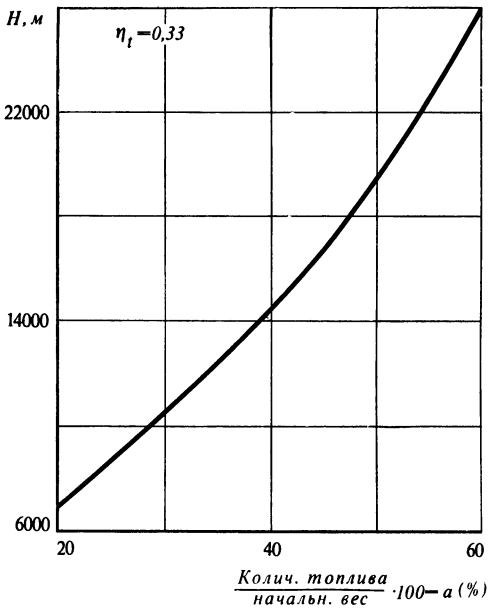


Рис. 2

Диаграмма изменения потолка ракеты в зависимости от относительного количества топлива

ракета, должен быть достаточно большим. И действительно, если разобрать этот вопрос подробно, то мы увидим, что потолок ракеты непосредственно зависит от количества взятого топлива.

На рис. 2 изображена зависимость потолка ракеты от содержания топлива в процентах к общему начальному весу. По вертикальной оси диаграммы отложены значения высоты, а по горизонтальной — процентное содержание топлива. Диаграмма построена для семейства ракет, имеющих двигатель с тягой в 250 кг с 1 кг расхода в секунду; это соответствует термическому КПД $\eta_t \approx 0,33$ (см. ниже), что можно считать вполне реальным.

Если взять также более или менее реальные цифры: $a=40\%$, то получим $H_{\max}=14,5$ км; для $a=50\%$ наибольшая высота возрастает до $H_{\max}=20$ км. Для аппаратов с двигателями, имеющими несколько меньший КПД и соответственно меньшую тягу с 1 кг секундного расхода, максимальные высоты будут значительно меньшими. Еще ряд факторов имеет большое значение для достижения крылатой ракетой наибольшей высоты полета; к числу их относятся:

правильный выбор соотношения тяги ракетного двигателя и начального веса ракеты, а также величина удельной нагрузки несущей поверхности ракеты.

На рис. 3 представлена зависимость потолка ракеты в функции от отношения тяги двигателя к начальному весу. Путем многочисленных просчетов разных вариантов (свыше 200) с различным начальным весом G_0 и содержанием топлива a (%) при разных величинах отношения P/G_0 от 0,5 до 2 был построен ряд кривых. Все

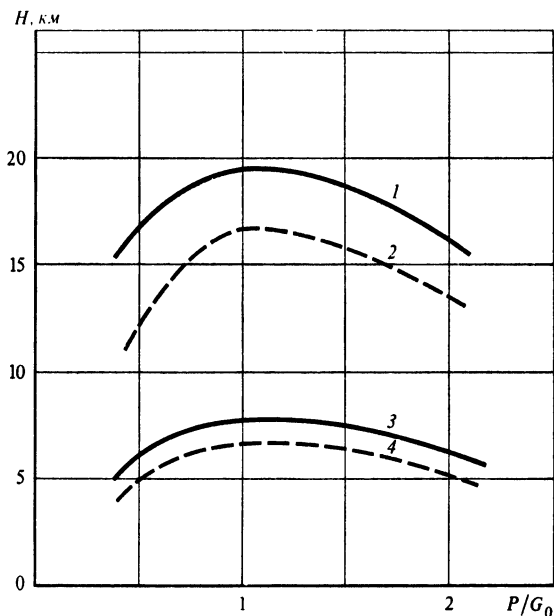


Рис. 3
Диаграмма изменения потолка ракеты
в зависимости от отношения тяги двигателя
к начальному весу

- | | |
|----------------------|---------------------|
| 1 — $G_0 = 2000$ кг, | $a = 33 \div 49$ %; |
| 2 — $G_0 = 2000$ кг, | $a = 30 \div 44$ %; |
| 3 — $G_0 = 1000$ кг, | $a = 19 \div 35$ %; |
| 4 — $G_0 = 1000$ кг, | $a = 16 \div 30$ %; |

они имеют довольно пологий максимум, приходящийся на значение $P/G_0 \approx 1,1$.

На рис. 4 изображена полученная путем таких же расчетов зависимость потолка ракеты от величины нагрузки на 1 м^2 крыла. Из рассмотрения ее видно, что с увеличением удельной нагрузки до некоторых пределов потолка возрастают очень быстро. Дальнейшее увеличение нагрузок уже мало сказывается на значениях H_{max} . Кривая, изображенная на рис. 4, построена для семейства крылатых ракет с тем допущением, что они взлетают без разбега, т. е. отрываются от земли сразу под наивыгоднейшим углом, который, как показывают расчеты, для крылатых ракет равен $\theta \approx 60^\circ$, и мгновенно получают надлежащую скорость полета (это соответствует отрыву от земли при помощи стартовых ракет, вес которых не учитывается).

Таким образом, затраты топлива на разбег не производятся, и вследствие этого на диаграмме (рис. 4) получились несколько преувеличенные по сравнению с указанными ранее значения максимальных высот.

В таблице к рис. 4 приведены цифровые данные, показывающие, что увеличение удельной нагрузки позволяет увеличить количество топлива a (%) за счет уменьшения веса крыльев и значительно уменьшает силу вредного сопротивления аппарата. Вес крыла ракеты определялся так:

$$G_{кр} = \left(5 + 0,07 \frac{G_0}{S} \right) S.$$

Отсюда и понятна необходимость для крылатых ракет иметь удельную нагрузку крыла порядка 300–500 кг/м².

Спрашивается, каким образом осуществить взлет и посадку подобного аппарата?

На рис. 5 изображен ряд кривых, характеризующих изменение взлетных и посадочных скоростей ракеты в зависимости от различных параметров.

По вертикальной оси диаграммы отложены значения скоростей полета в м/сек и км/час. По горизонтальной оси отложены значения нагрузки на единицу площади крыла.

Верхняя кривая показывает изменение взлетной скорости ракеты

$$v_{взл} = \sqrt{\frac{G_0}{\rho_0 S C_{y_{взл}}}},$$

где ρ_0 — плотность воздуха, $C_{y_{взл}}$ — значение коэффициента подъемной силы на взлете.

Для данной кривой было принято значение $C_{y_{взл}}=0,3$. Практика показывает, что для крылатых ракет можно принимать значение $C_{y_{взл}}=0,5$, что несколько уменьшает величину взлетной скорости. Вторая кривая показывает характер изменения $v_{взл}$ при $C_{y_{взл}}=0,5$. Ниже пунктиром изображена кривая посадочной скорости при $C_{y_{max}}=1,0$ и сплошными линиями — кривые посадочных скоростей при выгорании или сбрасывании соответствующих количеств топлива. Последнее условие для ракет следует признать неизменным, так как разница между начальным весом ракеты на старте и в момент посадки вследствие огромного количества топлива будет значительной и сильно отразится на величине посадочной скорости.

Рассмотрение рис. 5 показывает, что при соблюдении некоторых условий дело не так уже безнадежно, как это кажется сначала. Так, для нагрузки в 400 кг/м² крыла взлетная скорость при $C_{y_{взл}}=0,5$ будет около 80 м/сек и в зависимости от содержания топлива $a=40 \div 60\%$ от начального веса посадочная скорость будет в пределах 156–128 км/час.

Посадочная скорость

$$v_{пос} = \sqrt{\frac{G_0 \left(1 - \frac{a}{100} \right)}{\rho_0 S C_{y_{max}}}},$$

где a — содержание топлива, выраженное в процентах от начального веса ракеты, вычислялось в предположении, во-первых, пол-

Рис. 4

Диаграмма зависимости потолка ракеты от величины нагрузки на 1 м² крыла

$$G_0 = 2000 \text{ кг}; \theta_{\text{взл}} = 60^\circ;$$

$$v_{\text{раз}} = \sqrt{\frac{P - G_0 \sin 60^\circ}{C_{x0} \rho S}};$$

$$G_{\text{кр}} = \left(5 + 0,07 \frac{G_0}{S}\right) S.$$

$$G_0/S = 50; 125; 250; 500 \text{ кг/м}^2;$$

$$S = 40; 16; 8; 4 \text{ м}^2;$$

$$G_{\text{кр}} = 340; 220; 180; 160;$$

$$G_m = 880; 940; 980; 1000;$$

$$1000 C_{x0} \rho S = 81; 41,5; 28,2; 21,6$$

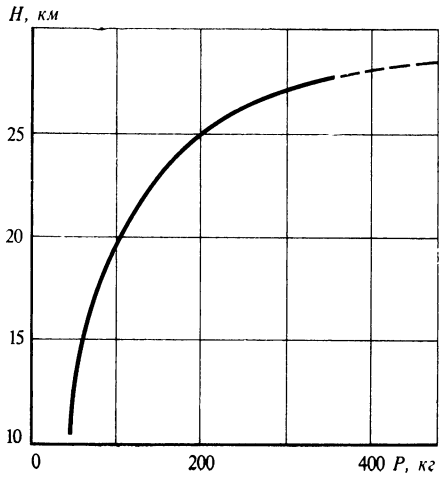


Рис. 5

Зависимость взлетной и посадочной скоростей ракеты от различных параметров

$$v_{\text{взл}} = \sqrt{\frac{P}{\Delta C_{y \text{ взл}}}};$$

$$v_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{P}{\Delta C_{y \text{ макс}}}};$$

Принято: $C_{y \text{ макс}} = 1$.

1 — $v_{\text{взл}}$ при $C_{y \text{ взл}} = 0,3$;

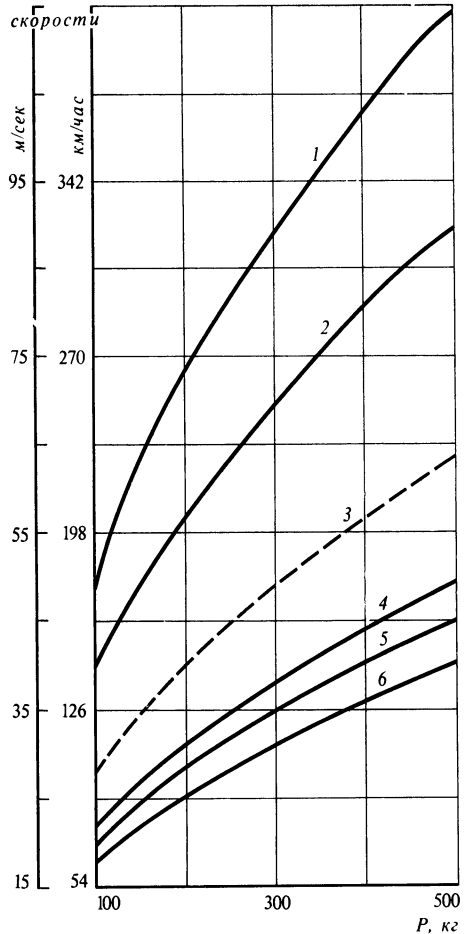
2 — $v_{\text{взл}}$ при $C_{y \text{ взл}} = 0,5$;

3 — $v_{\text{пос}}$ с полной нагрузкой;

4 — $v_{\text{пос}}$, $a = 40\%$;

5 — $v_{\text{пос}}$, $a = 50\%$;

6 — $v_{\text{пос}}$, $a = 60\%$



ного выгорания или сбрасывания взятого топлива и, во-вторых, при неизменном условии использования каких-то приспособлений, увеличивающих $C_{y\text{ пос}}$ и понижающих величину посадочной скорости.

На рис. 6 приведены характеристики разгона крылатой ракеты при помощи стартовых ракет:

$$v_{\text{раз}} = v_{\text{взл}} = B j_{\text{ср}} t_p,$$

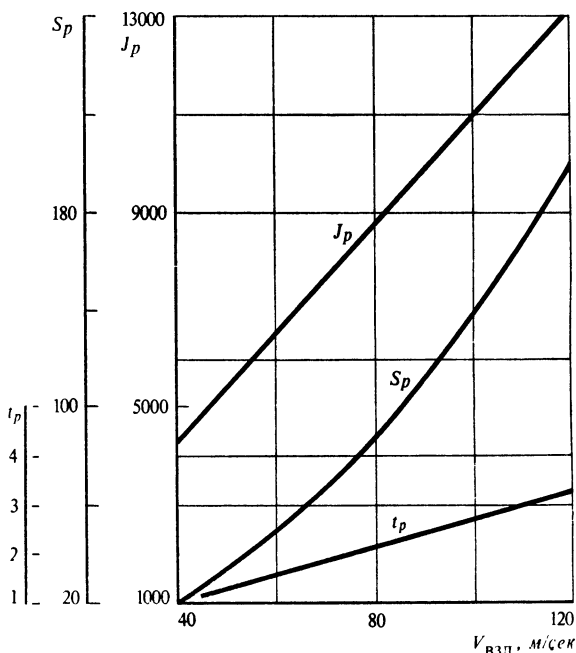


Рис. 6

Характеристика разгона крылатой ракеты

Принято: $G_0 = 1000 \text{ кг}$; $j = 40 \text{ м/сек}^2$;

$$J_p = \frac{G_0 v_{\text{взл}}}{g}, \text{ кг/сек}; S_p = 0,55 \frac{v_{\text{взл}}^2}{j}, \text{ м}; t_p = \frac{v_{\text{взл}}}{0,9j}, \text{ сек}$$

где $v_{\text{раз}}$ — скорость разгона, $B = 0,85 \div 0,9$ — поправочный коэффициент разгона, $j_{\text{ср}}$ — средняя величина ускорения за время разгона, м/сек^2 , t_p — время разгона, сек .

Отсюда время разгона определится так:

$$t_p = v_{\text{взл}} / B j_{\text{ср}},$$

и длина пути, на котором ракете будет сообщен разгон,

$$S_p = \frac{B j_{\text{ср}} t_p^2}{2} = \frac{v_{\text{взл}}^2}{2 B j_{\text{ср}}};$$

при этом средние величины ускорения в формулах для времени и для пути разгона будут несколько различны между собой.

Необходимый для разгона импульс будет

$$J_p = \frac{G_0 j_{cp} t_p}{g} = \frac{G_0 v_{взл}}{Bg}.$$

По вертикальной оси диаграммы рис. 6 отложены значения t_p — времени разгона в *сек*, S_p — пути разгона в *м* и J_p — импульса в *кг·сек*. Для нашей скорости взлета в 80 *м/сек* имеем

$$t_p = 2,2 \text{ сек}, S_p = 85 \text{ м} \text{ и } J_p = 9000 \text{ кг·сек}.$$

Величина ускорения принималась при этом $j_{cp} \cong 40 \text{ м/сек}^2$, что соответствует продольной перегрузке около 4. В течение такого короткого промежутка времени человеческий организм может вполне вынести это ускорение.

Помимо всего сказанного нужно отметить, что увеличение нагрузки на 1 м^2 крыла необходимо еще и потому, что трудно осуществить достаточно прочное большое крыло с малой нагрузкой при полете на столь больших скоростях, как это имеет место у крылатой ракеты. Рис. 5 и 6 показывают, что не следует опасаться некоторого увеличения удельных нагрузок крыла; это дает ряд весьма ощутимых выгод, а получающиеся при этом затруднения не так уже велики и непреодолимы, как это может показаться на первый взгляд. Переходим к рассмотрению весового журнала ракеты.

На рис. 7 показано изменение веса ракетных двигателей в зависимости от силы тяги. По вертикальной оси отложены значения веса двигателей в килограммах, а по горизонтальной — соответствующие им величины тяг.

Диаграмма показывает, что абсолютное значение веса мощных ракетных двигателей невелико. Экономия веса получается у более мощных ракетных двигателей с одной камерой по сравнению с установками, дающими такую же силу тяги, но состоящими из нескольких камер меньшего размера.

Вообще, говоря о журнале весов крылатой ракеты, нужно отметить, что основная доля веса пустой машины падает на моторную часть (если, как уже было отмечено, собственно двигатель весит не так уж много, то значительный вес приходится на долю баков для горючего и окислителя, а также на долю той подающей системы, которая питает двигатель). Это, собственно, вполне понятное явление, объясняющееся необходимостью для крылатой ракеты нести с собой огромное количество топлива и двигатель с колоссальным секундным расходом.

На рис. 8 дан характер изменения веса баков в зависимости от количества топлива. Для упрощения удельный вес топлива был принят $\gamma = 1$, что на практике обычно и имеет место для смеси. Диаграмма построена на основании экспериментальных данных и ряда аналитических просчетов веса цилиндрических баков различной емкости и из разного материала. Рабочее давление в баках взято около 30 *атм*, т. е. применена классическая, очень часто встречающаяся система подачи топлива в двигатель путем его выдавливания из баков давлением. Подсчеты показали, что беспределенно увеличивать размеры баков невыгодно. Практически выгоднее поставить несколько баков. Наиболее легкими оказались баки из электрона, затем из дюралюмина и специальной стали. Наиболее тяжелыми оказались баки из труб больших диаметров.

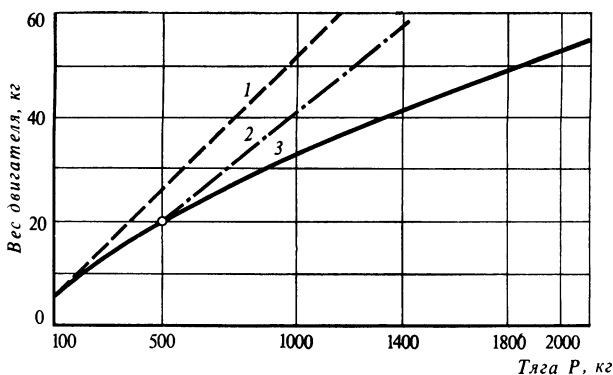


Рис. 7

Диаграмма изменения веса ракетных двигателей в зависимости от тяги

1 — многокамерный, от 100 кг; 2 — многокамерный, от 500 кг; 3 — однокамерный

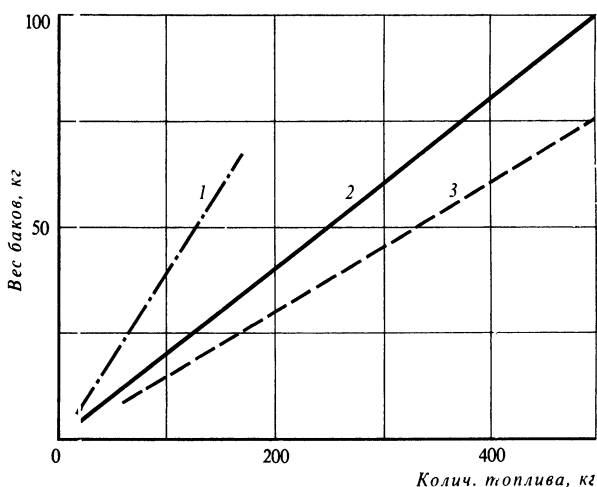


Рис. 8

Диаграмма изменения веса баков в зависимости от количества топлива

Принято: удельный вес топлива $\gamma=1$, давление подачи $p=30$ ат, максимально допустимое $p=45$ ат

1 — дюралевые трубы; 2 — дюраль или спец. сталь; 3 — электрон

Трубчатые баки хороши для малых ракет, а с увеличением количества топлива применение их становится невыгодным, не говоря уже об эксплуатационных затруднениях. Вес электронных баков вследствие малого опыта работы с этим материалом может служить скорее лишь теоретическим пределом веса, к которому следует стремиться при проектировании.

Если подача компонентов в камеру двигателя производится под давлением воздуха или нейтрального газа из специального аккумулятора давления, то вес последнего может быть представлен в

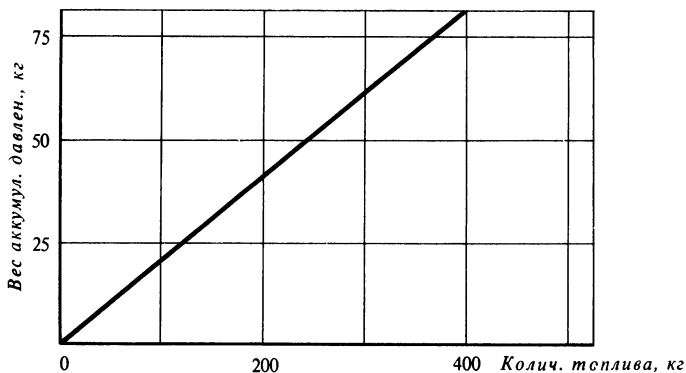


Рис. 9
Диаграмма изменения веса аккумулятора давления
в зависимости от количества топлива

Принято:

$$V_{\text{ак}} = \frac{p_{\text{под}}}{p_{\text{ак}} - p_{\text{под}}} ; V_{\text{ак}} \approx 0,2V_{\text{бак}};$$

$$G_{\text{ак}} = 0,2G_{\text{бак}}; \frac{p_{\text{ак max}}}{l_{\text{бак max}}} \approx G_{\text{бак}} (d_{\text{ак}} = d_{\text{бак}})$$

виде зависимости, изображенной на рис. 9:

$$V_{\text{ак}} = \frac{p_{\text{под}}}{p_{\text{ак}} - p_{\text{под}}} V_{\text{бак}} \approx 0,2V_{\text{бак}},$$

где $V_{\text{ак}}$ — объем аккумулятора давления; $p_{\text{под}}$ — давление подачи; $p_{\text{ак}}$ — давление в аккумуляторе; $V_{\text{бак}}$ — объем баков для топлива. Вес аккумулятора давления будет ³

$$G_{\text{ак}} \approx 0,2G_{\text{бак}} \frac{p_{\text{ак}}}{p_{\text{под}}} \approx G_{\text{бак}}.$$

Простейший подсчет показывает, что практически, при обычных соотношениях давления в аккумуляторе и давления подачи (порядка 5 : 1), объем аккумулятора получается в пять раз меньше, чем объем баков, но вследствие того, что давление в аккумуляторе в среднем в пять раз больше давления в баке, вес аккумулятора давления следует считать равным весу баков. На практике возможно добиться некоторого уменьшения веса, но небольшого, так как аккумулятор, работая с большими давлениями, должен обладать значительной надежностью и, кроме того, арматура его (редуктор и пр.) тяжелее, чем арматура баков, и т. д.

На основании данных, приведенных на рис. 8 и 9, построена сравнительная диаграмма (рис. 10), где даны выраженные в процентах от веса топлива средние значения веса баков из различных материалов и аккумулятора давления.

Рис. 10 показывает, что, беря реальные условия, мы имеем вес баков и аккумулятора по 20% от веса горючего, а в сумме 40%.

³ В предположении, что топливные баки и баллоны аккумулятора выполнены из одинакового материала и близки по конструкции и размерам.

Можно с уверенностью сказать, что при современном состоянии техники указанные цифры ни в какой степени не являются преувеличенными. Путем очень больших ухищрений на практике, может быть, и удастся достигнуть снижения этих цифр на 1–2%. Понятно, что никакого практического значения это иметь не будет, а трудности при этом очень велики, и даже такое снижение веса, по всей вероятности, пойдет в ущерб надежности установки.

На практике вероятнее всего можно ожидать не облегчения, а утяжеления веса питающей системы по сравнению с указанными цифрами.

В заключение анализа весового журнала на рис. 11 для семейства крылатых ракет построена сводная диаграмма весов. Слева по вертикальной оси отложены выраженные в процентах значения веса топлива, баков, аккумулятора давления, конструкции и

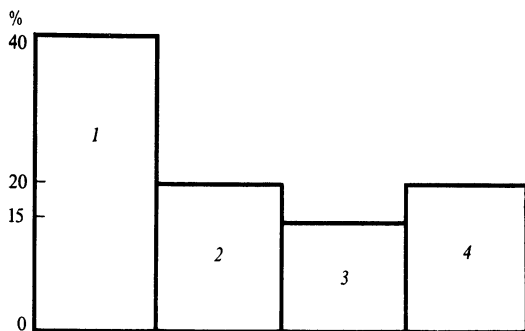


Рис. 10
Средние значения веса баков и аккумулятора давления в процентах к весу топлива

1 — дюралевые трубы; 2 — дюраль или спец. сталь; 3 — электрон; 4 — аккумулятор давления

полезной нагрузки ракеты. В сумме вертикальная ордината равна 100%, т. е. полному начальному весу ракеты. По горизонтальной оси диаграммы отложены численные значения в килограммах начальных весов для ракет в 300; 500; 1000 и 2000 кг. При построении было принято, что полезная нагрузка (пилот и снаряжение его) остается неизменной. Количество топлива было условно выбрано $a=50\%$ от начального веса ракеты. Эта диаграмма показывает всю напряженность весового журнала ракеты. Изменение какого-либо одного параметра, например увеличение полезной нагрузки или веса конструкции, сейчас же отразится на величине $a(\%)$ и, следовательно, на потолке данной ракеты (рис. 2).

Диаграмма показывает, что вес конструкции, достигая значения около 22% у ракеты с начальным весом $G_0=2000$ кг, далее, с увеличением размеров, будет меняться очень мало. Таким образом, увеличивая начальный вес ракеты, мы будем иметь примерно одинаковое соотношение составляющих ее весового журнала. На правой стороне диаграммы (рис. 11) изображена эта зависимость для ракеты с начальным весом $G_0=2000$ кг.

Рассматривая весовой журнал ракеты с начальным весом в 300 кг, мы видим, что вследствие слишком большой полезной нагрузки

(110 кг, что составляет 36,6% от начального веса) и значительного $a=50\%$ весовой журнал ее, даже без учета веса конструкции, не сходится. Следует отметить, что применение ракет с малым начальным весом (до 2000 кг) для полета человека на относительно большие высоты вряд ли будет возможно. Суммируя вышеизложенное, надо признать, что, применяя ракетные двигатели на жидком топливе с системой подачи последнего под давлением и располагая КПД двигателя $\eta_t \approx 0,33$ (т. е. снимая

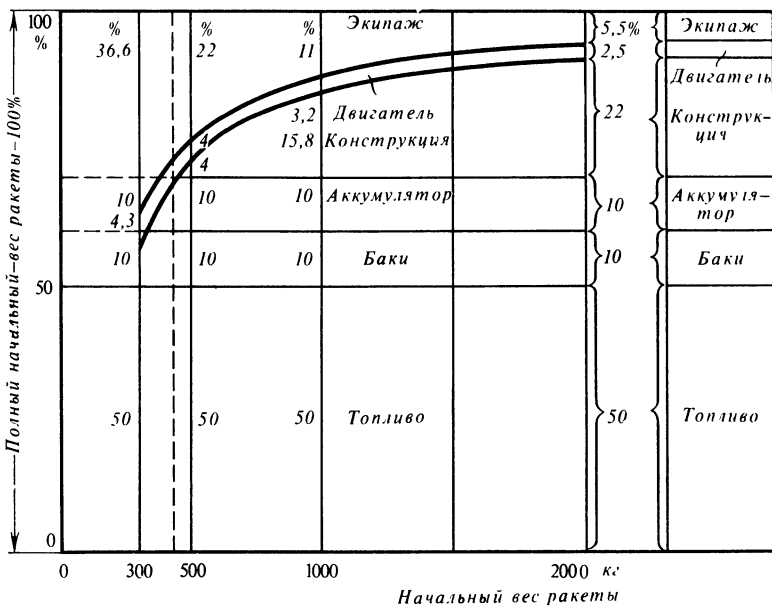


Рис. 11
Сводная диаграмма весов крылатых ракет

250 кг тяги с 1 кг секундного расхода двигателя), человек может подняться в крылатой ракете на высоту до 20 000 м. Могут ли быть отступления в лучшую сторону? Да, могут, и, в частности, у аппаратов, обладающих большим начальным весом. Однако, принимая во внимание современное состояние ракетной техники и всю трудность создания и эксплуатации такого громадного высотного аппарата, а также учитывая необычайную трудность работы с громадными количествами жидких газов, что является неперенным условием, следует признать, что путь увеличения начального веса ракеты не может быть на сегодня признан реальным. С другой стороны, нельзя ни в какой мере считать удовлетворительными те результаты, которые мы получили. Безусловно, следует и необходимо работать над совершенствованием конструкции аппарата и двигателя, для того чтобы достичь лучших результатов. Первый путь — это увеличение запаса горючего $a(\%)$. Для этого необходимо отказаться от системы подачи давлением и перейти на подачу насосами. В этом случае отпадает необходимость в аккумуляторе давления, а сами баки будут много легче, так как станут работать под атмосферным (или малым) давлением. По-

следнее обстоятельство, помимо облегчения веса, сильно упростит эксплуатацию и повысит надежность всего аппарата.

Вес насоса (целиком всего агрегата, включая сюда и то топливо, которое идет на его работу) можно представить в виде* диаграммы (рис. 12):

$$G_{\text{нас}} = \frac{0,4\dot{G}_s p_{\text{под}}}{\gamma},$$

где $G_{\text{нас}}$ — вес насосного агрегата; G_s — секундный расход двигателя; $p_{\text{под}}$ — давление подачи; $\gamma=1$ — удельный вес смеси.

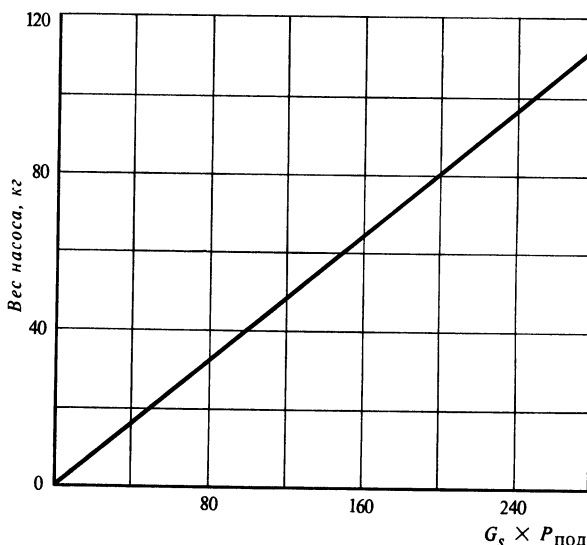


Рис. 12

Диаграмма веса агрегата (насоса) для подачи топлива в камеру

Выигрыш в весе питающей системы при постановке насоса теоретически получается в 2 раза. Практически увеличение a (%) будет несколько меньшим, так как одновременно с увеличением запаса топлива возрастает вес баков и самого насоса. Для ракеты с начальным весом $G_0=2000$ кг можно достичь $a=58\%$. Вообще говоря, следует считать реальным осуществление крылатой ракеты с содержанием топлива до 60% от начального веса. На рис. 13 и 14 показаны весовые соотношения для двух ракет, из которых одна имеет систему подачи давлением, а другая — посредством насосного агрегата.

Следующим весьма важным фактором, изменение которого может значительно улучшить летные данные ракеты, является КПД двигателя. Однако на этом пути неизбежен ряд больших затруднений, особенно если стремиться увеличить η_i за счет повышения давле-

* По данным сектора двигателей РНИИ⁴.

⁴ Поскольку в данной статье С. П. Королев рассматривает кислородно-спиртовые (-алкогольные) ЖРД, он, очевидно, пользовался данными сектора кислородных ЖРД.

Рис. 13

Средние значения веса питающих систем ракетного двигателя в процентах к весу топлива

I — подача под давлением;
II — подача насосом

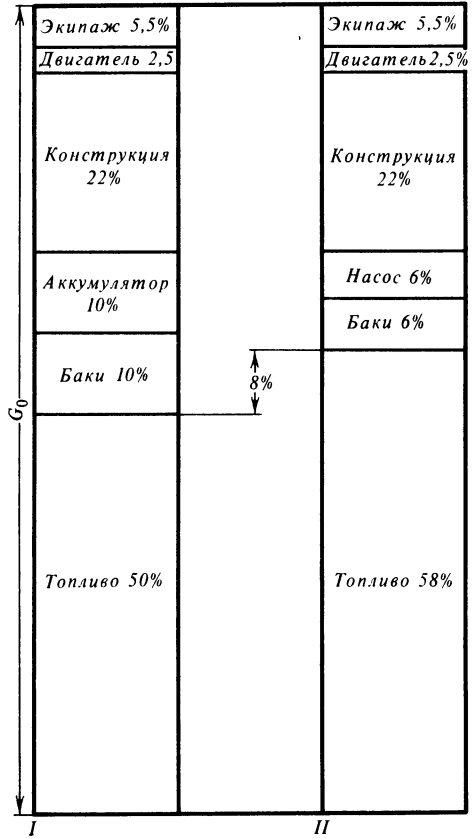


Рис. 14

Сравнение весовых данных двух крылатых ракет с разными системами питания двигателя ($G_0 = 2000 \text{ кг}$; $P_{\text{двиг}} = 2000 \text{ кг}$)

I — подача под давлением;
II — подача насосом

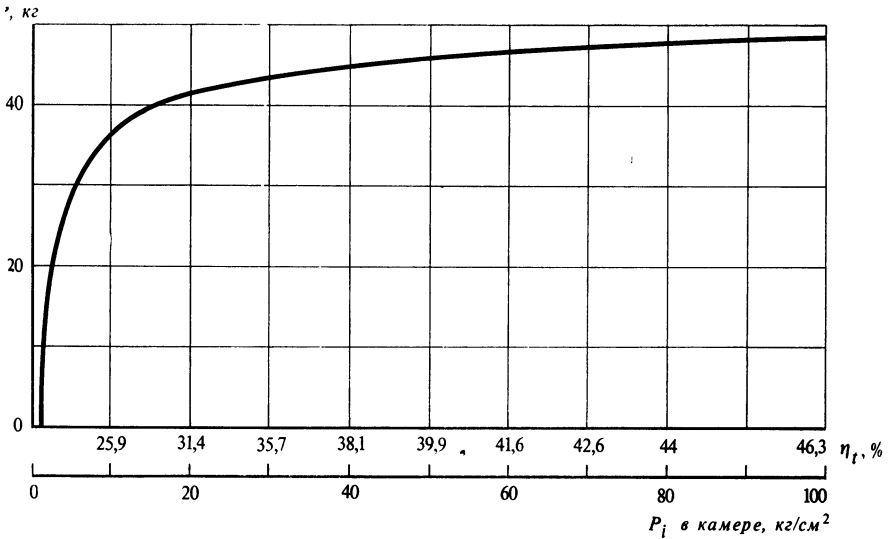


Рис. 15

Диаграмма изменения тяги ракетного двигателя, получаемой с 1 кг расхода топлива, в зависимости от термического КПД

ния в камере. Следует помнить, что в камере сгорания имеют место весьма высокие температуры и вследствие этого прочность материала и стойкость камеры понизятся.

Увеличение КПД двигателя увеличит удельную тягу, развиваемую последним с 1 кг расхода. Таким образом, имея тот же начальный запас топлива a (%), крылатая ракета значительно повысит свой потолок (рис. 17).

На рис. 15 показан характер изменения удельной тяги двигателя *, снимаемой с 1 кг расхода, в зависимости от давления в камере сгорания при соответствующих значениях термического КПД:

$$P = mw_a, \quad w_a = 91,5 \sqrt{H_u \eta_t},$$

где P — тяга двигателя; $m = G_s/g$ — секундная масса; w_a — скорость истечения газов из сопла; H_u — теплотворная способность 1 кг смеси, составленной из горючего и окислителя; η_t — термический КПД

$$\eta_t = 1 - (p_0/p_i)^{(k-1)/k},$$

и для расхода в 1 кг/сек

$$P_k = 9,3 \sqrt{H_u [1 - (p_0/p_i)^{(k-1)/k}]},$$

где p_0 — давление среды за соплом; p_i — давление в камере сгорания; P_k — тяга на 1 кг расхода в секунду; $k=1,15$ — показатель адиабаты.

Из рассмотрения диаграммы (рис. 15) следует, что кислородно-алкогольный двигатель, который будет давать тягу не 250, а 275 кг с 1 кг секундного расхода, имеет $\eta_t \approx 0,40$ и давление в камере около 50 ат. Осуществление такого двигателя, как уже указывалось, явится задачей достаточно трудной, а, кроме того, большое давление в камере потребует значительного давления подачи, что сильно усложнит и утяжелит конструкцию питающей системы. Возможно, что целесообразным будет применить какие-то новые компоненты топлива для того, чтобы снять с 1 кг расхода хотя бы 275 кг тяги и в то же время избежать столь значительных давлений в камере. Определение основных аэродинамических характеристик семейства крылатых ракет в большинстве случаев может быть произведено общеизвестными методами, так как чаще всего взлет и значительная часть пути проходятся крылатой ракетой с дозвуковыми скоростями. Вычисления удобнее всего свести в табл. 1 и 2 [форма которых приводится ниже].

В табл. 1 и 2 приняты следующие обозначения: $C_{x_{вр}}$ — приведенный коэффициент вредного сопротивления всех частей ракеты, кроме крыла; S — несущая поверхность крыльев; $C_{x_{рак}}$ — коэффициент вредного сопротивления всей ракеты; $C_{x_{кр}}$ — коэффициент вредного сопротивления крыла; C_y — коэффициент подъемной силы крыльев; C_m — коэффициент продольного момента крыльев; $C_y/C_{x_{кр}}$ — качество крыла; $C_y/C_{x_{рак}}$ — качество всей ракеты.

В случае необходимости пересчет поляры крыла с одного удлинения на другое производится таким же способом, как это делается для самолетов.

* По данным сектора двигателей РНИИ.

Таблица 1
Нахождение $C_{x\text{ вр}}$

Наименование	Мидель	Количество	Общий мидель S_M	C_x	$C_x S_M$	Примечание
--------------	--------	------------	--------------------	-------	-----------	------------

Кабина пилота
 Моторная гондола
 Горизонтальное оперение
 и т. д.

$$C_{x\text{ вр}} = \frac{\sum C_x S_M}{S} \quad \Sigma C_x S_M =$$

Таблица 2
Аэродинамические характеристики

Данные	α°					
	-3	-1,5	0	1,5	3	и т. д.
C_y						
$C_{x\text{ кр}}$						
$C_{x\text{ вр}}$						
$C_{x\text{ рак}}$						
C_m						
$C_y/C_{x\text{ кр}}$						
$C_y/C_{x\text{ рак}}$						

Спроектировав на направление касательной и нормали к траектории полета все действующие на крылатую ракету силы, можно написать в общем виде уравнения движения ракеты (рис. 16):

$$M j_t = P - R_x \Delta \varphi(v) v^2 - G \sin \theta,$$

$$M j_n = R_y v^2 \Delta - G \cos \theta.$$

Разделив оба уравнения на M и выражая их в дифференциальной форме, получим окончательно

$$\frac{dv}{dt} = \frac{P}{M} - \frac{R_x \Delta \varphi(v) v^2}{M} - g \sin \theta = f_1(v, \theta, t),$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{R_y v^2 \Delta}{M} - g \frac{\cos \theta}{v} = f_2(v, \theta, t);$$

здесь $j_t = dv/dt$ — тангенциальное ускорение; $j_n = v d\theta/dt$ — нормальное ускорение; $R_x = C_x \rho S$ — сила сопротивления воздуха при скорости $v=1$ м/сек; $R_y = C_y \rho S$ — подъемная сила при $v=1$ м/сек; $\Delta = \rho/\rho_0$ — отношение плотности воздуха на высоте к плотности у земли; $\varphi(v)$ — функциональная зависимость от скорости, вносящая поправку в значение R_x в том случае, если ракета летит со скоро-

стью, большей, нежели скорость звука; g — ускорение силы тяжести; θ — угол наклона траектории к горизонту; $d\theta$ — приращение угла наклона за бесконечно малый промежуток времени; $M=G/g$ — полетная масса (переменная) ракеты; G — вес ракеты в данный момент времени; v — скорость полета в данной точке траектории; t — время полета, считая от момента старта.

Решение этих уравнений подробно разработано в «Динамике ракетных самолетов» профессора В. П. Ветчинкина *. Если интегрирование ведется численным путем по точкам, то вести его следует,

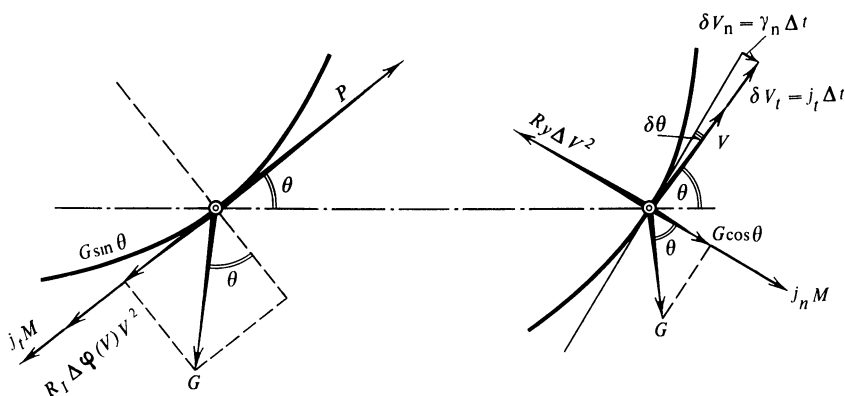


Рис. 16
К выводу уравнений движения ракеты

как было указано В. П. Ветчинкиным в ряде его работ, по приближенным вычислениям **, т. е. начинать методом Рунге, а продолжать методом Коуэлла, который он распространил на уравнения любого порядка.

Траекторию полета крылатой ракеты можно разделить на несколько участков. Первый — это разбег с помощью катапульты, затем взлет с собственным двигателем и набор высоты с увеличивающейся скоростью. Если в момент взлета не управлять рулями высоты ракеты, то она чрезвычайно быстро задерется и будет иметь тенденцию перейти на петлю. Исследования показывают, что выгодный угол набора высоты $\theta \approx 60^\circ$, который и надлежит при помощи рулей или какого-либо автоматического устройства выдерживать в течение всего времени работы двигателя. По окончании работы двигателя ракета будет двигаться также под углом $\theta = 60^\circ$ по инерции до того момента, когда скорость ее полета станет равной скорости планирования. Если стремиться достичь наибольшей возможной для данной ракеты высоты подъема, то можно после окончания работы двигателя несколько подзадирать машину и

* Печатается в Сборнике РНИИ, изд. Осоавиахима ⁵.

** Техника воздушного флота, 1931, № 5; Методы приближенного и численного интегрирования обыкновенных дифференциальных уравнений, Изд. ВВА, 1932, вып. I; 1934, вып. II; 1935, вып. III (печатается); Руководство по приближенным вычислениям.— Труды ЦАГИ, 1935, вып. 210 (печатается).

⁵ Окончательно статья получила название «Несколько задач по динамике реактивного самолета». — В кн.: Реактивное движение, вып. I. М.—Л., 1935, с. 95—130.

лететь вверх вертикально до полной потери скорости. Затем ракета быстро потеряет высоту, наберет снова скорость и перейдет на планирование.

Уравнения движения ракеты при полете с момента старта и до установившегося взлета под углом $\theta=60^\circ$ могут быть написаны в следующем виде:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{(P - R_x v^2) g}{G_0 - G_s t} - g \sin \theta,$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{R_x g v}{G_0 - G_s t} - g \frac{\cos \theta}{v}.$$

Для второго участка пути ракеты, т. е. при полете ее под постоянным углом 60° , уравнения движения напишутся так:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{(P - R_x \Delta v^2) g}{G_0 - G_s t} - g \sin 60^\circ,$$

$$R_y \Delta v^2 = (G_0 - G_s t) \cos 60^\circ.$$

И для последнего этапа пути, т. е. при вертикальном полете ракеты вверх по инерции до полной потери скорости, пренебрегая сопротивлением воздуха, можно написать

$$S = v_{\max} t_{\text{ин}} - g \frac{t_{\text{ин}}^2}{2}, \quad v_{\text{ин}} = v_{\max} - g t_{\text{ин}};$$

при $v_{\text{ин}}=0$ полет окончен и

$$t_{\text{ин}} = v_{\max}/g;$$

здесь S — путь ракеты по инерции; $t_{\text{ин}}$ — время полета по инерции; v_{\max} — скорость в момент перехода ракеты на вертикальный полет по инерции.

Пользуясь этими уравнениями, а также проделанными ранее исследованиями, нетрудно найти полетные характеристики для какой-либо конкретной ракеты.

На рис. 17 показано изменение потолка крылатой ракеты с начальным весом $G_0=2000$ кг и $P=2000$ кг в зависимости от двух факторов, а именно: $a(\%)$ — содержания топлива и η_i — КПД двигателя. По вертикальной оси (см. рис. 17) отложены значения потолков ракет, а по горизонтальной — величины $a(\%)$ и разные значения КПД двигателя η_i . На диаграмме нанесены три пары кривых. Пунктирные кривые показывают изменение потолка ракеты без учета полета по инерции, а сплошные — с учетом вертикального подъема до полной потери скорости. Из рассмотрения кривых рис. 17 следует, что максимальная высота полета крылатой ракеты, несущей на себе человека, с учетом полета вверх по инерции (после окончания работы двигателя) составит не более 32 000 м. При этом нами были сделаны допущения, что $\eta_i \approx 0,4$ и $a=60\%$ от начального веса.

На рис. 18 представлена характеристика полета той же крылатой ракеты при $a=60\%$ и $\eta_i=0,4$. Ракета несет на себе одного человека и достигает, как уже указывалось раньше, немного более 31 км, включая сюда и полет по инерции после окончания работы двигателя.

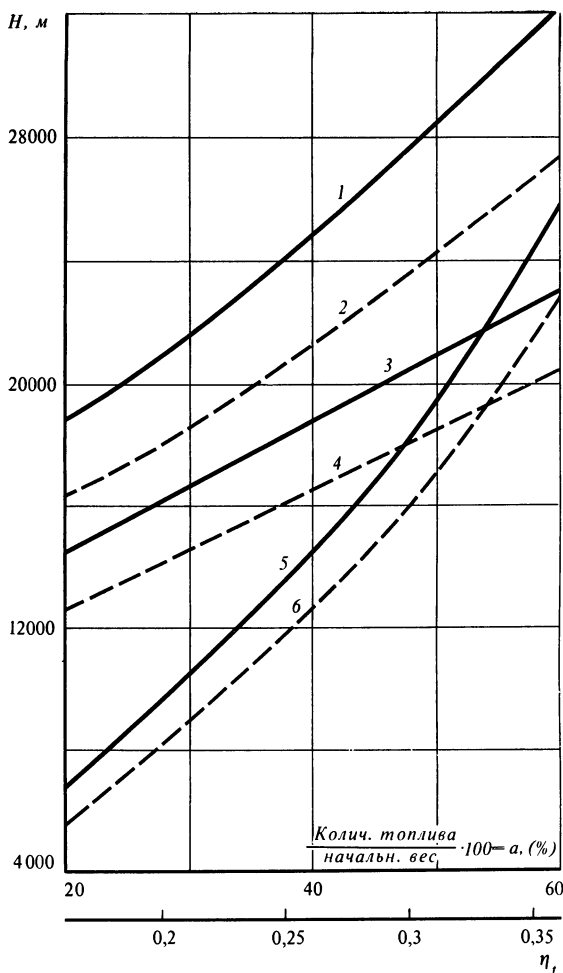


Рис. 17
Диаграмма изменения потолка ракеты
в зависимости от процента содержания топлива
и термического КПД двигателя

- 1, 2 — $H_{\max} = f(\eta_t)$, $a = 60\%$;
 3, 4 — $H_{\max} = f(\eta_t)$, $a = 50\%$;
 5, 6 — $H_{\max} = f(a)$, $\eta_t = 0,33$

Максимальная скорость полета ракеты около 300 м/сек. Ракета в течение 12 сек достигает скорости около 150 м/сек (540 км/час) и задирается до угла 60°, под которым и продолжает набирать высоту до полного выгорания горючего.

Двигатель кончает свою работу на 165-й секунде, после чего продолжается полет вверх до полной потери скорости на 195-й секунде на высоте около 31 км; после этого ракета переходит на пикирование и затем на планирующий спуск. Скорость планирования в первый момент, т. е. на высоте примерно 26 км, будет около 250 м/сек (900 км/час).

Изменение ускорения представлено на кривой $j=f(t)$. В первые секунды полета после разгона ракеты ускорение уменьшается и

даже приобретает некоторое отрицательное значение, т. е. ракета испытывает торможение вследствие того, что в короткий промежуток времени она переходит к полету под углом $\theta=60^\circ$. Затем следует участок пути по прямой под углом $\theta=60^\circ$, на котором ракета несколько разгоняется, и ускорение плавно возрастает вплоть до момента окончания работы двигателя.

На рис. 19 показана траектория полета ракеты с начальным весом 2000 кг и $P=2000$ кг (вверху диаграммы в увеличенном, а внизу — в меньшем масштабе). Максимальная дальность полета достигает около 220 км и время около 1100 сек ≈ 18 мин.

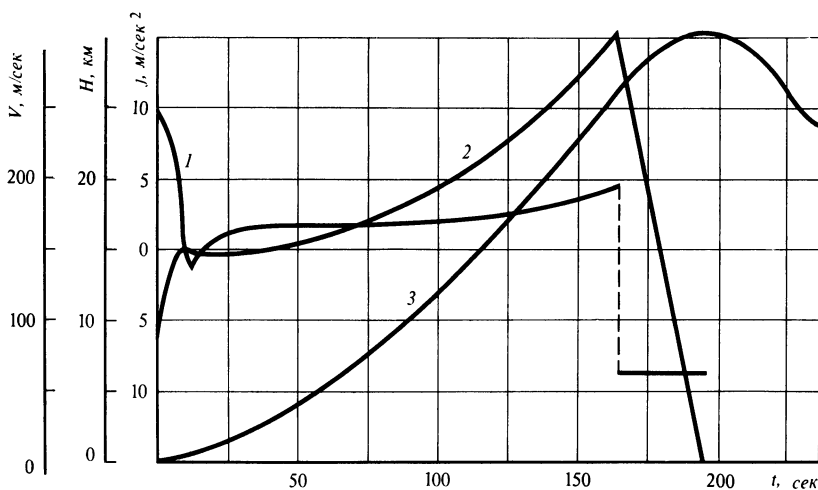


Рис. 18

Характеристики крылатой ракеты

1 — $j = f(t)$; 2 — $v = f(t)$; 3 — $H = f(t)$

Известный практический интерес представляет вопрос о наибольших достижимых для описанной ракеты скоростях горизонтального полета и установлении максимальной дальности. Для исследования этих вопросов надо произвести ряд дополнительных расчетов, причем для облегчения этой работы следует сделать некоторые упрощения.

Расчет велся на средний полетный вес, и при вычислении максимальных скоростей полета предполагалось, что аппарат имеет то же соотношение масс, что и в предыдущий момент, и на разных высотах переходит на горизонтальный полет, разгоняясь до полного выгорания топлива, далее летит горизонтально по инерции и, наконец, переходит на планирование. Без учета сопротивления воздуха на горизонтальном участке траектории наибольшая горизонтальная скорость полета ракеты может быть найдена так:

$$Mdv/dt = P;$$

в результате интегрирования получаем

$$v = \frac{Pgt}{G_{cp}} + v_0,$$

$$v_{max} = \frac{Pg(t_{дв} - t_0)}{G_{cp}} + v_0;$$

с учетом сопротивления воздуха получаем дифференциальное уравнение

$$\left(\frac{G_0 - G_{st}}{g} \right) \frac{dv}{dt} = P - P_x,$$

где P_x — полная сила сопротивления воздуха.

Если P_x пропорционально квадрату скорости, то интегрирование этого уравнения может быть выполнено в конечном виде; в этом случае надо взять G_{cp} — средний полетный вес машины (на горизонтальном участке полета). Опуская математические выкладки, можно представить окончательный результат в виде следующих

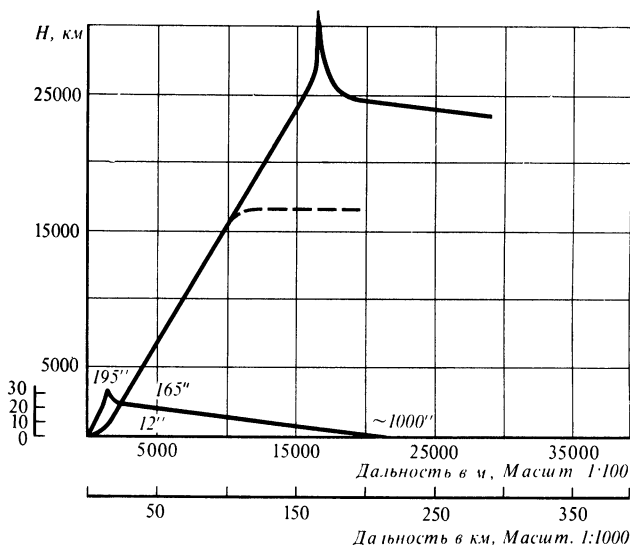


Рис. 19

Траектория полета крылатой ракеты

$$G_0 = 2000 \text{ кг}; \quad P = 2000 \text{ кг}; \quad v_{взл} = \sqrt{G_0 / \rho_0 G_{гвзл} S}$$

формул, предложенных инженером М. П. Дрязговым⁶:

$$v = \sqrt{\frac{A}{B} \left(\frac{De^{2\sqrt{AB}t} - 1}{De^{2\sqrt{AB}t} + 1} \right)},$$

где

$$A = \frac{Pg}{G_{cp}}, \quad B = \frac{gC_x \rho S}{G_{cp}}, \quad D = \frac{\sqrt{AB} + Bv_0}{\sqrt{AB} - Bv_0};$$

здесь v_0 — скорость ракеты в момент ее перехода на горизонтальный полет.

Интересующая нас величина наибольшей скорости полета ракеты найдется так:

$$v_{\max} = v$$

⁶ См.: Дрязгов М. П. Вопросы динамики пороховых крылатых ракет. — В кн.: Ракетная техника, вып. 1. М.—Л., 1936, с. 62 (59—96). М. П. Дрязгов работал в РНИИ ведущим инженером в подразделении, руководимом С. П. Кorableвым.

при значении

$$t = t_{\text{дв}} - t_0,$$

где $t_{\text{дв}}$ — полное время работы двигателя; t_0 — время с момента взлета ракеты и до перехода ее на горизонтальный полет.

Дальность полета ракеты может быть найдена так:

$$L = L_{\theta=60^\circ} + L_{\text{гор}} + L_{\text{ин}} + L_{\text{пл}},$$

где $L_{\theta=60^\circ}$ — дальность полета при движении ракеты по прямой под углом $\theta=60^\circ$, берется из таблицы численного интегрирования;

$L_{\text{гор}} = \left(\frac{v_{\text{max}} + v_0}{2} \right) (t_{\text{дв}} - t_0)$ — дальность горизонтального полета с двигателем;

$L_{\text{ин}} = \left(\frac{v_{\text{max}} + v_{\text{пл}}}{2} \right) t_{\text{ин}}$ — дальность горизонтального полета по инерции (здесь $v_{\text{пл}}$ — скорость планирования на данной высоте);

$L_{\text{пл}} = H_0 K_{\text{max}}$ — дальность планирования (здесь K_{max} — максимальное аэродинамическое качество ракеты).

При вычислении максимальных скоростей полета получили значения v_{max} , превосходящие скорость звука. Не имея возможности получить нужные коэффициенты продувки и не желая оперировать не всегда достоверными теоретическими данными, было сделано допущение, что полет ракеты на горизонтальном участке своего пути происходит без сопротивления воздуха. В этом случае характер изменения скорости будет иметь вид кривой, изображенной пунктиром на рис. 20. Для того чтобы хоть в некоторой степени учесть влияние сопротивления воздуха, на рис. 20 была построена вторая кривая скоростей с учетом сопротивления по квадратичному закону. На самом деле значения скоростей будут ниже, если учесть истинное сопротивление воздуха при полете со сверхзвуковыми скоростями. По диаграмме рис. 20 получается, что максимальная скорость полета, считая сопротивление по квадратичному закону, будет достигнута на высоте 17 км и окажется около 900 м/сек. Практически можно ожидать достижения скорости около 600—700 м/сек (2000—2500 км/час).

Рис. 20 показывает, какое огромное значение имеет сопротивление воздуха, особенно на малых высотах. Так, если ракета разгоняется у земли до полного выгорания топлива, то без учета сопротивления воздуха она должна была бы достичь скорости до 2400 м/сек, но вследствие влияния сопротивления воздуха сможет развить скорость несколько меньшую 400 м/сек. С подъемом на высоту эта разница уменьшается. Кривые на диаграмме совпадают вследствие сделанных нами допущений в точке, соответствующей моменту окончания работы двигателя, т. е. израсходованию всего топлива на подъем ракеты в высоту.

На рис. 21 показано предположительное изменение дальности полета ракеты в зависимости от той высоты H_0 , на которой она перешла в горизонтальный полет.

На рис. 21 по вертикальной оси отложены значения наибольших дальностей полета ракеты, а по горизонтальной — соответствующие величины H_0 . На диаграмме нанесены четыре кривые, характеризующие дальность полета ракеты, а именно: дальность полета с двигателем под углом $\theta=60^\circ$ до высоты H_0 , дальность полета с двигателем по горизонтали до полного выгорания топли-

ва, дальность горизонтального полета по инерции до скорости планирования и дальность планирования с высоты H_0 . В самом верху диаграммы нанесена пятая, суммарная, кривая, показывающая наибольшую дальность полета ракеты.

По диаграмме получается, что выгоднее всего подниматься до высоты около 23 км, затем переходить на горизонтальный полет, разгоняясь до полного выгорания топлива, после окончания работы двигателя лететь горизонтально по инерции и, наконец, планировать. При этом наибольшая дальность полета ракеты составит

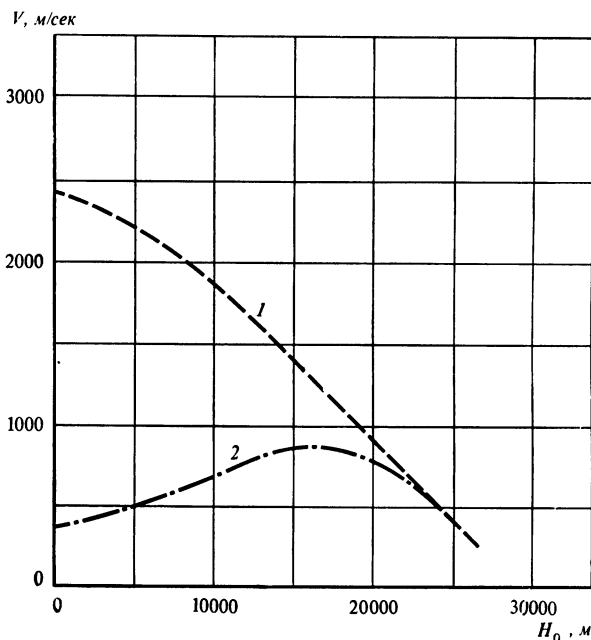


Рис. 20

Диаграмма скорости полета ракеты в конце работы двигателя при горизонтальном полете на разных высотах

1 — без учета сопротивления воздуха на горизонтальном участке; 2 — с учетом сопротивления воздуха по квадратичному закону; $G_0 = 2000$ кг, $P_{\max} = 2000$ кг, $t_{\text{двиг}} = 165$ сек

около 280 км. Диаграммы, представленные на рис. 20 и 21, следует рассматривать только как ориентировочные.

В заключение можно сказать несколько слов о технике будущего полета человека в ракете. По-видимому, вследствие огромных скоростей движения и достаточно сложной, как мы видели, траектории полета, а также потому, что зачастую полет будет происходить без видимых ориентиров, потребуются специальные автоматические устройства (автопилоты) для управления рулями и большинством механизмов ракеты.

Из произведенного исследования можно сделать следующие выводы: полученные нами результаты ни в какой мере не могут быть признаны удовлетворительными, и поэтому необходимо совершенствовать дальше ракетную технику для достижения дей-

ствительно больших высот полета, порядка 60—100 и более километров. В итоге наших расчетов мы получили очень скромные высоты, порядка 20 км. Заглядывая несколько вперед, отказываясь от технически невыгодных конструкций, совершенствуя двигатель, мы видим возможность достижения высот порядка 30 км. Даже и эти сравнительно небольшие высоты не даются легко.

В процессе произведенного исследования ясно видно, что пришлось для успешного разрешения задачи сделать ряд предельных в настоящий момент допущений, выше которых идти уже нельзя.

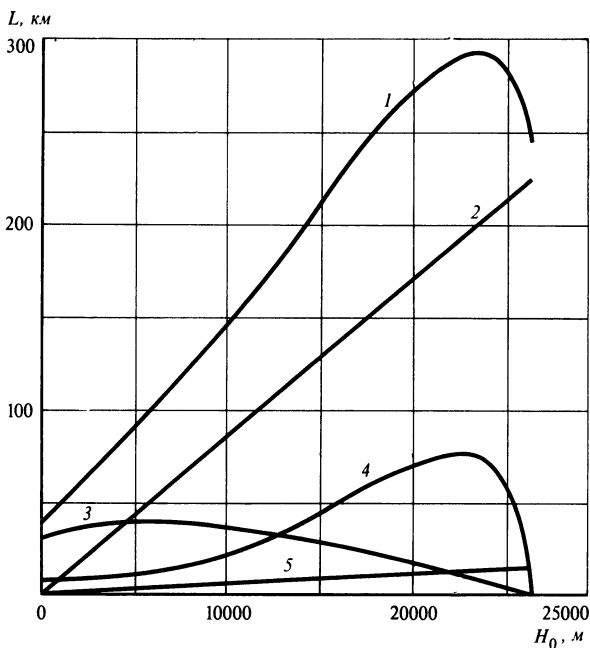


Рис. 21

Диаграмма изменения дальности полета ракеты

Дальность: 1 — общая; 2 — планирования; 3 — полета по горизонтали с двигателем; 4 — горизонтального полета по инерции; 5 — при наклонном полете под углом 60° до
 H_0 ; $G_0 = 2000$ кг, $P_{\max} = 2000$ кг, $t_{\text{двиг}} = 165$ сек

Сюда может быть отнесена значительная скорость взлета, большая посадочная скорость, достаточно напряженный весовой журнал ракеты и т. д. Все эти факты в конце концов приведут к тому, что действительная ракета может получиться намного хуже, чем ее проект.

Спрашивается: что же можно сделать еще? Прежде всего надо искать новые схемы таких ракет, которые имели бы более выгодные соотношения масс и более совершенную конструкцию. В частности, сюда можно отнести всевозможные комбинированные и составные схемы. Это легко иллюстрировать таким примером: большая ракета имеет на себе меньшую до высоты, скажем, 5000 м. Далее, эта вторая ракета поднимает еще более меньшую на высоту 12 000 м, и, наконец, эта третья ракета или четвертая по счету уже свободно летит на несколько десятков километров

вверх. Затем, если сравнить данные крылатых и бескрылых ракет, можно сделать и такое заключение, что, возможно, будет выгодным подниматься вверх без крыльев, а для спуска или горизонтального полета выпускать из корпуса ракеты плоскости, которые развивали бы подъемную силу. И, наконец, самое основное — надо не только совершенствовать двигатель и его агрегаты, но и искать новые схемы и применять новые топлива.

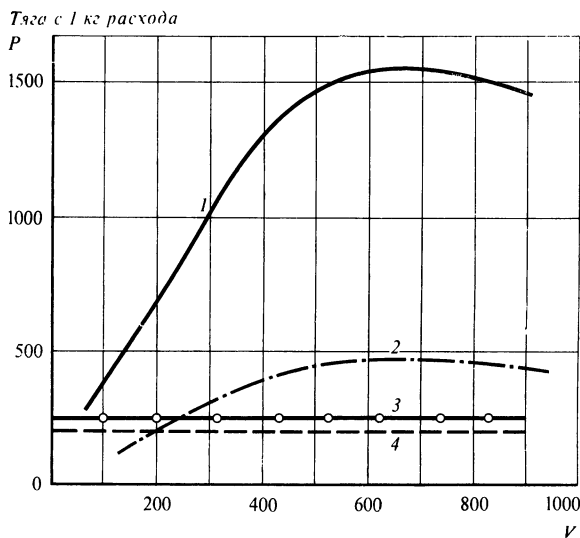


Рис. 22

Характеристики воздушных ракетных двигателей

1 — воздушный ракетный двигатель № 2; 2 — воздушный ракетный двигатель № 1; 3 — ЖРД на жидком кислороде и спирте; 4 — РД на твердом топливе

$$\text{Принято: } P = 427 N_u \frac{\eta_a}{v}$$

В этом отношении значительный интерес представляет так называемый воздушный ракетный двигатель. Как известно, этот двигатель не нуждается в особых запасах окислителя, а берет кислород из окружающего воздуха. Вообще говоря, схема и принцип действия воздушного ракетного двигателя в настоящее время общеизвестны. На рис. 22 представлена характеристика двух воздушных ракетных двигателей на разных топливах, а для сравнения даны также характеристики ракетного двигателя на твердом топливе и жидкостного (кислородно-алкогольного) двигателя. Из диаграммы ясно видна вся выгода применения воздушного ракетного двигателя для полета. Удельная тяга его с 1 кг расхода [топлива] в несколько раз превосходит удельную тягу обычного жидкостного двигателя (если сравнивать удельные тяги, получаемые с 1 л топлива, то разница будет несколько меньшей). Выгоды очевидны и огромны⁷, хотя их и нельзя механически

⁷ С. П. Королев, так же как и К. Э. Циолковский и Ф. А. Цандер, очень высоко ценил перспективы использования воздушно-реактивных двигателей и со времен ГИРД постоянно оказывал их развитию всемерную поддержку.

переносить на исследованное нами семейство крылатых ракет, так как аппараты с воздушными ракетными двигателями будут значительно отличаться от тех, которые рассмотрены в наших примерах. Тем не менее надо признать, что воздушные ракетные двигатели представляют совершенно исключительный интерес для полетов на высотах до 30 км.

В заключение остановимся на двух примерах.

Первый — это самолет общеизвестной схемы и устройства, оборудованный под ракетный двигатель. Можно прямо сказать, что ничего хорошего из подобной комбинации не выйдет, так как запас топлива, который можно взять с собой, составит незначительный процент от начального веса машины. Взлет такого самолета будет происходить медленно, в результате чего получатся ничтожные потолки. Кроме того, следует учесть всю неприспособленность самолета к размещению громадного количества топлива, его прочность, аэродинамику и многое другое, что совершенно исключает его применение для полета с ракетным двигателем. Следует всегда помнить, что непрременным условием для выгодной работы ракетного двигателя является скорость.

Второй пример — это установка ракетного двигателя на аппарат, предназначенный для полетов чисто экспериментального характера на малых высотах. Попытки такого рода уже были. На рис. 23⁸ изображен планер, выстроенный инженером Черановским в ГИРД Осоавиахима в 1932 г. Планер* был рассчитан под опытный двигатель системы инженера Цандера. Несовместимость двигателя не позволило произвести его испытания в полете.

Если не задаваться установлением каких-либо особых рекордов, то, несомненно, в настоящее время уже представляет смысл постройка аппарата-лаборатории, при помощи которой можно было бы систематически производить изучение работы различных ракетных агрегатов в воздухе.

На нем же можно было бы поставить первые опыты с воздушным ракетным двигателем и целую серию иных опытов, забуксировывая предварительно аппарат на нужную высоту. Потолок такого аппарата может достигнуть 9—10 км.

Осуществление первого ракетоплана-лаборатории для постановки ряда научных исследований в настоящее время хотя и трудная, по возможная и необходимая задача, стоящая перед советскими ракетчиками уже в текущем году.

Крылатая ракета имеет большое значение для сверхвысотного полета человека и для исследования стратосферы.

Дальнейшая задача заключается в том, чтобы упорной повседневной работой, без излишней шумихи и рекламы, так часто присущих, к сожалению, еще и до сих пор многим работам в этой области, овладеть основами ракетной техники и занять первыми высоты страто- и ионосферы. Задачей всей общественности, задачей АвиаВНИТО и Осоавиахима является всемерное содействие в этой области, а также правильная постановка тематических задач по ракетному делу низовым организациям общества и отдельным изобретателям и грамотная популяризация идеи ракетного полета.

⁸ Рисунок планера РП-1 помещен на с. 48.

* Описание планера приведено в книге автора «Ракетный полет в стратосфере», Военгиз, 1934.

Объект № 212.

Тактико-технические требования на крылатую ракету дальнего действия с ракетным двигателем на жидком топливе¹

[1936 г.]

1. Крылатая ракета предназначается для стрельбы с земли по удаленным площадям.
2. В результате работ 1936 г. должен быть получен опытный образец ракеты, не несущий боевого снаряжения, но обладающий продольной и поперечной устойчивостью при полете с двигателем и на планировании и надежным действием всех своих механизмов.
3. В качестве движущей силы применяется ракетный двигатель на жидком топливе².
4. Проектом и расчетами должны быть обеспечены следующие полетные данные ракеты:
 - а) дальность полета, считая по горизонтали, до 50 км,
 - б) средняя скорость при полете с работающим двигателем до 80 м/сек,
 - в) средняя скорость при полете на планировании до 40 м/сек,
 - г) меткость до $\frac{1}{60}$ дистанции.
5. Ракета должна нести полезный груз до 30 кг.
6. Полный начальный вес ракеты в снаряженном состоянии не должен превышать 150 кг.
7. Для помещения полезного груза в корпусе ракеты предусматривается свободный объем до 15 дм³.

¹ Документ (Архив АН СССР, р. 4, оп. 14, д. 82, л. 4) составлен С. П. Королевым в процессе подготовки плана РНИИ на 1936 г. В этом плане все выполнявшиеся институтом НИР и ОКР назывались «объектами».

Работы над крылатыми ракетами были начаты по инициативе С. П. Королева в ГИРД в 1932 г. и проводились в четвертой бригаде, которой сначала руководил С. П. Королев, а затем Е. С. Щетинков. После освобождения от обязанностей заместителя директора института в январе 1934 г. С. П. Королев стал работать старшим инженером в секторе крылатых ракет, руководимом Е. С. Щетинковым. В 1934—1935 гг. сектор разработал и испытал ряд конструкций пороховых и жидкостных экспериментальных крылатых ракет, что дало возможность приступить к разработке крылатой ракеты дальнего действия (КРДД). Ее разработка велась в двух вариантах: объект 212 — КРДД, стартующая с земли с помощью катапульты с пороховым ракетным двигателем; объект 201 — КРДД, стартующая с самолета-носителя. Документ подписан С. П. Королевым как ведущим инженером по объекту и начальником сектора крылатых ракет и А. И. Степелевым как начальником отдела и утвержден 2 февраля 1936 г. директором РНИИ И. Т. Клейменовым.

² После проведения сравнительного анализа различных двигателей в качестве двигателя ракеты 212 был выбран ЖРД 202 (ОРМ-65) конструкции В. П. Глушко. С этого времени на большинстве ракетных летательных аппаратов конструкции С. П. Королева использовались ЖРД конструкции В. П. Глушко.

8. Стабилизация полета ракеты производится приборами автоматического управления. При разработке системы управления и стабилизации должна быть предусмотрена возможность использования телемеханических приборов управления, применяемых по объекту 217³.

9. Запуск ракеты может производиться при помощи специального устройства, причем длина разбега не должна превышать 15—20 м.

10. Наибольшее ускорение на взлете и при полете ракеты не должно превышать 100 м/сек².

11. Ракета в разряженном состоянии (без топлива) должна допускать транспортировку на грузовой автомашине.

12. Ракета должна быть простой в эксплуатации и безопасной для обслуживающего персонала до момента старта при условии соблюдения соответствующих инструкций.

13. При разработке ракеты на основании настоящих технических требований, а также на основе экспериментальных данных должна быть предусмотрена возможность наиболее легкого и быстрого развития в дальнейшем ракет аналогичного типа в боевой обрзец.

14. Ракета предъявляется на заводские испытания в двух экземплярах после утверждения начальником отдела отчета о полигонных испытаниях и при условии одновременного представления проекта, расчетных материалов и актов полигонных испытаний, подтверждающих соответствие ракеты настоящим тактико-техническим требованиям.

³ В качестве основной на ракете 212 намечалось использовать автономную гироскопическую систему стабилизации и управления с трехступенным автоматом ГПС-3 конструкции С. А. Пивоварова; для пороховой зенитной ракеты 217 разрабатывалась система управления по лучу.

Объект № 218.

Тактико-технические требования на самолет с ракетными двигателями (ракетоплан)¹

[1936 г.]

1. Ракетоплан разрабатываемого типа предназначается для достижения рекордной высоты и скорости полета.
2. Ракетоплан является экспериментальной машиной и предназначается для получения первого практического опыта при решении проблемы полета человека на ракетных аппаратах.
3. В результате работ 1936 г. должен быть разработан эскизный проект, произведены теоретические исследования, аэродинамические продувки, расчеты, построен макет фюзеляжа ракетоплана и произведены статические испытания отдельных частей его конструкции.
4. В качестве движущей силы для полета ракетоплана применяются ракетные двигатели на жидком и на твердом топливах.
5. Ракетоплан должен нести следующую нагрузку:
 - а) экипаж — 2 человека с парашютами — 160 кг,
 - б) скафандры, с кислородными аппаратами — 2 шт. — 40 кг, всего 200 кг.
6. Проектом и расчетами должны быть обеспечены следующие полетные данные ракетоплана:
 - а) наибольшая высота полета (потолок) до 25 000 м,
 - б) наибольшая скорость горизонтального полета на высоте порядка 3000 м (на базе 1 км) до 300 м/сек,

¹ Документ (Архив АН СССР, р. 4, оп. 14, д. 105, л. 3, 3 об.) является результатом многолетней целеустремленной научно-исследовательской работы С. П. Королева над проблемой полета человека на ракетном аппарате и его неустанной пропаганды необходимости практически решать эту проблему. При поддержке Всесоюзной конференции по применению реактивных летательных аппаратов к освоению стратосферы С. П. Королев добился включения работ по ракетоплану в план РНИИ. Учитывая опыт работ по проектам ракетопланов РП-1, РП-2, РП-3 в ГИРД и достижения по крылатым ракетам и ЖРД, С. П. Королев решил заложить в проект нового ракетоплана самые высокие летные характеристики, которые он считал реально достижимыми в то время.

Документ был составлен С. П. Королевым при участии его основного помощника в те годы Е. С. Щетинкова и подписан ими как ведущими инженерами по теме, а также начальником отдела А. И. Стеняевым. 2 февраля 1936 г. документ был завизирован заместителем начальника РНИИ Г. Э. Лангемаком и утвержден начальником РНИИ И. Т. Клейменовым.

В связи с началом работ над ракетопланом, успехами сектора крылатых ракет и отставанием в области бескрылых ракет в феврале 1936 г. в РНИИ был организован V отдел по разработке РЛА, в котором все эти работы были объединены под руководством С. П. Королева, назначенного главным конструктором и начальником нового отдела.

в) посадочная скорость с опорожненными баками не более 160 км/час,

г) продолжительность горизонтального полета с ракетными двигателями до 400 сек.

7. Взлет ракетоплана может осуществляться следующими способами:

а) путем подъема РП до высоты 8—10 тыс. м на тяжелом самолете с высотными моторами,

б) путем буксировки РП мощным самолетом до высоты 4—5 тыс. м (а в случае применения специальных устройств до высоты 8—10 тыс. м),

в) путем самостоятельного взлета с земли.

8. Для обеспечения взлета ракетоплана может быть применен предварительный разгон с помощью пороховых ракет.

9. По прочности ракетоплан должен быть рассчитан по нормам, принятым для скоростных самолетов с аналогичным диапазоном скоростей.

10. Ракетоплан должен обладать полной устойчивостью и управляемостью на всех режимах полета, допуская выполнение глубоких виражей, восьмерок и спирали с креном более 45° и скольжение.

П р и м е ч а н и е. Выполнение фигур высшего пилотажа необязательно.

11. Конструкция кабин ракетоплана должна допускать возможность для экипажа в случае необходимости прибегнуть к помощи парашютов.

12. При разработке ракетоплана на основании настоящих тактико-технических требований, а также на основе экспериментальных данных должна быть предусмотрена возможность наиболее легкого развития и применения в дальнейшем машин аналогичного типа для военных целей.

К завоеванию стратосферы¹

[1937 г.]

Едва ли не с момента, когда человек впервые на летательном аппарате оторвался от Земли, следует считать начало борьбы за овладение все большей и большей высотой полета. История авиации и воздухоплавания является тому живым подтверждением. Однако резкий сдвиг произошел только за последние годы в связи с тем очевидным и в известной мере решающим значением, которое приобретает большая высота полета в военном применении авиации.

В ряде стран были поставлены вполне конкретные задачи по овладению высотой, по исследованию и изучению условий и обстановки высотных полетов, проводились эксперименты, подъемы различных приборов и полеты на высоту как для исследований, так и с целью установки рекордов. «Стратосферный фронт» привлекает огромное внимание, и во всех передовых странах мира над завоеванием его работают многочисленные ученые, техники, военные специалисты и др.

Несмотря на все это, литература, посвященная стратосфере и ее завоеванию, не отличается большим выбором и разнообразием. Она затрагивает главным образом довольно узкие вопросы метеорологии и физики атмосферы либо является чисто беллетристическим описанием тех или иных полетов.

Приятное впечатление оставляют рецензируемые, объединенные общей темой книги В. А. Сытина и Альберта У. Стивенса. Автор первой книги — один из руководителей и старейших наших работников, принимающих самое активное участие в завоевании стратосферного фронта.

В своей небольшой по объему, но прекрасно написанной книге В. А. Сытин популярно, простым, понятным языком рассказывает о причинах, вызвавших столь большой интерес к овладению стратосферой. Нужно только пожалеть, что разбору всех этих вопросов все же не уделено достаточно места. Хотелось бы еще более оттенить значение и роль высотной проблемы для военной

¹ Рецензия С. П. Королева на книги: *Сытин В. А. Стратосферный фронт.* М.—Л., 1936, и *Стивенс А. У. Полет в стратосферу*, пер. с англ. М.—Л., 1936 (изданные Главной редакцией научно-популярной и юношеской литературы Объединения научно-технических издательств). Рецензия опубликована в ежемесячном критико-библиографическом журнале НКТП СССР «Техническая книга» (1937, № 6, с. 98—99) за подписью: «Инж. С. Королев. Научно-исследовательский институт реактивных двигателей».

авиации. В последующем изложении довольно подробно разбираются вопросы строения атмосферы, излагаются существующие в настоящее время теории и предположения, описывающие различные способы изучения атмосферы и происходящих в ней явлений, начиная от наблюдений, производящихся с земли, вплоть до полетов летающих лабораторий-стратостатов. Здесь же приведены описания полетов советских стратостатов «СССР-1», «Осоавиахим-1» и «СССР-1-бис».

Предпоследняя глава посвящена стратопланам, причем помимо общих вопросов и описания известных в настоящее время машин весьма уместно затрагиваются и два основных вопроса, а именно: о движущей установке высотного самолета и о средствах обеспечения экипажа при полете на значительной высоте. Несомненно, что вопрос о движущей установке высотного самолета — один из важнейших. Если бы удалось в этом отношении добиться больших достижений, то это значительно подняло бы «потолок» стратопланов. Совершенно правильно отмечается, что наддув авиационных моторов обычного типа действителен до определенных и относительно не столь больших высот. Следует также учитывать ухудшение с высотой условий работы воздушного винта.

Другие типы высотных движущих установок, как, например, паровые двигатели, представляют практический интерес, хотя в этой области нельзя ожидать особенных достижений и, в частности, сколько-нибудь значительного увеличения «потолка» по сравнению с бензиновыми двигателями с наддувом.

Обеспечение жизненных функций экипажа на высоте — также весьма серьезная и нелегкая задача. Автор, отдавая должное значению этого вопроса, не приходит, однако, к определенным выводам, хотя преимущества герметической гондолы-кабины несомненны.

Книга капитана Альберта У. Стивенса «Полет в стратосферу», излагающего свои впечатления от полета на американском стратостате «Эксплорер-II» и научные результаты полета, интересна большим количеством различного фактического материала, полученного при подготовке и проведении полета, и является хорошим дополнением к «Стратосферному фронту» В. А. Сытина. Встречающиеся в отдельных местах неточности и погрешности текста несколько снижают ценность книги.

Внешнее оформление обеих книг удовлетворительное. Эти книги встретят большой интерес и одобрение наших широких читательских кругов.

Программа стендовых испытаний объекта 318-1¹

[1937 г.]

Цель испытаний

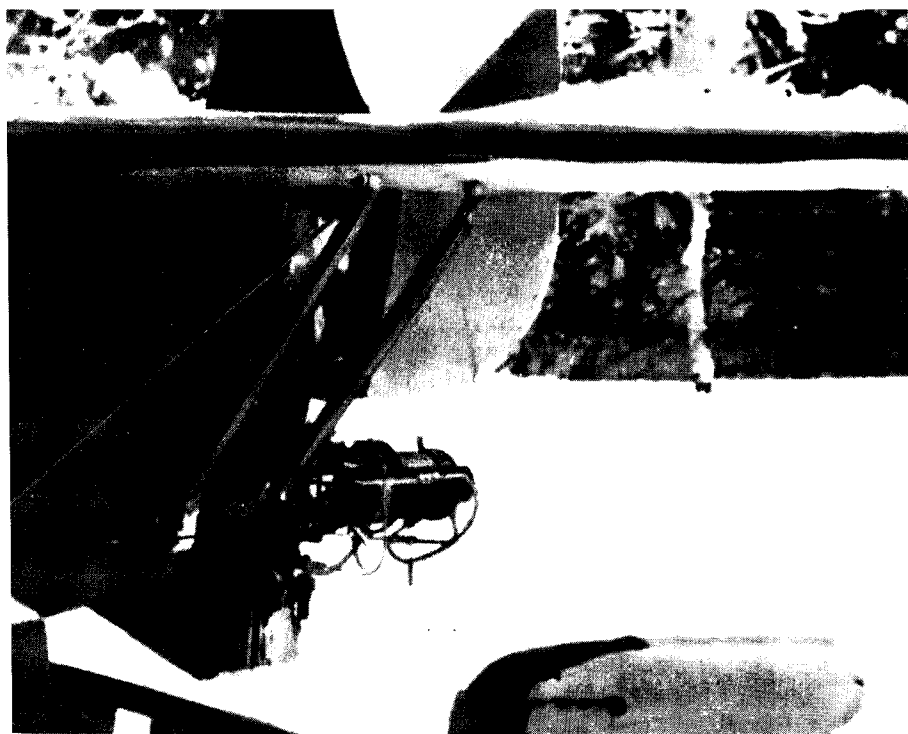
1. Проверить в действии систему питания и работу двигателя на объекте.
2. Получить (при огневых стендовых испытаниях) расчетные данные двигательной установки.
3. Установить возможность допуска объекта 318-1 к эксплуатации в воздухе с ракетным двигателем.

Объект испытаний

4. Ракетоплан 318-1 с двигателем ОРМ-65.
5. На ракетоплане установлена система питания, состоящая из трех точеных баков емкостью 20,2 л каждый (2 шт. для окислителя, 1 шт. для горючего), 8 шт. воздушных лауталевых бачков емкостью 3 л каждый, арматуры и проводки питания. Рабочее давление в баках компонентов 30 атм; рабочее давление в воздушных лауталевых бачках до 130 атм.

Примечание. Объект допускается к испытаниям по настоящей программе при наличии: а) актов о проведении испытаний на герметичность в рабочем давлении 30 атм всей системы, а также после проверки под давлением работы всех агрегатов

¹ Документ (Архив АН СССР, р. 4, оп. 14, д. 103, л. 3—6) подготовлен С. П. Королевым и подписан им 3 сентября 1937 г. Его созданию предшествовали следующие события. 16 июня 1936 г. состоялось заседание Техсовета РНИИ, рассмотревшего и утвердившего проект и программу работ по ракетоплану 218 и решившего по предложению С. П. Королева включить в программу сверх плана испытания планера с ракетным двигателем небольшой тяги. Этому экспериментальному ракетоплану было присвоено обозначение 218-1. Поскольку предварительные проработки по такой машине на основе планера СК-9 С. П. Королевым были выполнены заранее, уже 21 ноября 1936 г. он доложил Техсовету РНИИ ее эскизный проект, а к сентябрю 1937 г. двигательная установка ракетоплана с ЖРД ОРМ-65 была изготовлена, собрана и подготовлена к испытаниям. В конце 1936 г. в связи с переходом РНИИ из системы НКТП в ведение созданного Народного комиссариата боеприпасов и присвоением ему наименования НИИ-3 НКБ произошли изменения и в структуре института, при этом из V отдела были организованы две группы. Группа по разработке РЛА, руководимая С. П. Королевым, стала называться группой № 3, и поэтому в обозначении всех разрабатывавшихся ею объектов первая цифра 2 была заменена на цифру 3. Таким образом, ракетоплан 218 стал называться ракетопланом 318, ракетоплан 218-1 — ракетопланом 318-1, крылатые ракеты 201, 212, 217 — крылатыми ракетами 301, 312, 317.



Хвостовая часть ракетоплана РП-318-1
с ЖРД РДА-4-150

а — со снятым обтекателем двигателя;
б — в полностью собранном виде

последней; топливные баки должны быть испытаны на 45 атм, воздушные лауталевые баки на 200 атм; б) оформленных формуляров ракетоплана и двигателя.

Порядок проведения испытаний

Полный цикл стендовых испытаний объекта 318-1 состоит из трех разделов.

6. Холодных испытаний системы объекта, производящихся на фюзеляже ракетоплана, установленном без крыльев и хвостового оперения около стенда группы № 3.

7. Огневых испытаний системы, производящихся в аналогичных п. 6 условиях. При этом двигатель располагается внутри рабочего помещения стенда и отделяется от объекта броневой плитой, укрепленной на стене стенда.

8. Огневых испытаний, производящихся на целиком собранном ракетоплане с установленными крыльями, хвостовым оперением и капотом двигателя. Предохранительная броневая плита отсутствует.

Примечание. Во всех трех указанных случаях управление двигателем осуществляется руководителем опытов из кабины ракетоплана.

9. Все испытания производятся в строгом соответствии с утвержденными инструкциями на проведение испытаний с объектами на жидком топливе (см. приказания № 31 и 40 за 1936 г.) и временной инструкцией по эксплуатации двигателя ОРМ-65.

10. При проведении всех испытаний должно быть обращено особое внимание на обеспечение последних необходимыми противопожарными средствами, расположенными в удобном для пользования месте (огнетушители, сухой песок и содовый раствор для дегазации).

Инструкция на проведение испытаний

Раздел I

Холодные испытания

11. Подготовить измерительные приборы, приспособления и тару, необходимые для холодных испытаний, а именно:

а) на дополнительно установленной около пилотской кабины доске установить самописцы давления в баках и камере сгорания, манометры давления в кислотных баках и на входе в двигатель (на кислотной магистрали), часы с секундомером;

б) три бутылки для слива керосина через форсунки. Одну бутылку с воронкой для слива кислоты через сопло. Две запасные бутылки для слива компонентов;

в) приспособления для прочного закрепления двигателя, отдельно выведенной проводки с керосиновыми форсунками и бутылкой.

12. Зарядить аккумуляторы давления сжатым воздухом до давления 30 атм.

13. Залить в бак горючего 16,6 кг (20 л) керосина. В баки окислителя залить поровну всего 60,5 кг (40 л) азотной кислоты.

Примечание. Для заливки применяется тракторный керосин (ОСТ 6460) с удельным весом 0,82—0,84 при 15° С. Азотная кислота берется по ОСТ 5375. Удельный вес 1,51—1,52 при 15° С. Концентрация 95—99%.

14. Поднять давление в баках до 8 атм.

Примечание. В случае получения давления более 8 атм разрешается произвести спуск его через воздушные краны, после чего должна быть проверена герметичность их закрытия.

15. Залить проводку до кранов компонентами при помощи аварийного слива за борт в запасные бутылки.

Примечание. В случае, если после закрытия аварийного слива будет наблюдаться незначительное просачивание компонентов за борт, разрешается прижать аварийные краны от руки.

16. Открыть сектором газа топливные краны и подать компоненты в двигатель. Регулировать редуктором давление в баках с таким расчетом, чтобы на входе в двигатель по манометру в кислотной магистрали было давление 8 атм. Установить перепад давления от баков к двигателю и положение редуктора. Продолжительность опыта замеряется по секундомеру.

В случае, если заданные условия получены достаточно быстро, производится определение взвешиванием секундного расхода каждого из компонентов.

17. Произвести серию опытов с целью получения расхода для окислителя 0,6 кг/сек, горючего 0,138 кг/сек. Допустимые отклонения для окислителя $\pm 0,05$ кг/сек, для горючего $\pm 0,01$ кг/сек. При всех опытах давление на входе в двигатель должно быть 8 атм.

Примечания: а) при всех опытах обратить внимание на безотказность действия и герметичность закрытия топливных кранов; б) при полных баках общая продолжительность работы системы около 100 сек.

18. Произвести опыты для определения одновременности поступления компонентов через форсунки при тех же условиях, что и в п. 6 и 17.

19. Произвести обработку полученных результатов и в случае их соответствия поставленным требованиям и безотказной работы системы переходить к огневым испытаниям.

Раздел II

Огневые испытания системы

20. Запуск двигателя при огневых испытаниях системы производится точно так же, как при окончательных холодных испытаниях, с учетом требований п. 7 настоящей программы. Предварительно производится проверка электросети ракетоплана путем включения в сеть (8 в) нихромовой проволоки $\varnothing 1$ мм, длиной 120 мм. Запуск двигателя должен производиться не позже 20 мин после проверки.

21. Воздушные аккумуляторы заряжаются не воздухом, а сжатым азотом до 130 атм. В исключительных случаях разрешается производство испытаний на сжатом воздухе.

22. Количество окислителя и горючего, заливаемых при огневых испытаниях в баки, окончательно устанавливается на основании данных, полученных по п. 17 — при испытаниях на расход. В слу-

чае испытаний на сжатом воздухе количество топлива берется с расчетом, чтобы керосина имелось с избытком не менее чем на 8—10 сек.

23. При огневых испытаниях производится регулировка давления подачи в баках с расчетом получения давления 30 атм, что соответствует тяге двигателя 130 кг. При этом давление в камере сгорания около 20 атм.

24. Должна быть произведена серия огневых испытаний, подтверждающая достаточную сходимость результатов и надежность работы системы. Продолжительность отдельных испытаний может быть доведена до 100 сек при условии, что давление в камере сгорания не будет менее 6 атм.

25. После обработки данных огневых испытаний системы и однократного получения удовлетворительных результатов разрешается переходить к огневым испытаниям собранного целиком ракетоплана.

Раздел III

Огневые испытания ракетоплана в собранном виде

26. Огневые испытания ракетоплана в собранном виде производятся точно так же, как и огневые испытания системы, с учетом требований п. 8 настоящей программы.

27. При проведении этих огневых испытаний надлежит обратить внимание на сохранность хвостового оперения и капота двигателя, их нагрев, отсутствие вибраций частей ракетоплана, безотказность работы системы и хорошую сходимость результатов.

Место испытаний

28. Местом испытаний по разделам I и II является степд группы № 3 института.

Испытания по разделу III производятся на территории института с постановкой предохранительных щитов, ограждающих двигатель. Точное место этих испытаний устанавливается директором института.

Руководитель опытов

29. Испытания по настоящей программе производит начальник группы № 3 инженер Королев С. П.

Краткий технический отчет по объекту 312 за 1937 г. по группе № 3¹ [1937 г.]

I. Объект 312 является научно-исследовательской темой по аэроторпедам². В нем объединен ряд теоретических вопросов по торпедам, пускаемым с земли и с самолета.

Сам объект, идущий под индексом 312 (работа по объекту начата в 1936 г.), предназначен для стрельбы с земли по земле с целью экспериментальной проверки расчетных положений, а в основном для изучения устойчивости полета.

В 1937 г. плановой картой было предусмотрено проведение следующих работ:

Номер этапа	Наименование работ	Объем работ, %
1	Исследование динамики аэроторпеды	40
2	Нахождение условий, которым должен удовлетворять автомат для ее устойчивого полета:	
	а) теоретическая часть	6
	б) лабораторные испытания	10
	в) испытание торпед в полете	14
3	а. Исследование по аэродинамике и устойчивости	16
	б. Исследование влияния газовой струи на аэродинамику, устойчивость и прочность торпеды	14

Эти работы ставили своей конечной целью достижение устойчивого взлета и набора высоты торпедой. Опытная отработка должна была быть проведена на четырех экземплярах торпед 312, заказанных летом 1936 г.

II. Из перечисленных этапов целиком выполнен 1-й этап.

2-й этап. Теоретическая часть невыполнена на 1%, лабораторные испытания проведены все, за исключением контрольных огневых испытаний.

В полете испытана лишь одна торпеда (объект 216); торпеды 312 летных испытаний не проходили.

¹ Документ (Архив АН СССР, р. 4, оп. 14, д. 84, л. 32—34) написан и подписан начальником группы № 3 С. П. Королевым и ведущим инженером Б. В. Раушенбахом в конце 1937 г.

² В те годы управляемые крылатые ракеты часто назывались воздушными торпедами или аэроторпедами.

3-й этап. Выполнен целиком, за исключением:

- 1) исследования влияния газовой струи, так как автор этого исследования т. Дудаков³ переведен в другую группу. Соответственно пункт «в» 3-го этапа был снят с плана 312 объекта;
- 2) не закончено исследование шарнирных моментов и компенсации органов управления.

Материалы по 3-му этапу имеются в большей части в виде рукописей, требующих некоторой доработки.

III. Всего изготовлено четыре торпеды. Проведены следующие лабораторные исследования:

- 1) продувки модели торпеды в ЦАГИ;
- 2) продувка торпеды в натуру, с работающим автоматом;
- 3) пуск пяти макетов на полигоне;
- 4) отработка системы двигателя на стенде.

IV. Программа работ невыполнена в первую очередь вследствие большого опоздания с поступлением материальной части из производства. Так, объект 312 № 1 был получен в декабре 1936 г., объект № 2 — в феврале 1937 г., № 3 и 4 — в августе 1937 г.

Все объекты получены в совершенно неудовлетворительном состоянии, последние два объекта в виде некомплектной партии деталей, и группа была вынуждена самостоятельно заниматься сборкой, исправлением и доделкой объектов.

Второй причиной было опоздание с поступлением от группы № 10 моторов (которые не получены и доныне) и задержка с отработкой автомата пуска. До сих пор не получены от группы № 7 приборы автоматической стабилизации⁴.

V. Большой по объему (12%) внеплановой работой была доделка, исправление и сборка объектов испытательной группой № 3, а также изготовление новой опытной системы для стендовых испытаний с целью замены совершенно износившейся системы объекта № 1. Кроме того, все объекты оборудованы автозапуском для двигателя.

VI. Результаты работы будут использованы в институте и для работ по торпедам 301.

VII. Технической оценки по выполненной в 1937 г. работе никем не давалось.

VIII. Общее выполнение плана 73%, сверхплановых работ 12%, итого — 85% по отношению к объему работ по основной программе.

Учитывая снятый с программы пункт 3«в», получим выполнение плана

$$85 \cdot \frac{100}{100 - 14} = 99\%.$$

Сводного технического отчета по объекту не имеется.

Имеются отчеты по всем отдельным испытаниям и теоретическим исследованиям.

³ В. И. Дудаков вел в РНИИ работы по ракетному разгону самолетов, ракетным катапультам и воздействию реактивной струи на конструкцию аппаратов.

⁴ Группа № 10 занималась созданием азотнокислотных ЖРД, а группа № 7 — созданием приборов управления. Совместные стендовые испытания ракеты и двигателя были проведены С. П. Королевым в 1938 г., а летные испытания крылатой ракеты 312 состоялись в 1939 г. уже без его участия.

Отчеты об огневых испытаниях объекта 318-1 с двигателем ОРМ-65¹ [1937—1938 гг.]

Испытание 16 декабря 1937 г.

Испытание производилось согласно утвержденной программе испытаний объекта 318-1 от 3 сентября 1937 г. и выводам по контрольному холодному испытанию системы питания объекта.

1. Цель испытания

Первое огневое испытание объекта с целью проверки материальной части.

2. Подготовка к испытанию

1. Произведено взвешивание компонентов топлива с разливом в бутылки.

$$G_{\text{гор}} = 16,5 \text{ кг},$$
$$G_{\text{окисл}} = 60 \text{ кг (по 30 кг в бутылк.)}$$

Горючее — тракторный керосин ОСТ 6460, удельный вес 0,83. Окислитель — азотная кислота ОСТ 5375, удельный вес 1,52, моногидрат 98%.

Вес горючего $G_{\text{гор}} = 16,5 \text{ кг}$ был взят из условия секундного расхода $G_{s \text{ гор}} = 142,5 \text{ г/сек}$, что обеспечивает наибольшее время работы двигателя

$$t_{\text{раб}} = 16,5/0,1425 = 115,6 \text{ сек (на полной мощности)}.$$

Вес окислителя $G_{\text{окисл}} = 60 \text{ кг}$ был взят из условия секундного расхода $G_{s \text{ окисл}} = 580 \text{ г/сек}$, что обеспечивает время работы двигателя $t_{\text{раб}} = 60/0,580 = 103,5 \text{ сек (на полной мощности)}$.

¹ Эти отчеты (Архив АН СССР, р. 4, оп. 14, д. 104, л. 46—49, 55—56, 62—64) включены в настоящее издание как наиболее характерные документы, отражающие процесс наземной отработки двигательной установки ракетоплана 318-1, непосредственно выполнявшейся С. П. Королевым при участии конструктора А. В. Палло. Перед началом огневых испытаний с 19 сентября по 14 декабря 1937 г. проводились холодные отработочные и контрольные испытания.

В результате изменения в конце 1937 — начале 1938 г. руководства и структуры института группа № 3 стала называться группой № 2. Начальником группы вместо С. П. Королева был назначен В. И. Дудаков, тем не менее С. П. Королев продолжал выполнять в институте прежнюю работу до 29 мая 1938 г. В этот день произошла авария при стендовых испытаниях крылатой ракеты 312, во время которой он был ранен в голову. Через месяц С. П. Королев поправился и вышел из больницы.

Количество топлива взято с избытком керосина на 12 сек, что находится в соответствии с п. 22 раздела II программы испытаний объекта.

2. Аккумулятор давления заряжался сжатым азотом до $p_{ак} = 115 \text{ кг/см}^2$; при зарядке обнаружен свищ в горловине одного лауталевого бака аккумулятора.

Вследствие незначительного падения давления (на 1—2 атм в течение 10 мин) было решено ставить испытание.

3. Осадка электроаккумулятора и снаряжение зажигательной шашки производилось как обычно (см. отчет от 15 ноября 1937 г.).

4. В остальном подготовка та же самая, что и ранее (см. отчет от 4 декабря 1937 г.).

3. Проведение испытания

1. Заполнение трубопровода компонентами до кранов производилось путем слива компонентов через аварийные краны, причем закрытие аварийных кранов проводилось от руки.

2. После осадки аккумулятора и заливки трубопроводов зажигательная шашка ввертывалась в гнездо головки двигателя и присоединялись проводники электропитания.

3. Давление в баках (горючего и окислителя) было поднято до 15 кг/см^2 (см. отчет от 14 декабря 1937 г.). На этом пусковом давлении и производился запуск двигателя.

4. Включение источника электропитания проводилось путем замыкания цепи вилкой, а запуск двигателя — нажимом кнопки (находящейся на ручке управления). По вспышке контрольной лампочки были пущены компоненты в двигатель открытием топливных кранов сектором газа.

5. Запуск двигателя произошел нормально (не резко), причем в процессе испытания регулировка редуктора воздушной магистрали производилась после 60 сек работы двигателя.

6. Остановка двигателя производилась так: пусковой воздушный кран был закрыт, и при падении давления в баках компонентов до 15 кг/см^2 были закрыты топливные краны и одновременно открыты краны спуска давления из баков компонентов.

Остановка двигателя произошла сразу.

Время работы двигателя ($t_{раб}$) 92,5 сек.

Установившееся давление в баках компонентов ($p_{бак}$) 28 кг/см^2 . Давление в камере сгорания двигателя (p_i) 16 кг/см^2 , что соответствует тяге двигателя 122 кг.

Давление в баках и камере сгорания в течение всего опыта было постоянным.

Давление в аккумуляторе ($p_{ак}$) начальное 95 кг/см^2 , конечное 65 кг/см^2 .

7. По окончании опыта из баков были слиты компоненты топлива с целью замера расхода их во время работы двигателя.

Получено:

залито в баки перед испытаниями (с учетом слива при заполнении трубопроводов)

$$G_{\text{иссл}} - 59 \text{ кг},$$

$$G_{\text{гор}} - 16,300 \text{ кг};$$

слито после испытаний

$$\begin{array}{r} G_{\text{окисл}} = 24,775 \text{ кг (с тарой)} \\ \text{тара} = 4,300 \text{ кг} \\ \hline G_{\text{окисл}} = 20,475 \text{ кг} \end{array} \quad \begin{array}{r} G_{\text{гор}} = 11,500 \text{ кг (с тарой)} \\ \text{тара} = 5,100 \text{ кг} \\ \hline G_{\text{гор}} = 6,400 \text{ кг} \end{array}$$

Следовательно, израсходовано во время опыта:

$$\begin{aligned} G_{\text{окисл}} &= 59,000 - 20,475 = 38,525 \text{ кг}, \\ G_{\text{гор}} &= 16,300 - 6,400 = 9,900 \text{ кг}, \\ t_{\text{раб}} &= 92,5 \text{ сек}, \\ G_{\text{с окисл}} &= 38,525/92,5 = 0,416 \text{ кг/сек}, \\ G_{\text{с гор}} &= 9,900/92,5 = 0,107 \text{ кг/сек}, \\ k_{\text{I}} &= G_{\text{с окисл}}/G_{\text{с гор}} = 416/107 = 3,9. \end{aligned}$$

Секундный расход (\dot{G}) взят средний за время работы двигателя ($t_{\text{раб}}$) 92,5 сек.

Оставшийся после опыта запас топлива по полученному расходу при указанных $p_{\text{бак}}$ и p_i достаточен для работы в течение

$$\begin{aligned} t_{\text{раб}} &= 6,400/0,107 = 59,8 \text{ сек (горючее)}, \\ t_{\text{раб}} &= 20,475/0,416 = 54,5 \text{ сек (окислитель)}. \end{aligned}$$

8. В результате внешнего осмотра (после опыта) двигателя и системы питания никаких дефектов или изменений не замечено.

4. Выводы

1. Поставить серию огневых испытаний (порядка 20 испытаний) с двигателем за броневой плитой с целью отработки запуска (и остановки) двигателя.
2. Лауталевый бак аккумулятора давления, имеющий свищ, отключить от проводки с последующей его заменой при переборке системы питания объекта. Испытания проводить на аккумуляторе давления из 7 лауталевых баков.
3. При последующих огневых испытаниях поставить термомару для определения температуры нагрева головки двигателя.

Испытание 11 января 1938 г.

1. Цель испытания

Отработка запуска двигателя.

2. Подготовка к испытанию

Все то же, что и при предыдущих испытаниях. Топливные баки вновь заполнены компонентами: азотная кислота 60 кг, тракторный керосин 16,5 кг.

3. Проведение испытания

Все то же, что и при предыдущих испытаниях. Всего произведено 5 запусков, двигатель запускался нормально, плавно. Остановка двигателя происходила сразу, по закрытии топливных кранов.

При первом испытании после остановки двигателя в течение 2—3 мин замечалось слабое пламя (догорание) у сопла двигателя. По окончании горения были отсоединены от двигателя питательные трубки и поднято давление в топливных баках. При давлении в 10 кг/см^2 из азотной питательной трубки полилась струей кислота, по-видимому, вследствие неплотного закрытия топливного крана. Этим и объясняется упомянутое выше догорание. Был проделан ряд открытий и закрытий топливных кранов сектором газа при различных давлениях в топливных баках до 20 кг/см^2 , закрытие кранов во всех случаях было плотное и просачивания компонентов не наблюдалось.

При внешнем осмотре агрегатов системы питания и двигателя никаких дефектов или изменений обнаружено не было.

Данные испытаний приведены в таблице.

Данные	Запуски				
	I	II	III	IV	V
$p_{\text{пуск}}, \text{ кг/см}^2$	15	15	15	15	15
$p_{\text{бак}}, \text{ кг/см}^2$	24	19	18	18	18
$p_i, \text{ кг/см}^2$	14	12	12	12	12
$p_{\text{ак. нач}}, \text{ кг/см}^2$	80	75	82	80	80
$p_{\text{ак. кон}}, \text{ кг/см}^2$	72	70	76	72	70
$t_{\text{раб}}, \text{ сек}$	24,2	18,8	11,6	12,6	12

Выводы

1. Отработка запуска двигателя, произведенная в период с 25 декабря 1937 г. по 11 января 1938 г., во время 20 огневых испытаний происходила все время нормально без каких-либо неполадок или отказов. Двигатель запускался сразу, плавно, работал устойчиво и легко останавливался.

2. Материальная часть как самого ракетоплана 318-1, так и двигателя ОРМ-65 № 1 в течение всех испытаний вела себя безукоризненно. Не наблюдалось никаких неполадок или отказов. Установленная система управления и запуска двигателя оказалась достаточно удобной в работе при управлении из кабины.

Можно указать на желательность:

а) установки у приборной доски пилота электроосветительной лампочки для освещения приборов и смягчения яркости вспышки контрольной лампочки (возможна также окраска последней, что, однако, надо проверить на практике);

б) укрепления секундомера в верхней части выреза кабины, на уровне глаз пилота;

в) установки еще одного манометра давления в кислотных баках, служащего главным образом для повторного контроля показаний уже имеющегося манометра;

г) подрезки сердечника (контакта) зажигательного устройства двигателя во избежание осадки пиропатрона в момент вспышки порохового заряда, а также посадки «на конус» фарфоровых втулок и увеличения их длины до упора в пиропатрон.

3. Отработку запуска двигателя на ракетоплане 318-1 считать законченной.

4. Продолжить огневые испытания на стенде с целью замера характеристик, согласно программе испытаний.

Предварительно произвести:

- а) переборку и просмотр двигателя и системы питания;
- б) внутренний осмотр топливных баков и нескольких лауталевых бачков (а в случае необходимости всех лауталевых бачков);
- в) гидравлическое испытание двигателя (согласно инструкции): топливных баков — на 55 кг/см^2 ; лауталевых баков — на $200\text{--}225 \text{ кг/см}^2$; проводки от баков к двигателю — на 80 кг/см^2 , всюду с выдержкой 10 мин ;
- г) проверку работы всех кранов, клапанов и редуктора;
- д) тарировку всех приборов с просроченным аттестатом.

Испытание 5 февраля 1938 г.

1. Цель испытания

Снятие характеристики системы питания объекта и замер t° нагрева головки двигателя при p_{max} .

2. Подготовка к испытанию

Все то же, что и при предыдущих испытаниях.

Топливные баки заполнялись компонентами: азотная кислота 60 кг , тракторный керосин $16,5 \text{ кг}$.

Воздушный аккумулятор заряжался до $p_{\text{ак}}=126 \text{ кг/см}^2$.

Для замера температуры нагрева головки была использована платино-платинородиевая термопара.

Установка приборов та же, что и при огневых испытаниях 3 февраля 1938 г.

3. Проведение испытания

Запуск двигателя произошел нормально, плавно. Сразу же после запуска был открыт воздушный кран до отказа, регулировка редуктора в течение опыта не производилась.

Записи показаний приборов проводились через каждые 10 сек (одновременно) в течение всего опыта [см. таблицу]. Для быстрой остановки двигателя были открыты воздушные вентили, и при падении давления в баках до 16 кг/см^2 топливные краны были закрыты, остановка двигателя произошла сразу.

Полное время работы $t_{\text{раб}}=95 \text{ сек}$.

Общее время $t_{\text{раб}}=95 \text{ сек}$; по окончании опыта $p_{\text{ак}}$ поднялось до 65 кг/см^2 .

По окончании опыта компоненты сливались из баков.

Залито в баки: $G_{\text{окисл}}=60 \text{ кг}$, $G_{\text{гор}}=16,5 \text{ кг}$.

Слито до опыта: $G_{\text{окисл}}=1,785 \text{ кг}$, $G_{\text{гор}}=1,220 \text{ кг}$.

В баках до опыта: $G_{\text{окисл}}=60-1,785=58,215 \text{ кг}$, $G_{\text{гор}}=16,5-1,220=15,280 \text{ кг}$.

Слито после опыта: $G_{\text{гор}}=0 \text{ кг}$, $G_{\text{окисл}}=4,685 \text{ кг}$.

Израсходовано: $G_{\text{гор}}=15,280 \text{ кг}$, $G_{\text{окисл}}=58,215-4,685=53,530 \text{ кг}$,

$t_{\text{раб}}=95$ сек; [средний секундный расход]: $G_{s \text{ окисл}}=563,5$ г/сек, $G_{s \text{ топ}}=160,7$ г/сек; [среднее соотношение компонентов топлива] $k_1=3,51$.

При внешнем осмотре системы питания никаких дефектов не обнаружено.

Оловянный припой терморпары на головке двигателя оплавился. Прекращение работы манометров, показывающих давление в камере, произошло вследствие обрыва их трубки, которая, по-видимому, была недостаточно плотно укреплена в стенде.

Записи показаний приборов вели инженеры Щетинков, Шитов и Дедов, техники Дурнов и Власов, слесарь Л. Иванов и конструктор Палло.

При осмотре двигателя ОРМ-65 № 2 в критическом сечении сопла обнаружена небольшая выбоина. Тов. Глушко высказано предположение, что она могла образоваться вследствие внутреннего дефекта материала сопла после продолжительной работы двигателя на полной мощности.

Засечка времени производилась инженером Щетинковым и конструктором Палло.

Сводка записей показаний приборов

$t, \text{ сек}$	$P_{\text{ак}}, \text{ кг/см}^2$	$P_{\text{б. ок}}, \text{ кг/см}^2$	$P_{\text{б. гор}}, \text{ кг/см}^2$	$P_{\text{вх. ок}}, \text{ кг/см}^2$	$+ t_{\text{гол}}, \text{ }^\circ\text{C}$	$P_i, \text{ кг/см}^2$
Начальное	126	15	15	—	—	—
10	103	38	41	30	100	22 на 5 сек
20	97	37	40,5	25	200	22
30	90	35	39	26	260	21
40	83	33	38	24	260	21 на 38 сек
50	79	31,6	36	23	270	—
60	74	30	34	16	270	—
70	70	28	33	13	260	—
80	65	27	30,5	12,7	220	—
90	61	26	29,5	10	200	—

Выводы

1. Опыты на полной мощности повторить после установки двигателя и отработки его на моторной раме. Сначала сделать ряд кратковременных запусков на полной мощности, а затем более продолжительное контрольное испытание (70—90 сек) при установленном хвостовом оперении.
2. До постановки опытов, указанных выше в п. 1, вести испытания по другим пунктам программы.

Тезисы доклада по объекту 318 «Научно-исследовательские работы по ракетному самолету»¹

[1938 г.]

I. Постановка проблемы и целевое назначение ракетных самолетов

А. Военное применение

1. Разница в максимальных скоростях современных бомбардир[овщиков] и истребителей настолько мала, что преследование бомбардировщика после маневра практически нецелесообразно, так как за время преследования бомбардировщик успевает пройти десятки и сотни километров. В настоящее время почти нет средств остановить бомбардировщики, летящие сомкнутым строем на высоте 6—8 км со скоростью 500—600 км/час*. Появление таких бомбардировщиков на вооружении в ближайшее время вполне реально.

2. Недостаточные вертикальные скорости современных истребителей вызывают необходимость отнесения аэродромов истребительной авиации на 100—140 км от линии фронта. Таким образом, линия перехвата противника может лежать в пределах 80—120 км от фронта, и защита этой полосы («зоны тактической внезапности») чрезвычайно затруднена. Эта зона по мере увеличения скоростей и высот полета бомбардировщиков имеет тенденцию к дальнейшему расширению.

3. Вследствие больших горизонтальных скоростей современных самолетов и больших нагрузок на 1 м² [крыла] радиусы виражей значительно увеличились и возросли трудности, связанные с нахождением противника в воздухе после маневра. Поэтому

¹ Документ (Архив АН СССР, р. 4, оп. 14, д. 103, л. 83—97 и д. 105, л. 94—109) подготовлен С. П. Королевым совместно с Е. С. Щегинковым и подписан авторами 8 февраля 1938 г.

Необходимость выступления С. П. Королева перед руководством более высокой инстанции (по-видимому, Народного комиссариата боеприпасов) возникла в связи с тем, что новое руководство НИИ-3 НКБ стремилось отказаться от работ по ракетоплану, якобы не соответствующих основному профилю института. В тезисах на основании шестилетнего опыта работы над проблемой ракетоплана конкретно намечены ближайшие перспективы применения этого нового технического средства. Впервые поставлена и обоснована проблема создания ракетного истребителя-перехватчика и показаны пути решения этой проблемы. Все это было обосновано настолько убедительно, что и после ухода С. П. Королева из НИИ-3 в июне 1938 г., несмотря на вновь предпринятую руководством института попытку закрыть работы по ракетоплану, они не только не были закрыты, а получили дальнейшее развитие, став к 1943 г. основной работой института. Работы по ракетопланам начались и в других организациях, в частности в ОКБ, возглавлявшемся В. Ф. Болховитиновым, где в 1942 г. был создан первый советский ракетный истребитель БИ.

* См., например, статью А. Лапчинского [«Основные вопросы современной авиации»] в журн. «Военная мысль», № 3—4 за 1937 г., стр. 85—95.

воздушный бой при перехвате противника сведется к кратковременной встрече или преследованию.

4. На основе сказанного выявляется необходимость постройки истребителя, обладающего очень большой скоростью и особенно скороподъемностью и предназначенного в основном для защиты зоны тактической внезапности. Запас топлива такого истребителя должен обеспечить продолжительность боя в течение 4—5 мин и дальность полета в пределах зоны тактической внезапности (т. е. 80—120 км). Как будет показано ниже, ракетный истребитель может удовлетворить этим требованиям.

Б. Исследование стратосферы

1. Как известно, потолок стратостата составляет 30 км, а стратоплана — меньше 20 км. Для подъема человека на высоты более 30 км возможно только применение ракетных аппаратов.

2. Ракетоплан по сравнению с бескрылой ракетой имеет те преимущества, что позволяет предварительный подъем его на самолете и обеспечивает управляемый спуск. Бескрылая ракета незаменима для исследования стратосферы с помощью приборов.

3. Нельзя забывать о возможном военном применении высотного варианта ракетоплана в том случае, если у противника появятся стратопланы-бомбардировщики.

В. Исследование аэродинамики больших скоростей и связанных с ней проблем

1. Исследование аэродинамики дозвуковых и звуковых скоростей имеет громадное значение для современной авиации. В строящихся и построенных скоростных трубах продуваются модели самолетов, т. е. не учитывается число Рейнольдса. Постройка скоростных труб для продувок в натуру практически невозможна. Значительная часть исследований по этому вопросу может быть проведена на ракетном самолете, поскольку возможна точная запись величины тяги.

2. На ракетоплане возможна постановка исследований по вибрациям крыльев и оперения при больших скоростях.

3. Исследование воздушного ракетного двигателя после отработки его в лаборатории также может быть проведено на ракетоплане с жидкостным ракетным двигателем.

II. Современное состояние ракетной техники

А. Азотные двигатели

1. В настоящее время можно считать, что в основном проблема создания ракетного двигателя с тягой 150 кг решена. Данные: удельная тяга двигателя, т. е. тяга в кг при расходе топлива 1 кг/сек, $P_n=200\div 210$ кг·сек/кг; допустимое максимальное время работы двигателя на максимальной тяге $t=120$ сек; вес двигателя $G_{дв}=8$ кг. На будущее остается усовершенствование двигателя и его характеристик (см. дело объектов 202 и 606).

2. С двигателем на тягу 300 кг проведен ряд опытов, которые доказывают возможность отработки в ближайшее время такого

двигателя со следующими данными: $P_n=200\div 210$ кг·сек/кг; $t=150\div 200$ сек; $G_{дв}=12\div 15$ кг (см. дело объекта 601).

3. Нет принципиальных возражений против возможности получения после соответствующей научно-исследовательской работы следующих характеристик двигателя: тяга в одном агрегате до 500—1000 кг; время работы (на малых двигателях с тягой 100—200 кг) до 15—20 мин; вес двигателя (при больших тягах) до 3% от тяги; повторный запуск. Это все «доводка», а не «проблемы», которые могут быть разрешены или не разрешены.

4. При переходе на другие окислители на азотной основе и применении насосов возможно в перспективе увеличение удельной тяги до 260—280 кг (это уже «проблема»).

Б. Кислородные двигатели

1. Применение кислородных двигателей с точки зрения полетных данных оправдывается в том случае, если удельная тяга у них будет на 20—25% больше удельной тяги азотных двигателей (при одинаковых давлениях подачи), что необходимо для компенсации разницы в весах баков и воздушных баллонов.

2. В настоящее время проблема кислородных двигателей может считаться принципиально решенной только для удельных тяг, равных или даже меньших, чем у азотных двигателей.

3. Когда удельная тяга будет на 20—25% превышать удельную тягу азотного двигателя (при прочих равных условиях), возможно и целесообразно применение кислородных двигателей для высшего варианта. Для выяснения возможности применения его для военного варианта требуется дополнительное тактико-техническое исследование.

В. Воздушные ракетные двигатели

1. В настоящее время ВРД не вышел из стадии предварительных лабораторных исследований, и со 100%-ной уверенностью нельзя сказать, будут ли целиком получены расчетные данные.

2. На основании имеющихся расчетов можно предполагать, что самолет, снабженный ВРД, будет иметь очень большие горизонтальные скорости и высоты полета при дальностях, значительно превышающих дальности самолетов с жидкостными ракетными двигателями.

3. Так как тяга возд[ушного] ракетного двигателя в первом приближении пропорциональна скорости в степени меньше двух, то можно предполагать, что большие углы подъема траектории на небольших скоростях (меньше звуковых) будут труднодостижимы. Поэтому применение ВРД как основного двигателя для истребителей вызывает некоторые сомнения и требует дополнительного исследования.

Таким образом, основной областью военного применения ВРД, по-видимому, будет бомбардировочная и разведывательная авиация. С этой точки зрения воздушные и жидкостные ракетные двигатели не исключают, а дополняют друг друга в военной авиации. В научно-исследовательской области нужно иметь в виду, что полет ВРД на высотах больше 40—50 км будет сопряжен с исключительными трудностями.

Г. Опытные пуски крылатых ракет с жидкостными двигателями

1. В настоящее время имеется ряд конструкций крылатых и бескрылых ракет на азотных и кислородных двигателях, система питания которых неоднократно подвергалась огневым испытаниям, причем в ряде случаев получался вполне удовлетворительный результат (см. дело объектов 06/III, 212, 312 и 318).

2. Произведенные полетные испытания крылатых моделей показали, что правильный полет модели, соответствующий расчетным данным, возможен:

а) при закрепленных рулях ракета правильно взлетала и при достаточной тяге проделывала ряд петель, как обычный самолет (см. журнал опытов сект[ора] № 8 за 1934—1935 г.);

б) при правильно работающем автопилоте возможен удовлетворительный полет модели. На испытаниях были получены участки правильного полета до 600—800 м (см. дело объекта 06/III № 312). Таким образом, на основе сделанных опытов можно предположить, что если бы на модель был посажен человек, то на всем участке работы двигателя можно было бы получить правильный полет.

3. На летающих объектах, а также на стенде для питания двигателей применяется способ подачи топлива сжатым воздухом. Этот способ может считаться полностью освоенным. Мыслимы другие способы подачи, дающие по расчетам значительную экономию в весе конструкции и тем самым улучшающие полетные данные, а именно: подача насосом и пороховым аккумулятором.

Д. Исходные расчетные данные

1. На основе сделанного обзора можно принять по ракетной части следующие исходные данные для расчета полетных характеристик ракетопланов:

а) *в настоящее время* — тяга 150 кг, удельная тяга 200—210 кг·сек/кг, время работы 100—120 сек, запуск однократный, подача сжатым воздухом;

б) *в ближайшем будущем* (начало 1939 г.) — тяга 300 кг, удельная тяга 200—210, время работы 150—180 сек, запуск однократный, подача сжатым воздухом (или пороховым аккумулятором);

в) *через несколько лет* — тяга в одном агрегате до 500—1000 кг, удельная тяга 200—210, время работы до 15—20 мин, повторный запуск, подача сжатым воздухом или пороховым аккумулятором (или насосом);

г) *в перспективе* (с известной степенью вероятности) — тяга до 2000—2500 кг, время работы двигателя при малых (80—300 кг) тягах до 30 мин, удельная тяга 270—280, повторный запуск, подача насосом.

III. Характеристика полетных данных ракетных самолетов

А. Применение ракетоплана в качестве истребителя-перехватчика

1. Произведенными теоретическими исследованиями (см. дело объекта 318 и статьи Зенгера, Королева, Щетинкова и др.) доказано, что для улучшения полетных данных ракетоплана необходимо увеличение нагрузки на m^2 . Поэтому в расчетах нагрузка была взята предельной: при посадке $120 \text{ кг}/m^2$ ($v_{\text{пос}}=115 \text{ км}/\text{час}$), на взлете $200 \text{ кг}/m^2$ *. Отношение тяги к весу на взлете и подъеме должно быть не меньше 1. Принято 1.

2. Полезная нагрузка взята 212 кг (в том числе летчик 80 кг и вооружение 120 кг). Веса планера (крылья, фюзеляж и т. д.) брались по самолетной статистике. Веса ракетной части (баки, двигатель и др.) взяты на основании предварительных расчетов (подача сжатым воздухом).

3. Характеристики двигателя были взяты по ближайшей перспективе, т. е. тяга $1400 \text{ кг}=2 \times 700$, удельная тяга 210, время работы при малой тяге $15-20 \text{ мин}$, многократный запуск (см. § II, Д, 1, в).

4. Аэродинамические характеристики были взяты по самолетным нормам для хорошо «зализанного» самолета с удлинением $\lambda=6,5 \div 7$, поляра была проверена по имеющимся продувкам торпед и экспериментальной машине. Все расчеты велись в предположении, что скорость полета не превышает звуковой. При специально подобранных формах дужки и фюзеляжа предельную скорость можно принять равной $\sim 850 \text{ км}/\text{час}$. Расчет траектории на участках неустановившегося движения производился методом численного интегрирования по правилу трапеции.

5. Результаты расчета траектории ракетного истребителя при взлете его с земли на своем двигателе изображены на «графиках перехвата и преследования» (см. дело объекта 318, расчет траекторий еще не оформлен)**. На основании этих графиков можно видеть, например, что при скорости противника $400 \text{ км}/\text{час}$ на высоте 5 км истребитель взлетает с аэродрома в тот момент, когда противник находится в 13 км от аэродрома, дает ему встречный бой на расстоянии 5 км от аэродрома к фронту; затем истребитель делает иммельман, догоняет ушедшего вперед противника и, «вися у него на хвосте», преследует его в течение 10 мин . За это время он удалится от своего аэродрома на расстояние 60 км , так что возвращение обратно может быть произведено за счет планирования.

Если взять другой крайний случай, маловероятный даже в будущем, и принять, что противник идет на высоте 9 км со скоростью $600 \text{ км}/\text{час}$, то ракетный истребитель взлетает в момент

* Для сравнения укажем, что самолет Marcel-Bloch 160 отрывался с нагрузкой $210 \text{ кг}/m^2$, а самолет Farman 2231 — с нагрузкой $170 \text{ кг}/m^2$ («Les Ailes», 21 октября 1937 г.).

** «Графики перехвата и преследования», приложенные к «Аэродинамическому расчету ракетного истребителя», несколько отличаются от графиков в деле объекта 318. В частности, иммельман заменен одинарным переворотом.

нахождения противника на расстоянии 20 км от аэродрома, дает встречный бой и после иммельмана преследует его в течение 3 мин, удаляясь от своего аэродрома на расстояние 36 км.

6. Из приведенных цифр вытекает, что ракетный истребитель практически сводит зону тактической внезапности к полосе шириной меньше 20—30 км. Нач[альник] каф[едры] тактики ВВА полковник Шейдеман и врио нач[альника] каф[едры] огневой подготовки ВВА майор Тихонов в своем заключении по объекту 318 (см. дело 318), касаясь продолжительности боя, пишут: «Все эти цифры [продолжительности преследования для ракетного истребителя] уже сейчас обеспечивают реальную возможность вести бой, полагая, что резкое превосходство летно-технических данных самолета может обеспечить и скорую победу». Эта «...небольшая продолжительность [...] допускает уже сейчас практическое использование этих самолетов на фронте и, более того, определяет желательность такого применения».

7. Чрезвычайно интересно привести сравнительные полетные данные ракетоплана и современного опытного истребителя Repar R-36 с мотором Испано 12 Ycgs 910 л.с. [см. таблицу].

8. Резюмируя, можно отметить следующие особенности ракетных истребителей:

а) легкость установки на самолете двигателя с большими тягами, а следовательно, получения больших скоростей и углов подъема;

Высота, м	Максимальная скорость, км/час		Вертикальная скорость, м/сек		Время подъема минимальное	
	R-36	ракетный истребитель	R-36	ракетный истребитель	R-36	ракетный истребитель
0	417	850	12,5	21	—	—
2 000	465	850	14,0	122	2'35"	0'32"
4 000	505	850	14,8	156	4'56"	0'46"
6 000	492	850	11,5	180	7'32"	0'58"
8 000	483	850	7,1	207	11'17"	1'08"
9 000	475	850	5,7	220	13'56"	1'12"
11 000	450	850	2,2	236	23'06"	1'22"
12 400	433	850	0,0	236	45'26"	—

Примечания:

1. Время полета на v_{\max} ~ в 3 раза меньше, чем при $v = \sim 500$ км/час.

2. Дальность R-36 около 300 км, дальность ракетного истребителя при полете с работающим двигателем около 140 км (при $\lambda \approx 0$).

б) независимость тяги от высоты, следовательно, улучшение летных свойств по мере подъема на высоту;

в) большие секундные расходы топлива, а следовательно, малая продолжительность полета, большие запасы топлива и малая дальность;

г) большие нагрузки на 1 м², а следовательно, плохая маневренность и большие посадочные скорости.

На основе сделанного анализа представляется целесообразным применение в будущем ракетных истребителей как истребителей-

перехватчиков для защиты «зон тактической внезапности» в операции с истребителями обычного типа.

9. Нельзя считать, что в настоящее время перспективные исследования военного применения ракетных самолетов закончены. Можно наметить следующие направления, по которым необходимо вести исследования:

- а) летно-тактические данные самолета с [винто]м[оторной] группой, снабженного вспомогательным ракетным двигателем;
- б) летно-тактические данные ракетоплана уменьшенных размеров, подвешенного к многоместному истребителю;
- в) возможность уменьшения необходимой максимальной тяги ракетного двигателя.

Б. Высотная и научно-исследовательская машина

1. Теоретическими исследованиями, проведенными разными авторами, доказано, что при обычных самолетных схемах, при достижимых в настоящее время запасах топлива до 50% и при удельной тяге даже 300 кг (с учетом увеличения тяги с высотой) ракетный самолет с жидкостным двигателем имеет дальность полета 200–300 км, т. е. не может конкурировать с обычной винтомоторной группой.

2. В 1937 г. было проделано теоретическое исследование перспективного применения ракетоплана для полетов на дальность исходя из оптимальных предпосылок, т. е. принимая для двигателя характеристики «дальней перспективы» (§ II, Д, 1, г) и применяя составные схемы. В результате исследования было получено, что даже при этих оптимальных условиях и при минимальной полезной нагрузке в 175 кг дальности порядка 2000 км могут быть получены при тройной схеме (обычный самолет + катапультный ракетоплан + собственно ракетоплан), причем начальный вес катапультного ракетоплана превышает 10 т.

3. В отношении предельной высоты подъема были получены следующие результаты: при характеристиках двигателя «ближайшей перспективы» (§ II, Д, 1, в) для ракетоплана весом 1600 кг, поднимаемого самолетом на начальную высоту 8 км, абсолютный потолок получается равным 45–50 км. При удельной тяге 280 кг·сек/кг и начальной высоте 10 км $H_{\text{абс}} = 70 \div 80$ км. В обоих этих случаях полезная нагрузка (включая пилота) 175 кг. Применяя составные ракетопланы с начальным весом 8 т, можно получить высоту 80 км при весе полезной нагрузки около 400 кг и удельной тяге 210 кг·сек/кг. Абсолютный потолок получается в этом случае около 130 км, но спуск с этой высоты на крыльях из-за больших ускорений невозможен без специальных тормозных приспособлений (см. дело 318 «Перспективы применения ракетопланов»).

4. Во всех случаях установки мощных ракетных двигателей ($P \sim G_0$) и при предварительном подъеме ракетоплана на высоту 6–8 км легко могут быть получены скорости, превышающие звуковые (для первой ступени до 350–400 м/сек, для составных схем 1000 и более м/сек). На этих скоростях возможно получение установившегося движения и проведение соответствующих замеров.

5. Резюмируя этот раздел, можно сказать, что для исследования человеком стратосферы в пределах от 30 до 80 км ракетоплан в будущем открывает весьма широкие и достаточно реальные перспективы. То же самое можно сказать относительно исследования аэродинамики звуковых скоростей на самолетах в натуре. Применение ракетопланов для полетов на дальность, даже учитывая громадные путевые скорости, целесообразно.

IV. Методы решения проблемы ракетоплана (план работ)

A. По части ракетоплана

1. На основании произведенных и производимых теоретических исследований по летно-тактическим и высотным данным ракетоплана должен быть принципиально решен вопрос о нужности этого объекта и необходимости более форсированного развития его. Теоретические исследования при этом должны быть подкреплены и обоснованы специально поставленными экспериментальными работами, в частности:

а) проверка двигателя и системы питания в полете на ракетном планере (имеющийся двигатель с тягой 150 кг, подача воздухом, запас топлива ~15%);

б) проверка сводки весов ракетной части (главным образом баков и воздушных аккумуляторов).

2. Для постройки ракетоплана любого практического назначения (военного или научного) необходимо предварительное теоретическое и экспериментальное решение ряда вопросов, в частности:

а) устойчивость и управляемость ракетоплана при относительно больших тягах и запасах топлива (взлет, посадка и полет);

б) влияние больших, порядка звуковых, скоростей на устойчивость, прочность и летные данные ракетоплана;

в) взаимодействие всех агрегатов системы двигателя в полете при относительно больших тягах.

Поэтому в качестве второго этапа должна быть предпринята постройка специальной экспериментальной машины. Ввиду того, что большие скорости могут быть достигнуты только на больших высотах, экспериментальная машина должна быть спроектирована как высотная с возможностью подвески к многомоторному самолету (например, ТБ-3).

Для облегчения решения основных задач при проектировании машины необходимо отказаться от введения элементов, не проверенных в самолетной и ракетной практике (например, тонкое крыло большого удлинения, включение баков в конструкцию фюзеляжа и т. д.). Вследствие этого все основные летные данные экспериментальной машины получаются сильно заниженными. Основные характеристики ракетоплана следующие: экипаж 2 чел., начальный вес 1,5–1,6 т, двигатель $3 \times 300 + 1 \times 150$, абсолютный потолок при старте с 8 км $H_{\text{абс}} = 25$ км, при старте с земли 13–16 км, наибольшая средняя скорость горизонтального полета на высоте 7–9 км до 800–900 км/час, посадочная скорость с пусты-

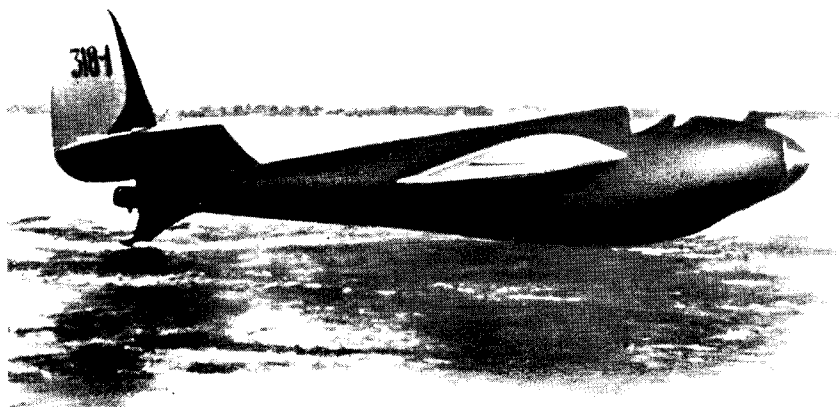


Рис. 1
Экспериментальный ракетный планер РР-318-1. Общий вид

ми баками 120–130 км/час. Эту работу (отработку отдельных агрегатов) можно начинать после окончания первого этапа, при условии, что работы по двигателю 300 будут форсированы.

3. После получения первого опыта по экспериментальной машине и отработки двигателя на большие тяги и продолжительность можно приступить к проектированию опытного образца для конкретного применения.

Б. По части двигателя

1. Необходимо в первую очередь начать форсированную отработку азотного двигателя на 300 кг с удельной тягой на 200–210 и временем работы 180 сек, параллельно с этим вести работу над увеличением продолжительности действия двигателя 150 кг до 5–8 мин.

2. Во вторую очередь нужно начинать работу над увеличением тяги в одном агрегате до 1000–1500 кг, продолжительности работы малых двигателей до 15–20 мин, кроме того, необходимо начать разработку насоса и повторного запуска двигателя. Работа над увеличением КПД, конечно, тоже не должна прекращаться.

3. Продолжать научно-исследовательскую работу по кислородным двигателям в направлении повышения КПД.

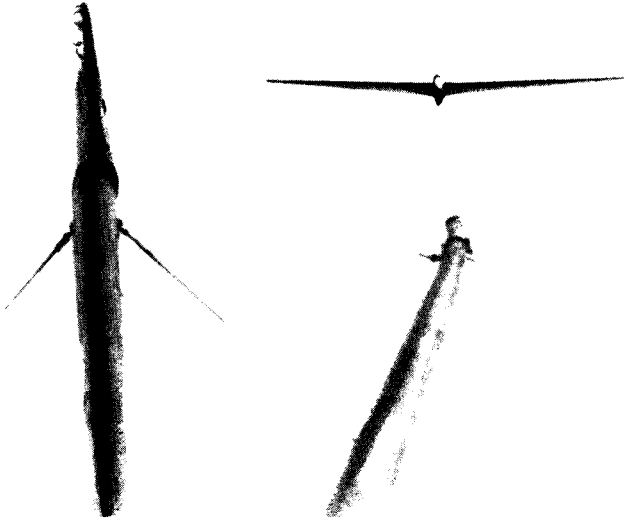


Рис. 2
В полете на буксире



Рис. 3
В свободном полете с работающим ЖРД

V. Что сделано до настоящего времени

A. Теоретические и проектные работы

Проведены теоретические и тактические (не закончены) исследования по ракетоплану, результаты которых изложены выше. Проведен ряд расчетов по экспериментальной машине с целью получения данных для теоретических исследований. Сделаны компоновочные чертежи общего вида (см. дело 318).

Б. Экспериментальные работы

1. Разработан проект установки двигателя 150 кг на один из существующих планеров (СК-9). Проведены все необходимые расчеты (аэродинамический, прочности, гидравлический и т. д.) (см. дело 318-1). Емкости баков должно хватить на 100 сек работы двигателя в 150 кг. Оборудование планера закончено в 1937 г.

2. В настоящее время (январь 1938 г.) закончены все необходимые холодные испытания системы двигателя, давшие удовлетворительные результаты. Проведено 23 огневых испытания на стенде тоже с удовлетворительным результатом. После окончания огневых испытаний на стенде (еще 7—10 испытаний) будут проведены полетные испытания (взлет с земли и буксировка).

VI. Что нужно теперь сделать для успешного продолжения работ

1. Как видно из изложенного выше, объем работ как по ракетоплану, так и по двигателям для него получился достаточно большим, требующим много средств и времени (порядка четырех-пяти лет). Поэтому необходимо теперь же принять определенное решение о необходимости и важности этого объекта и обеспечить все необходимые условия для работ. Половинчатые решения только повредят делу, так как при недостаточных темпах работ получение первых практических результатов будет отодвинуто на срок 5—6 лет, когда требования к объекту в связи с прогрессом тактики и техники могут совершенно измениться.

Программа внестендовых испытаний ракетоплана, объект 318-1¹

[1938 г.]

Общая часть

Настоящая программа охватывает в основном все необходимые внестендовые испытания объекта 318-1, а именно:

I. В полном объеме — наземные испытания на площадке в собранном виде.

В минимальном необходимом объеме:

II. Испытания в полете как планера.

III. Испытания в полете с работающим ракетным двигателем. В обоих случаях взлет объекта 318-1 производится на буксире за самолетом Р-5 до высоты 1500 м, на которой и ведутся испытания.

Необходимо отметить, что ввиду новизны работы, а также в зависимости от наличия специальных приборов и условий испытаний в процессе последних могут быть отступления от программы с целью более глубокого изучения того или иного явления или вопроса. Каждое отступление от программы должно согласовываться с комиссией, ведущей испытания объекта.

Испытания ведутся комиссией, назначенной по испытаниям объекта 318-1.

Испытания производит руководитель опытов инженер С. П. Королев.

Обслуживает испытания бригада в составе: Волков А. И. — лаборант по РД, Дурнов А. М. — авиамеханик, Палло А. В. — техник-конструктор.

¹ Документ (Архив АН СССР, р. 4, оп. 14, д. 105, л. 198—220) написан С. П. Королевым и 26 мая 1938 г. подписан им и начальником второй группы В. И. Дудаковым. В программе ярко представлен весь опыт С. П. Королева как ракетостроителя, авиаконструктора и летчика-испытателя. Из того, с какой тщательностью С. П. Королев разрабатывал программы всех испытаний ракетоплана, а также из того, что он сам проводил все эти испытания и готовился лично провести и летные испытания ракетоплана, видно, какое большое значение он придавал успешному решению проблемы полета человека на ракетном аппарате. Вся эта подготовительная работа не пропала даром. 28 февраля 1940 г. летчик-испытатель В. П. Федоров на ракетоплане 318-1 конструкции С. П. Королева успешно совершил первый в СССР полет человека на аппарате с ЖРД. Этим событием было ознаменовано рождение в нашей стране нового вида техники — реактивной авиации. Окончательная наземная отработка и полеты ракетоплана производились с ЖРД РДА-1-150 конструкции Л. С. Душкипа, которым был заменен ЖРД ОРМ-65 по решению руководства НИИ-3 без ведома С. П. Королева и В. П. Глушко.

1. Наземные испытания

Цель испытаний

1. Установление характера воздействия работы РД на части объекта, отсутствовавшие при испытаниях на стенде, как-то: вертикальное и горизонтальное оперения, капот двигателя и крылья.
2. Выяснение наличия явлений вибрационного характера в каких-либо частях объекта при работе РД на разных режимах.
3. Окончательная проверка работы материальной части объекта в полностью собранном виде в наземных условиях перед выездом на полетные испытания.
4. Тренировка руководителя опытов при работе на объекте без предохранительных ограждений вне укрытия.

Подготовка испытаний

5. Объект 318-1 с двигателем ОРМ-65 № 2 подготавливаются и снаряжаются к испытаниям во всем согласно своим формулярам (за № 001 и 046) и «Инструкции по проведению испытаний объектов группы № 2 НИИ». Допускаемым отступлением от «Инструкции» является установка объекта вне укрытия на площадке. Во время испытаний руководитель опытов находится в кабине объекта, а весь остальной персонал — за укрытиями.
6. Место наземных испытаний устанавливается на площадке около стендов гр[уппы] № 2 и гр[уппы] № 1. Объект устанавливается хвостом к стенду группы № 1, где у дороги возводится заградительный щит для отражений газовой струи двигателя.
7. На площадке объект укрепляется за узлы крепления крыльев в полетном положении. Под переднюю часть фюзеляжа устанавливается упор. Под хвостовую часть фюзеляжа у начала киля устанавливается козлук, укрепляемый к земле вместе с фюзеляжем так, чтобы была исключена возможность задира хвоста.
8. При проведении испытаний должны быть приняты следующие меры предосторожности:
 - а) до начала испытаний персонал удаляется за укрытие, откуда не имеет права выходить до окончания опыта;
 - б) по окончании испытания подходить к объекту разрешается лишь с разрешения руководителя опытов;
 - в) около объекта устанавливаются зеркала, позволяющие руководителю опытов из кабины объекта наблюдать хвостовую часть и двигатель;
 - г) на случай пожара около объекта должны находиться в достаточном количестве сухой песок, огнетушители и дегазаторный раствор, около укрытий — шланг, могущий подать воду до объекта; в остальном меры противопожарной безопасности должны быть соблюдены согласно установленному в НИИ порядку;
 - д) не разрешается нахождение около объекта бочек, бутылей и других сосудов с компонентами топлива, а равно каких-либо других горючих веществ или материалов;
 - е) бутылки, в которые производится аварийный слив топлива из объекта, д[олжны] б[ыть] расположены не ближе 4 м от объек-

та и друг от друга и защищены специальным укрытием, исключаящим возможность их разрушения или воспламенения при испытании объекта.

Объем сливных бутылей должен позволять полностью опорожнить топливные баки объекта. При этом возможность переполнения этих бутылей должна быть исключена.

9. Все замеры при испытаниях производятся по приборам, установленным на приборной доске объекта. Приборы д[олжны] б[ыть] оттарированы. Продолжительность работы РД засекается по секундомеру наблюдателем из-за укрытия. В случае необходимости при помощи термопары производится замер температуры отдельных мест на объекте, подверженных нагреву. По окончании опытов производится замер количества фактически израсходованного топлива. Следовательно, замеряются:

p бака керосина в $кг/см^2$ по манометру,

p бака окислителя в $кг/см^2$ по манометру,

p камеры сгорания в $кг/см^2$ по манометру,

время работы РД в $сек$ по секундомеру,

T° — температура в градусах при помощи термопары,

керосин в $кг$ — расход керосина за время опыта,

окислитель в $кг$ — расход окислителя за время опыта.

Программа испытаний

10. Все испытания производятся руководителем опытов в строгом соответствии с данными расчетов объекта 318-1 и формулярами объекта (№ 001) и двигателя ОРМ-65 № 2 (№ 046).

11. Все испытания должны производиться в указанной последовательности, причем каждое последующее испытание может быть поставлено лишь при условии получения от предыдущего достоверных положительных результатов.

12. Произвести сжигание 1—2 зажигательных шашек в камере двигателя. На фюзеляже установлены горизонтальное и вертикальное оперение и капот двигателя. Крылья не устанавливаются. На руле направления, в непосредственной близости к срезу капота двигателя, должна быть укреплен термопара для замера возможного нагрева руля.

13. Произвести 2—3 кратковременных запуска РД продолжительностью 20—25 $сек$, имея $p_{бак}=28 кг/см^2$ и $P=100 кг$. При последнем испытании в течение 5—10 $сек$ работать с полной тягой $P=150 кг$; $p_{бак}=37 кг/см^2$. При этих испытаниях хвостовое оперение и крылья не устанавливаются. Капот двигателя установлен. Обратит внимание на температуру нагрева капота и по возможности ее замерить.

Произвести фотосъемку газовой струи РД.

14. Установить на объект все хвостовое оперение и крылья. Произвести 2 испытания продолжительностью в 30 и 50 $сек$ при полной тяге $P=150 кг$, $p_{бак}=37 кг/см^2$. На руле направления, в непосредственной близости к срезу капота двигателя, д[олжна] б[ыть] укреплен термопара, за показаниями которой наблюдает руководитель опытов из кабины. При достижении температуры 150° опыт прекращается. Кроме того, наблюдение за состоянием оперения и крыльев ведется из-за укрытия, и в случае

необходимости подается сигнал об остановке двигателя. Произвести фотосъемку газовой струи РД.

15. Все то же, что и в п. 14. Произвести 1 испытание при $P=100$ кг, $p_{\text{бак}}=22$ кг/см² продолжительностью до 100 сек.

16. Все то же, что и в п. 14. Произвести 1 испытание при $P=60$ кг, $p_{\text{бак}}=17\div 18$ кг/см² продолжительностью до 200 сек.

17. В случае необходимости 2—3 сдаточных испытания по указанию комиссии.

Примечание. Из них 1—2 испытания можно произвести при наклонном положении объекта, например при посадочном угле (костыль стоит на земле) и при угле планирования (до 3°). Всего по разд. 1 д[олжно] б[ыть] произведено 8—10 огневых испытаний объекта на площадке.

2. Испытания в полете как планера

Цель испытаний

18. Испытание планера в полете после его переоборудования под ракетную установку (без топлива).

19. Испытание планера в полете с полной нагрузкой (с топливом).

20. Тарировка указателя скорости и проверка в полете расчетных величин скорости планирования и скорости снижения.

21. Тренировка пилота.

22. В случае наличия соответствующих возможностей и приборов снятие в полете полярны, указателя глассад и характеристик продольной статической (а весьма желательно и динамической) устойчивости машины, хотя бы на 2—3 центровках, при полете на планировании.

Подготовка испытаний

23. Объект 318-1 с двигателем ОРМ-65 подготавливается к полету в строгом соответствии с его формуляром (№ 001) и данными его расчетов, для чего должна быть произведена окончательная контрольная сборка с проверкой работы органов управления и нивелировкой всей машины. Для всех полетов устанавливается самопишущий барограф.

24. Должна быть произведена путем взвешивания (и для проверки — на балансире) практическая центровка объекта с пустыми баками. Посредством груза в носу фюзеляжа центр тяжести по длине должен быть получен на 33% САХ, т. е. там же, где он был у планера (СК-9) без ракетной установки. Полученные результаты д[олжны] б[ыть] сверены с данными расчетной центровки и журнала весов.

25. Производится специальная проверка на объекте 318-1 действия механизма для отцепки буксирного троса при разных натяжениях последнего (от руки) и разных углах его по высоте и в стороны по отношению к замку. Во всех случаях замок должен отцепить трос безотказно. Такая же проверка производится на отцепном механизме самолета Р-5, который будет производить буксировку.

26. Перед выпуском в первый полет машина должна быть осмотрена комиссией, проводящей испытания, пилотом и прикрепленным техником. В дальнейшем, перед каждым полетом, машина должна осматриваться пилотом, прикрепленным техником и одним из членов комиссии. О результатах осмотра должны делаться соответствующие отметки в формуляре.

27. На старте перед вылетом д[олжны] б[ыть] произведены следующие подготовительные мероприятия, отступление от которых не разрешается:

а) установлена пригодность данной метеообстановки для полетов объекта 318-1. Обязательным условием является наличие хорошей видимости и облачности не ниже 1700 м. Для первых 3—5 полетов необходимо (а для последующих желательно) наличие ветра не ниже 5—6 м/сек.

П р и м е ч а н и е. При всех полетах необходимо наличие подробной метеосводки с температурными данными и атмосферным давлением для обработки результатов испытаний;

б) пилот самолета Р-5, который будет производить буксировку объекта 318-1, должен произвести с целью тренировки 2—3 полета со скоростью взлета и набор 130—140 км/час. Особое внимание должно быть обращено на сохранение постоянства этой скорости во время полета. Попутно проверяются метеообстановка и состояние воздуха:

в) для взлета на буксире объект 318-1 д[олжен] б[ыть] расположен возможно более позади линии старта с таким расчетом, чтобы для разбега самолета Р-5 оставалось не менее 600—800 м. Кроме того, впереди должна оставаться резервная площадка не менее 500 м. Объект должен быть расположен на 3—5 м слева, считая по полету, от буксирующего самолета, а по длине — позади его на длину буксирного троса;

г) выпускающим под крыло объекта д[олжен] б[ыть] поставлен особо надежный человек, хорошо бегающий и не стесненный лишней одеждой. Выпускающий должен быть перед вылетом проинструктирован лично пилотом объекта 318-1. Необходимо отметить исключительное значение правильного выпуска машины на буксире для успешного взлета;

д) сцепщик, летящий на самолете Р-5, перед вылетом д[олжен] б[ыть] проинструктирован лично пилотом объекта 318-1. Сцепщику самолета *ни в каком случае не разрешается отцеплять объект 318-1 во время взлета* (в каком бы положении он ни находился), исключая только случаи, если от объекта отлетела его какая-либо несущая часть или создавшееся положение угрожает непосредственной опасностью самолету Р-5. Необходимо отметить, что отцепка объекта 318-1 на взлете сцепщиком самолета почти неминуемо ведет к серьезной аварии объекта;

е) при полете на буксире устанавливается следующая сигнализация:

отмашка рукой выпускающего у земли — выбрать слабинку троса; поднятая рука выпускающего — старт;

отмашка в полете пилота или сцепщика самолета Р-5 — сигнал пилоту объекта немедленно отцепляться;

отмашка в полете пилота объекта 318-1 — сигнал сцепщику самолета Р-5 немедленно отцепить трос;

опущенная по борту рука пилота самолета Р-5 в зависимости от

сигнала — указание пилоту объекта, например отойти в сторону, велико превышение и т. п.;

частое качание с крыла на крыло объекта 318-1 — сигнал пилоту самолета Р-5 восстановить режим полета.

Программа испытаний

28. Все испытательные полеты производятся пилотом объекта 318-1 (а равно и пилотом самолета Р-5) в строгом соответствии с данными расчетов объекта 318-1 и формуляром № 001. После первых полетов пилот должен примерно установить соответствие расчетного диапазона скоростей полученному в полете. Все отступления от расчетных данных немедленно сообщаются комиссии.

29. Все испытания должны производиться в указанной последовательности, причем в случае необходимости число полетов может быть увеличено.

30. Произвести первый пробный взлет с отцепкой на высоте 5—7 м и планированием по прямой. Взлет самолета Р-5 производится форсированием газа до отрыва объекта 318-1 на скорости до 130 км/час. Отцепку от самолета производит пилот объекта 318-1, предварительно отжав машину и ослабив буксирный трос. После того как сцепщик самолета Р-5 ясно увидит, что объект 318-1 отцепился, он сбрасывает трос. Если препятствия в направлении взлета самолета отсутствуют, то разрешается самолету Р-5 взлететь с тросом и сбросить его на старт с воздуха.

В случае если пилот объекта 318-1 не успел сразу отцепиться от самолета и, следовательно, у него нет уверенности в возможности посадки по прямой после отцепки, то полет на буксире должен продолжаться с заходом на круг до высоты 400 м, с последующей отцепкой и посадкой.

Во время первого пробного взлета пилот должен опробовать все рули и составить мнение о центровке машины.

Примечание. При всех полетах не разрешаются спирали ниже 100 м и скольжения ниже 15 м.

31. Произвести 1 полет на буксире до высоты 1700 м продолжительностью 30 мин. Отцепку произвести на 1700 м. При наборе высоты пилоту самолета Р-5 сделать 4 разворота под 90°, увеличивая после каждого разворота скорость полета на 10 км/час (т. е. 130, 140, 150, 160 км/час). Пилоту объекта 318-1 сделать соответственно записи показаний своего указателя скорости. Опробовать машину на расчетном диапазоне скоростей (95—110 км/час), доводя скорость до минимальной (85—95 км/час). На каждом режиме, соответственно по скорости, пилотом должна быть записана скорость снижения. Проверить тенденцию машины на этих режимах (в особенности на минимальной скорости) с брошенной ручкой.

Довести скорость планирования до 200 км/час и установить тенденцию машины с брошенной ручкой (в случае значительного давления на ручку последнюю не освобождать).

Произвести серию мелких и глубоких, до 45°, спиралей на разных скоростях. Произвести несколько глубоких скольжений в обе стороны на разных скоростях. При скольжении на малой скорости установить тенденцию машины.

Все эволюции закончить до высоты не ниже 600 м, после чего рассчитывать на посадку.

32. Произвести 5 полетов общей продолжительностью до 5 час с отцепкой на высоте 1700 м с целью тренировки пилота. Разрешается производить глубокие спирали до 45° и скольжения. Все эволюции закончить не ниже 600 м, после чего рассчитывать на посадку.

33. Произвести 1–2 полета на мерном километре для тарировки указателя скорости. Запись по приборам производить как на объекте 318-1, так и на буксирующем самолете Р-5. Полеты произвести не менее чем на четырех режимах по два захода. Высоту полета установить в зависимости от условий мерного километра, желательно возможно большую.

34. Произвести 1–2 полета с баками, заполненными компонентами топлива. Высота отцепки 1700 м. Проверить сходимость расчетных значений скоростей (см. п. 31) с данными полета.

Произвести пробный слив части компонентов топлива через аварийные краны за борт. За сливом наблюдать в полете с самолета Р-5. Посадку производить с полными баками.

35. В соответствии с п. 22 провести 2–3 полета с целью снятия характеристики машины. В этом случае объект 318-1 забуксирруется на высоту 2500 м. Для успешности полета необходимо возможно более спокойное состояние атмосферы и отсутствие ветра.

При планировании на разных режимах (через 100 м) пилот записывает значение высоты, скорости, время и по возможности показания продольного уклономера и угла отклонения рулей высоты (желательна установка самописцев скорости и отклонения рулей типа, например, «Спидографа» и «Сор» ЦАГИ).

Для снятия характеристик продольной статической и динамической устойчивости необходимо дополнительно произвести 3–4 полета с записью отклонения рулей. При исследовании динамической устойчивости достаточно вести запись колебаний скорости при динамическом нарушении устойчивости (например, толчок ручкой).

Примечание. При постановке исследований по настоящему пункту программа д[олжна] б[ыть] в зависимости от наличия приборов и условий испытания составлена особо.

По этому разделу (без п. 35) предположено 11–14 полетов. При выполнении п. 35 потребуется еще 3–4 полета.

3. Испытания в полете с работающим ракетным двигателем

Цель испытаний

36. Впервые испытание в полете на самолете ракетного двигателя на жидком топливе и проверка работы всей материальной части.

37. Замер скорости и скороподъемности объекта 318-1 при полете с РД и сравнение полученных величин с данными расчета.

38. Изучение устойчивости и управляемости объекта при полете с ракетным двигателем, установленным на хвосте.

39. В случае наличия соответствующих возможностей и приборов снять в полете с работающим ракетным двигателем данные поляры, продольной статической (желательно и динамической) устойчивости объекта хотя бы на двух-трех центрофках.

Подготовка испытаний

40. Объект 318-1 с двигателем ОРМ-65 подготавливается к полету в строгом соответствии с его формулярами (№ 001 и 046) и данными его расчетов. Для всех полетов устанавливаются самопишущий барограф и перегрузочный прибор.

41. Перед выпуском в первый полет машина должна быть осмотрена комиссией, производящей испытания, пилотом и прикрепленным техником. В дальнейшем перед каждым полетом машина должна осматриваться пилотом, прикрепленным техником и членом комиссии, о чем должны быть сделаны соответствующие отметки в формуляре.

42. Перед выпуском в полет д[олжна] б[ыть] произведена проверка правильности установки на объекте РД с таким расчетом, чтобы его тяга проходила через центр тяжести машины. Результаты проверки должны быть зафиксированы.

43. В случае, если во время предшествующих наземных испытаний объекта и в полете как планера были внесены какие-либо изменения или коррективы в материальную часть или в расчетно-эксплуатационные данные объекта, — все такие изменения следует соответствующим образом отмечать в формуляре объекта или двигателя, а если необходимо, то оформлять дополнительными расчетами.

44. Подготовительные мероприятия на старте производить точно так же, как указано в разд. 2 (п. 27, а—е).

Программа испытаний

45. Все испытательные полеты производятся пилотом объекта 318-1 (а равно и пилотом самолета Р-5) в строгом соответствии с данными расчетов объекта 218-1 и формулярами № 001 и 046. После первого полета пилот должен примерно установить соответствие расчетного диапазона скоростей полученному в полете. Все отступления от расчетных данных сообщаются комиссии.

46. Все испытания должны производиться в указанной последовательности, причем в случае необходимости число полетов может быть увеличено.

47. Все полеты производятся с полностью залитыми топливными баками. При взлете и наборе высоты давление в баках не поднимается. Все краны и вентили д[олжны] б[ыть] плотно закрыты. Зажигание выключено. В каждом полете пилот вырабатывает то количество топлива, которое ему нужно для выполнения задания, после чего производит посадку с оставшимся топливом. Слив топлива за борт рекомендуется производить лишь в случае необходимости.

Перед посадкой следует полностью спустить давление из баков, плотно закрыть все вентили и краны и выключить зажигание.

48. Первый полет произвести на буксире самолета Р-5 до высоты 1700 м, где произвести отцепку. Отцепка д[олжна] б[ыть] произведена над центром аэродрома или в такой зоне, откуда машина может свободно зайти на посадку (учитывая снос ветром). Дальнейшие манипуляции производятся пилотом в следующем порядке:

- а) поднимается давление до пускового $p=15 \text{ кг/см}^2$;
- б) предохранительная вилка электрозажигания переключается на рабочие клеммы;
- в) машина устанавливается на устойчивом режиме планирования, согласно расчетам при $v_{пл}=100 \text{ км/час}$ (если нет изменений в результате предшествовавших полетных испытаний);
- г) при достижении высоты полета около 1500 м производится запуск ракетного двигателя. Ниже 1300 м запускать РД не разрешается;
- д) после запуска РД дается газ с расчетом иметь $P=100 \text{ кг}$, $p_{бак}=22 \text{ кг/см}^2$.

Полет производится в течение 60–80 сек по горизонтальной прямой, после чего РД останавливается и машина идет на посадку. При первом полете пилот должен запомнить значение наибольшей скорости полета и тенденции машины.

49. Произвести 3–4 полета при тех же условиях, что и в п. 48. При последующих полетах увеличить время полета до 100 и 140 сек и записать значения скоростей по времени (2–3 точки). При полете выдерживать горизонтальную прямую, руководствуясь показаниями альтиметра и вариометра.

50. При тех же условиях, что и в п. 48, 49, провести 2–3 полета по горизонтальной прямой на высоте 1500 м при $P=150 \text{ кг}$, $p_{бак}=37 \text{ кг/см}^2$. В случае достижения предельной скорости $v_{пр}=200 \div 215 \text{ км/час}$ рекомендуется сбавить газ, уменьшив давление в баках. В случае необходимости быстро изменить режим полета, уменьшив скорость, рекомендуется закрыть воздушный вентиль и слегка поддрать машину (достаточен наклон 3–5°). Продолжительность полетов [от] 75 до 100 сек.

51. При тех же условиях, что в предыдущих пунктах, произвести 1–2 полета по горизонтальной прямой на высоте 1500 м, при $P=60 \text{ кг}$; $p_{бак}=17 \div 18 \text{ кг/см}^2$. Продолжительность полета [от] 200 до 220 сек.

52. При тех же начальных условиях, что и в предыдущих пунктах, произвести 2–3 полета с набором высоты по прямой, с начальной высоты 1500 м, при $P=150 \text{ кг}$, $p_{бак}=37 \text{ кг/см}^2$. Продолжительность полета [от] 75 до 100 сек. Угол подъема по расчету около 9°.

Подъем производить, руководствуясь графиком горизонтальных и вертикальных скоростей расчетной барограммы.

53. Произвести 2–3 полета на высоте 1500 м с выполнением восьмерок при работающем ракетном двигателе, при $P=150 \text{ кг}$ и $P=60 \text{ кг}$. При выполнении восьмерок необходимо выдерживать возможно меньший радиус виража, производя последний без снижения и набора высоты. Время одного полного виража записывается с земли или с другого самолета.

54. При всех полетах, указанных в п. 48–53, пилот должен замерить режим работы двигателя (главным образом величину тяги) и записать несколько значений скорости полета по времени, а при

полетах с набором высоты — скорости подъема по вариометру. Кроме того, из каждого полета привозится барограмма и запись ускорений в направлении полета.

Желательно также знать, в какой момент полета на данном режиме скорость полета устанавливается.

55. В соответствии с п. 22 и 35 произвести 3—4 полета для снятия поляры с работающим ракетным двигателем и данных продольной статической и динамической устойчивости. В зависимости от наличия приборов и условий этих испытаний д[олжна] б[ыть] составлена уточненная программа.

Всего по этому разделу предположено 11—16 полетов, а при выполнении п. 55 потребуется еще 3—4 полета.

Примечание. По окончании испытаний по настоящей программе могут производиться испытания объекта 318-1 при взлете с земли, для чего должна быть составлена особая программа.

К вопросу о самолете-перехватчике РП с реактивным двигателем РД-1¹

[1942 г.]

Настоящая работа была выполнена при следующих обстоятельствах.

I. Ознакомление с реактивными двигателями показало, что в ближайшее время вполне возможно и необходимо использование этих двигателей на самолетах.

При обеспечении необходимых условий такие самолеты могут быть осуществлены в короткие сроки и с большим эффектом применены в войне против Германии.

В частности, в недалеком будущем будет закончен реактивный двигатель РД-1 конструкции инженера Глушко, работающий на жидком топливе. В декабре месяце с. г. РД-1 поступает на испытания. В течение I квартала 1943 г. двигатель будет отработываться, после чего он может быть установлен на самолет, ориентировочно 1/V—1/VI 1943 г.

Двигатель РД-1 представляет собой агрегат, состоящий из четырех камер и турбонасоса. Тяга двигателя 1200 кг и развиваемая полезная мощность на эксплуатационных режимах полета порядка 2500—4000 л. с. Для обычных авиамоторов, с учетом КПД винта, это эквивалентно 3000—6500 л. с. Вес РД-1 около 180 кг.

Необходимо отметить, что двигатель РД-1 разработан с учетом полученного ранее положительного опыта работы с двигателями такого же принципиального типа и аналогичной конструкции, что дает уверенность в его успешной сдаче в эксплуатацию.

Таково положение с реактивными двигателями на жидком топливе сегодня.

II. О применении реактивных двигателей можно сказать следующее: вполне достоверно известно, что реактивные самолеты, а также вспомогательные реактивные агрегаты и объекты за последние

¹ Пояснительная записка к проекту ракетного перехватчика РП, датированная 16 декабря 1942 г. Сам проект, состоящий из 58 листов расчетов, эскизов компоновки и общего вида перехватчика (на четырех листах), был выполнен С. П. Королевым в крайне короткий срок, который может быть объяснен только страстным желанием внести максимальный вклад в победу над врагом. Но в то время проект поддержан не был, так как предполагалось, что в ближайшее время проблема создания ракетного перехватчика будет успешно решена в НИИ-3 НКВ, где продолжались начатые С. П. Королевым работы по проекту РП-318 (см. настоящее издание, с. 143). Документ хранится в Архиве АН СССР (ф. 1546, оп. 1, д. 12, л. 1—58). Впервые опубликован в книге «Пионеры ракетной техники. Ветчинкин, Глушко, Королев, Тихонравов». М., «Наука», 1972, с. 532—539.

8—10 лет построены и строятся буквально повсеместно, во всех странах.

В СССР после ряда лет экспериментальных и подготовительных работ впервые реактивный самолет, или планер с реактивным двигателем, был построен в 1936 г. по моему проекту и успешно испытан в 1938—1939 гг. (с двигателем инженера Глушко) летчиком НИИ ВВС Федоровым².

Эта машина весом около 700 кг, с тягой РД 150 кг была задумана как первый опыт и исключительно для экспериментальных целей.

В 1937 г. в РНИИ мною была начата работа над двухместным реактивным истребителем-перехватчиком (объект 318-РП) с полетным весом 1900 кг под РД инженера Глушко с тягой 900 кг (2500 л. с.).

Эта работа не была закончена. В последнее время известен самолет БИ^{*3}, построенный инженером Болховитиновым и совершивший до сего дня один полет с работающим двигателем. Самолет БИ предположено использовать как одноместный истребитель-перехватчик. Его размах 5,5 м; площадь крыла 7 м²; полетный вес 1620 кг; вес вооружения 50—100 кг. Продолжительность полета на скорости 800 км/час 2 мин, максимальная продолжительность полета на скоростях 550—360 км/час около 4—5 мин. Реактивный двигатель Д-1-А-1100 РНИИ, установленный на самолете БИ, дает тягу 1100 кг. Этот двигатель работает от баллонов со сжатым воздухом под давлением 150 атм. Поэтому большое количество таких баллонов приходится брать в полет на самолете БИ. Допускаемая длительность работы двигателя РНИИ очень небольшая (6 пусков продолжительностью не более 80 сек каждый).

При всех этих условиях возможная эффективная отдача этой машины очень невелика, а система топливных баков, находящихся все время под высоким давлением, и баллонов со сжатым воздухом опасна при эксплуатации боевого самолета.

Если на самолет БИ взамен двигателя РНИИ установить двигатель РД-1, то летные данные улучшатся. Однако это не позволяет использовать все возможности двигателя РД-1, так как потребная для этого переделка самолета БИ так велика, что фактически сводится к созданию машины заново.

Таково положение с применением реактивных двигателей на сегодня.

III. Несомненный интерес представляет определение реальных возможностей самолета с реактивным двигателем на жидком топливе при современном состоянии работ.

Ответ на этот вопрос могут дать выполненные с этой целью и прилагаемые ниже предварительные расчеты самолета *реактивного перехватчика* (РП) с двигателем РД-1.

² См. примечание на с. 154.

^{*} Имеются некоторые данные, материалы и чертежи этого самолета.

³ Ракетный истребитель БИ конструкции А. Я. Березняка и А. М. Исаева, созданный под руководством В. Ф. Болховитинова, впервые был испытан в полете летчиком Г. Я. Бахчиванджи 15 мая 1942 г. Из-за недостаточной изученности в то время аэродинамических явлений при больших скоростях потерпел катастрофу 27 марта 1943 г., достигнув рекордной скорости 800 км/час.

Краткое описание самолета РП

Назначение и применение

РП предназначается для борьбы с авиацией противника в воздухе при обороне определенных пунктов — городов, укрепленных объектов и линий и т. д.

Упреждение при вылете обычных истребителей обороны для встречи противника, идущего на высоте 6—8 км со скоростью 550 км/час, составляет около 70—100 км и более (зона тактической внезапности). Для РП эта величина сокращается до 13—18 км. Резкое превосходство летных качеств позволит РП догнать и уничтожить любой современный самолет, летящий с любой скоростью, на сколь угодно большой высоте и попавший в зону его действия.

РП также может быть использован для внезапной быстрой атаки наземных целей — танков, батарей, зенитных точек противника, переправ и т. д.

Обладая весьма значительной скороподъемностью (набор высоты 10 км за 2 мин) и максимальной скоростью горизонтального полета 1000 км/час, РП сможет держать инициативу боя в своих руках, имея возможность внезапного стремительного нападения, а в случае необходимости и быстрого маневра для занятия новой исходной или более выгодной позиции и для повторного нападения.

Довольно значительная для реактивных самолетов продолжительность полета (10—18 мин при скорости 800—500 км/час и максимальная продолжительность полета 30 мин) позволит РП выполнить все эти маневры.

Схема и конструкция самолета

Во избежание ненужного экспериментирования взята обычная, хорошо изученная схема.

Было принято, что РП — одноместный самолет, моноплан с низким расположением крыла, фюзеляжем, несущим пилота, вооружение, часть баков, двигательную установку и хвостовое оперение. Шасси трехколесное, но значительно более низкое, чем обычно, вследствие отсутствия на машине винта. Трехколесное шасси обязательно необходимо как для обеспечения работы двигателя при движении самолета у земли, так и для облегчения взлета и посадки подобной машины. Конструкция машины в основном деревянная (хвостовая часть фюзеляжа, несущая двигатель, из дюрала), не требующая применения никаких специальных или дефицитных материалов. Топливные баки обычного типа, сварные из алюминия.

Двигатель устанавливается в хвостовой части фюзеляжа с направлением своих сопел назад по полету. Камера двигателя с газогенераторной форкамерой, постоянно работающая, и еще одна камера расположены на хвосте фюзеляжа, а еще две камеры на крыльях с наклоном вниз на 5°.

Предварительные расчетные данные РП

Характеристики	Варианты I и II с полетным весом	
	2150 кг	2500 кг
Габариты		
Размах, м	6,2	7,2
Длина, м	—	7,35
Высота, м	—	2,2
Площадь крыла, м ²	8,5	13,0
Удлинение крыла, м	4,3	4,0
Вес, кг		
На взлете	2150	2500
При посадке	1150	1300
Средний в полете	1650	1900
Полезной нагрузки	350	350
В том числе вес вооружения	200	200
Топлива	1000	1200
Удельные нагрузки		
Несущей площади, средняя в полете, кг/м ²	194	146
Несущей площади на взлете, кг/м ²	253	193
Несущей площади при посадке, кг/м ²	135	100
Размаха, средняя в полете, кг/м	266	264
Размаха на взлете, кг/м	347	348
Размаха при посадке, кг/м	168	80

Двигательная установка

На РП была принята установка жидкостного реактивного двигателя РД-1 со следующими основными данными:

Максимальная тяга у земли, кг	1200	Вес двигателя, кг	180
Максимальная тяга на 10 км, кг	1300	Мидель двигателя, м ²	0,35
Минимальная тяга, кг	100	Габариты двигателя, м	0,6×0,8×1,2
Расход топлива, кг/сек	6-0,6		

Высотность двигателя — неограниченная. В качестве топлива используются азотная кислота (ОСТ 12467—39) и тракторный керосин. Не требуются винты и радиаторы, отсутствуют моторные вибрации.

Вооружение

На самолете РП ориентировочно предусмотрена установка двух пушек «ВЯ» калибром 23 мм с запасом 150 снарядов и пулемета «ВС» с запасом патронов. В перегруженном варианте возможна подвеска реактивных снарядов калибра 82 мм 6 шт.

Производственные особенности

Отличительной чертой самолета РП и реактивного двигателя является доступность в изготовлении, а также малая трудоемкость, обусловливаемая их сравнительной простотой, небольшим габари-

Скорости горизонтального полета

Характеристики	Варианты при полетном весе	
	2150 кг	2500 кг
Скорость, км/час		
Максимальная	> 1000 *	
Крейсерская	800—550	
Экономическая	550—360	
Посадочная с полными баками	160	150
Посадочная с пустыми баками	110	100
Данные набора высоты		
Время набора высоты 5000 м, мин	1,5	2
Время набора высоты 10 000 м, мин	2	2,5
Максимальная вертикальная скорость у земли, м/сек	73	69
Максимальная вертикальная скорость на 5000 м, м/сек	124	108
Максимальная вертикальная скорость на 10 000 м, м/сек	170	152
Потолок, м	20 000	
Время подъема на потолок, мин	3	3,5
Взлетные данные **		
Продолжительность разбега, сек	15	14
Длина разбега, м	496	398

Данные продолжительности и дальности полета с работающим реактивным двигателем

Продолжительность полета со скоростью 800—550 км/час на высоте 5000 м, мин	8—16	10,5—18,5
То же, на высоте 10 000 м, мин	8—11	11,5—16,5
Максимальная продолжительность полета на $v_{экон}$ у земли, мин	28	30
Дальность полета со скоростью 800—550 км/час, км	100—158	130—200

* Ввиду недостаточной изученности области больших скоростей нами всюду принималось $v_{тах} = 800$ км/час, хотя на основании расчетов с учетом поправки по Берстоу получается 1000 км/час во всех случаях.

** Без применения щитков или других приспособлений.

том и весом. Основные агрегаты самолета — крыло, фюзеляж и оперение — деревянной конструкции, что облегчает как изготовление их, так и обеспечение материалом.

Изготовление двигателя РД-1 в сильной мере упрощается отсутствием коленчатых валов, кривошипно-шатунного механизма, поршневой группы, распределительных валов с приводами, картеров и других неизбежных элементов конструкции обычных двигателей. Общее количество деталей по двигателю РД-1, включая и все нормальные и крепежные детали, 800 шт. В связи с этим отсутствует необходимость специального станочного оборудования авиационных заводов, если на них будет строиться этот двигатель.

Доступность и малая трудоемкость изготовления самолета РП и двигателя РД-1, отсутствие необходимости в винтах и радиаторах

всех типов позволят в короткие сроки наладить крупносерийное производство таких машин при значительном сокращении числа кооперированных заводов — поставщиков и смежников.

Заключение

Приведенные далее предварительные расчеты РП произведены на следующих основаниях.

Данные и характеристики реактивного двигателя РД-1 взяты из материалов, предоставленных ОКБ.

Основные параметры самолета выбирались на основании произведенного автором исследования выгодных размеров и соотношений для реактивных самолетов, как-то: соотношения тяги двигателя и полетного веса машины, процентного содержания топлива и величин удельных нагрузок несущей площади и размаха*. В ОКБ находятся отдельные чертежи, в частности чертежи крыла реактивного самолета-перехватчика — объект 318-РП (см. выше), которые также были использованы.

Особо подчеркиваем, что при установлении схемы принята нормальная самолетная схема, достаточно хорошо изученная и поэтому исключая лишние элементы неизвестности со стороны собственно самолета, что для РП, являющегося машиной совершенно нового класса, имеет немаловажное значение.

Двигательная установка расположена так: камера двигателя, имеющая газогенераторную форкамеру, и постоянно работающая еще одна камера расположены на хвосте самолета, а остальные две камеры — на крыльях. Подобное расположение, не ухудшая аэродинамику машины, удовлетворяет нужным для работы реактивного двигателя специфическим требованиям, условиям центровки самолета и общей компактности схемы.

Так как основные режимы полета РП лежат в областях, где сказывается сжимаемость воздуха, то в расчетах приняты поправочные коэффициенты с учетом числа Берстоу, увеличивающие воздушное сопротивление.

Эти данные основаны на современных материалах и опытах в области больших скоростей как в СССР, так и за границей.

Надо отметить, что при расчетах все коэффициенты, вредные площади и мидели выбирались с несколько ухудшенными значениями, для того чтобы получить реальные данные машины.

Взлет самолета РП был принят, как и для обычных самолетов, с места старта на собственном двигателе, но без применения средств для увеличения подъемной силы на взлете; использование этих вспомогательных средств будет целесообразно для уменьшения длины и времени разбега. Если также в дальнейшем (но не на первой машине) применить для взлета тележку со стартовыми пороховыми ракетами, то, значительно облегчая взлет, можно получить экономию топлива до 10%, а также экономию в весе самого шасси. Это мероприятие улучшит качества машины и увеличит продолжительность полета.

* *Королев С. П.* Крылатые ракеты и применение их для полета человека. — Техника воздушного флота, 1935, № 7⁴.

⁴ Указанную работу см. в настоящем издании, с. 97—123.

Вес самолета выбирался по возможности наименьшим, что всегда целесообразно при начале работ в новой области с точки зрения осуществления меньшей машины. Это не всегда выгодно с точки зрения получения оптимальных данных. Поэтому были просчитаны варианты РП с полетным весом 2150 и 2500 кг с одним и тем же двигателем РД-1.

Летные качества РП в обоих случаях сравнивались. Вариант более тяжелой машины, несколько теряя свои качества при наборе высоты, имеет бóльшую возможную продолжительность полета при тех же значениях максимальных и крейсерских скоростей и малый разбег. Весовой баланс в этом случае менее напряженный, а компоновка более рациональная и перспективная. В случае второго варианта, несмотря на больший вес, удельные нагрузки получились меньше; машина будет более летучей и маневренной.

Самолет РП является оригинальной конструкцией, не дублирующей как самолет БИ инженера Болховитинова, так как РП обладает существенно лучшими летно-тактическими качествами, так и другие известные типы самолетов-истребителей.

В результате, хотя данные расчеты и схемы носят предварительный характер, тем не менее полученные материалы позволяют с достаточной достоверностью судить о качествах и возможностях самолета-перехватчика с реактивным двигателем.

Предпочтение следует отдать второму варианту с полетным весом 2500 кг, размахом 7,2 м и площадью крыльев 13 м².

Предлагаемый самолет-перехватчик РП с реактивным двигателем РД-1 является представителем нового класса сверхскоростных высотных истребителей.

РП обладает исключительно высокими летными и тактическими качествами и мощным вооружением, что при сравнительно большой для реактивных машин продолжительности полета позволит ему решать многие недоступные для винтомоторных самолетов тактические задачи.

РП может догнать и уничтожить любой современный скоростной самолет, летящий на сколь угодно большой высоте и попавший в зону его действия.

Малая трудоемкость и доступность в изготовлении самолета РП и двигателя РД-1 позволят в короткие сроки наладить выпуск машин для использования в идущей войне.

Объяснительная записка к эскизному проекту специальной модификации самолета-истребителя «Лавочкин-5 ВИ» с вспомогательными реактивными двигателями РД-1 и РД-3¹ [1944 г.]

1. Вводная часть

Современное состояние развития жидкостных реактивных двигателей позволяет использовать их в качестве эффективного средства увеличения горизонтальных и вертикальных скоростей полета винтомоторных самолетов путем сообщения последним дополнительной реактивной тяги в течение продолжительного времени. Как показывают проделанные исследования и опытные работы, для одномоторных истребителей с жидкостными двигателями класса РД-1 и РД-3 (главный конструктор двигателей инженер В. П. Глушко) можно назвать два типа реактивных установок-ускорителей.

1. Установки с однокамерным РД-1 ($P_{\max}=300 \text{ кг}$) с приводом от авиамотора. Небольшой запас реактивного топлива на борту самолета обеспечивает работу двигателя в продолжение 3—4 мин.

2. Мощные реактивные установки с трехкамерным двигателем РД-3 ($P_{\max}=900 \text{ кг}$) или с тремя двигателями РД-1. Питание двигателя осуществляется приводом от авиамотора (как и в предыдущем варианте, но при форсировании оборотов насоса) либо от автономно действующего турбонасосного агрегата.

При установке на винтомоторном истребителе реактивных двигателей по рассматриваемой схеме «ВИ» следует ожидать:

	с РД-1	с РД-3
а) увеличения максимальной горизонтальной скорости на высотах 4000—8000 м, км/час	100—140	215—290
б) сокращения времени набора до этих высот (в среднем), %	45—50	70—75

¹ Документ подготовлен С. П. Королевым и подписан им 19 декабря 1944 г. на основании двухлетнего опыта работы по созданию и испытаниям авиационных ракетных установок с ЖРД РД-1 конструкции В. П. Глушко, предназначенных для серийных боевых самолетов. В проекте предлагалась существенная модификация самолета, позволявшая использовать все возможности ракетного двигателя. В связи с окончанием Великой Отечественной войны и новыми задачами по развитию ракетостроения в СССР дальнейшие работы по этому проекту не проводились. Документ хранится в Архиве АН СССР (ф. 1546, оп. 1, д. 121, л. 1—23). Впервые опубликован в книге «Пионеры ракетной техники. Ветчинки, Глушко, Королев, Тихомиров». М., «Наука», 1972, с. 540—550.

	С РД-1	С РД-3
в) увеличения абсолютного потолка, м	4000	6500
г) продолжительности полета выше винтомоторного потолка на $H = 14\ 000$ м, мин		15—20

Характерной особенностью истребителя с вспомогательным однокамерным двигателем РД-1 является возможность использования РД-1 в отдельные короткие моменты полета или боя, что дает преимущество в скорости. Наряду с этим сохраняются во все остальное время полета (без включения РД-1) почти неизменными летно-тактические качества, присущие данному типу самолетов. В отличие от сказанного выше, при оборудовании истребителя мощной реактивной установкой с трехкамерным двигателем РД-3 в виде вспомогательного движителя самолет приобретает качества машины совершенно нового класса.

По своим летным данным такой самолет с РД-3 превосходит лучшие винтомоторные самолеты, открывая новую широкую область возможного тактического использования.

Становится доступным догон с дальней дистанции и атака в преимущественном положении любых винтомоторных скоростных машин противника, а также их перехват на значительной высоте.

Область высот в районе винтомоторного потолка и много выше его (14 000—16 000 м) является эффективной рабочей боевой высотой такого истребителя.

Самолеты, оборудованные только жидкостным реактивным двигателем, как правило, характеризуются малой продолжительностью полета.

В данном случае наличие на истребителе бензинового мотора обеспечивает ему независимость действия и достаточный радиус полета, а в случае необходимости и потребное время барражирования, при сохранении преимуществ, даваемых реактивным двигателем.

Для двигателя РД-3, как и для любого жидкостного двигателя при его использовании на полной мощности (даже кратковременном), требуется значительное количество реактивного топлива. Размещение его на одномоторном легком истребителе связано с затруднениями из-за отсутствия достаточных свободных объемов, узкого диапазона летных центровок и необходимости значительной перегрузки машины*.

Решение этой задачи возможно путем вынесения кислотных баков в отдельные отсеки, например в gondолы под крыльями, и соответствующим делением системы баков на группы по порядку расходования жидкости (что сохраняет центровку в допустимых пределах).

Нормальные взлетно-подъемные свойства и маневренность при наличии перегрузки и разноса масс могут быть обеспечены самолету кратковременным использованием РД-3 на взлете, наборе высоты и при маневре (например, на виражах).

При полете только на бензиновом моторе летные и маневренные качества самолета ухудшаются по сравнению с данными серийных машин этого типа.

* Практически можно считать достаточным для полноценного боевого использования самолета с РД количество топлива порядка 25% от полетного веса машины.

*

Эскизный проект истребителя по схеме «ВИ» представляет опыт разработки машины с комбинированной движительной установкой: винтомоторной группой и мощным вспомогательным жидкостным реактивным двигателем.

Работа выполнена на основе истребителя «Лавочкин-5», хотя следует отметить, что установка по схеме «ВИ» может быть осуществлена и на аналогичных самолетах других типов.

Основные размеры самолета «Ла-5 ВИ»

Агрегат	Наименование	Величина
Крыло	Размах, м	11,2
	Площадь, м ²	22
	Удлинение, м	5,7
	Хорда по оси самолета, м	2,96
	Хорда концевая, м	1,0
	Хорда средняя аэродинамическая, м	2,14
	Профиль крыла	NACA230
	Толщина крыла у корня, %	16
	Толщина крыла на конце, %	7
	Толщина крыла средняя, %	13,7
Элероны	Размах, м	1,59
	Площадь, м ²	1,32
Щиток	Размах в % от l	56
	Площадь, м ²	1,55
Оперение горизонтальное	Размах, м	3,4
	Площадь, м ²	2,98
Оперение вертикальное	Площадь, м ²	2,0
	Площадь руля направления, м ²	0,82
Прочее	Длина самолета, м	8,85
	Мидель фюзеляжа, м ²	1,4
	Мидель фюзеляжа с фонарем, м ²	1,78
	Мидель двух крыльевых гондол, м ²	0,416
	Размер колеи шасси, м	3,0
	Диаметр трехлопастного винта, м	3,2
Размер от конца лопасти до земли, м	0,3	

Основные весовые данные и центровка самолета «Ла-5 ВИ»

1. Принятый исходный полетный вес самолета «Ла-5» (с дополнительной установкой на него двух ТК-3), кг 3200
2. Вес (сухой) реактивной установки, кг 300
В том числе:
 - а) реактивный двигатель РД-3 (трехкамерный; либо три двигателя РД-1. В обоих случаях питание — приводом от мотора), кг 105

- б) насосный агрегат, передача, привод, кг 40
 в) топливные баки (для 1200 кг Р.Т.), кг 120
 г) проводка, крепления, оборудование и прочее, кг 35
 3. Полетный вес самолета без реактивного топлива, кг 3500
 4. Загрузка реактивным топливом:

Вариант загрузки	Количество реактивного топлива, кг	Полетный вес самолета, кг	Отношение реактивного топлива к весу самолета, %	Отношение тяги РД к полетному весу самолета	
				$P = 300$	$P = 900$
I	620	4120	15	0,073	0,22
II	820	4320	19	0,07	0,21
III	1000	4500	22,2	0,067	0,20
IV	1200	4700	25,5	0,064	0,19

5. Принятая исходная центровка самолета «Ла-5» 23—24% САХ.
 6. Изменение центровки при выгорании реактивного топлива (в диапазоне углов подъема 20° и пикирования 60°):

с РД-1 21,5—23,5% САХ
 с РД-3 23—25% САХ.

Самолет назван в проекте «Высотным истребителем — ВИ» вследствие его высоких летных качеств на больших высотах и значительного потолка. Однако при рассмотрении летно-тактических данных «Ла-5 ВИ» на остальных высотах можно ожидать, что машина найдет достаточно широкое применение как истребитель средних и даже малых высот.

В связи с новизной темы вопросы, связанные с тактикой применения самолета «Ла-5 ВИ», изложены особо в «Тактическом анализе»*.

2. Летные данные самолета «Ла-5 ВИ»**

Из расчетов, сделанных для установки однокамерного РД-1 ($P=300$ кг) и трехкамерного РД-3 ($P=900$ кг), можно сделать следующие выводы.

А. Максимальные горизонтальные скорости самолета «Ла-5 ВИ» при полете на бензиновом моторе снижаются приблизительно на 60 км/час по сравнению с серийным «Ла-5». Это снижение относится за счет перегрузки самолета реактивным топливом и дополнительного сопротивления gondol.

При включении реактивных двигателей ($P=300$ кг и $P=900$ кг) максимальные горизонтальные скорости самолета возрастают, достигая в первом случае значений $v_{\max}=584$ км/час и во втором $v_{\max}=684$ км/час у земли и соответственно $v_{\max}=820$ км/час и $v_{\max}=1000$ км/час на высоте $H=14000$ м.

* Тактический анализ самолета «Ла-5 ВИ» с дополнительными реактивными двигателями. ОКБ, 1944.

** См.: Предварительный аэродинамический расчет высотного истребителя «Ла-5 ВИ» с реактивной установкой с двигателем РД-1, ч. I—III. ОКБ, 1944.

Необходимо отметить, что для самолетов, оборудованных реактивными установками, характерен направленный рост максимальных горизонтальных скоростей с подъемом на высоту.

Б. Время набора высоты при подъеме на бензиновом моторе увеличивается главным образом за счет перегрузки самолета. Однако при включении реактивных двигателей набор самолетом высоты $H=5000$ м происходит за 4,1 мин при тяге двигателя $P=300$ кг и за 2,2 мин при тяге $P=900$ кг. Подъем до потолка * $H=11\ 000$ м при включении двигателя со старта при тяге $P=900$ кг происходит за 5 мин.

В. Время и радиус виража в полете без включения РД возрастают приблизительно на 50%. При использовании реактивных двига-

Значения максимальных скоростей v_{\max} и скороподъемности t для полетных весов $G = 4120 \div 4700$ кг по высотам

Высота, м	Без включения РД-1		В полете с РД-1, $P = 300$ кг		
	v_{\max} , км/час	t , мин	v_{\max} , км/час	t , мин	
0	507—505	—	584—582	—	
2 000	558—548	2,3—2,9	639—637	1,5—1,6	
4 000	591—586	4,6—5,7	688—683	2,9—3,3	
6 000	610,5—603	7,2—8,9	724—721	4,5—5,0	
8 000	620—607	10,6—13,6	750—746	6,1—6,7	
10 000	592—564	16,0—20,0	773—765	8,5	
12 000	—	—	795—785	13,0	
14 000	—	—	820—805	с 11 000 м {	
16 000	—	—	—		5,8
17 200 (потолок)	—	—	—		10,4
				12,7	

Значения максимальных скоростей v_{\max} и скороподъемности t для полетного веса $G = 4700$ кг по высотам

Высота, м	Без включения РД-1		В полете с РД-1, $P = 900$ кг		
	v_{\max} , км/час	t , мин	v_{\max} , км/час	t , мин	
0	505	—	684	—	
2 000	548	2,9	740	0,9	
4 000	586	5,7	795	1,8	
6 000	608	8,9	856	2,6	
8 000	607	13,6	893	3,5	
10 000	564	20,0	930	4,4	
12 000	—	—	970	с 11 000 м {	
14 000	—	—	1000		0,8
16 000	—	—	—		2,0
17 900	—	—	—		3,8
(потолок)					4,4

* В случае установки на самолете реактивных двигателей потолок самолета определяется запасом реактивного топлива и начальной высотой включения двигателя.

телей время и радиус остаются увеличенными на $\approx 15\%$ при тяге 300 кг и сохраняются в пределах серийных самолетов при тяге 900 кг. Таким образом, летные данные самолета «Ла-5», оборудованного реактивной установкой по схеме «ВИ», ухудшаются при полете на бензиновом моторе и значительно превышают летные данные современных винтомоторных истребителей в полетах с работающими реактивными двигателями.

Сохранение значительной скороподъемности на больших высотах и возможность продолжительных полетов выше винтомоторного потолка являются особенностью самолетов этого типа.

3. Краткое описание схемы «ВИ»

Винтомоторный истребитель по схеме «ВИ» с вспомогательными жидкостными реактивными двигателями может быть осуществлен как модификация любого одномоторного истребителя при оборудовании его реактивной установкой специализированного типа (рис. 1) *.

В основу проектных исследований и разработок был принят самолет «Лавочкин-5» с мотором М-82Ф-НВ, трехлопастным винтом изменяемого шага (ЗСМВ-14, $D=3,2$ м) и для высотного варианта — увеличенной площадью крыла ($S=22$ м²) и дополнительной установкой на самолете двух турбокомпрессоров ТК-3.

Принятое вооружение самолета: 4 пулемета калибром 12,7 мм; бронирование — только спинка сиденья летчика.

Самолет «Лавочкин-5» — широкоизвестная машина, в данной модификации с реактивной установкой не подвергавшаяся существенным изменениям ни в части схемы, ни в части конструкции. Поэтому дальнейшее описание «ВИ» не затрагивает самолет «Ла-5», а в основном относится к реактивной установке и изменениям конструкции самолета, вызванным монтажом установки.

Начальный вес самолета с полным запасом горючего и смазочного материала (400 кг), вооружением, боезапасом и оборудованием считался равным 3200 кг (без реактивных агрегатов, топлива и герметичной кабины). Дополнительный вес реактивной установки (сухой) считался равным 200 кг **. В высотном варианте самолета еще 100 кг отнесено за счет герметичной кабины. Исходный полетный вес самолета без реактивного топлива принят равным 3500 кг. На самолете предусматривается установка трех двигателей РД-1: первоначально одного — в хвостовом коке (1-й этап), а затем еще двух — в гондолах, позади кислотных баков (2-й этап), или трехкамерного двигателя РД-3 — в обоих случаях с приводом для вращения насосного агрегата от мотора. Для питания двигателя возможно также использование автономно действующего турбонасосного агрегата с расположением его позади кабины пилота. В данном случае это представляется менее выгодным (по весу, габаритам, дополнительной необходимости в воздухе, воде, масле,

* При разработке нового специального самолета с винтомоторной группой и вспомогательной реактивной установкой, вероятно, могут быть получены несколько лучшие результаты как в весовом отношении, так и с точки зрения компоновки и размещения агрегатов.

** Практический вес первой реактивной установки на самолете Пе-2 РУ № 15/185, рассчитанной на запас реактивного топлива 900 кг, составлял по данным взвешивания 169 кг.

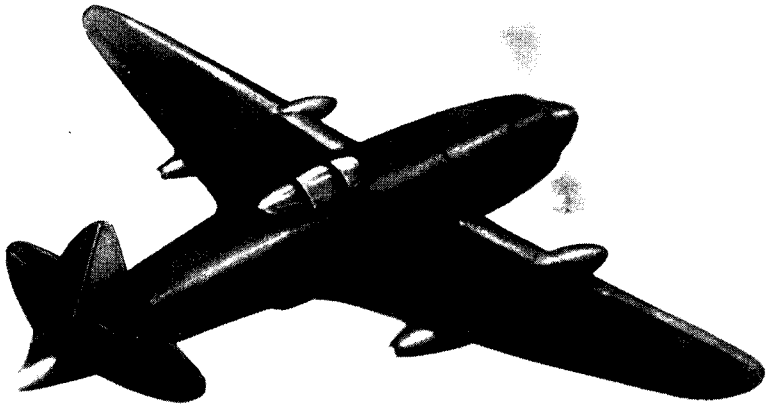


Рис. 1
В свободном полете с работающими ЖРД

подогреве и прочее) по сравнению с приводом от мотора при форсированных оборотах насоса для обслуживания трех камер. Запас реактивного топлива на борту самолета выбирался наибольшим с целью наиболее полного удовлетворения тактических требований и определялся реальной возможностью перегрузки машины, исходя из условий сохранения в допустимых пределах взлетно-посадочных свойств и прочности самолета.

Следует отметить, что на одномоторных машинах чрезвычайно трудно поместить большое количество топлива вследствие отсутствия свободных объемов. Кроме того, возникают серьезные затруднения из-за очень небольшого допустимого диапазона смещений центра тяжести самолета по мере расходования жидкости при различных положениях самолета.

На «ВИ» реактивное топливо размещается: кислота в баках в подвесных гондолах под крыльями с наружной стороны от стоек шасси; керосин в баках центральной части фюзеляжа.

Использование подвесных баков гондол в данном случае позволяет успешно обойти трудности, связанные с размещением большого количества реактивного топлива. Ухудшение летных качеств вследствие введения подвесных гондол невелико* из-за малого миделя последних и хорошего сочетания их с крылом.

* Подробнее см. раздел 5 «Влияние подвески».

4. Краткое описание реактивной установки

На первом этапе реактивная установка состоит из:

- 1) однокамерного реактивного двигателя РД-1, состоящего из камеры сгорания, насосного агрегата и автоматики;
- 2) специального привода на моторе М-82Ф-НВ с передаточным валом для вращения насосного агрегата;
- 3) кислотной и керосиновой систем;
- 4) пусковой воздушной системы;
- 5) электрической системы.

Камера сгорания устанавливается на хвосте и отделена от фюзеляжа герметической перегородкой. Насосный агрегат может быть расположен либо над передним лонжероном (1-й вариант схемы реактивной установки), либо позади кабины летчика (2-й вариант схемы реактивной установки). В последнем варианте получается некоторое упрощение топливной системы.

Керосин (200 кг) размещается в двух баках: в среднем баке центроплана и в баке позади кабины летчика.

Кислотные баки подвешены в виде гондол под крыльями самолета и вмещают 1000 кг кислоты.

Для запуска двигателя и обеспечения надежной подачи топлива из баков к насосному агрегату в носках гондол установлены четыре баллона сжатого воздуха*.

Запуск и управление РД-1 осуществляются сектором газа.

На втором этапе однокамерный реактивный двигатель ($P=300$ кг) заменяется трехкамерным с тягой $P=900$ кг. Камеры сгорания устанавливаются: одна — на хвосте и две — в гондолах позади кислотных баков. Питание топливом осуществляется от того же насосного агрегата, производительность которого повышается за счет увеличения числа оборотов, для чего устанавливается другая передача привода.

В случае установки на «ВИ» трехкамерного автономного двигателя РД-3 его камеры сгорания и автоматика располагаются по той же системе. Как указывалось выше, применение турбонасосного агрегата в данном случае представляется менее выгодным.

При трех камерах кислотная и керосиновая системы остаются почти без изменений, добавляются лишь трубопроводы высокого давления от насосного агрегата к камерам сгорания, расположенным в гондолах.

Установка насосного агрегата, камер сгорания и прокладка топливных трубопроводов производится в герметизированных отсеках.

5. Влияние подвески**

Размещение реактивного топлива в гондолах позволяет иметь на борту самолета значительный запас его. Увеличение лобового сопротивления самолета невелико вследствие малого миделя гондол и хорошего сочетания их с крылом.

* В дальнейшем, по-видимому, возможно будет отказаться от специальных баллонов и перейти на бортовые баллоны, заряжаемые в полете до 50 атм от компрессора на моторе.

** См.: Предварительный аэродинамический расчет «Ла-5 ВИ», ч. I, с. 49, 65.

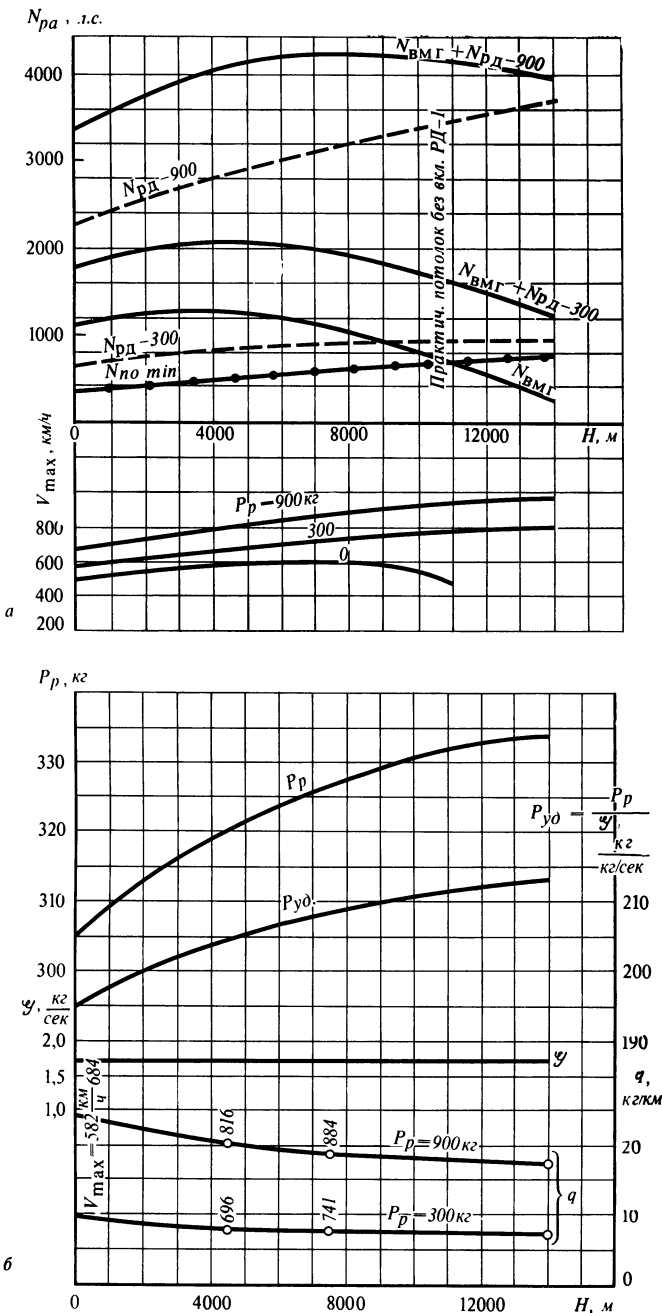


Рис. 2

Характеристики винтомоторной группы (мотор М-82 ФНВ 2ТК-3, винт ЗСМВ-14) и ракетного двигателя РД-1 на самолете «Ла-5 ВИ»

а — располагаемые мощности на режиме V_{max} ; б — высотные характеристики РД-1: P_p — тяга, G — расход реактивного топлива, q — километровый расход реактивного топлива на V_{max}

Для выяснения влияния наружной подвески на летные качества машины был проведен ряд предварительных расчетов для случая полетов без включения РД-1. Результаты сводятся к следующему:

- 1) $C_{x\min}$ увеличивается примерно на 10%, достигая величины 0,022;
- 2) максимальные горизонтальные скорости на всех высотах снижаются примерно на 3%, что по абсолютной величине составляет 15–25 км/час;
- 3) снижение вертикальных скоростей зависит от высоты полета и составляет для высот: 2000 м — 0,2%, 6000 м — 1,5%, 9000 м — 3,1%;
- 4) увеличение времени набора высоты составляет для высот: 6000 м — 1,0%, 9000 м — 1,6%, 11 000 м — 4,1%.

Из сказанного видно, что ухудшение летных данных за счет лобового сопротивления гондол невелико и может быть допущено для машины подобного назначения.

6. Характеристики ВМГ и реактивного двигателя *

Характерной особенностью движительной установки самолета «ВИ» (ВМГ+РД) является ее способность развивать значительные мощности на больших высотах. На режимах максимальных скоростей мощность реактивного двигателя растет с увеличением высоты полета, но суммарная мощность ($N_{\text{рд}}+N_{\text{вмг}}$) все же падает за счет падения мощности винтомоторной группы, причем необходимо отметить, что это падение становится меньше с увеличением мощности реактивной установки. Зависимость мощностей реактивных двигателей, ВМГ и суммарной представлена на рис. 2. Была сделана попытка исследовать вопрос о работе воздушных винтов на больших высотах и скоростях полета.

Расчеты были произведены для винтов ЗСМВ-14 (с этим винтом выполнен аэродинамический расчет «ВИ») и 4Ф-1 по материалам 1-го тома «Руководства для конструктора» БНТ, изд. 1943 г.

По результатам этих расчетов построены графики КПД винтов на режимах v_{max} и набора высоты, из которых видно, что четырехлопастной винт 4Ф-1 на больших высотах обладает большим КПД, чем те, которые принимались при расчете летных характеристик самолета «Ла-5 ВИ».

В итоге можно сказать, что даже при отсутствии специально подобранного винта возможно эффективное использование располагаемых мощностей комбинированной движительной установки, бензинового мотора и реактивных двигателей при полете на высоких скоростях и больших высотах.

7. Центровка самолета «ВИ» **

На всех режимах полета центровка самолета «Ла-5 ВИ» остается в пределах допустимых летных центровок, свойственных самолету «Ла-5».

* См. там же, ч. I, с. 82 и ч. II, с. 79, 125—173.

** См.: Предварительный аэродинамический расчет «Ла-5 ВИ», ч. I, с. 49 и Дополнительные расчеты центровки «Ла-5 ВИ».

Это обеспечивается соответственным размещением на самолете реактивного топлива и перестановкой вперед ряда агрегатов самолетного оборудования.

В результате самолет с бензином, но без реактивного топлива имеет центровку: 23,5% САХ — с однокамерным двигателем и 25% САХ — с трехкамерным.

В случае установки турбонасосного агрегата позади места пилота либо герметической кабины для сохранения указанной центровки мотор следует вынести на 250 мм вперед.

Изменение центровки при выгорании реактивного топлива подсчитывалось для трех случаев: а) набора высоты с углом $\theta = +20^\circ$, б) горизонтального полета, $\theta = 0^\circ$, в) пикирования с углом $\theta = -60^\circ$.

При выгорании реактивного топлива сохранение центровки в допустимых пределах достигается принятым порядком опорожнения баков.

Крылатые ракеты¹

(краткий обзор работ,
проводившихся в РНИИ в 1932—1938 гг.)

[1944 г.]

Настоящий материал является кратким обзором работ по крылатым ракетам, проводившихся в 1932—1938 гг. в РНИИ.

Работы по крылатым ракетам имели своим назначением:

а) создание боевых ракет для стрельбы с земли по удаленным целям (крупным объектам, площадям и т. д.),

б) для стрельбы по движущимся целям при пуске ракет как с земли, так и с самолета.

Использование крыльев на ракетах позволяет осуществить управляемый полет и значительно увеличивает возможную дальность полета. В качестве примера ниже приведено сравнение дальности полета [в км] 85-мм ракетного снаряда с крыльями и без них, обладающего наибольшей скоростью 250 м/сек, при различных углах выпуска.

Углы	0°	20°	45°	75°
Снаряд без крыльев	0	3,2	4,5	2,2
Тот же снаряд с крыльями	6,6	14,1	17,9	19,3

Работы носили чисто экспериментальный характер и проводились по двум направлениям — над ракетами пороховыми и ракетами на жидком топливе. Для стабилизации и управления в полете на ракетах устанавливались автоматы, разрабатывавшиеся собственными силами в РНИИ.

Работы по крылатым ракетам производились под руководством инженера С. П. Королева. Ведущими инженерами работали: по пороховым ракетам — инженер М. П. Дрязгов, по жидкостным ракетам — инженер Е. С. Щетинков, по автоматике — инженер С. А. Пивоваров, по устойчивости — инженер Б. В. Раушенбах.

Крылатые ракеты на порохе — объект 217

Разработка крылатых ракет на порохе — объект 217 — производилась по заказу и тактико-техническим требованиям Центральной лаборатории проводной связи. Работы были согласованы с ВВС и Управлением связи Красной Армии.

¹ Обзор (Архив АН СССР, р. 4, оп. 14, д. 87), охватывающий работы по крылатым ракетам, выполненные под руководством С. П. Королева в ГИРД в 1932—1933 гг. и в РНИИ в 1933—1938 гг., составлен им в конце 1944 г. с целью подведения итогов выполненных работ по управляемым ракетам в связи с поставленным перед ним заданием вновь вернуться к этим работам.

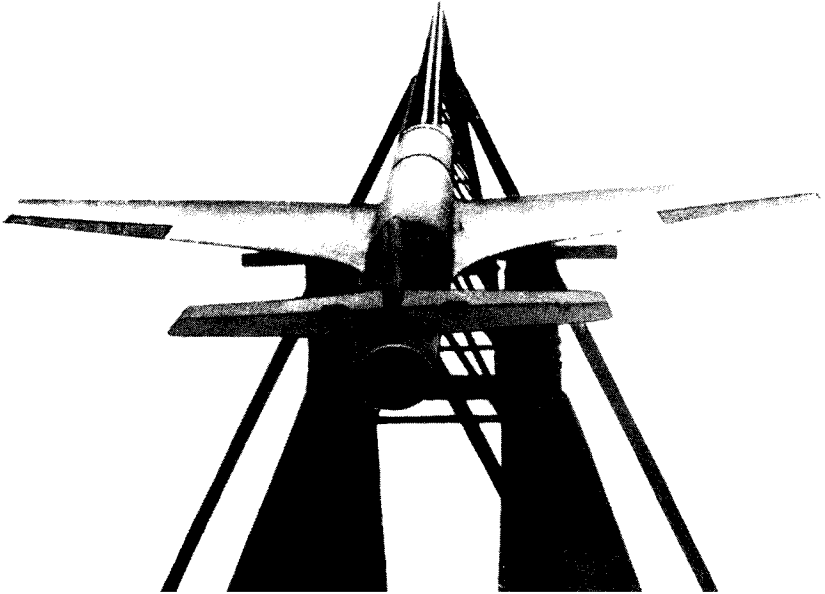


Рис. 1
Ракета 217/Г на пусковом станке

Ракеты 217 предназначались для поражения с земли движущихся воздушных целей, причем стабилизация и управление в полете, а также приведение в действие взрывателей должно было осуществляться телемеханическими приборами при полете ракет по световому лучу от прожектора, освещающего цель.

В целом работа носила чисто экспериментальный характер и распределялась следующим образом: ракеты разрабатывались и испытывались в полете без телемеханических приборов НИИ, а вся телемеханическая часть и соответствующие летные испытания осуществлялись Институтом телемеханики.

Для разрешения поставленной задачи ракеты 217 были выполнены в двух вариантах.

Первый вариант 217/Г представлял собой ракету по нормальной самолетной схеме. Корпус ракеты имел цилиндрическую форму с обтекаемой носовой частью и слегка коническим отсеком на хвосте. Крыло свободно несущего типа имело нижнее расположение. Хвостовое оперение состояло из стабилизатора, рулей высоты, киля и руля направления.

В центральной части корпуса была расположена камера порохового ракетного двигателя типа, применяемого на современных ракетных снарядах.

Носовой отсек предназначался для размещения телемеханических приборов, а в головной части — для взрывчатого вещества. Запуск ракеты предусматривался со специального пускового станка, позволяющего делать грубую наводку на цель.

Основные размеры и веса ракеты 217/I

Размах крыльев, м	2,195
Площадь крыльев, м ²	0,82
Удлинение	5,88
Длина ракеты, м	2,27
Марка пороха ПТЩ с 12,5% Ц 75-10-92	
Наибольший заряд двигателя, кг	17,5
Продолжительность действия двигателя, сек	3,5
Максимальное давление в камере, атм	120
Максимальное значение реактивной силы, кг	1850
Начальный вес ракеты, кг	120
Вес конструкции без заряда, телемеханики и боевого груза, кг	82,5
Вес ракеты с телемеханикой и боевым грузом, кг	102,5

Расчетные летные данные при полном заряде

Максимальная скорость при вертикальной траектории, м/сек	260
Наибольшая высота при вертикальном подъеме, м	3000
Максимальная скорость полета при горизонтальной траектории, м/сек	280
Наибольшая горизонтальная дальность (без участка планирования), м	6800
Максимальное аэродинамическое качество	12
Наибольшая дальность с участком планирования, м	32 000 *

* П р и м е ч а н и е. Использование ракет 217 на планировании не предполагалось, и по ТТТ рабочая дальность принималась равной 3—5 км.

Второй вариант ракеты — 217/II — принципиально отличается от первого и от общепринятых самолетных схем.

Ввиду специфических условий и особенностей, заключающихся в том, что, преследуя подвижную цель, ракета должна была быть весьма маневренной и быстро отклоняться от траектории установленного движения в любую сторону, возникла мысль о схеме ракеты, симметричной в аэродинамическом отношении относительно продольной оси.

Второй вариант 217/II представлял собой четырехкрылую бесхвостую ракету с малым удлинением и симметричным расположением и профилем крыльев. Корпус и размещение в нем порохового двигателя и отсеков для телемеханики и боевого груза аналогичны I варианту. Рули были расположены на конце каждого крыла и соединены специальной системой управления.

Основные размеры и веса ракеты 217/II

Размах крыльев, м	0,785
Площадь двух крыльев (без фюзеляжа), м ²	0,785
Удлинение	0,83
(остальные данные те же, что и у I варианта)	

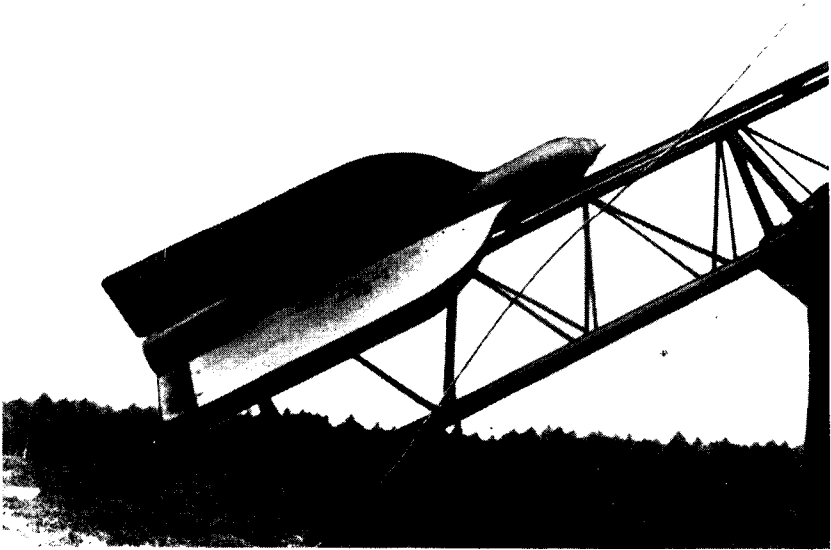


Рис. 2
Ракета 217/II на пусковом станке

Расчетные летные данные при полном заряде

Максимальная скорость при вертикальной траектории, <i>м/сек</i>	265
Наибольшая высота при вертикальном подъеме, <i>м</i>	3270
Максимальная скорость полета при горизонтальной траектории, <i>м/сек</i>	300
Наибольшая горизонтальная дальность (без участка планирования), <i>м</i>	6835
Максимальное аэродинамическое качество	5,8
Наибольшая дальность с участком планирования, <i>м</i>	19 000

Летные испытания ракет производились на одном из артполигонов запуском с пускового станка, представлявшего сварную трехгранную ферму длиной 10 м, имевшую направляющие угольники, по которым скользила при стреле ракета. Испытания производились при различных углах подъема станка (до 30°). Для проведения всевозможных предварительных исследований, опытов и проверки разных схем крыльев и оперения были изготовлены небольшие модели пороховых ракет.

Испытания уменьшенных моделей ракет велись в течение 1935—1936 гг. параллельно с работами по ракетам 217, что позволило с минимальными затратами получить обширный экспериментальный материал.

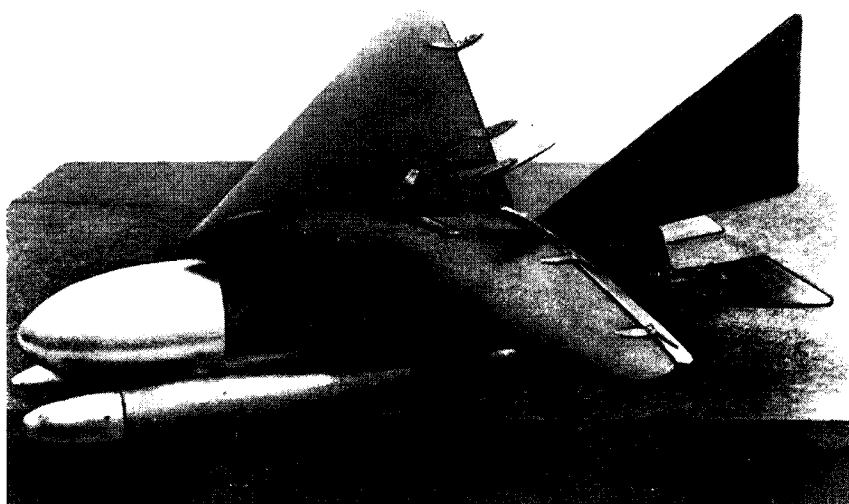
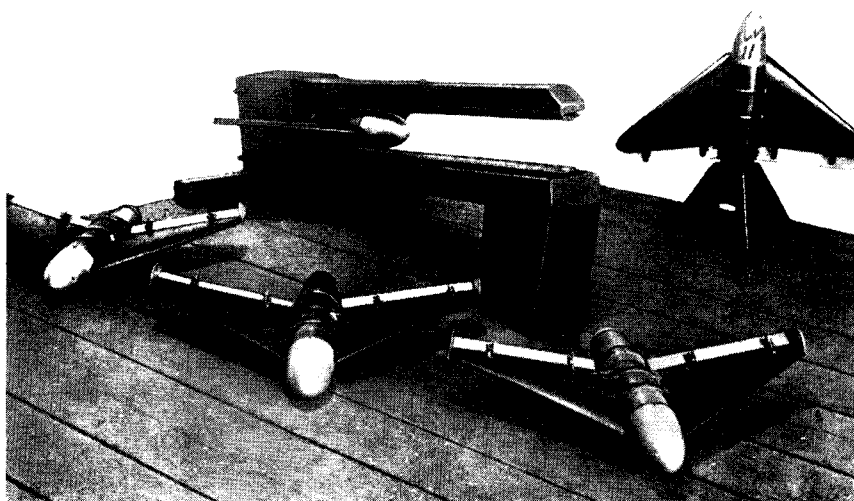


Рис. 3
Экспериментальные пороховые крылатые ракеты

Всего было сделано значительное количество пусков моделей и несколько пусков ракет 217 без приборов стабилизации и телемеханического управления (при этих полетах рули ракет закреплялись неподвижно).

Наибольшая дальность полета составляла у моделей около 2 км

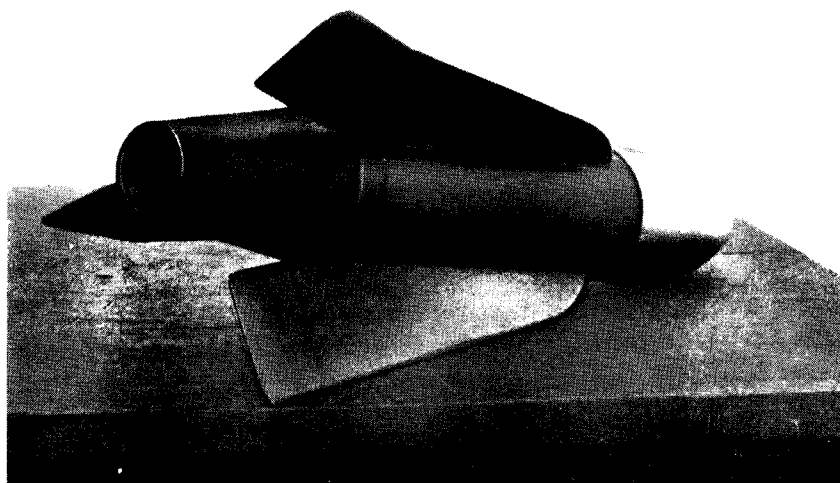
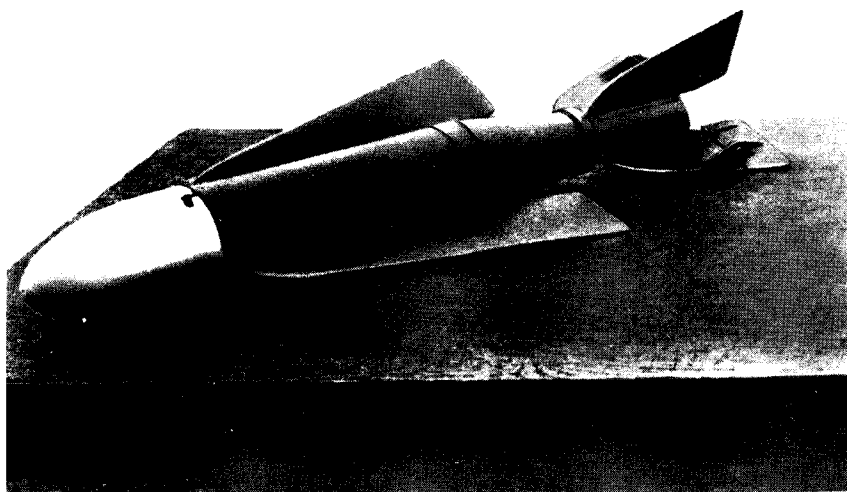


Рис. 3
(окончание)

при высоте подъема 700 м, а у ракет 217 дальность 1 км и высота подъема 300–500 м.

Ракета первого варианта 217/1 после старта значительно уходила в сторону от первоначального направления (на длине 1 км до 100 м), ложилась в плавный вираж, переходивший затем в падение.

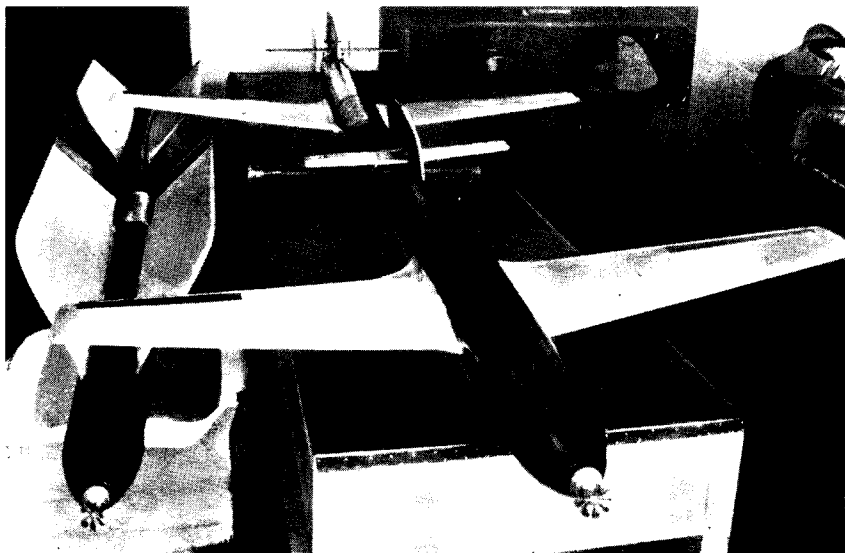


Рис. 4
Ракеты 217, подготовленные к испытаниям

Ракета второго варианта 217/II (симметричная четырехкрылая схема) двигалась точно в плоскости пускового станка, не уходя никуда в сторону. После окончания горения порохового заряда двигателя ракета продолжала устойчивый полет по инерции, который ничем заметно не отличался от полета с РД. Было замечено, что на длине 1000 м ракета медленно вращалась почти на полный оборот около своей продольной оси, продолжая лететь строго в плоскости старта. Следует особо отметить, что симметричная схема ракеты с крыльями малого удлинения несомненно обладала большей устойчивостью и, в частности, устойчивостью пути, по сравнению с другими схемами.

Крылатые ракеты на жидком топливе (объекты 06, 216, 212 и 301)

Первые работы по крылатым ракетам на жидком топливе были начаты в 1932 г. в порядке инициативных работ.

С 1936 г. работы проводились по заданию и тактико-техническим требованиям ВВС и Управления связи Красной Армии.

По своему назначению жидкостные крылатые ракеты типа 06, 216, 212 отрабатывались для пуска с земли по удаленным целям (крупным объектам и площадям).

Предположительная тактическая схема применения ракет была такова.

Ракета с РД разбегалась и взлетала со специальной стартовой дорожки (рельсового пути), причем для облегчения взлета применялся дополнительный разгон с помощью пороховых ракет, остававшихся затем на земле. После отрыва ракета с РД набирала высоту в зависимости от имевшегося на борту ракеты запаса топ-

лива, а по окончании работы РД она автоматически переводилась на режим планирования (или пикирования с большой скоростью) и шла до цели.

Ракета 301, начатая разработкой в 1937 г., будучи по своей схеме тождественна остальным ракетам, имела несколько иной тактический профиль и предназначалась для пусков с самолета по движущимся воздушным целям (в основном), а также и по земным целям. Стабилизация и управление полетом ракет осуществлялись автопилотами специальной конструкции, разработывавшимися собственными силами в НИИ.

Были последовательно разработаны и испытаны гироскопические автоматы на одну, две и три степени стабилизации. Автопилоты разрабатывались с учетом специфики их работы на ракетах. Например, для объектов, пускаемых с земли (типа 216 и 212), характерными особенностями являлись: значительные перегрузки при старте, быстрое нарастание скорости и увеличение угла подъема при наборе высоты, последующий переход к полету по инерции до скорости планирования, затем планирование на угле наибольшего качества и т. д.

Исключением являлся объект 301, для которого были предположены автоматика и радиоуправление для наведения на цель конструкции (профессора Шорина), однако работа эта не была закончена и автоматика не использовалась.

По техническому заданию автоматика должна была позволять передачу по радио следующих команд с самолета, выпустившего ракету 301, для наведения ее на движущуюся цель: «правый поворот», «левый поворот», «выше» и «ниже» и «взрыв». С радиоуправлением удалось провести лишь один опыт (осенью 1936 г.), при котором на ракете 216 был смонтирован специальный приемник и в полете на ракету с земли была передана команда «взрыв» и взорвана дымовая шашка. Этот опыт прошел вполне удовлетворительно.

Для всех жидкостных ракет применялась обычная самолетная схема со свободнонесущим крылом толстого профиля и оперением, расположенным на хвосте. Реактивное топливо заливалось в трубчатые баки, служившие одновременно и лонжеронами крыла (окислитель), а также в цилиндрические отсеки и баки в фюзеляже (горючее). Ракеты 1934—1936 гг. типа 06 и 216 работали на жидком кислороде и спирте, а последние объекты — 212 и 301 — на азотной кислоте и керосине. Подача топлива к двигателю всюду осуществлялась под давлением сжатого воздуха от воздушных баллонов. Питание пневмосистемы автоматики также осуществлялось сжатым воздухом, а электросистемы — от бортовых батарей. Ракетный двигатель располагался на хвосте фюзеляжа, автоматика и боевой груз — в носовой части.

Необходимо отметить, что работа в целом носила экспериментальный характер и поэтому ракеты пускались без взрывчатого вещества, а вместо боевого носика устанавливалась специальная парашютная головка, позволявшая в определенный момент полета спустить ракету на парашюте. В ряде случаев это дало возможность сохранить ценную материальную часть для повторных испытаний, а также получить непосредственно в полете и сохранить записи отдельных летных параметров ракеты, регулировочные данные автоматики и т. д. Последняя возможность имеет исклю-

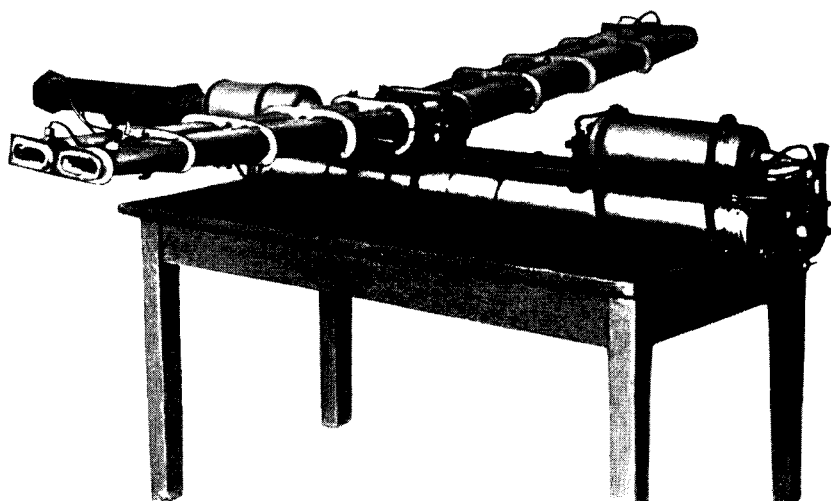


Рис. 5
Топливная система (кислородные, спиртовые и воздушные баллоны)
и двигатель 02 ракеты 216

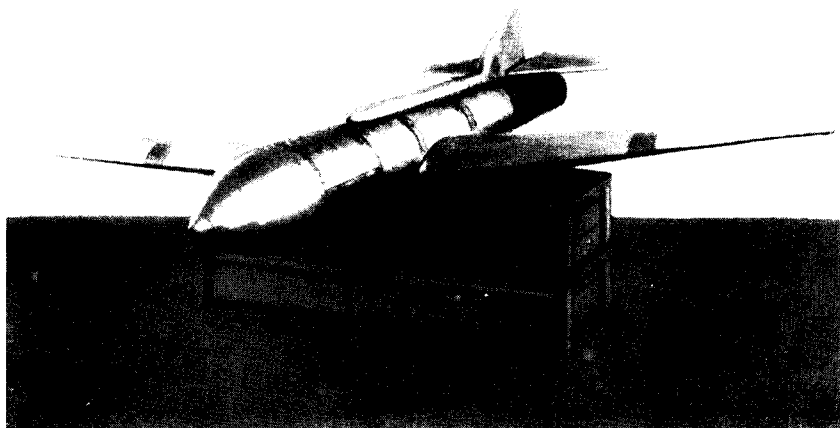


Рис. 6
Крылатая ракета дальнего действия 212

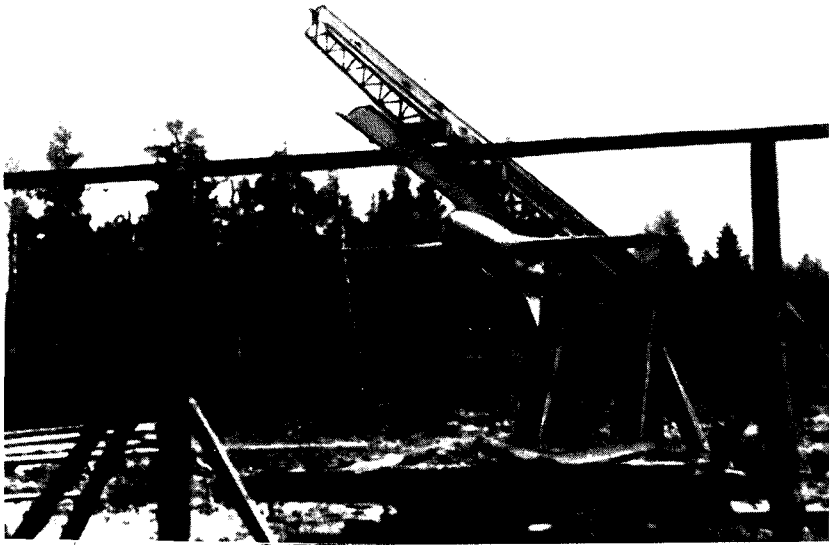


Рис. 7
Стартовое устройство для наземных отлаочных пусков ракеты 301
(вид спереди)

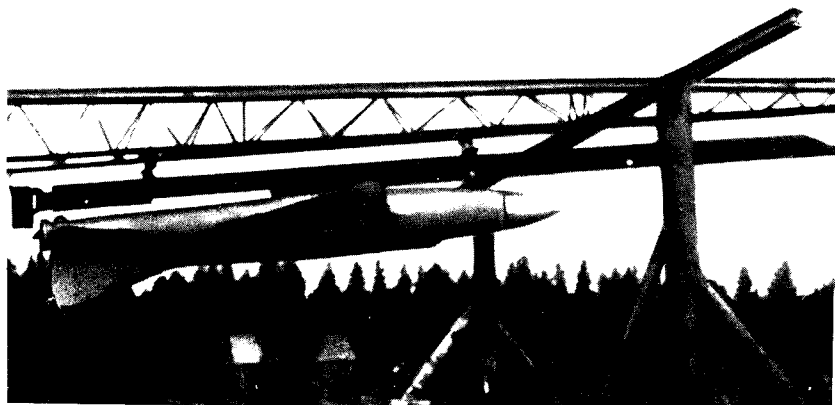


Рис. 8
Стартовое устройство для наземных отлаочных пусков ракеты 301
(вид сбоку)



Рис. 9
Подвеска ракеты 301 под крылом самолета ТБ-3

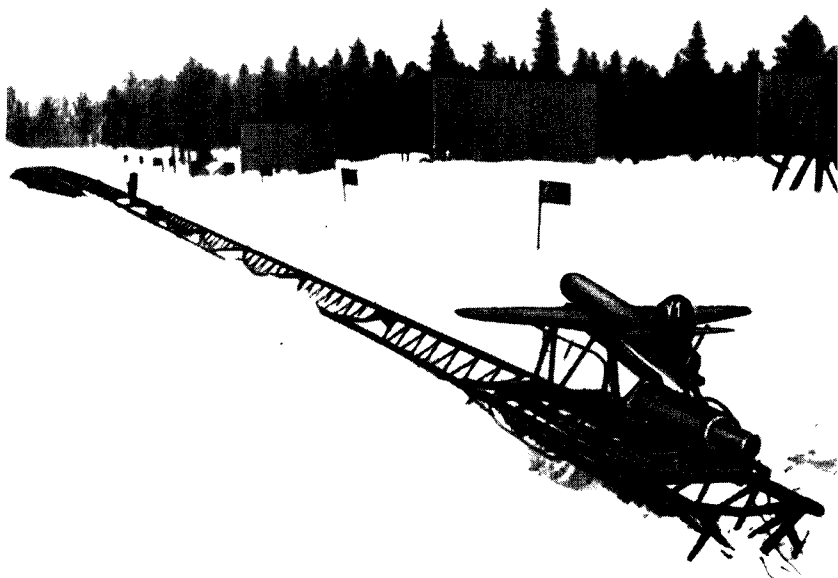


Рис. 10
Стартовая дорожка для пуска жидкостных крылатых ракет

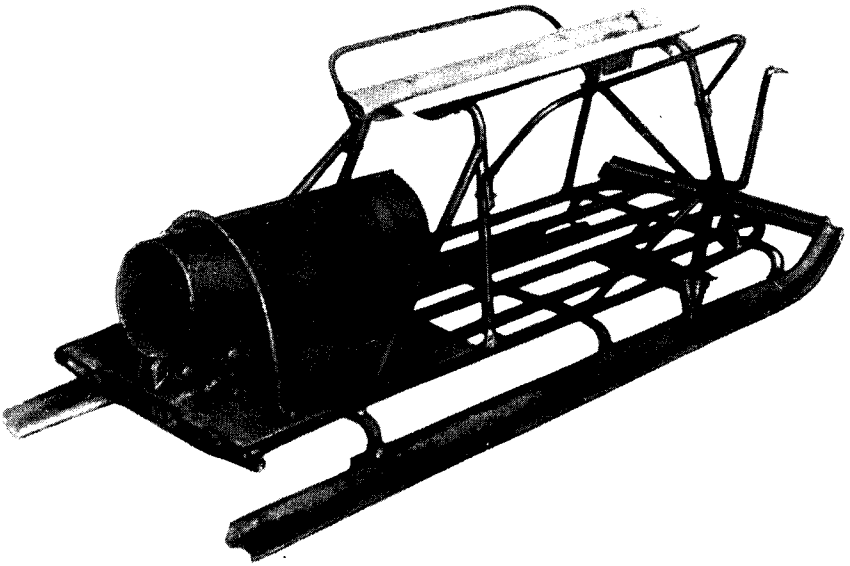


Рис. 11

Стартовая тележка (ракетные салазки) для разгона жидкостных крылатых ракет

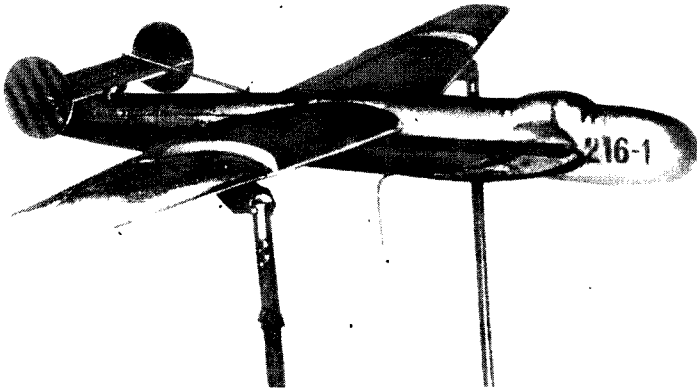


Рис. 12

Ракета 216, установленная для продувок в натуру в аэродинамической трубе ЦАГИ

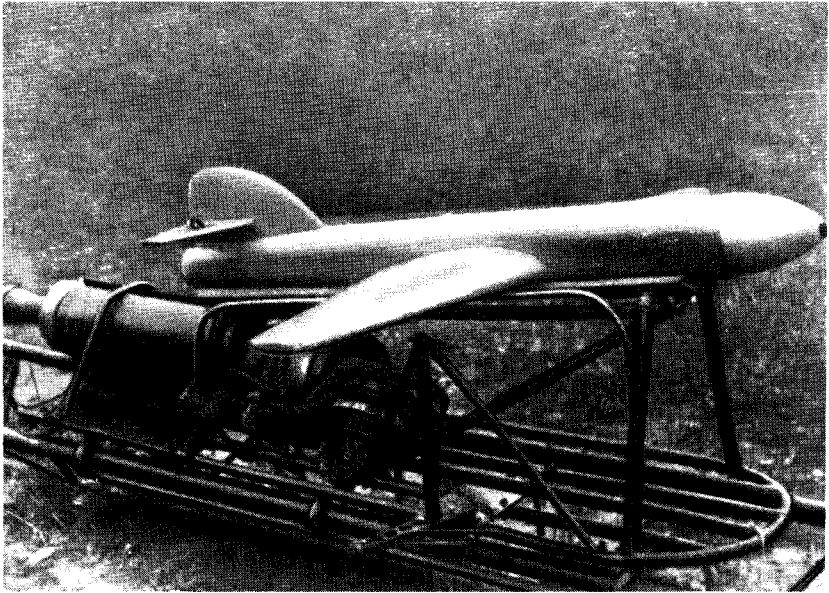


Рис. 13

Макет ракеты 212 (в масштабе 1:2) на ракетных салазках перед стартом

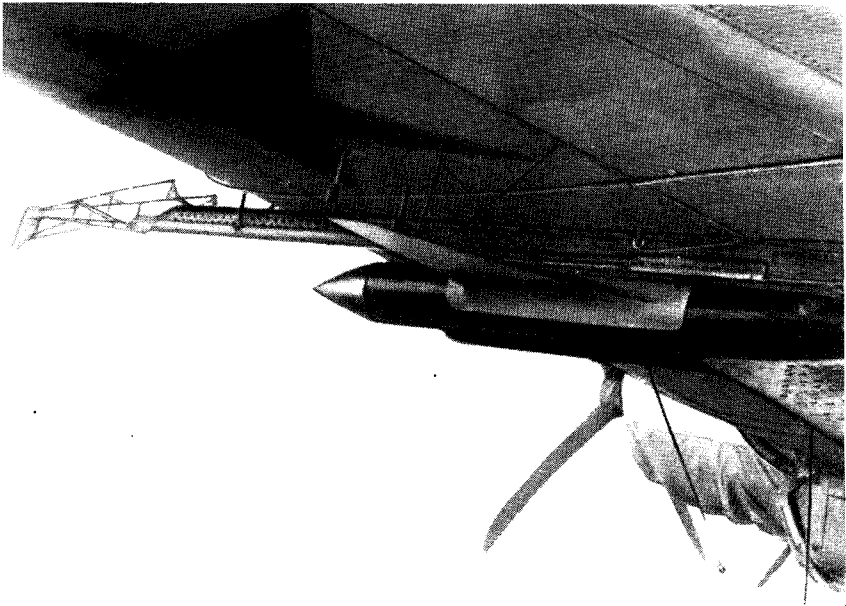


Рис. 14

Макет ракеты 301, пускавшийся с самолета ТБ-3 при предварительных испытаниях с пороховым двигателем

чительно важное значение при обработке впервые опытных объектов с автоматикой.

Для взлета жидкостных ракет на одном из артполигонов была построена специальная стартовая дорожка, представлявшая собой узкоколейный рельсовый путь, уложенный горизонтально на протяжении около 150 м и затем, на длине еще примерно 70 м, опускающийся несколько вниз. В конце рельсового пути была устроена песчаная насыпь.

Основные размеры и веса ракет

	06—216	212	301
Размах крыльев, м	3,0	3,0	2,2
Площадь крыльев, м ²	1,5	1,7	1,2
Удлинение	6	5,5	4,0
Длина ракеты, м	2,3	3,0	3,2
Полетный вес, кг *	80—100	165—230	185—250
Тяга РД (максимальная), кг	100	150	150
Тяга стартовых ракет, кг	750	1850	—
Продолжительность действия РД при наибольшей тяге, сек	20—60	20—80	50
Расчетные летные данные **			
Скорость взлета, м/сек	35	40	—
Максимальная скорость при подъеме под углом 60°, м/сек	90	150	—
Максимальная скорость при горизонтальном полете, м/сек	200	280	280
Наибольшая высота подъема, м	1 150	6 500	—
Наибольшая дальность полета (с планированием), м	15 000	80 000	10 000 (с РД по горизонтали на высоте 2000 м)
Максимальное аэродинамическое качество	12,5	12,5	7,0

* В зависимости от загрузки ракеты топливом и грузом.
** При наименьшем значении начального полетного веса и соответствующем запасе реактивного топлива.

Ракета устанавливалась на тележке и зацеплялась буксирным крюком за сварную раму, на которой была укреплена пороховая стартовая камера.

Порядок пуска был следующий. Сперва запускался жидкостный двигатель, установленный на ракете, причем тележка удерживалась неподвижно в начале рельсового пути, затем включалась пороховая стартовая камера и одновременно освобождалась тележка, которая начинала скользить по рельсам. Примерно на длине 30—60 м (в зависимости от загрузки) ракета отрывалась от тележки и начинала набирать высоту, а тележка, дойдя до конца пути, ударялась в насыпь. Описанный метод старта жидкостных ракет был многократно проверен на десятках пусков с замерами

всех основных взлетных характеристик и надежно обеспечивал любые условия взлета ракет.

С целью снятия в полете необходимых данных в 1937—1938 гг. были разработаны различные приборы — самописцы скорости полета, акселерографы для записи ускорения при полете с РД, указатели углов подъема и т. д., но практически воспользоваться ими не удалось.

Были проведены широкие предварительные испытания ракет, сперва по узлам в лабораториях, а затем в собранном виде на испытательных стендах, с замером всех необходимых характеристик при работе РД и автоматики.

Проводились продувки моделей ракет и самих ракет в натуре в аэродинамических трубах. На полигоне пуском со стартовой дорожки (с пороховым двигателем) или с самолета испытывались макеты ракет.

После проведения всего цикла предварительных испытаний ракеты выпускались в полет.

Всего в 1936, 1937 и частью в 1938 гг. было сделано несколько десятков огневых пусков жидкостных ракет. Наибольшая достигнутая высота подъема составляла около 1000 м и дальность полета до 2500—3000 м. При этом следует отметить, что устойчивый полет в плоскости старта был достигнут только в нескольких отдельных случаях на длине пути не более 1000 м и до высот 400—500 м. В дальнейшем с ростом скорости полета и угла подъема автопилоты оказывались неспособными удержать ракету, и последняя начинала «петлять», делала крутые виражи с набором высоты и, наконец, переходила в падение. Неоднократно такие случаи наблюдались и сразу же после старта, на высоте 100—200 м. Несомненно, что при наличии хорошей, мощной и надлежащим образом отлаженной автоматики можно было бы достичь результатов, весьма близких к проектным по дальности и высоте полета. О возможной меткости в настоящее время сказать что-либо трудно, так как, по существу, испытаний в этом направлении провести не удалось.

Что касается собственно ракетной части, то можно считать, что по своему состоянию в то время она работала удовлетворительно.

Жизнь и деятельность К. Э. Циолковского¹

[1947 г.]

I. Сегодня исполняется 90 лет со дня рождения знаменитого деятеля науки Константина Эдуардовича Циолковского.

К. Э. Циолковский — ученый-экспериментатор, самоучка по образованию, неустанными трудами самостоятельно поднявшийся до необычайных высот науки и научного предвидения. Он изобретатель, утвердивший приоритет нашей Родины рядом выдающихся изобретений и технических предложений в области воздухоплавания, авиации и особенно в области ракетной техники, имеющей сейчас столь актуальное значение. Он ученый и исследователь, смело прокладывающий пути в новое, еще неизведанное в науке, и тут же, как истый ученый, блестяще научно обосновывающий свои открытия. И, наконец, Циолковский был горячим патриотом нашей Советской Родины, неутомимым тружеником и пламенным энтузиастом науки, которой он целиком посвятил и отдал свою жизнь.

II. Константин Эдуардович Циолковский родился 5 сентября старого стиля 1857 г. в селе Ижевском Рязанской губернии.

Отец его — Эдуард Игнатьевич занимал различные небольшие должности по лесному ведомству. Обладая беспокойным, отчасти мрачным характером, он был завзятым спорщиком и по тем временам вольнодумцем, человеком предельно честным, не желавшим унижаться и прислуживаться перед начальством, а поэтому часто оставался без работы, что заставляло многочисленную семью Циолковских терпеть постоянную нужду.

Мать Константина Эдуардовича — Мария Ивановна, урожденная Юмашева, была женщиной развитой и даровитой.

От своих родителей Константин Эдуардович унаследовал живой ум, склонный к размышлениям и фантазиям, пытливость, настойчивость и любовь ко всевозможным ручным ремеслам, которые были широко развиты в их роду.

До десятилетнего возраста Константин Циолковский выделялся среди окружавших его сверстников живым характером и неистощимой энергией и фантазией.

¹ Доклад, прочитанный С. П. Королевым 17 сентября 1947 г. на торжественном заседании, посвященном 90-летию со дня рождения К. Э. Циолковского, которое было проведено Академией артиллерийских наук в Центральном Доме Советской Армии. Доклад представляет значительный исторический интерес как первое в послевоенный период исследование, посвященное жизни и деятельности К. Э. Циолковского. Публикуется по машинописному тексту с правкой автора, хранящемуся у Н. И. Королевой.

Когда ему было около 10 лет, произошло событие, наложившее отпечаток на всю его дальнейшую жизнь. Он заболел тяжелой формой скарлатины, с трудом перенес ее и в результате осложнения после болезни оглох. Учиться дальше в обычной школе стало для Константина невозможно, и он уходит из школы.

Начался трудный период жизни, который он сам называет «периодом бессознательности». Примерно в это же время умирает его мать и ребенок остается совсем одиноким и отрешенным от жизни. К концу этого периода, в возрасте 14—15 лет, отрезанный от своих сверстников, замкнутый мальчик начинает заниматься различными техническими игрушками, сам делает токарный станок и работает на нем. Он пробует самостоятельно читать книги: арифметику, где все ему кажется как будто понятным, общеизвестный в то время учебник физики Гано и какую-то геометрию.

Так начинается для Циолковского прохождение курса средней школы. Однако в его занятиях можно обнаружить своеобразную систему. Абстрактные знания, не оформленные в конкретный облик, его не удовлетворяют. Он материалист и экспериментатор по своей природе. Он хочет реально и осязательно проверить то, что им понято из книги.

Читая геометрию, он мастерит самодельную астролябию и производит с ней ряд измерений. Не выходя из дома, он определяет расстояние до пожарной каланчи, находит его равным 400 аршинам; после проверки оказывается верно. «Так я поверил теоретическому знанию», — говорит Циолковский. Читая физику, он самостоятельно делает автомобиль, движущийся силой реакции струи пара, отбрасываемой назад, азостат, наполненный водородом, и ряд других занимательных игрушек.

Вот как говорит сам о себе Циолковский: «Характерная моя черта — крайняя независимость и самодеятельность. Учителей у меня не было. Меня можно считать самоучкой чистой крови».

Отец видел выдающиеся технические способности сына и поощрял его увлечения и занятия. Было решено в 1873 г. послать мальчика в Москву учиться. Однако в Москве юный Циолковский нигде не поступил и продолжал заниматься самообразованием, ведя нищенское, полуголодное существование. Десять — пятнадцать рублей в месяц, высылаемые ему отцом на все, тратились им в основном на книги и опыты. На жизнь Циолковский расходовал 90 копеек в месяц, питаясь исключительно черным хлебом и картошкой.

Относительно своих московских занятий Циолковский говорил так: «Я проходил первый год тщательно и систематически курс начальной математики и физики. На второй год занялся высшей математикой. Прочел курсы высшей алгебры, дифференциального и интегрального исчисления, аналитическую геометрию, сферическую тригонометрию и т. д.».

Метод занятий и работы у Циолковского остался прежний: все проверять и пробовать для того, чтобы уверовать в науку.

В период московской жизни вырисовывается общее направление всех будущих технических работ и стремлений Циолковского. Почти все они относятся к области техники и механики движения. Это мысли о том, нельзя ли воспользоваться теми или иными свойствами вещества для осуществления того или иного типа движущегося аппарата. Циолковского занимают мысли о тяжести и о

средствах борьбы с тяжестью. Он обдумывает, нельзя ли устроить, например, такой поезд вокруг экватора, в котором парализовалось бы действие тяжести вследствие наличия большого центростремительного ускорения.

У него зарождаются мысли о том, каких размеров должен быть воздушный шар с металлической оболочкой, чтобы подниматься на воздух с людьми.

Так в сознании Циолковского уже тогда возникают смутные очертания его будущих работ в области металлических дирижаблей и идеи возможности вылета человека за пределы земного тяготения, или, как он говорил впоследствии, «обворожительные мечты». Первые замыслы оказались несостоятельными, первые попытки изобретать окончились неудачей, но это не охладило энергии изобретателя, который всегда впоследствии тепло вспоминал свои московские мечтания.

К концу московской жизни 19-летнего Циолковского можно считать определившимся изобретателем.

Быстро пролетел трехлетний период пребывания в Москве; надо было жить и пробивать собственную дорогу в жизни. Отец письмом вызывает его в Вятку, где тогда жила семья, и подыскивает ему кое-какие уроки. Свободного времени оставалось много, и Константин Эдуардович с увлечением занимается созданием своей небольшой мастерской и снова бесконечными опытами.

После переезда в Рязань в 1879 г. Циолковский сдает установленные экзамены для получения соответствующего диплома, дающего право преподавания в начальных школах, и через год получает должность учителя арифметики и начальной геометрии в уездном начальном училище в г. Боровске. Так началась педагогическая карьера Константина Эдуардовича, продолжавшаяся 40 лет.

Будучи учителем, Циолковский остается верен себе и все свободное время и средства тратит на физические опыты, на изготовление различных моделей, устройств и механизмов. Понятно, что у Циолковского установились отличнейшие отношения с ребятами-учениками, обожавшими изобретательного учителя. Надо отметить, что, несмотря на его органический недостаток — потерю слуха, Циолковский был хорошим учителем. Начальство Константина Эдуардовича не жаловало. Он считался чудаком, фантазером и сумасшедшим изобретателем. К опытам и работам его относились несерьезно, считая все это никчемной забавой.

В первый год пребывания в Боровске Константин Эдуардович женился на Варваре Евграфовне Соколовой. Супруги прожили вместе более полувека и были разлучены только смертью Константина Эдуардовича. После Боровска, где Константин Эдуардович прожил 12 лет, он перевелся в г. Калугу, там безвыездно и прожил до своей смерти.

III. Научная исследовательская деятельность Циолковского весьма многообразна и своеобразна.

В тот период, когда Циолковский учительствовал в Боровске, в начале восьмидесятых годов, работы его начинают приобретать форму самостоятельных исследований.

Получив до этого только основные познания по математическому анализу, научившись по учебникам разбираться в основных законах механики и физики, Циолковский переходит к самостоятель-

ной работе. Наряду с этим он продолжает, разумеется, непрерывно пополнять свои познания чтением различных книг. Но естественным и гармоничным способом, характерным для его стиля работы, стало изучение лишь той литературы, которая соприкасается с интересующим его в данное время вопросом. Такое положение для всякого исследователя и работника науки можно считать нормальным. Характерным для Циолковского в этом является его необычная, порою как бы умышленная самобытность и полная самостоятельность в решении той или иной научной задачи.

Так, он работает совершенно самостоятельно над кинетической теорией газов, упорно оставаясь незнакомым с работами Максвелла, Клаузиуса и Больцмана. Циолковский раздумывает над источником солнечной энергии и создает работу о продолжительности сияния Солнца. В ней он приходит к неизвестной ему концентрационной теории Гельмгольца, которая была отвергнута тогда астрономами, как не соответствующая данным наблюдений. В двух работах — «Образование солнечных систем» и «Дополнение к образованию солнечных систем» — Циолковский пытается дать расчет процесса образования планетной системы. В этих работах он интуитивным путем и элементарными математическими средствами приходит к выводам, которые очень близки к современным взглядам на этот вопрос.

В работе, посвященной второму закону термодинамики, Циолковский приходит к выводам, что в газе, помещенном в поле тяжести, термоциклическое равновесие не совпадает с состоянием распределения температур. Этот эффект был известен в физике под названием термодинамического парадокса до Циолковского, который пришел к своим заключениям, по всей вероятности, совершенно самостоятельно.

Справедливость требует отметить, что объективное значение этих работ невелико, хотя некоторые из них, будучи представлены в Русское физико-химическое общество, были встречены сочувственно и автор был избран членом Общества, чем он, впрочем, не воспользовался. Субъективное же значение этих работ для Циолковского было огромно, так как на них он пробовал силы, расширял познания для того, чтобы продвигаться дальше на пути к осуществлению основной и главной идеи своей жизни.

Касаясь общих работ Циолковского, надо отметить, что он не был чужд философии и уделял ей немало времени так же, как это делал его отец, мечтавший всю жизнь создать необычный философский труд.

В своих попытках Циолковский — материалист, необычайный оптимист и, скорее, пропагандист своих технических идей и увлекающийся мечтатель, чем философ.

В 1887 г. Циолковский, скромный провинциальный школьный учитель, собрав последние средства, едет в Москву и впервые предстает перед ученым миром в Обществе естествоиспытателей с научным докладом о возможности создания большого цельнометаллического дирижабля. Слушателями его явились профессоры А. Г. Столетов, Н. Е. Жуковский, Я. И. Вейнберг и другие. Николай Егорович Жуковский, которому на отзыв был передан труд Циолковского, дал о нем вполне благоприятное заключение.

Зная, что Дмитрий Иванович Менделеев придавал большое значение роли управляемых аэростатов, Циолковский в 1890 г.

обратился к нему за поддержкой. Д. И. Менделеев препроводил его работу в VII Воздухоплавательный отдел Русского технического общества. Научные работы по воздухоплаванию, только начавшиеся российскими военными кругами, сосредоточивались в Воздухоплавательном отделе, и именно здесь при обсуждении работы К. Э. Циолковского было высказано отрицательное заключение: «Аэростат должен навсегда силою вещей остаться игрушкой ветров»*. Правда, в основе этого вывода лежали грубейшие ошибки, на которые возмущенный Циолковский немедленно же указал. Тем не менее, несмотря на явную ошибочность, предвзятое и необоснованное мнение Воздухоплавательного отдела продолжало существовать еще лет 15, время, вполне достаточное, чтобы нанести жесточайший ущерб разработке дирижаблестроения в России.

Циолковский продолжает выступать в защиту своего проекта дирижабля и публикует ряд работ: 1. «Аэростат металлический, управляемый» в 1892 г. 1-й вып. и в 1893 г. 2-й вып. 2. «Возможен ли металлический аэростат» (журнал «Наука и жизнь», 1893 г., № 51-52). 3. «Железный управляемый аэростат на 200 человек» в 1896 г.

Однако все попытки остаются безуспешными, и в 1895 г., т. е. через восемь лет после предложения Циолковского, выступает со своим проектом управляемого аэростата Цеппелин, поддержанный соответствующими кругами в Германии и начавший немедленно осуществлять свои проекты.

Циолковский опередил графа Цеппелина не только по времени, опубликовав свой проект на восемь лет раньше, но в проекте Циолковского был разработан целый ряд интереснейших вопросов дирижаблестроения, не потерявших актуальности и в наши дни.

Главные особенности дирижабля Циолковского, отличающие его от воздушных кораблей всех существующих систем, состоят в том, что он имеет оболочку, сделанную целиком из гофрированного металла; жесткость конструкции обусловлена не внутренним каркасом, а жесткостью самой оболочки и давлением газа, наполняющего оболочку; объем оболочки может изменяться путем регулирования температуры газа, наполняющего аэростат.

В высшей степени поразительно то обстоятельство, что Циолковский, будучи скромным школьным учителем, в те годы и в той темной, глухой провинции, где он жил, создает не только саму идею такого дирижабля, но и весьма подробно, технически грамотно продумывает и разрабатывает различные стороны своего проекта. Он предлагает применение гофрированного металла, который лишь через три десятка лет внедрится в авиации. Циолковский разрабатывает ряд конструктивных, технологических вопросов, в числе которых, например, вопросы сварки тонких листов металла, конструкция газонепроницаемых шарнирных соединений, метод гидростатического испытания на прочность оболочки дирижабля. Кстати сказать, этот метод и по сей день применяется в ряде областей, например в авиации и в кораблестроении.

* Заключительные слова доклада председателя VII Воздухоплавательного отдела Русского технического общества о работе К. Э. Циолковского «Аэростат металлический, управляемый».

В 1890 г. Циолковский, неустанно думающий над вопросами летания, приходит к интереснейшим выводам о возможности создания летательной машины тяжелее воздуха.

За 13 лет до первого полета братьев Райт рождается у Циолковского идея аэроплана. Его первая печатная работа по этому вопросу относится к 1894 г. Она была озаглавлена «Аэроплан, или птицеподобная (авиационная) летательная машина».

И в этой работе, и в последующих выступлениях опять поражает глубина и правильность хода его мыслей, тщательность и обоснованность проработки частных проектах.

Его птицеподобная машина — моноплан, с тянущим винтом, с крылом толстого профиля, напоминающим современные профили, крыло имеет угол поперечного «V», установочный угол (угол атаки), корпус имеет обтекаемую форму, машина снабжена хвостовым оперением.

К этому же периоду жизни и деятельности Константина Эдуардовича относятся систематические занятия по изучению сопротивления воздуха, что было неразрывно связано с работами над дирижаблем и аэропланом.

Первые опыты Циолковский производил над телами, движущимися в закрытом помещении, потом стал пользоваться естественным ветром и, наконец, соорудил аэродинамическую трубу сечением 35×35 см, работающую от вентилятора, взятого от кузнечного горна и приводимого в движение падающим грузом.

И здесь, как и во всех своих работах, Циолковский вносит много таких новых элементов, которые и по сей день не потеряли своего значения. Например, его аэродинамическая труба имела спрямляющую решетку, которая впоследствии была введена Николаем Егоровичем Жуковским и применяется в трубах и по сей день.

Работы Циолковского по аэродинамике носили, конечно, весьма упрощенный характер, но, проделав огромное количество всевозможных опытов, он пришел к совершенно правильным выводам, впоследствии блестяще подтвержденным другими исследователями.

Названные работы Циолковского сейчас имеют историческое значение. Несоизмеримо далеко вперед ушла современная наука и техника в области воздухоплавания, авиации и во всех смежных областях.

С чувством горечи можно отметить, что Циолковского и его работы не миновала участь многих и многих русских ученых и изобретателей, труды которых так и остались нереализованными в царской России и стали достоянием других или были повторены за границей.

Нет таких областей науки, где бы русские ученые не сказали своего слова, и в подавляющем большинстве случаев намного раньше ученых и изобретателей других стран. Можно привести ряд примеров: лампочка русских изобретателей Яблочкова и Ладдыгина вернулась к нам лампочкой Эдисона; беспроводный телеграф, явившийся творением всей жизни скромного русского изобретателя А. С. Попова, выдавался за изобретение итальянского дельца Маркони, который, попросту говоря, украл изобретение Попова; усовершенствованные методы плавки стали, часто целиком приписываемые Бессемеру, Сименсу и Мартену, были разработаны и впервые осуществлены русским ученым-металлур-

гом Д. К. Черновым, являющимся истинным основоположником науки металлургии; сейчас редко вспоминается имя братьев Черепановых, изобретателей паровоза, независимо и до Стефенсона успешно работавших в этой области; электрический телеграф, изобретенный Морзе в 1837 г., задолго до этого был осуществлен в России, где была проложена первая линия телеграфа.

Тупым равнодушием и упрямым противодействием всему новому душила Циолковского обстановка царской России. Стремительный полет его отважной мысли принимался за бред неуравновешенного ума; революционные технические идеи — за непозволительное противоречие общепринятым основам официальной науки.

Циолковский имел друзей и сочувствующих ему ученых: Н. Е. Жуковский, Д. И. Менделеев, А. Г. Столетов, академик М. А. Рыкачев,— но это были лишь отдельные лица, голоса которых тонули среди моря недружелюбия, неприязни и иронически издевательского отношения официальных научных кругов того времени.

Вот что сам Циолковский говорит по этому поводу: «Сколько существует людей, благосостояние которых основано на изобретениях мыслителей непризнанных, неодобренных, осмеянных, умерших в нужде, в отчаянии перед людским равнодушием... Конечно, неизбежны и ошибки: нередко дешевая руда принимается за золото. Но лучше тысячу раз ошибиться и поддержать одного достойного, чем им пренебречь. Один этот за всех заплатит...»

Надо сказать, что органический недостаток Циолковского, глухота, весь поэтому замкнутый, одинокий образ жизни его и величайшая природная скромность Константина Эдуардовича мешали ему отстаивать свои идеи так, как это, быть может, следовало бы делать.

Он не воспользовался своим избранием членом Русского физико-химического общества для установления связей с научным миром. Когда в Боровск приехал известный электротехник П. М. Голубицкий, чтобы взять Циолковского для знакомства с русским математиком, профессором Стокгольмского университета Софьей Ковалевской, то Константин Эдуардович не поехал, как он сам объясняет, из-за своей дикости и застенчивости.

Вот как Голубицкий описывает это посещение: «Я познакомился с Циолковским в Боровске, где крайне заинтересовался рассказами о сумасшедшем изобретателе, который утверждает, что наступит время, когда корабли понесутся по воздушному океану со страшной скоростью, куда захотят.

Беседы с Циолковским поразили меня. С одной стороны, поражала крайняя простота его приемов, простое и дешевое устройство его моделей, а с другой стороны, важность выводов. Невольно припомнилось, что великие ученые Ньютон и многие другие часто из ничего не стоящего опыта приходили к научным выводам неопределимой важности.

Поражало и то, что сам изобретатель, отец многочисленного семейства, отдавал все силы и последние свои средства науке, в то время как из каждой щели этого дома видна ужасающая нищета»². Самое замечательное, смелое и оригинальное создание творческого

² Голубицкий П. М. О нашем пророке.— «Калужский вестник», 1897, 17 окт., № 205.

ума Циолковского — это его идеи и работы в области ракетной техники. Здесь он не имеет предшественников и намного опережает ученых всех стран и современную ему эпоху.

Работы в области ракетной техники были основой всей жизни, были самой жизнью для Циолковского. Вот что он говорит об этом: «Основной мотив моей жизни — сделать что-нибудь полезное для людей, не прожить даром жизнь, продвинуть человечество хоть немного вперед. Вот почему я интересовался тем, что не давало мне ни хлеба, ни силы, но я надеюсь, что мои работы, может быть, скоро, а может быть в отдаленном будущем, дадут человечеству горы хлеба и бездну могущества»³.

«Человечество не останется вечно на Земле, но, в погоне за светом и пространством, сначала робко проникнет за пределы атмосферы, а затем завоюет себе все околосолнечное пространство»⁴. «Завоевать околосолнечное пространство — задача нашего будущего». «Невозможное сегодня станет возможным завтра»⁵.

Возможность научного обоснования принципов реактивного движения, по-видимому, следует отнести к периоду после установления и формулирования третьего закона Ньютона. Этот закон гласит о равенстве по величине и противоположности по направлению сил действия и противодействия и был сформулирован Ньютоном наряду с другими принципами механики в 1687 г. В 1897 г. профессор И. В. Мещерский в работе «Динамика точки переменной массы» написал дифференциальное уравнение движения ракеты, а затем Циолковский, составивший это уравнение независимо от Мещерского, разработал теорию полета ракеты.

В 1896 г. Циолковский приходит к выводу, что единственным техническим средством для вылета в надатмосферное пространство является ракета.

В 1903 г. им опубликована первая работа «Исследование мировых пространств реактивными приборами» и далее непрерывный ряд работ в этой области.

В этих работах Циолковский показал, что ракетный двигатель применим и выгоден на больших скоростях полета и только двигатель подобного типа способен перемещать какое-либо тело в безвоздушной или весьма разреженной среде.

К. Э. Циолковский разрабатывает теорию полета ракеты, и, что является характерным, он во всех работах и исследованиях ставит перед собой задачу о полете человека, о вылете человека в надатмосферное и далее в межпланетное пространство. Он подробно анализирует вопрос о движении ракеты, составляет уравнения движения в среде без тяготения и сопротивления, а также с учетом их.

1. Циолковский дает ряд блестящих теоретических решений по теории полета, носящих его имя и широко применяющихся повсеместно. К их числу относится зависимость скорости движения ракеты от значения скорости истечения продуктов сгорания и

³ Циолковский К. Э. Первая модель чистометаллического аэроната из волнистого железа. Калуга, 1913, с. 1.

⁴ Из письма К. Э. Циолковского Б. Н. Воробьеву от 12 авг. 1911 г.— Собр. соч., т. II. М., Изд-во АН СССР, 1954, с. 3.

⁵ Циолковский К. Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами.— Там же, с. 136.

логарифма отношения конечной и начальной масс ракеты (формула Циолковского).

2. Им решаются вариационные задачи о затрачиваемой работе на преодоление силы тяготения и сил сопротивления среды; предлагается тип двигателя с изменяемой по выбранному закону тягой и делаются выводы, вполне подтверждающиеся современными исследованиями.

3. Им выдвигается мысль и разрабатывается весь комплекс вопросов, связанных с применением для полета высококалорийных жидких топлив (жидкого водорода или различных углеводов в качестве горючего и в качестве окислителя — жидкого кислорода).

4. Применение высококалорийных топлив неразрывно связано со стойкостью материалов двигателя и вопросами охлаждения.

Эти вопросы вырастают в проблему огромной важности в связи с необходимостью отвода с поверхности камеры сгорания громадного количества тепла в единицу времени. К. Э. Циолковский всесторонне исследует их и разрабатывает ряд практических предложений.

5. Значительное место в работах Циолковского занимают, естественно, проблемы эффективности ракеты как движущейся системы в энергетическом и весовом отношениях. Им подробно разрабатывается принцип подачи топлива в двигатель, что прямо связано с весом и выгодностью избранного режима, а также делается ряд технических выводов и предложений.

6. Циолковский впервые предлагает схемы составных ракет⁶, что позволяет наиболее полно использовать энергетические и весовые возможности. Для получения нужных значений скоростей им выдвигается идея космических ракетных поездов, где целое семейство взаимосвязанных ракет стартует, и далее, по мере выгорания топлива, отбрасываются излишние части и движущаяся система тем самым сохраняет необходимое соотношение масс и достигает нужной скорости.

7. Много внимания Циолковский уделяет управляемости и устойчивости. Уже в самых первоначальных проектах он разрабатывает особую систему управления, связанную с газовой струей продуктов сгорания, отбрасываемых в процессе полета.

8. Мысль о полете человека проходит через все работы Циолковского. Он исследует вопросы, связанные с этой проблемой, в частности вопрос о поведении человеческого организма на высотах, в надатмосферном пространстве, при наличии ускорений и т. д. Циолковский основной конечной задачей считал вылет человека за пределы земного тяготения, и, пожалуй, по справедливости он может быть назван самым великим противником тяжести и родоначальником будущих звездоплавателей. Он подробным образом разрабатывает вопросы жизни будущих межпланетных путешественников, обдумывает проект создания искусственного спутника Земли в виде промежуточного межпланетного острова или стан-

⁶ Составные ракеты предлагались и до К. Э. Циолковского. Его основополагающий вклад в этой области состоит в том, что он впервые подробно и математически точно исследовал проблему достижения космических скоростей с помощью составных ракет различных схем и показал реальность ее решения при современном уровне техники.

ции, которые должны быть созданы на пути космических рейсов. Это фантастично и потрясающе. Грандиозно даже сейчас, в наш век чудес, но надо признать, что это — научная истина и научный прогноз не такого уж далекого будущего.

Циолковский разработал идею создания такого жилища на острове, а может быть, и внутри будущего межпланетного корабля, где было бы возможно воспроизвести весь биологический круговорот жизненного процесса, используя энергию Солнца (такова его идея о стеклянной галерее).

9. Очень характерно, что наряду с работами над далеко летающими ракетами Циолковский неоднократно возвращается к использованию ракетных двигателей для летания в атмосфере.

Он разрабатывает и предлагает самолет с ракетным двигателем задолго до известных работ в этой области. Циолковский не раз высказывал мысль о необходимости твердой последовательности в работах: «Будем последовательны: сперва полеты на небольших высотах, затем человек проникнет за атмосферу и, наконец, далее к звездам».

Более того, обдумывая общий план развития ракетной техники, он непременно считал создание реактивных и полуреактивных аэропланов и стратопланов.

В мучительной, тягчайшей обстановке царской России, окруженный глухой стеной невежества и равнодушия, творил свои замечательные работы Циолковский.

Великая Октябрьская социалистическая революция дала неслыханные возможности Константину Эдуардовичу. Его имя, его труды стали известны и близки советскому народу. Будучи уже в преклонном возрасте, страдая болезнью, Константин Эдуардович с новым колоссальным подъемом берется за работу.

Достаточно сказать, что если раньше он создавал 2—3 работы за год, то в последний период им выпускались в свет 8—9 работ ежегодно.

Константина Эдуардовича освобождают от обязательного чтения лекций. Ему устанавливают персональную пенсию. Правительство предоставляет Константину Эдуардовичу новый дом на улице его имени в г. Калуге, где он может спокойно и удобно жить и работать.

В день 75-летнего юбилея Константин Эдуардович награждается орденом Трудового Красного Знамени. Работы Циолковского ведутся его учениками, последователями в соответствующих научных и технических организациях.

Пезадолго до своей кончины Константин Эдуардович обратился со своим замечательным письмом на имя товарища Сталина, в котором передает все свои труды по авиации, ракетоплаванью и межпланетным сообщениям партии большевиков и Советской власти, подлинным руководителям прогресса человеческой культуры.

19 сентября 1935 г. Константин Эдуардович скончался.

Он дожил до дней, когда его заветные мысли о свободном летании человека и о покорении надатмосферных просторов перестали считаться несбыточной фантазией и сделались технической проблемой нашего времени.

В годы Великой Отечественной войны грозное оружие — гвардейские минометы громили немецких захватчиков на фронтах.

Над советской землей стремительно проносятся эскадрильи ракетных самолетов. Советские ученые работают над дальнейшим укреплением мощи нашей Родины.

В этом живое воплощение многих идей Циолковского.

В настоящее время еще невозможно в полной мере оценить гигантский размах мысли Циолковского, все его предложения и исследования в области ракетной техники, все особенности и подчас незаметные подробности его проектов, предложений, теоретических работ, описаний и т. д.

Говорят, что время иногда неумолимо стирает образы прошлого, но идеи и труды Константина Эдуардовича Циолковского все более и более будут привлекать к себе внимание по мере создания новой отрасли техники, которая воссоздается сейчас на основе его трудов буквально на наших глазах.

К. Э. Циолковский был человеком, жившим намного впереди своего века, как и должно жить истинному и большому ученому.

Основы проектирования баллистических ракет дальнего действия ¹

[1949 г.]

Лекция первая

1. Баллистический анализ

Обычно основной задачей, которая ставится перед проектантом ракеты дальнего действия, является переброска требуемого боевого груза на заданное расстояние.

В зависимости от метода конструктивного решения поставленной задачи можно указать три основных класса таких ракетных аппаратов:

1-й класс — ракеты так называемой нормальной баллистической схемы, например по типу ракеты с двумя подвесными баками (ракета 2ПБ).

2-й класс — составные ракеты. В этом случае система состоит из ракеты несущей и ракеты несомой, которая отделяется от первой на некоторой высоте. Число ступеней отделения, вообще говоря, может быть сколь угодно велико.

Схемы таких ракет были разработаны К. Э. Циолковским.

3-й класс — крылатые ракеты, использующие подъемную силу крыльев для увеличения дальности полета за счет планирования на пассивном участке полета. В некоторых случаях полет с крыльями может происходить и с работающим двигателем.

В дальнейшем изложении в основном будут рассматриваться главнейшие вопросы проектирования ракет 1-го класса нормальной баллистической схемы.

В первую очередь рассмотрим инженерную методику расчета траектории и определения основных летных характеристик ракеты.

Вывод уравнений движения ракеты в самом общем виде, с учетом всех факторов, достаточно сложен. Практика работы наших конструкторских бюро показала, что принятая упрощенная инженерная методика расчета траектории вполне оправдывает себя с допустимой степенью точности. Произведенные сравнительные

¹ Вторая, основная, часть курса лекций, прочитанного С. П. Королевым в 1949 г. на Высших инженерных курсах, организованных при Московском высшем техническом училище им. Н. Э. Баумана для переподготовки инженеров различных специальностей для работы в ракетостроительной промышленности. Этот курс, в котором был использован и обобщен опыт работы ОКБ по созданию ракет, сразу же изданный в МВТУ в качестве учебного пособия, явился первым в мире систематизированным, достаточно подробным и завершенным курсом основ проектирования жидкостных БРДД, и поэтому он лег в основу преподавания этой дисциплины в институтах, готовящих специалистов по ракетостроению. В настоящем сборнике работа печатается по изданию МВТУ, 1949 г.

расчеты, а также обработка результатов пусков ракет показывают, что сумма неточностей лежит в пределах порядка 2—3%. Необходимо учитывать также, что в процессе проектирования ряд величин и параметров выбирается с возможными отклонениями в значительно более широких пределах, чем приведенные выше цифры.

1.1. Расчет активного участка

Уравнения движения центра тяжести ракеты в декартовых осях, неподвижно связанных с Землей, мы пишем при следующих основных допущениях.

1. Предполагается, что ось ракеты совпадает с касательной к траектории центра тяжести, т. е. векторы скорости полета ракеты V и реактивной силы P совпадают. Это допущение означает, что мы будем полагать угол атаки α ракеты равным нулю, а следовательно, пренебрегать влиянием на траекторию аэродинамической подъемной силы.

Сравнение приближенных расчетов при указанном допущении с расчетами по точной методике, а также с результатами экспериментов показывает, что ошибка в значении скорости в приближенном расчете не выше 1—1,5%. Ошибка в величине координат, хотя и несколько больше (вследствие изменения формы траектории), однако ею также вполне можно пренебречь при практическом проектировании.

2. Далее, коэффициент силы лобового сопротивления ракеты C_x принимается постоянным, не зависящим от угла атаки.

3. Пренебрегаем изменением силы сопротивления газовых рулей при их отклонении. Ошибки, получающиеся из-за указанного допущения, невелики и при подсчете скорости не превосходят ~1%. Следует отметить, что абсолютное значение сопротивления рулей необходимо брать с учетом обгорания их.

Для ракеты 2ПБ потери тяги в этом случае составят порядка 1,4—1,8 т.

4. Пренебрегаем влиянием вращения Земли, что вызывает ошибки, меньшие 1% для рассматриваемой нами ракеты.

5. Полагаем секундный расход топлива неизменным в течение всего времени работы двигателя.

Основные обозначения

G — вес ракеты (кг),

m — масса ракеты (кг·сек²/м),

g — ускорение силы тяжести (м/сек²),

v — скорость полета (м/сек),

t — время (сек),

P — тяга (кг),

X — сила лобового сопротивления (кг),

θ — угол касательной к траектории с осью x .

Проектируя действующие силы на направление касательной к траектории и относя их к массе m , получаем следующее уравнение движения (рис. 1):

$$\frac{dv}{dt} = \frac{P - X}{m} - g \sin \theta. \quad (1)$$

К уравнению (1) мы добавляем два уравнения:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= v \cos \theta, \\ \frac{dy}{dt} &= v \sin \theta; \\ \theta &= \theta_{\text{пр}}(t). \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Уравнения (1) и (2) необходимо дополнить уравнением программы, обеспечивающей заданную форму траектории и нужный угол θ в конце активного участка.

Зависимость $\theta = \theta_{\text{пр}}(t)$ задается графически или в виде таблицы.

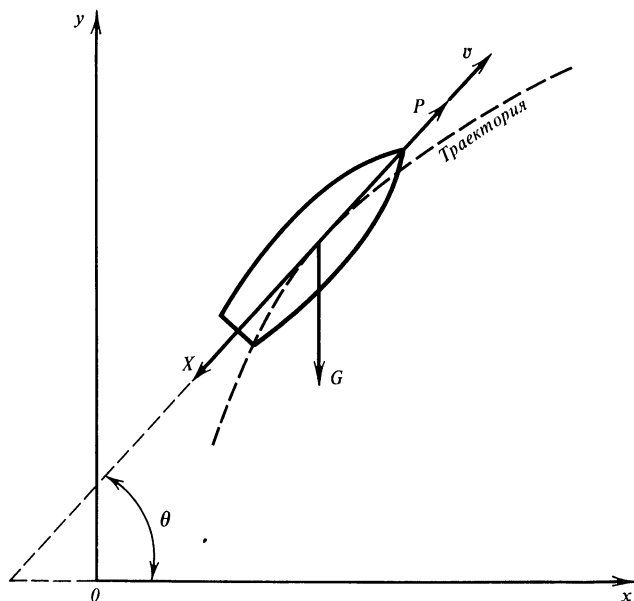


Рис. 1
К выводу уравнений движения

Расчеты по упрощенной схеме, представленной уравнениями (1) и (2), достаточны для проверки основных проектных характеристик.

В уравнение (1) входят величины P , X и m , о которых кратко можно сказать следующее.

Тяга P при полете ракеты может определяться по формуле

$$P = P_0 + S_a(p_0 - p), \quad (3)$$

где P_0 — тяга, замеренная на стенде $P_{\text{ст}}$, с учетом силы сопротивления неотклоненных газовых рулей $X_{\text{газ}}$:

$$P_0 = P_{\text{ст}} - X_{\text{газ}}.$$

Сопротивление неотклоненных газовых рулей ракеты 2ПБ составляет в среднем 1400–1800 кг.

В случае отклонения газовых рулей их сопротивление может резко увеличиваться. Однако при этом необходимо иметь в виду также и то обстоятельство, что геометрия газовых рулей по мере работы двигателя сильно изменяется вследствие их постепенного обгорания.

Поэтому вопрос о величине дополнительного сопротивления пока не может быть решен достаточно точно, и во всех расчетах можно ориентироваться на приведенные цифры.

S_a означает площадь выходного сечения сопла, p_0 — атмосферное давление у поверхности Земли, p — давление в атмосфере на данной высоте.

Масса ракеты может определяться по формуле

$$m = m_0 - \dot{m}t, \quad (4)$$

где m — масса ракеты в момент t , m_0 — масса ракеты в момент $t=0$, \dot{m} — секундный массовый расход топлива, t — время в секундах.

Сила лобового сопротивления ракеты определяется по формуле

$$X = C_x \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (5)$$

где C_x — коэффициент силы лобового сопротивления, ρ — плотность воздуха на высоте полета $\left(\frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \text{сек}^2\right)$, v — скорость полета (м/сек) , S — площадь миделя ракеты (м^2) .

Все численные значения основных величин, а также интегрирование системы уравнений (1) и (2) нами здесь не рассматриваются, так как вопросу численного интегрирования указанных уравнений будет посвящено специальное практическое занятие.

1.2. Пассивный участок полета

Пассивный, или свободный, участок полета ракеты, т. е. движение ее после окончания работы двигателя, является движением по инерции. Живая сила, приобретенная ракетой на активном участке, расходуется на преодоление сопротивления воздуха и силы тяготения.

Мы разбиваем расчет свободного участка на две части. В первой части учитываем действие сопротивления воздуха и поля тяготения, а во второй — ограничиваемся учетом лишь поля тяготения. Система координат и обозначения, принимаемые нами при расчете первого участка свободного полета, поясняются на рис. 2.

Если обозначить индексами x и y проекции соответствующих векторов на оси координат, то уравнения движения центра тяжести ракеты примут вид

$$\begin{aligned} m \frac{dv_x}{dt} &= +G_x - X_x = -mg_x - C_x \frac{Sp_0}{2} \frac{\rho}{\rho_0} vv_x, \\ m \frac{dv_y}{dt} &= G_y - X_y = -mg_y - C_x \frac{Sp_0}{2} \frac{\rho}{\rho_0} vv_y. \end{aligned} \quad (6)$$

При этом

$$g_x = +g \frac{x}{R+h} \approx g \frac{x}{R},$$

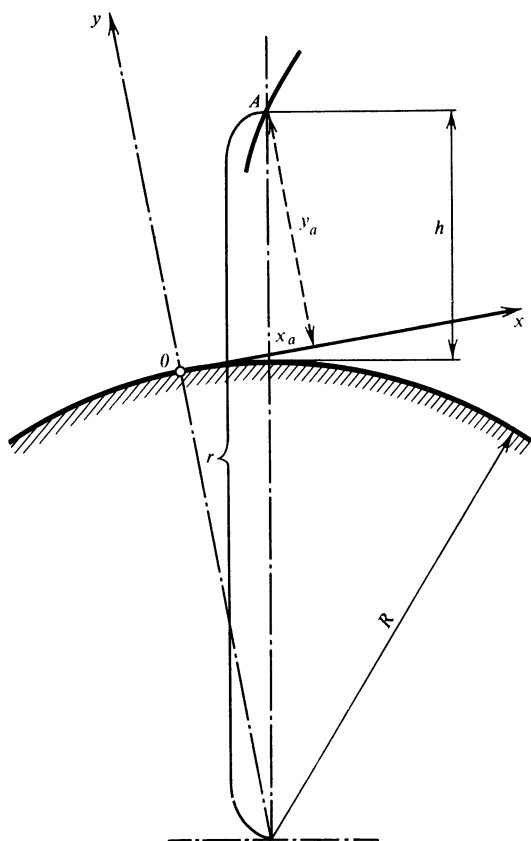


Рис. 2
Система координат и основные обозначения
для первого участка свободного полета

ибо

$$h \ll R, \quad g_y = g \frac{R + y}{R + h} \approx g.$$

Значения X_x и X_y получаются [в виде]

$$X_x = X \frac{v_x}{v} = C_x S \frac{\rho v^2}{2} \frac{v_x}{v} = \frac{1}{2} C_x S \rho v v_x,$$

$$X_y = X \frac{v_y}{v} = C_y S \frac{\rho v^2}{2} \frac{v_y}{v} = \frac{1}{2} C_y S \rho v v_y.$$

Разделив уравнения (6) на m и добавляя два кинематических уравнения, получим систему уравнений (7), достаточную для проведения численного интегрирования и определения параметров интересующего нас участка:

$$\begin{aligned} \frac{dv_x}{dt} &= -g_x - \frac{Sp_0}{2m} C_x \frac{\rho}{\rho_0} v v_x, \\ \frac{dv_y}{dt} &= -g_y - \frac{Sp_0}{2m} C_y \frac{\rho}{\rho_0} v v_y, \\ \frac{dx}{dt} &= v_x, \quad \frac{dy}{dt} = v_y. \end{aligned} \quad (7)$$

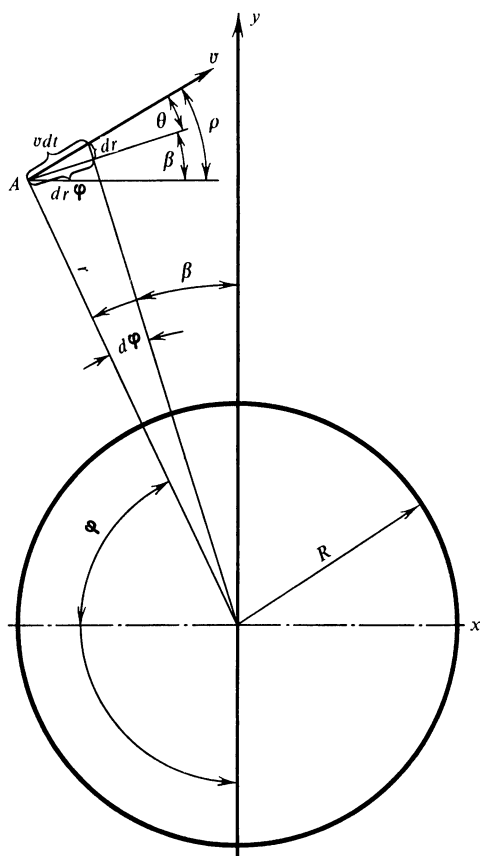


Рис. 3
Система координат и основные обозначения
для второго участка свободного полета

Высота h в случае необходимости может быть определена по формуле

$$h = \sqrt{(R + y)^2 + x^2} - R \approx y + \frac{x^2}{2R}. \quad (8)$$

В результате численного интегрирования системы уравнений (7) мы получаем координаты центра тяжести ракеты, ее скорость, а также угол наклона касательной к траектории для момента времени, после которого силой сопротивления воздуха можно пренебречь.

Эти параметры будут начальными условиями для расчета второй части свободного участка, где учитываем только силы тяготения. К расчету этого участка мы и перейдем. Принятые обозначения поясняются рис. 3.

Для движущейся точки A могут быть написаны следующие соотношения:

$$x = -r \sin \varphi, \quad y = -r \cos \varphi. \quad (9)$$

Дифференцируя, получим

$$\begin{aligned}\frac{dx}{dt} &= -\frac{dr}{dt} \sin \varphi - r \cos \varphi \frac{d\varphi}{dt}, \\ \frac{dy}{dt} &= -\frac{dr}{dt} \cos \varphi + r \sin \varphi \frac{d\varphi}{dt}.\end{aligned}$$

Дифференцируя еще один раз, имеем

$$\begin{aligned}\frac{d^2x}{dt^2} &= -\frac{d^2r}{dt^2} \sin \varphi - 2 \frac{dr}{dt} \cos \varphi \frac{d\varphi}{dt} + r \sin \varphi \left(\frac{d\varphi}{dt}\right)^2 - r \cos \varphi \frac{d^2\varphi}{dt^2}, \\ \frac{d^2y}{dt^2} &= -\frac{d^2r}{dt^2} \cos \varphi + 2 \frac{dr}{dt} \sin \varphi \frac{d\varphi}{dt} + r \cos \varphi \left(\frac{d\varphi}{dt}\right)^2 + r \sin \varphi \frac{d^2\varphi}{dt^2}.\end{aligned}$$

Обозначим: j_r — ускорение ракеты по направлению радиус-вектора; j_n — ускорение ракеты по нормали к радиус-вектору.

Очевидно, что

$$\begin{aligned}j_r &= \frac{d^2x}{dt^2} (-\sin \varphi) + \frac{d^2y}{dt^2} (-\cos \varphi), \\ j_n &= \frac{d^2x}{dt^2} (-\cos \varphi) + \frac{d^2y}{dt^2} (\sin \varphi).\end{aligned}$$

После подстановки в эти уравнения значений d^2x/dt^2 и d^2y/dt^2 и соответствующих преобразований, получим

$$\begin{aligned}j_r &= \frac{d^2r}{dt^2} - r \left(\frac{d\varphi}{dt}\right)^2, \\ j_n &= 2 \frac{dr}{dt} \frac{d\varphi}{dt} + r \frac{d^2\varphi}{dt^2} = \frac{1}{r} \frac{d}{dt} \left(r^2 \frac{d\varphi}{dt}\right).\end{aligned}\tag{10}$$

Напишем уравнение движения нашей ракеты в полярной системе координат (r, φ) . Учитывая, что

$$j_r = -g, \quad j_n = 0,\tag{11}$$

где g — ускорение на высоте полета ракеты, и подставляя в уравнения (11) значения j_r и j_n из уравнений (10), получим

$$\begin{aligned}\frac{d^2r}{dt^2} - r \left(\frac{d\varphi}{dt}\right)^2 &= -g = -g_0 \frac{R^2}{r^2}, \\ \frac{1}{r} \frac{d}{dt} \left(r^2 \frac{d\varphi}{dt}\right) &= 0.\end{aligned}\tag{12}$$

Из последнего уравнения следует известный закон Кеплера

$$r^2 \frac{d\varphi}{dt} = \text{const} = C_1.\tag{13}$$

Из уравнения (13) мы найдем $d\varphi/dt$ и, подставляя его в первое уравнение системы (12), получим

$$\frac{d^2r}{dt^2} - r \frac{C_1^2}{r^4} = -\frac{g_0 R^2}{r^2}.$$

Умножим обе части последнего уравнения на $2(dr/dt)$:

$$2 \frac{dr}{dt} \frac{d^2r}{dt^2} - \frac{2C_1^2}{r^3} \frac{dr}{dt} = -\frac{2g_0 R^2}{r^2} \frac{dr}{dt},$$

откуда

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{dr}{dt} \right)^2 = \frac{d}{dt} \frac{2g_0 R^2}{r} - \frac{d}{dt} \frac{C_1^2}{r^2}. \quad (14)$$

Интегрируем уравнение (14):

$$\left(\frac{dr}{dt} \right)^2 = \frac{2g_0 R^2}{r} - \frac{C_1^2}{r^2} + C_2, \quad (15)$$

откуда

$$\frac{dr}{dt} = \pm \sqrt{C_2 + \frac{2g_0 R^2}{r} - \frac{C_1^2}{r^2}}.$$

Поэтому

$$dt = \pm \frac{dr}{\sqrt{C_2 + \frac{2g_0 R^2}{r} - \frac{C_1^2}{r^2}}}. \quad (16)$$

Из уравнения (13) имеем

$$d\varphi = \frac{C_1}{r^2} dt.$$

Подставляем сюда выражение для dt из (16):

$$d\varphi = \pm \frac{C_1}{r^2} \frac{dr}{\sqrt{C_2 + \frac{2g_0 R^2}{r} - \frac{C_1^2}{r^2}}}. \quad (17)$$

Для интегрирования уравнения (17) введем подстановку

$$U = \frac{\frac{C_1}{r} - \frac{g_0 R^2}{C_1}}{\sqrt{C_2 + \left(\frac{g_0 R^2}{C_1} \right)^2}}. \quad (18)$$

Тогда

$$\sqrt{1-U^2} = \sqrt{\frac{C_2 + \frac{2g_0 R^2}{r} - \frac{C_1^2}{r^2}}{C_2 + \left(\frac{g_0 R^2}{C_1} \right)^2}}.$$

Теперь вместо дифференциального уравнения (17) мы можем написать следующее:

$$d\varphi = \pm \frac{dU}{\sqrt{1-U^2}},$$

откуда

$$\varphi = \pm \arccos U + C_3, \quad (19)$$

или

$$U = \cos(\pm \varphi - C_3).$$

Из выражения (18) находим значение радиуса r :

$$r = \frac{C_1}{\frac{g_0 R^2}{C_1} - U \sqrt{C_2 + \left(\frac{g_0 R^2}{C_1} \right)^2}} =$$

$$= \frac{\frac{C_1^2}{g_0 R^2}}{1 - \frac{C_1}{g_0 R^2} \sqrt{C_2 + \left(\frac{g_0 R^2}{C_1}\right)^2 \cos(\pm \varphi - C_3)}}. \quad (20)$$

Выбирая соответствующим образом начало отсчета угла φ , из последней формулы можно получить

$$r = \frac{\frac{C_1^2}{g_0 R^2}}{1 + \sqrt{1 + C_2 \left(\frac{C_1}{g_0 R^2}\right)^2 \cos \varphi}}. \quad (21)$$

Если обозначить

$$p = \frac{C_1^2}{g_0 R^2}, \quad (22)$$

$$\varepsilon = \sqrt{1 + C_2 \left(\frac{C_1}{g_0 R^2}\right)^2}, \quad (23)$$

то из (21) следует

$$r = \frac{p}{1 + \varepsilon \cos \varphi}. \quad (24)$$

Это уравнение представляет собой уравнение эллипса. Так как ось y проходит через вершину траектории, то введем в качестве координатного (полярного) угла угол β вместо угла φ :

$$\varphi = 180^\circ - \beta,$$

тогда

$$r = \frac{p}{1 - \varepsilon \cos \beta}; \quad (25)$$

при $\beta=0$

$$r_{\max} = \frac{p}{1 - \varepsilon}. \quad (25')$$

Определим постоянные величины, введенные в процессе интегрирования.

У нас имеются две произвольные постоянные C_1 и C_2 и два сокращенных обозначения p и ε .

Если момент начала свободного участка ракеты в поле тяготения (без учета сил сопротивления воздуха) совместить с моментом конца сгорания топлива, то тогда параметры точки конца горения будут одновременно начальными условиями для свободного участка.

Пусть ракета в начале свободного участка находилась в точке A (см. рис. 3). Всем величинам, характеризующим положение и скорость ракеты в этот момент, мы присваиваем индекс «нуль». Тогда из рис. 3 легко устанавливаем, что

$$v_0 dt \cos \theta_0 = r d\varphi,$$

$$\left(\frac{d\varphi}{dt}\right)_0 = \frac{v_0 \cos \theta_0}{r_0}.$$

Сопоставляя с уравнением (13), получим

$$C_1 = r_0^2 \left(\frac{d\varphi}{dt} \right)_0 = v_0 r_0 \cos \theta_0. \quad (26)$$

Далее, из уравнения (15) имеем

$$\left(\frac{dr}{dt} \right)_0^2 = C_2 + \frac{2g_0 R^2}{r_0} - \frac{C_1^2}{r_0^2}$$

или

$$C_2 = \left(\frac{dr}{dt} \right)_0^2 - \frac{2g_0 R^2}{r_0} + \frac{C_1^2}{r_0^2}. \quad (27)$$

Величина $(dr/dt)_0$ определяется из рис. 3:

$$dr = v_0 \sin \theta_0 dt;$$

поэтому

$$\left(\frac{dr}{dt} \right)_0 = v_0 \sin \theta_0,$$

а следовательно,

$$C_2 = (v_0 \sin \theta_0)^2 - \frac{2g_0 R^2}{r_0} + v_0^2 \cos^2 \theta_0 = v_0^2 - \frac{2g_0 R^2}{r_0}. \quad (28)$$

Константа C_3 нами исключена из рассмотрения надлежащим выбором начала координат, что учитывается формулой (21).

Прежде чем выразить оставшиеся константы через известные величины, введем обозначение, чрезвычайно важное в дальнейших расчетах:

$$\nu = \frac{v_0^2 r_0}{g_0 R^2}. \quad (29)$$

Здесь, как и выше, g_0 означает ускорение на поверхности Земли, v_0 и r_0 — скорость ракеты и ее радиус-вектор в конце активного участка.

Согласно обозначению (22), находим

$$p = \frac{C_1^2}{g_0 R^2} = \frac{v_0^2 r_0^2 \cos^2 \theta_0}{g_0 R^2} = r_0 \nu \cos^2 \theta_0. \quad (30)$$

В соответствии с (23) получим

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \sqrt{1 + \frac{C_2 C_1^2}{g_0^2 R^4}} = \sqrt{1 + \left(v_0^2 - \frac{2g_0 R^2}{r_0} \right) \frac{v_0^2 r_0^2 \cos^2 \theta_0}{g_0^2 R^4}} = \\ &= \sqrt{1 + \left(\frac{v_0^2 r_0}{g_0 R^2} - 2 \right) \frac{v_0^2 r_0}{g_0 R^2} \cos^2 \theta_0}, \end{aligned}$$

откуда

$$\varepsilon = \sqrt{1 - (2 - \nu) \nu \cos^2 \theta_0}. \quad (31)$$

Далее, из выражения (25), решенного относительно β_0 ,

$$\cos \beta_0 = \frac{1 - \frac{p}{r_0}}{\varepsilon}.$$

Имеем

$$\cos \beta_0 = \frac{1 - \frac{r_0 v \cos^2 \theta_0}{r_0}}{\sqrt{1 - (2 - v) v \cos^2 \theta_0}}$$

или

$$\cos \beta_0 = \frac{1 - v \cos^2 \theta_0}{\sqrt{1 - (2 - v) v \cos^2 \theta_0}}. \quad (32)$$

Переходя от $\cos \beta_0$ к $\operatorname{tg} \beta_0$ по формуле

$$\operatorname{tg} \beta_0 = \frac{\sqrt{1 - \cos^2 \beta_0}}{\cos \beta_0} \quad (33)$$

и подставляя в формулу (33) выражение для $\cos \beta_0$ из (32), получим

$$\operatorname{tg} \beta_0 = \frac{\sqrt{1 - \frac{1 - 2v \cos^2 \theta_0 + v^2 \cos^4 \theta_0}{1 - 2v \cos^2 \theta_0 + v^2 \cos^2 \theta_0}}}{\frac{1 - v \cos^2 \theta_0}{\sqrt{1 - (2 - v) v \cos^2 \theta_0}}} = \frac{v \operatorname{tg} \theta_0}{1 - v + \operatorname{tg}^2 \theta_0}. \quad (34)$$

Если равенством $\delta_0 = \theta_0 + \beta_0$ ввести угол δ_0 , то формулы можно значительно упростить:

$$\operatorname{tg} \delta_0 = \operatorname{tg} (\theta_0 + \beta_0) = \frac{\operatorname{tg} \theta_0 + \operatorname{tg} \beta_0}{1 - \operatorname{tg} \theta_0 \operatorname{tg} \beta_0} = \frac{\operatorname{tg} \theta_0 + \frac{v \operatorname{tg} \theta_0}{1 - v + \operatorname{tg}^2 \theta_0}}{1 - \operatorname{tg} \theta_0 \frac{v \operatorname{tg} \theta_0}{1 - v + \operatorname{tg}^2 \theta_0}}$$

или

$$\operatorname{tg} \delta_0 = \frac{\operatorname{tg} \theta_0 (1 - v + \operatorname{tg}^2 \theta_0 + v)}{1 - v + \operatorname{tg}^2 \theta_0 - v \operatorname{tg}^2 \theta_0},$$

откуда

$$\operatorname{tg} \delta_0 = \frac{\operatorname{tg} \theta_0}{1 - v}. \quad (35)$$

Полученные формулы позволяют сразу решить все интересующие нас вопросы, связанные с расчетом свободного участка.

По известным начальным условиям (конец активного участка) вычисляется параметр v по формуле (29)

$$v = \frac{v_0^2 r_0}{g_0 R^2},$$

далее по формуле

$$\operatorname{tg} \delta_0 = \frac{\operatorname{tg} \theta_0}{1 - v}$$

находим угол δ_0 и вычисляем β_0 :

$$\beta_0 = \delta_0 - \theta_0.$$

По известному углу β_0 определяем «эллиптическую» дальность $l_{эл}$. Параметры движения в конце эллиптического участка (точка B) принимаются за исходные для расчета дальности нисходящего участка траектории $l_{нисх}$. Обозначения поясняются рис. 4.

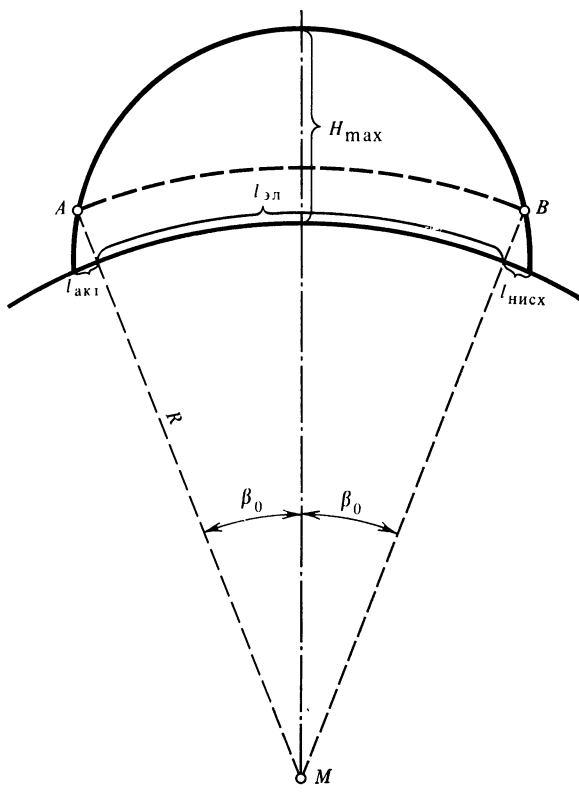


Рис. 4
К расчету дальности полета

«Эллиптическая» дальность вычисляется по следующей формуле:

$$l_{эл} = 2\beta_0 R, \quad R \approx 6370 \text{ км.} \quad (36)$$

Полная дальность ракеты вычисляется по формуле

$$L = l_{акт} + l_{эл} + l_{нисх}. \quad (37)$$

Максимальная высота подъема, т. е. вершина траектории, определяется выражением

$$H_{\max} = r_{\max} - R = \frac{p}{1 - \varepsilon} - R \quad (38)$$

(на основании формулы (25'))

или

$$H_{\max} = \frac{r_0 v \cos^2 \theta_0}{1 - \sqrt{1 - (2 - v) v \cos \theta_0}} - R. \quad (39)$$

На начальной стадии проектирования необходимость проведения серии подсчетов даже по таким сравнительно простым формулам все-таки связана с затратой значительного времени.

Поэтому для прикидочных расчетов может быть рекомендована простая номограмма, позволяющая с достаточным приближением и быстро производить такие расчеты.

Номограмма приведена на рис. 5.

При пользовании предложенной номограммой необходимо сделать следующее замечание.

Сравнение величин $l_{\text{акт}} + l_{\text{нисх}}$ с величиной $l_{\text{полн}}$ показывает, что до дальностей

$$l_{\text{полн}} \leq 5000 \text{ км}$$

можно считать

$$l_{\text{акт}} + l_{\text{нисх}} \approx (0,1 \div 0,15)l_{\text{полн}}.$$

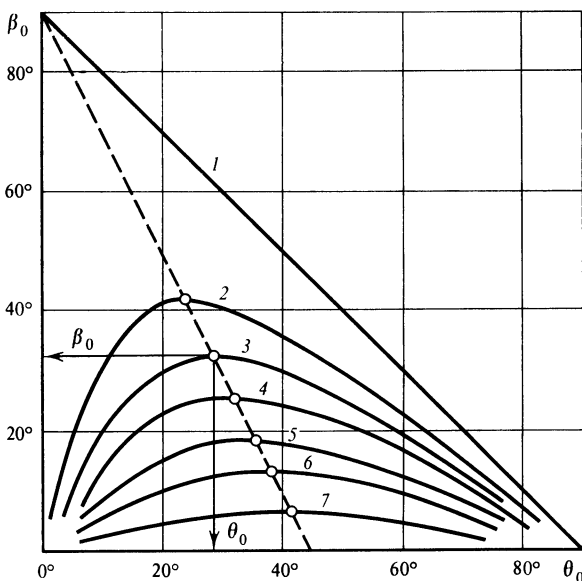


Рис. 5

Номограмма для расчета дальности

1 — $\nu=1$; 2 — 0,8; 3 — 0,7; 4 — 0,6; 5 — 0,5; 6 — 0,4; 7 — 0,2

Поэтому с достаточным приближением можем считать

$$l_{\text{полн}} = k l_{\text{эл}} \approx (1,15 \div 1,10) l_{\text{эл}}. \quad (40)$$

Учитывая последнее обстоятельство, при определении основных проектных параметров мы можем пользоваться номограммой, построенной только для дальности эллиптического участка.

Рассмотрим некоторые задачи, решаемые с помощью номограммы.

1. Пусть нам задана величина ν . Требуется определить возможную максимальную дальность. По номограмме при заданном ν из условия оптимума находим β_0 и θ_0 , затем по формуле (36) определяем $l_{\text{эл}}$, по формуле (40) находим $l_{\text{полн}}$.

2. Пусть задано $l_{\text{полн}}$. Требуется определить оптимальные параметры. Зная $l_{\text{полн}}$, по формуле (40) находим $l_{\text{эл}}$, а по формуле (36) определяем β_0 .

Далее используем номограмму: задаваясь найденным углом β_0 , определяем ν_{min} и соответственно оптимальный угол θ_0 . По величине ν_{min} находим минимально необходимую начальную скорость v_0 .

3. Задано θ_0 . Требуется определить v_0 , при которой этот угол имеет оптимальное значение.

Требование определения v_0 , удовлетворяющей поставленной задаче, аналогично отысканию такого v , при котором заданный угол дает максимальное значение дальности.

По номограмме легко видеть, что оптимальные условия можно найти не для любого угла θ , а только для $\theta_0 \leq 45^\circ$.

Следует подчеркнуть, что ценность номограммы заключается в получении первого ориентировочного подсчета основных величин лишь в начальной стадии проектирования.

Лекция вторая

Для получения приближенной зависимости* $L=f(v)$ или $v=f(L)$ воспользуемся выражением, дающим дальность эллиптического участка $L_{эл}$ (или соответствующий ей центральный угол 2β) в функции параметра v и угла θ :

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{v \operatorname{tg} \theta}{\operatorname{tg}^2 \theta + (1 - v)}. \quad (1)$$

Здесь

$$v = \frac{v_R^2 r_K}{g_0 R^2} = \frac{v_R^2 r_K}{398\,621}. \quad (2)$$

Определим оптимальное значение угла θ . Для этого возьмем производную от $\operatorname{tg} \beta$ по переменной $\operatorname{tg} \theta$ и приравняем нулю:

$$\frac{d(\operatorname{tg} \beta)}{d(\operatorname{tg} \theta)} = \frac{v(\operatorname{tg}^2 \theta + 1 - v) - 2v \operatorname{tg}^2 \theta}{[\operatorname{tg}^2 \theta + (1 - v)]^2} = 0,$$

откуда следует, что

$$\operatorname{tg} \theta = \sqrt{1 - v}. \quad (3)$$

Подставляем значение $\operatorname{tg} \theta$ в (1):

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{v \sqrt{1 - v}}{2(1 - v)} = \frac{v}{2 \sqrt{1 - v}}.$$

Отсюда легко получить эллиптическую дальность

$$L_{эл} = 2R \operatorname{arctg} \frac{v}{2 \sqrt{1 - v}}. \quad (4)$$

Так как высота конца активного участка по сравнению с радиусом Земли мала, то колебание r_K влияет на v несильно, поэтому для приближенных расчетов мы принимаем $r_K = R$, а

$$v = \frac{v_R^2 R}{398\,621} = \frac{v_R^2}{62,57}. \quad (5)$$

Подстановка полученного значения v в (4) дает

$$L_{эл} = 2R \operatorname{arctg} \frac{v_R^2}{15,82 \sqrt{62,57 - v_R^2}}. \quad (6)$$

* Здесь вместо $l_{полн}$, $l_{эл}$, θ_0 , v_0 , r_0 , β_0 введены обозначения соответственно L , $L_{эл}$, θ , v_R , r_K , β .

Если дугу $\arctg \frac{v_k^2}{15,82 \sqrt{62,57 - v_k^2}}$ брать в градусах, то

$$L_{\text{эл}} = 222,4 \arctg \frac{v_k^2}{15,82 \sqrt{62,57 - v_k^2}}. \quad (7)$$

Значение v_k можно получить, имея заданную дальность, из формулы (7), но можно значение v_k получить следующим образом. Из (3) имеем

$$v = 1 - \operatorname{tg}^2 \theta.$$

Подставляя это значение в (1), получим

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{(1 - \operatorname{tg}^2 \theta) \operatorname{tg} \theta}{\operatorname{tg}^2 \theta + \operatorname{tg}^2 \theta} = \frac{1 - \operatorname{tg}^2 \theta}{2 \operatorname{tg} \theta} = \frac{1}{\operatorname{tg} 2\theta} = \operatorname{tg} (90^\circ - 2\theta).$$

Вспомогательные формулы:

$$\operatorname{tg} 2\theta = \frac{2 \operatorname{tg} \theta}{1 - \operatorname{tg}^2 \theta}, \quad \frac{1}{2 \operatorname{tg} \theta} = \operatorname{ctg} 2\theta = \operatorname{tg} (90^\circ - 2\theta).$$

Отсюда

$$\beta = 90^\circ - 2\theta, \quad \theta = 45^\circ - \frac{\beta}{2}. \quad (8)$$

Далее, из (1) и (3) имеем

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{v}{2 \sqrt{1 - v}} = \frac{v}{2 \operatorname{tg} \theta}.$$

Отсюда $v = 2 \operatorname{tg} \beta \operatorname{tg} \theta$.

Подставляя θ из (8), а v из (5), получим

$$\frac{v_k^2}{62,57} = 2 \operatorname{tg} \beta \operatorname{tg} \left(45^\circ - \frac{\beta}{2}\right),$$

но $\beta = L_{\text{эл}}/2R$, поэтому $\frac{v_k^2}{62,57} = 2 \operatorname{tg} \frac{L_{\text{эл}}}{2R} \operatorname{tg} \left(45^\circ - \frac{L_{\text{эл}}}{4R}\right)$.

Если подставить сюда $R = 6371$ км и углы выразить в градусах, то окончательно получим

$$v_k = 11,19 \sqrt{\operatorname{tg} \frac{L_{\text{эл}}}{222,4} \operatorname{tg} \left(45^\circ - \frac{L_{\text{эл}}}{2 \cdot 222,4}\right)} \left[\frac{\text{км}}{\text{сек}} \right]. \quad (9)$$

Зависимости (7) и (9) связывают конечную скорость с эллиптической дальностью. Для определения полной дальности введем коэффициент k таким образом, чтобы $L = kL_{\text{эл}}$.

Зависимость $k = f(L)$ получена на основании обработки целого ряда расчетов и приводится на рис. 6. Зависимость $L = f(v_k)$ приводится на рис. 7.

Задачей метода приближенного расчета является получение зависимости скорости на активном участке и полной дальности ракеты от ее основных параметров.

В качестве таких параметров мы выбираем:

- 1) μ — отношение текущего веса к начальному весу,
- 2) $P_{\text{уд п}}$ — удельная тяга в пустоте,
- 3) v_0 — отношение начального веса к начальной тяге,
- 4) P_m — нагрузка на мидель,

5) $\Delta P_{уд}$ — разница между удельными тягами в пустоте и на уровне моря,

6) θ — угол наклона касательной к траектории относительно начального горизонта.

Для получения метода приближенного расчета воспользуемся уравнениями движения ракеты, учитывающими лишь основные

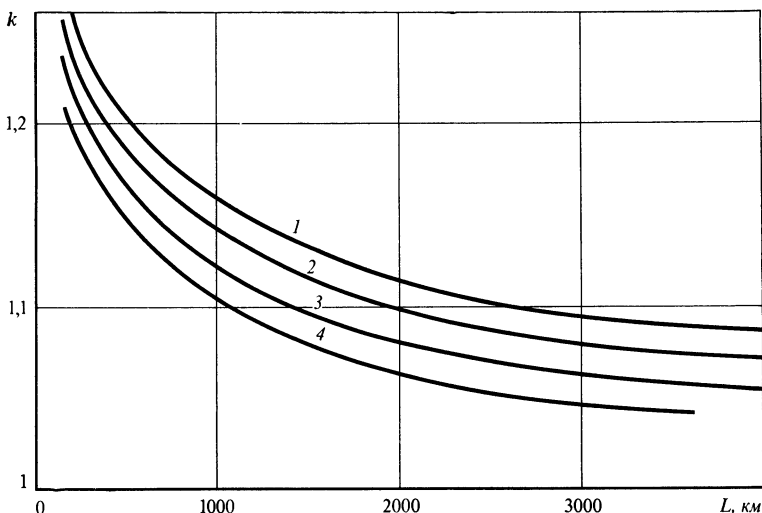


Рис. 6

Зависимость коэффициента полной дальности от дальности

1 — $T=210$ сек; 2 — 180; 3 — 150; 4 — 120 сек

силы, действующие в полете (углами атаки пренебрегаем):

$$\frac{dv}{dt} = \frac{P - X}{m} - g \sin \theta, \quad (10)$$

$$\frac{dx}{dt} = v \cos \theta, \quad (11)$$

$$\frac{dy}{dt} = v \sin \theta, \quad (12)$$

где m — масса ракеты, P — тяга, g — ускорение силы тяжести, X — сила лобового сопротивления.

Для тяги принимается следующий закон изменения с высотой:

$$P = P_0 + F_a (p_0 - p)^*. \quad (13)$$

Заметим, что P достигает максимального значения при $p=0$, т. е. в пустоте:

$$P_{\Pi} = P_0 + F_a p_0. \quad (14)$$

Сила сопротивления воздуха определяется как

$$X = \frac{\rho v^2}{2} C_x S. \quad (15)$$

Запишем уравнение (10) в несколько ином виде:

$$dv = \left(\frac{P}{m} - g \sin \theta - \frac{X}{m} \right) dt \quad (16)$$

* Здесь вместо S_a принято обозначение F_a .

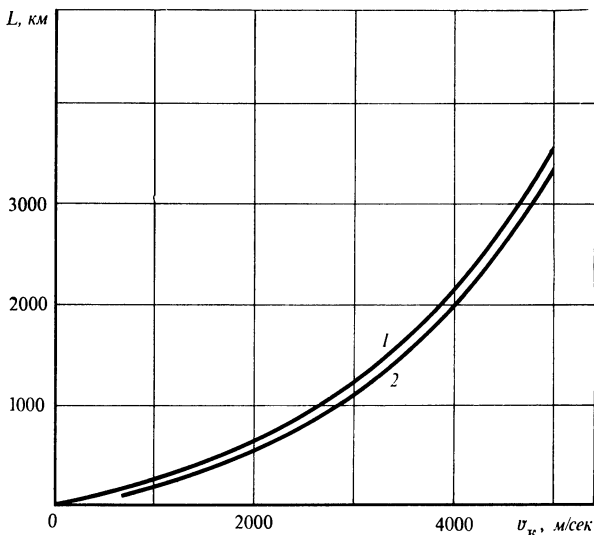


Рис. 7
Зависимость полной дальности от конечной скорости
1 — $T=210$ сек; 2 — 120 сек

и введем следующие обозначения:

$$\mu = \frac{m}{m_0}, \quad (17)$$

$$T = \frac{m_0}{\dot{m}} \text{ [сек]}; \quad (18)$$

$$\dot{G} = \frac{P_0}{P_{уд}}, \quad \dot{m} = \frac{P_0}{gP_{уд}},$$

$$T = \frac{m_0 g P_{уд}}{P_0} = \frac{G_0 P_{уд}}{P_0} = v_0 P_{уд} \text{ [сек]};$$

$$C_0 = \frac{P_0}{\dot{m}} \left[\frac{\text{м}}{\text{сек}} \right], \quad (19)$$

$$C_{II} = \frac{P_{II}}{\dot{m}} \left[\frac{\text{м}}{\text{сек}} \right], \quad (20)$$

$$P_M = \frac{G_0}{S} \left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^2} \right]. \quad (21)$$

Здесь μ — безразмерный коэффициент, характеризующий относительный вес ракеты, т. е. показывающий, какую долю от первоначального веса сохраняет ракета в рассматриваемый момент. Коэффициент μ теоретически может изменяться в пределах от 1 до 0. В момент старта $\mu=1$, в момент выключения двигателя μ принимает минимальное для данной траектории значение; μ в известной степени характеризует совершенство конструкции с точки зрения максимального облегчения несущих и силовых элементов и наиболее рационального использования «мертвого веса» конструкции. Величина $1-\mu$ показывает, какая доля от

первоначального веса израсходована к рассматриваемому моменту.

T — идеальное время, т. е. время работы двигателя такой «идеальной» ракеты, у которой конечное значение $\mu_k=0$. Другими словами, T — время, в течение которого при данном постоянном секундном расходе сгорало бы количество топлива, равное по весу стартовому весу ракеты.

μ , T и t связаны между собой определенными зависимостями. Из (17) и (18) имеем

$$\mu = \frac{m}{m_0} = \frac{m_0 - \dot{m}t}{m_0} = 1 - \frac{t}{T}, \quad (22)$$

$$t = T(1 - \mu), \quad (23)$$

$$T = \frac{t}{1 - \mu}. \quad (24)$$

C_0 — эффективная скорость истечения продуктов сгорания у Земли; вычисляется как отношение абсолютной тяги у Земли (за вычетом потерь на управление) к секундному расходу массы.

C_{π} — эффективная скорость истечения продуктов сгорания в безвоздушном пространстве; вычисляется как отношение абсолютной тяги в пустоте (за вычетом потерь на управление) к секундному расходу массы.

C_0 и C_{π} не являются истинными скоростями истечения газов из сопла, как это видно из следующих рассуждений.

Полная тяга может быть записана в виде

$$P = \dot{m}C_{\pi} + F_a(p_a - p),$$

где C_{π} — истинная скорость истечения, F_a — площадь выходного сечения сопла, p_a — давление газа на срезе сопла, p — наружное давление.

Из последнего выражения следует

$$\frac{P}{\dot{m}} = C_{\pi} + \frac{F_a}{\dot{m}}(p_a - p).$$

Если обозначить $C_{\pi} + \frac{F_a}{\dot{m}}(p_a - p) = C$, то $\frac{P}{\dot{m}} = C$ и будет эффективной скоростью истечения.

Следует заметить, что эффективная скорость истечения совпадает с истинной только при расчетном режиме работы двигателя, т. е. на расчетной высоте, которая определяется равенством $p_a=p$. Под секундным расходом массы понимается суммарный расход всех компонентов, участвующих в уменьшении массы ракеты. Эффективные скорости истечения C_0 и C_{π} физически означают величину абсолютной тяги в кг, приходящейся на каждую единицу секундного расхода массы.

Если соответствующие значения абсолютных тяг относить не к секундному расходу массы, а к секундному расходу веса, то получим удельные тяги

$$\frac{P_0}{\dot{G}} = P_{уд.0} \left[\frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}} \right], \quad (25)$$

$$\frac{P_{\Pi}}{\dot{G}} = P_{\text{уд. п}} \left[\frac{\kappa g}{\kappa g / \text{сек}} \right]. \quad (26)$$

Из (19) и (25) можно получить, что

$$C_0 \dot{m} = P_{\text{уд. п}} \dot{G}$$

или

$$C_0 = g P_{\text{уд. п.}} \quad (27)$$

и аналогично

$$C_{\Pi} = g P_{\text{уд. п.}} \quad (28)$$

$P_{\text{м}}$ — нагрузка на мидель, или поперечная нагрузка, т. е. стартовый вес в κg , приходящийся на площадь наибольшего поперечного сечения ракеты. Как будет показано ниже, потеря скорости на преодоление сопротивления воздуха зависит от поперечной нагрузки. Чем больше поперечная нагрузка, тем меньше потери скорости при прохождении ракетой атмосферы. Поэтому $P_{\text{м}}$ желательно иметь по возможности большим, не причиняя ущерба, однако, другим характеристикам ракеты.

Рассмотрим каждый член выражения (16) в отдельности. Первый член P/m . Учитывая (13), (14) и (17), имеем

$$\begin{aligned} \frac{P}{m} &= \frac{P_0 + F_a(p_0 - p)}{m_0 \mu} = \frac{P_0 + F_a p_0 - F_a p}{m_0 \mu} = \frac{P_{\Pi} - F_a p_0 \frac{p}{p_0}}{m_0 \mu} = \\ &= \frac{P_{\Pi} - (P_{\Pi} - P_0) \frac{p}{p_0}}{m_0 \mu} = \frac{\dot{m}}{m_0 \mu} \left[C_{\Pi} - (C_{\Pi} - C_0) \frac{p}{p_0} \right] = \\ &= \frac{1}{T \mu} \left[C_{\Pi} - (C_{\Pi} - C_0) \frac{p}{p_0} \right]. \end{aligned}$$

Второй член оставляем в том же виде. Третий член X/m :

$$\frac{X}{m} = \frac{\rho \frac{v^2}{2} C_x S g}{G} = \frac{\rho \frac{v^2}{2} C_x S g}{G_0 \mu} = \frac{g}{P_{\text{м}}} \frac{\rho \frac{v^2}{2} C_x}{\mu}.$$

Подставляя эти значения в уравнение (16), получим

$$dv = \left\{ \frac{1}{T \mu} \left[C_{\Pi} - (C_{\Pi} - C_0) \frac{p}{p_0} \right] - g \sin \theta - \frac{g}{P_{\text{м}}} \frac{\rho \frac{v^2}{2} C_x}{\mu} \right\} dt. \quad (28a)$$

Из (23) имеем

$$dt = -T d\mu. \quad (29)$$

Поэтому окончательно

$$dv = - \left[C_{\Pi} - (C_{\Pi} - C_0) \frac{p}{p_0} \right] \frac{1}{\mu} d\mu + g T \sin \theta d\mu + \frac{g T}{P_{\text{м}}} \frac{q C_x}{\mu} d\mu,$$

где скоростной напор $\rho v^2/2$ обозначен через q .

Проинтегрируем полученное уравнение в пределах от v_0 до v и от μ_0 до μ :

$$v - v_0 = - C_{\Pi} \ln \frac{\mu}{\mu_0} + (C_{\Pi} - C_0) \int_{\mu_0}^{\mu} \frac{p}{p_0} \frac{d\mu}{\mu} +$$

$$+ T \int_{\mu_0}^{\mu} g \sin \theta d\mu + \frac{gT}{P_M} \int_{\mu_0}^{\mu} \frac{qC_x}{\mu} d\mu.$$

В качестве нижнего предела интегрирования примем параметры движения в момент старта, т. е.

$$\mu_0 = 1, v_0 = 0.$$

Получим

$$v_{\kappa} = -C_{\Pi} \ln \mu - (C_{\Pi} - C_0) \int_{\mu}^1 \frac{p}{p_0} \frac{1}{\mu} d\mu - T \int_{\mu}^1 g \sin \theta d\mu - \frac{gT}{P_M} \int_{\mu}^1 \frac{qC_x}{\mu} d\mu. \quad (30)$$

Обозначаем в уравнении (30)

$$I_1 = \int_{\mu}^1 g \sin \theta d\mu, \quad (31)$$

$$I_2 = \int_{\mu}^1 qC_x \frac{d\mu}{\mu}, \quad (32)$$

$$I_3 = \int_{\mu}^1 \frac{p}{p_0} \frac{d\mu}{\mu}. \quad (33)$$

Таким образом, для вычисления скорости получим следующее основное выражение:

$$v = -C_{\Pi} \ln \mu - TI_1 - \frac{gT}{P_M} I_2 - (C_{\Pi} - C_0) I_3. \quad (34)$$

Член $-C_{\Pi} \ln \mu$ определяет скорость ракеты, движущейся при условии отсутствия притяжения Земли и атмосферы. Скорость истечения газов в этом случае (а следовательно, и тяга) будет постоянной и максимальной.

Членом TI_1 определяется потеря скорости, вызванная действием силы тяжести. Эта потеря является наиболее существенной среди всех других и должна быть учтена в первую очередь.

Член $\frac{gT}{P_M} I_2$ составляет потерю скорости на преодоление сопротивления воздуха. Относительная величина потери скорости на преодоление сопротивления воздуха $\left(\frac{gT}{P_M} I_2 : v\right)$ тем меньше, чем мощнее ракета.

Являясь важным фактором при определении скорости небольших ракет (например, 2ПБ), эта потеря постепенно уменьшается, составляя для сверхдальних ракет до 2–3% и меньше, как это показано на рис. 11.

Так как ракета движется в атмосфере, причем давление атмосферы с высотой переменено, то и тяга, согласно (13), будет переменной, увеличиваясь от минимального наземного значения до максимального в пустоте.

Поэтому член $C_{\Pi} \ln \mu$ дает преувеличенное значение скорости. Член $(C_{\Pi} - C_0) I_3$ дает соответствующую поправку, учитывающую это обстоятельство.

Если заданы все характеристики ракеты, то вычисление первого члена уравнения (34) никаких затруднений не вызывает.

Вычисление второго члена уравнения (34) связано с определением численного значения I_1 . Для этого нам необходимо знать g и $\sin\theta$ в функции μ или t .

В первом приближении и с достаточным основанием (высоты на активном участке по сравнению с радиусом Земли малы) можно считать $g = \text{const}$, чего нельзя допустить относительно θ . Недопустимо также оценивать его каким-либо средним значением, не рискуя сделать грубую ошибку. В то же время известно, что характер зависимости $\theta = \theta(\mu)$ для всех дальних ракет имеет примерно одинаковый вид. Известно также, что небольшие изменения зависимости $\theta = \theta(\mu)$ на конечную скорость влияют незначительно.

Опыт работы показывает, что все зависимости $\theta = \theta(\mu)$, выбираемые из условий, о которых речь будет далее, имеют форму, приближающуюся к квадратной параболе.

Поэтому, желая избавиться от большого числа вариаций зависимости $\theta = \theta(\mu)$ и тем самым облегчить вычисления и сделать применимыми их для более общего случая, целесообразно принять для всех траекторий единую зависимость.

Если принятая зависимость после соответствующих расчетов и сравнений с более точными методами покажет удовлетворительную точность, то ее можно будет использовать во всех дальнейших расчетах без изменений. Такая зависимость, как уже отмечалось, может быть принята в виде квадратной параболы, на которую наложены следующие условия.

1. В момент времени t_1 ($\mu = \mu_1$), соответствующий началу криволинейного полета (начало «программы»), угол $\theta = 90^\circ$.
2. Необходимый конечный угол наклона касательной к траектории достигается в момент t_2 , соответствующий $\mu = \mu_2$.
3. В этой точке производная угла θ по времени (и по μ) равна нулю.

В промежутке между $\mu = \mu_1$ и $\mu = \mu_2$ угол θ изменяется по квадратной параболе. После μ_2 угол наклона касательной к траектории остается неизменным до момента выключения двигателя.

При этих условиях уравнение параболы удобно записать в виде:

$$\theta = A(\mu - \mu_2)^2 + B(\mu - \mu_2) + C. \quad (35)$$

Коэффициенты A , B и C легко определить из указанных трех условий.

Для того чтобы задача была более конкретной, необходимо задаться определенными значениями μ_1 и μ_2 , постоянными для всех возможных случаев расчета. Можно считать установленным, что вертикальный участок продолжается до значений μ_1 , близких к 0,95. Поэтому вполне естественно принять $\mu_1 = 0,95$.

Далее, активные участки почти всех ракет дальнего действия обладают тем свойством, что после $\mu = 0,4 \div 0,5$ траектория либо прямолинейна, либо очень близко подходит к прямой. В то же время μ_k больше, чем 0,3—0,4, как правило, не встречается.

Исходя из этого, можно участки траектории после $\mu = 0,45$ считать для всех ракет прямолинейными и отличающимися друг от друга только величиной угла наклона. Поскольку мы заинтере-

сованы стрельбу вести всегда при оптимальных углах, то θ_k для разных траекторий будут разные.

Таким образом, потери скорости от силы тяжести будут функцией конечного угла θ_k и μ .

Подставим в уравнение (35) $\mu_2=0,45$ и найдем производную угла θ по переменной μ :

$$\theta = A(\mu - 0,45)^2 + B(\mu - 0,45) + C, \quad (36)$$

$$d\theta/d\mu = \dot{\theta} = 2A(\mu - 0,45) + B. \quad (37)$$

Для определения коэффициентов A , B и C имеем следующие три условия:

$$1) \mu = 0,95, \quad \theta = \pi/2;$$

$$2) \mu = 0,45, \quad \theta = \theta_k;$$

$$3) \mu = 0,45, \quad \dot{\theta} = 0.$$

Используя третье условие, получим

$$B = 0.$$

Тогда уравнение (36) примет вид

$$\theta = A(\mu - 0,45)^2 + C.$$

Используя второе условие, найдем, что

$$C = \theta_k.$$

И, наконец, первое условие позволяет определить коэффициент A :

$$\pi/2 = A(0,95 - 0,45)^2 + \theta_k,$$

$$A = 4(\pi/2 - \theta_k).$$

Подставляя все найденные коэффициенты в уравнение (36), получим зависимость

$$\theta = \theta(\mu).$$

В окончательном виде

$$\theta = 4(\pi/2 - \theta_k)(\mu - 0,45)^2 + \theta_k. \quad (38)$$

Теперь нетрудно вычислить I_1 в зависимости от μ для различных значений θ_k .

Значения интеграла

$$I_1 = \int_{\mu}^1 \bar{g} \sin \theta d\mu$$

приведены в табл. 1 и на рис. 8, которыми и будем в дальнейшем пользоваться.

Займемся теперь интегралом I_2 , выражающим влияние сопротивления воздуха:

$$I_2 = \int_{\mu}^1 \frac{qC_x}{\mu} d\mu.$$

Для того чтобы вычислить этот интеграл, необходимо заранее знать $q = \rho v^2/2$ и $C_x(M, h)$ в функции μ . Для получения этих зависимостей мы воспользуемся первыми двумя членами уравнения (34), дающими скорость в функции μ при условии отсутствия атмосферы.

Таблица 1

μ	$-\ln \mu$	I_1			
		$\theta = 30^\circ$	$\theta = 35^\circ$	$\theta = 40^\circ$	$\theta = 45^\circ$
1	0	0	0	0	0
0,9	0,1054	0,978	0,979	0,979	0,979
0,8	0,2232	1,588	1,900	1,915	1,920
0,7	0,3567	9,657	2,702	2,747	2,780
0,6	0,5109	3,284	3,383	3,478	3,556
0,5	0,6932	3,813	3,978	4,188	4,274
0,45	0,7985	4,060	4,261	4,455	4,628
0,40	0,9163	4,305	4,542	4,770	4,970
0,35	1,0499	4,550	4,823	5,085	5,317
0,30	1,2040	4,795	5,104	5,400	5,664
0,28	1,2769	4,893	5,216	5,526	5,802
0,26	1,3438	4,921	5,329	5,652	5,940
0,24	1,4309	5,089	5,441	5,778	6,078
0,22	1,5203	5,187	5,554	5,904	6,216
0,20	1,6095	5,285	5,666	5,030	6,335
0,19	1,6670	5,334	5,722	6,099	6,424
0,18	1,7245	5,883	5,778	6,156	6,494
0,17	1,7820	5,432	5,834	6,219	6,563
0,16	1,8895	5,481	5,890	6,282	6,633
0,15	1,8972	5,530	5,047	6,345	6,702
0,14	1,9789	5,579	6,009	6,408	6,772
0,13	2,0594	5,622	6,059	6,471	6,842
0,12	2,1405	5,677	6,115	6,584	6,911
0,11	2,2216	5,726	6,171	6,597	6,980
0,10	2,3026	5,775	6,228	6,660	7,051
0,09	2,4212	5,824	6,284	6,728	7,121
0,08	2,5398	5,872	6,340	6,786	7,191
0,07	2,6584	5,922	6,396	6,849	7,260
0,06	2,7771	5,971	6,452	6,912	7,330
0,05	2,8958	6,020	6,509	6,975	7,400

Обозначим

$$v_1 = C_{\Pi} \ln \mu - T I_1. \quad (39)$$

Тогда высоты, соответствующие этим скоростям, будут

$$y_1 = \int_0^t v_1 \sin \theta dt = T \int_{\mu}^1 v_1 \sin \theta d\mu; \quad (40)$$

v_1 и y_1 назовем скоростью и высотой первого приближения. Зная v_1 и y_1 , легко вычислить

$$I_2 = \int_{\mu}^1 \frac{\rho v^2}{2} C_x \frac{d\mu}{\mu}.$$

При вычислении I_2 вместо v будем подставлять v_1 ; ρ_1 будем брать не по истинным значениям y , а по y_1 ; C_x будет соответственно определяться по v_1 и y_1 .

Большое количество расчетов, проведенных с целью определения I_2 , позволило установить следующую эмпирическую зависимость: значения интеграла, соответствующие одному и тому же значению скорости, нанесенные на график в зависимости от величины

$$\sigma = T \sqrt{C_{cp}} \sin \theta_R \cdot 10^{-3}, \quad (41)$$

имеют вокруг некоторой средней кривой незначительный разброс. Здесь

$$C_{cp} = \frac{C_{п} + C_0}{2}.$$

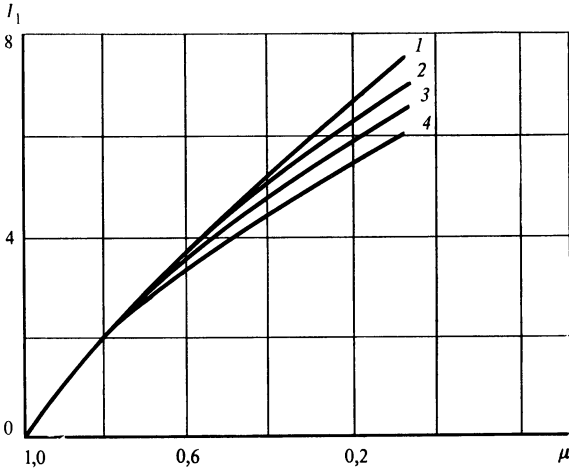


Рис. 8

Зависимость интеграла гравитационных потерь от относительного конечного веса

1 — $\theta=45^\circ$; 2 — 40° ; 3 — 35° ; 4 — 30°

Поэтому оказалось возможным построить зависимости

$$I_2 = f(v_1)$$

при параметре σ (рис. 9).

Значения I_2 получаются достаточно близкими к действительным, так как при вычислении скорости берутся завышенные (из первого приближения), а плотности — заниженные (ввиду завышенных высот первого приближения).

Таким образом, для определения потери скорости от сопротивления воздуха достаточно вычислить

$$\sigma = T \sqrt{C_{cp}} \sin \theta_R \cdot 10^{-3}$$

и, взяв его в качестве параметра, найти I_2 в зависимости от заранее известной из первого приближения скорости v_1 . Полученное I_2 умножить затем на величину gT/P_m , которой характеризуется каждая отдельно взятая ракета. Нужно заметить, что при вычислении I_2 для всех ракет были приняты одинаковые коэффициенты C_x . Это обстоятельство, однако, не приводит к значительным ошибкам по следующим соображениям.

1. Для всех ракет нормальной баллистической схемы коэффициенты C_x примерно одинаковы.
2. Зависимости $C_x(M, h)$, по которым ведутся точные расчеты для конкретных ракет, сами по себе обладают значительными ошибками.
3. Влияние сопротивления воздуха для ракет, вообще говоря, невелико. Это в особенности относится к мощным ракетам, предназначенным для больших дальностей. Эти потери для современ-

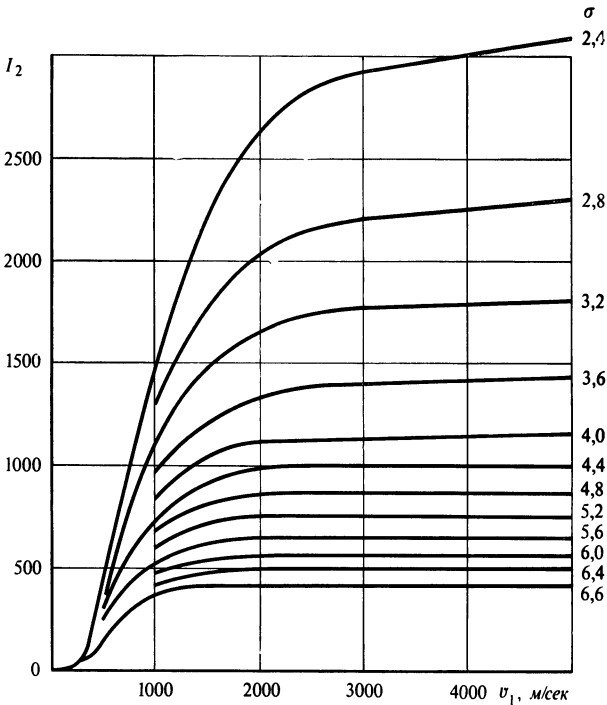


Рис. 9.
Зависимость интеграла аэродинамических потерь от конечной скорости

ных ракет выражаются в потере скорости 4—5%. Поэтому ошибки за счет C_x оказывают незначительное влияние [на v_k]. Остается еще одна поправка, которая учитывает изменение тяги с высотой и выражается в виде

$$(C_{п} - C_0) I_3.$$

Для вычисления I_3 необходимо знать [зависимость]

$$p/p_0 = f(\mu),$$

которая будет известна, если известна высота y в функции μ . Было проведено большое количество расчетов с целью определения I_3 , причем высоты y брались из второго приближения. Высотой второго приближения мы называем высоту, полученную при интегрировании уравнения (34) с учетом первых трех

членов, т. е.

$$y_2 = \int_{\mu}^1 \left[-C_{\Pi} \ln \mu - T I_1 - \frac{gT}{P_M} I_2 \right] T \sin \theta d\mu. \quad (41a)$$

В результате обработки этих расчетов удалось для величины η , равной

$$\eta = 0,001 C_{cp} \sqrt[3]{C_{cp} \sin \theta_K} I_3,$$

установить эмпирическую зависимость.

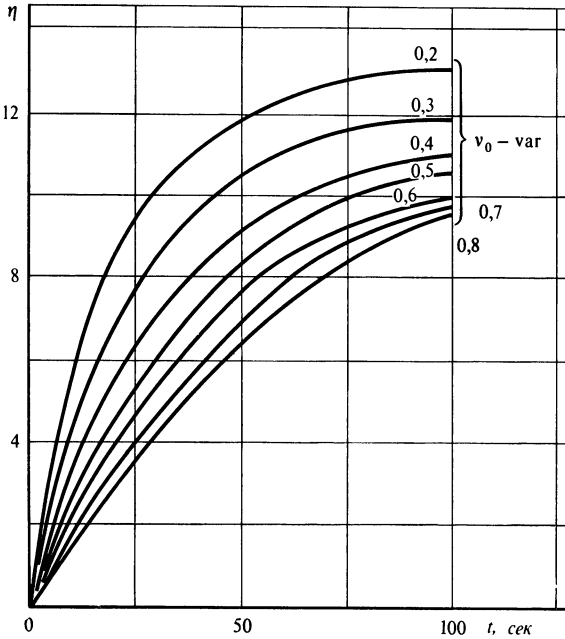


Рис. 10
Зависимость параметра, пропорционального интегралу потерь на преодоление противодействия, от времени

Для определения параметра η необходимо воспользоваться рис. 10, где η дается в зависимости от времени полета t и v_0 :

$$v_0 = \frac{gT}{C_0} = \frac{T}{P_{уд. 0}} = \frac{G_0}{P_0}.$$

Таким образом, имея конкретную ракету, вычисляем для нее v_0 и находим для интересующего нас момента времени параметр η . Деля η на

$$0,001 C_{cp} \sqrt[3]{C_{cp} \sin \theta_K},$$

получаем I_3 :

$$I_3 = \frac{\eta}{0,001 C_{cp} \sqrt[3]{C_{cp} \sin \theta_K}}. \quad (42)$$

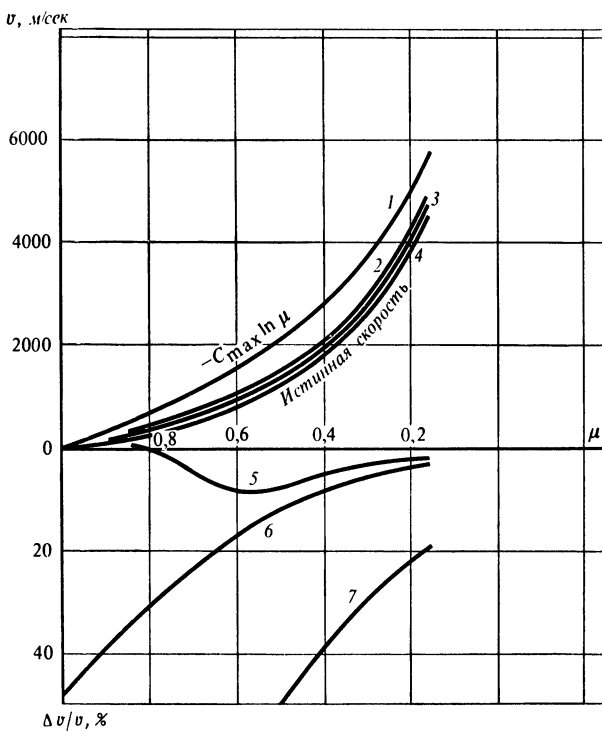


Рис. 11

Зависимость скорости и ее абсолютных и относительных потерь от относительного конечного веса

- 1, 2 — Δv_1 ; 3 — Δv_2 ; 4 — Δv_3 ; 5 — $(\Delta v_2)/v$; 6 — $(\Delta v_3)/v$;
7 — $(\Delta v_1)/v$

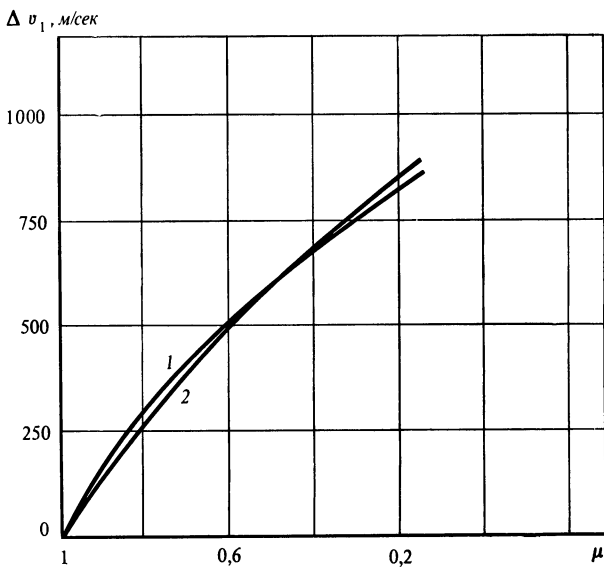


Рис. 12

Зависимость гравитационных потерь скорости, вычисленных разными методами, от относительного конечного веса

- 1 — численное интегрирование; 2 — приближенная методика

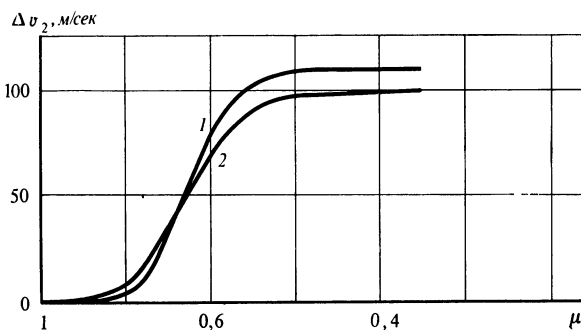


Рис. 13

Зависимость аэродинамических потерь скорости, вычисленных разными методами, от относительного конечного веса

1 — приближенная методика; 2 — численное интегрирование

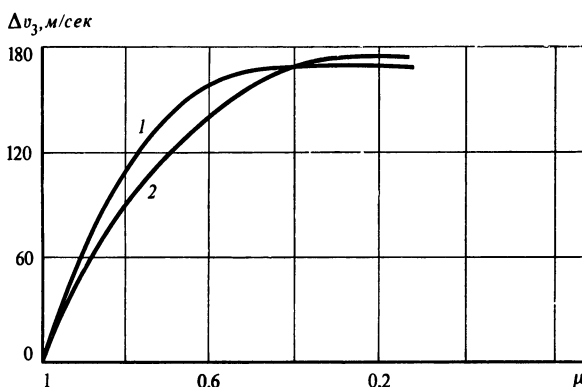


Рис. 14

Зависимость потерь скорости на преодоление противодействия атмосферы, вычисленных разными методами, от относительного конечного веса

1 — численное интегрирование; 2 — приближенная методика

Произведение $I_3(C_n - C_0)$ дает нам искомую потерю скорости на преодоление противодействия воздуха.

После определения всех потерь по формуле (34) вычисляем конечную скорость.

На рис. 11 приводятся кривые, позволяющие на частном примере проследить за изменением скорости в зависимости от μ и соотношением между отдельными членами формулы (34)*.

* Результаты получены при следующих начальных условиях:

$$v_0 = 0,58; \quad P_{\text{уд. п}} = 285 \frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}; \quad P_{\text{уд. 0}} = 240 \frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}};$$

$$P_{\text{м}} = 10\,000 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}; \quad \theta_{\text{к}} = 38^\circ 20'.$$

На графике вниз отложены потери скорости Δv_1 , Δv_2 и Δv_3 , отнесенные к истинной скорости v .

Здесь обозначено:

$\Delta v_1 = T I_1$ — потеря скорости на преодоление силы тяжести, $\Delta v_2 = \frac{gT}{P_m} I_2$ — потеря скорости на преодоление силы сопротивления

воздуха, $\Delta v_3 = (C_{II} - C_0) I_3$ — потеря скорости на преодоление противодавления атмосферы.

На рис. 12–14 дается сравнение отдельных потерь $\Delta v_1 = f(\mu)$, $\Delta v_2 = f(\mu)$, $\Delta v_3 = f(\mu)$, вычисленных для частного примера двумя методами, а именно численным интегрированием и только что изложенным методом.

На рис. 15 приводится сравнение конечных скоростей, вычисленных этими же двумя методами.

По уравнению (34) может быть построена зависимость

$$v_k = f(\mu_k).$$

По уравнениям (7) и (9) из зависимости

$$v_k = f(\mu_k)$$

может быть построена зависимость

$$L_{эп} = f(\mu_k).$$

Вводя коэффициент k , изменение которого представлено на рис. 6, можно получить зависимость полной дальности полета от величины μ_k .

Получение по заданной величине дальности значения μ_k позволяет перейти в дальнейшем к первому определению стартового веса.

Лекция третья

2. Весовой анализ

2.1. Исходные положения

В результате проделанных нами ранее расчетов по заданной величине дальности полета можно определить предварительное значение первого конструктивного параметра μ_k .

Следующим этапом должно явиться предварительное определение стартового веса машины и того лимита весов, которые могут быть отведены для основных отсеков и агрегатов.

Однако с самого начала необходимо отчетливо представить себе, что нет возможности путем простейшего расчета получить искомые величины для всевозможных вариаций силовой схемы, мыслимых для исследуемой нами баллистической ракеты.

Поэтому выбору стартового веса, тем более установлению лимита весов отдельных отсеков и агрегатов машины, должно быть в каждом отдельном случае посвящено специальное исследование.

Вся излагавшаяся ранее методика проектирования, как мы условились, относится к баллистической ракете нормальной схемы

по типу ракеты 2ПБ. Однако и в этом случае возможны различные вариации силовой схемы, что может привести к значительному разбросу исследуемых значений весов.

Так, ракета может быть построена по цельной схеме, а может иметь отделяющуюся головку. Это различие имеет очень большое значение, так как в первом случае ракета рассчитывается на нагрузки активного и пассивного участков полета, а во втором случае — на нагрузки только активного участка. Как видно будет из дальнейшего изложения вопросов прочности, для первой схемы

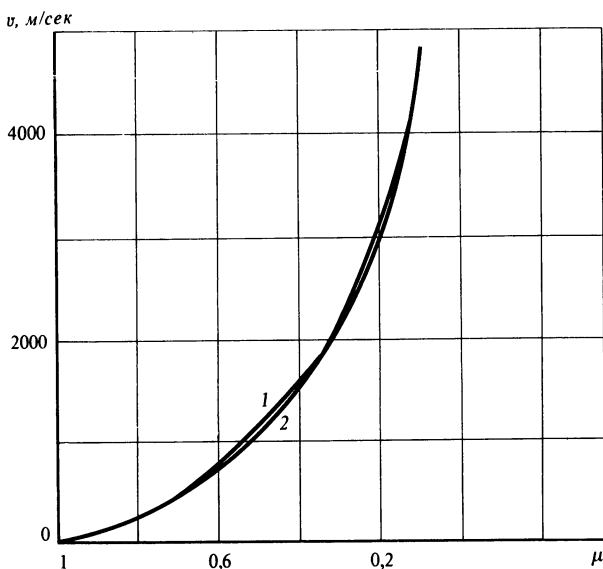


Рис. 15

Зависимость конечной скорости, вычисленной разными методами, от относительного конечного веса

1 — приближенная методика; 2 — численное интегрирование

нагрузки для ряда расчетных случаев намного больше, чем для случая с отделяющейся головкой.

Далее, если рассматривать нормальную цельную схему, то и здесь могут быть различные вариации, например: в одном случае несущие баки, в другом — баки, заключенные в несущую оболочку; двигатели различной схемы и с различными системами подачи компонентов топлива; системы управления и органы управления различных типов и т. д.

В настоящее время мы располагаем незначительным практическим материалом и весьма небольшим объемом статистических данных по существующим и разрабатываемым машинам. В основном эти данные можно подразделить на две группы, отличительными признаками которых являются разные силовые схемы. Первый тип — ракета дальнего действия нормальной схемы («Н»), имеющая следующее устройство.

1. Баки ракеты размещены в несущей оболочке, воспринимающей аэродинамические и инерционные нагрузки. Оболочка со-

стоит из обшивки, шпангоутов, лонжеронов и стрингеров.

Баки служат только для размещения компонентов топлива и работают под давлением, необходимым для бескавитационной работы насосов.

2. Ракета выполнена по цельной схеме, т. е. расчет прочности отсеков и агрегатов ведется на нагрузки активного и пассивного участков траектории.

3. Так как ракета выполнена по цельной схеме, то она имеет стабилизаторы, обеспечивающие устойчивость на пассивном участке.

4. Материал ракеты в основном сталь. Из алюминия изготавливаются баки и трубопроводы.

5. Для наддува в баках применяется сжатый газ, находящийся под высоким давлением в баллонах.

Второй тип — ракета дальнего действия модернизированной схемы («М»), имеющая следующее устройство.

1. Баки ракеты несущие, продольный набор отсутствует, компенсация аэродинамических и инерционных нагрузок производится за счет внутреннего давления в баках (ракета с одним несущим баком — 1НБ и ракета с двумя несущими баками — 2НБ).

2. Головная часть ракеты отделяющаяся, что позволяет вести расчет прочности корпуса ракеты на нагрузки только активного участка.

3. Ракета бесстабилизаторной схемы, так как головная часть отделяется и необходимость в стабилизаторах, играющих роль в основном на пассивном участке, отпадает.

4. Материал ракеты в основном алюминий, магний и их сплавы.

5. Для наддува в баках применен жидкий газ, так как применение сжатого газа для наддува в баках становится на больших стартовых весах нерациональным (из-за большого веса емкостей, работающих под давлением). Перекачка перекиси водорода в этом случае производится специальными насосами, сидящими на валу основного турбонасосного агрегата.

2.2. Основные составляющие веса ракеты

В процессе нашего исследования, помимо начального веса ракеты, подлежат определению лимиты весов следующих главнейших групп, входящих в общий вес машины.

I. Полезный (боевой) груз — $G_{п.г.}$

II. Конструкция ракеты — $G_{юн.рак.}$

III. Двигательная установка — $G_{д.у.}$

IV. Приборы управления — $G_{п.у.}$

V. Топливо — $G_{т.}$

I. Полезный (боевой) груз

Под полезным (боевым) грузом понимается суммарный вес ВВ и оболочки, в которую заключено ВВ для боевых ракет. Сюда же относятся все устройства и механизмы, связанные с этой частью ракеты: взрыватели и приборы управления взрывателями, а также узлы крепления боевой части к ракете. Обычно вес полезного груза задается при проектировании новой ракеты.

В случае, если ракета имеет не боевое, а иное назначение, то соответственно вместо веса ВВ задается или принимается вес полезного груза.

II. Конструкция ракеты

Конструкция ракеты принимается состоящей в основном из 4 элементов: топливного отсека, хвостового отсека, приборного отсека, органов управления. Каждый из них в свою очередь подразделяется на следующие узлы.

Топливный отсек включает в себя: оболочку баков; шпангоуты; днища и изоляцию; арматуру (трубопроводы, клапаны, автоматику и т. д.); жидкий азот для поднапора (поскольку вес жидкого азота и выработанного из него сжатого газа входит в конечный вес ракеты, это значение веса приходится относить к весу конструкции); баки и арматуру для жидкого азота; баки для перекиси водорода (следует отметить, что емкости для катализатора, как правило, относятся к весу двигательной установки); различные узлы крепления, например головной части, узлы крепления других отсеков, узлы для подъемных и транспортных приспособлений и т. д.

Необходимо также отметить, что жидкий азот и его емкости, а также баки для перекиси водорода, вообще говоря, могут быть расположены по соображениям центровки или удобства эксплуатации и в других отсеках машины.

Хвостовой отсек включает в себя: обшивку хвостового отсека; силовой набор из шпангоутов, лонжеронов, стрингеров; люки и пр.

Приборный отсек включает в себя: каркас приборного отсека; теплоизоляцию и средства герметизации (если таковые имеются); детали крепления приборов; агрегаты обогрева и осушения отсека (если таковые имеются).

Под органами управления будем понимать исполнительные органы управления, приводные механизмы, собственно рулевые поверхности (газовые, воздушные и т. д.) и систему крепления органов управления к ракете (качалки, опоры и пр.).

III. Двигательная установка

Двигательная установка (д.у.) включает в себя: камеру сгорания; турбонасосный агрегат (с насосом для перекачки перекиси водорода); арматуру; раму; охлаждающий компонент, которым залита рубашка камеры сгорания, трубопроводы и насосы по уровню входных патрубков при вертикальном положении ракеты; смеситель парогаса; испаритель азота; катализатор и емкость для него; сжатый газ, необходимый для работы автоматики д.у., и емкость для него.

IV. Приборы управления

Под приборами управления будем понимать всю совокупность бортовой аппаратуры, обеспечивающей ведение ракеты по программе на активном участке и ее стабилизацию, временные механизмы для подачи соответствующих импульсов, кабели, соединительные штекеры (телеизмерительная аппаратура и всякие дополнительные системы в основной комплект приборов управления не входят).

К топливу отнесем: горючее, окислитель, перекись водорода. Таким образом, имея разбивку всей конструкции на основные группы, мы можем приступить к весовому анализу.

2.3. Порядок весового анализа

На рис. 16 приведены расчетные данные для ракет разобранных нами двух типов «Н» и «М» для случаев полезной нагрузки, которую условно примем 1000 и 3000 кг.

По вертикальной оси отложены значения μ_k , которые мы получаем из предыдущих расчетов, а по горизонтальной оси — значения стартового веса ракеты G_0 .

В заштрихованных зонах, в зависимости от величины полезной нагрузки и выбранной силовой схемы, должны находиться искомые значения стартового веса.

Необходимо отметить, что полученная таким способом величина стартового веса должна быть, даже в порядке предварительного определения, проверена по детальным весам основных отсеков и агрегатов, входящих в проектируемую машину.

Это можно произвести по аналогичным графикам, полученным также в результате серии произведенных расчетов и на основании статистических данных для машин с полезным грузом 1000 кг (рис. 17) и с полезным грузом 3000 кг (рис. 18).

На указанных графиках по вертикальной оси отложены относительные веса групп конструкции, отнесенные к величине μ_k , по горизонтальной оси — значения μ_k .

Выбирая схему (нормальную или модернизированную) и зная значение μ_k , мы можем определить значения коэффициентов a для различных групп. Умножая значение коэффициента a на конечный вес G_k , получим значения весов всех элементов конструкции.

Конечный вес определяется по одному из заданных весов (чаще всего — весу полезного груза).

Порядок определения следующий: μ_k определено, $G_{п.г}$ задано, тогда

$$\mu_{п.г} = \frac{G_{п.г}}{G_0}, \quad a_{п.г} = \frac{\mu_{п.г}}{\mu_k} = \frac{G_{п.г} G_0}{G_0 G_k} = \frac{G_{п.г}}{G_k}, \quad G_k = \frac{G_{п.г}}{a_{п.г}}; \quad (1)$$

$$\mu_{кон} = \frac{G_{кон}}{G_0}, \quad a_{кон} = \frac{\mu_{кон}}{\mu_k} = \frac{G_{кон}}{G_k},$$

$$G_{кон} = a_{кон} G_k; \quad (2)$$

$$\mu_{д.у} = \frac{G_{д.у}}{G_0}, \quad a_{д.у} = \frac{\mu_{д.у}}{\mu_k} = \frac{G_{д.у}}{G_k},$$

$$G_{д.у} = a_{д.у} G_k; \quad (3)$$

$$\mu_{п.у} = \frac{G_{п.у}}{G_0}, \quad a_{п.у} = \frac{\mu_{п.у}}{\mu_k} = \frac{G_{п.у}}{G_k},$$

$$G_{п.у} = a_{п.у} G_k; \quad (4)$$

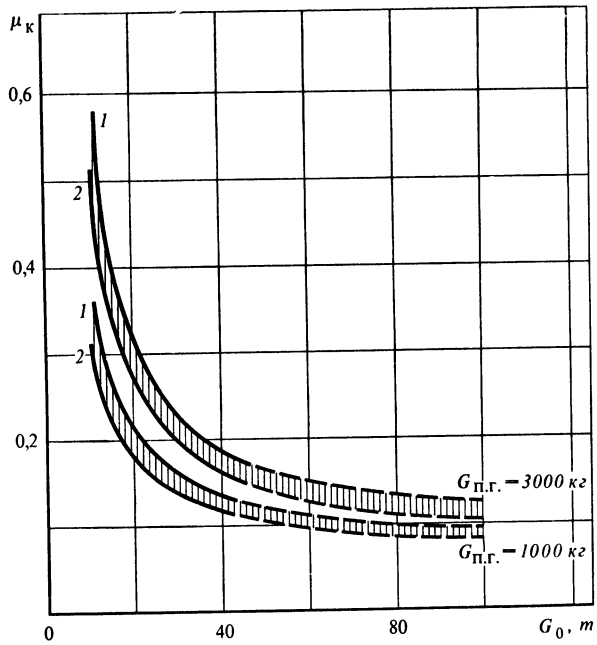


Рис. 16
 Зависимость относительного конечного веса
 от стартового веса
 1 — Hсх; 2 — Mсх

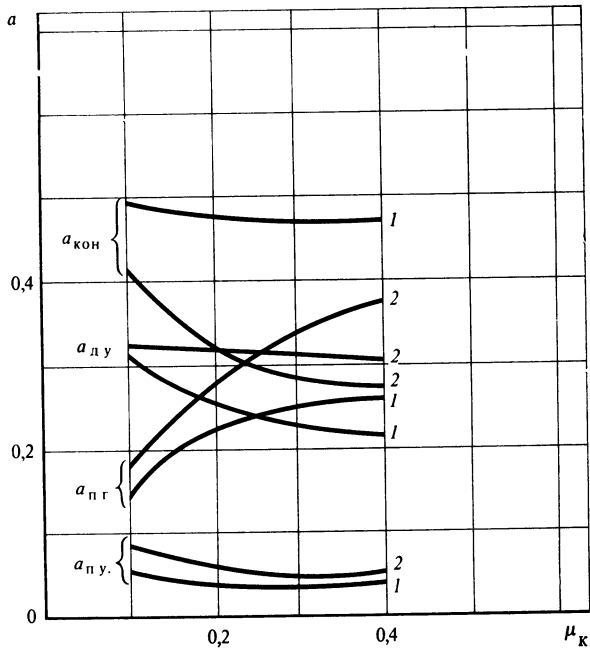


Рис. 17
 Зависимость коэффициентов отношения весов групп
 конструкции к конечному весу от относительного
 конечного веса (при $G_{п.г.} = 1 \text{ т}$)
 1 — Hсх; 2 — Mсх

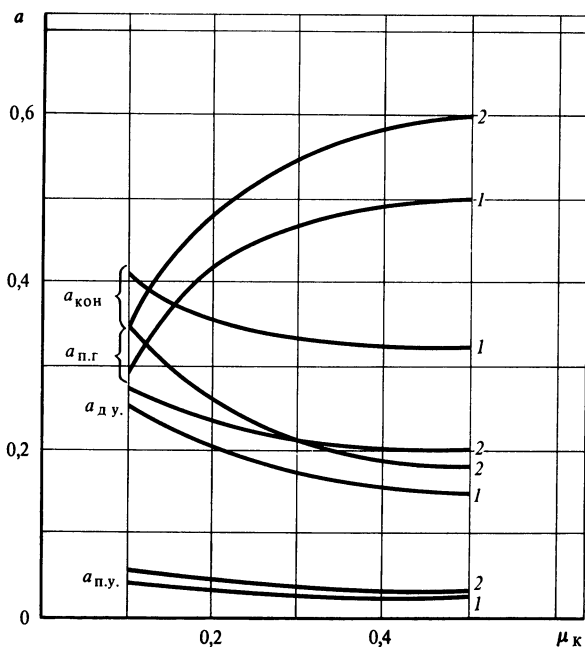


Рис. 18
 Зависимость коэффициентов отношения весов групп конструкции к конечному весу от относительного конечного веса (при $G_{п.г} = 3 m$)
 1 — Нсх; 2 — Мсх

$G_k = \sum G_i$ — проверка,

$$G_0 = \frac{G_k}{\mu_k}. \quad (5)$$

Абсолютные значения лимитов весов основных отсеков и агрегатов ракеты могут быть получены по рис. 19 и 20, построенным на основе ряда расчетов и по статистическим данным.

По вертикальной оси отложены значения относительных весов элементов конструкции, по горизонтальной — стартовый вес G_0 . Зная μ_k , мы можем определить относительный вес любого другого отсека и, умножив его на начальный вес, соответствующий принятому значению μ_k , получить абсолютный вес.

Следует отметить, что в некоторых случаях может возникнуть попутная задача: если задана дальность и имеется, например, вес двигательной установки и требуется определить все остальные веса, входящие в конечный вес ракеты, то, воспользовавшись рис. 17 и 18, мы можем решить эту задачу в последовательности, изложенной выше.

Пример I. Произвести предварительный весовой анализ баллистической ракеты по схеме «Н». Задано: дальность стрельбы 300 км, вес полезного груза 1000 кг. Требуется определить: начальный вес G_0 , веса основных отсеков конструкций.

1. Принимаем удельную тягу двигателя $P_{уд} = 200 \text{ кг}/(\text{кг}/\text{сек})$.

2. По зависимости полной дальности от относительного конечного веса при выбранном нами значении $P_{уд}$ определяем необходимый конечный вес: $\mu_k = 0,3$.

3. Выбрав нормальную схему ракеты («Н»), по рис. 16 определяем стартовый вес для $G_{п.г}=1000$ кг:

$$G_0=13\ 200 \text{ кг.}$$

4. Определим веса элементов конструкции, пользуясь значениями коэффициентов a ; тогда, воспользовавшись рис. 17, находим

$$a_{п.г} = 0,251, \quad a_{кон} = 0,479, \quad a_{д.у} = 0,229, \quad a_{п.у} = 0,041$$

и соответствующие веса

$$G_K = \frac{G_{п.г}}{a_{п.г}} = \frac{1000}{0,251} = 4000 \text{ кг,}$$

$$G_{кон} = a_{кон} G_K = 0,479 \cdot 4000 = 1920 \text{ кг,}$$

$$G_{д.у} = a_{д.у} G_K = 0,229 \cdot 4000 = 916 \text{ кг,}$$

$$G_{п.у} = a_{п.у} G_K = 0,041 \cdot 4000 = 164 \text{ кг,}$$

$$\Sigma G_i = 1000 + 916 + 1920 + 164 = 4000 \text{ кг (правильно),}$$

$$G_0 = \frac{G_K}{\mu_K} = \frac{4000}{0,3} = 13\ 200 \text{ кг.}$$

5. Можно определить веса элементов конструкции ракеты по рис. 19.

Значения относительных весов:

$$\mu_{кон} = 0,145, \quad \mu_{д.у} = 0,070, \quad \mu_{п.у} = 0,0121, \quad \mu_{п.г} = 0,076.$$

Тогда значения абсолютных весов для начального веса $G_0=13\ 200$ кг

$$G_{кон} = \mu_{кон} G_0 = 0,145 \cdot 13\ 200 = 1920 \text{ кг,}$$

$$G_{д.у} = \mu_{д.у} G_0 = 0,070 \cdot 13\ 200 = 920 \text{ кг,}$$

$$G_{п.г} = \mu_{п.г} G_0 = 0,076 \cdot 13\ 200 = 1000 \text{ кг,}$$

$$G_{п.у} = \mu_{п.у} G_0 = 0,0121 \cdot 13\ 200 = 160 \text{ кг.}$$

Таким образом,

$$G_K = \Sigma G_i \cong 4000 \text{ кг}$$

и

$$G_0 \cong 13\ 200 \text{ кг.}$$

Пример II. Произвести предварительный анализ веса конструкции баллистической ракеты по схеме «М».

Конструкция ракеты

Под весом конструкции ракеты мы будем понимать вес топливного и хвостового отсеков.

Принимая топливный отсек за цилиндр диаметром 3 м, легко подсчитать вес оболочки бака:

$$G_{об.б} = S\gamma\delta, \tag{1}$$

где S — поверхность бака, γ — удельный вес, δ — толщина стенки. Поверхность

$$S = \frac{2\pi D^2}{4} + \pi D L. \tag{2}$$

Толщина стенки

$$\delta = \frac{pD}{2\sigma} k. \tag{3}$$

Кроме того,

$$v_T = \frac{G_T}{\gamma_T} = \frac{\pi D^2 l}{4},$$

отсюда

$$l = \frac{4G_T}{\pi D^2 \gamma_T}. \quad (4)$$

Тогда, подставляя (4) в (2) и (3) в выражение (1), получим выражение для веса оболочки бака:

$$G_{об.б} = \left(\frac{\pi D^2}{2} + \frac{4G_T}{D\gamma_T} \right) \frac{pD}{2\sigma} k\gamma. \quad (5)$$

Примем давление в баках $p=2$ атм. Этого давления, как мы увидим из дальнейших прочностных расчетов, достаточно для компенсации инерционных и аэродинамических нагрузок. Запас прочности примем $k=1,8$ при временном сопротивлении для алюминиевого сплава $\sigma=20$ кг/мм² и $\gamma_T=2,7$ кг/дм³.

Подставляя эти значения в формулу (5), получим выражение, по которому будем подсчитывать вес оболочки бака для различных запасов топлива:

$$G_{об.б} = \left(1,57 D^2 + \frac{4G_T}{D\gamma_T} \right) \frac{200 \cdot D \cdot 1,8}{2 \cdot 200\,000} \cdot 2,7, \quad (6)$$
$$G_{об.б} = 0,0038 D^3 + \frac{0,0097 \cdot G_T}{\gamma_T}.$$

К полученному весу необходимо добавить вес поперечного набора (шпангоутов), необходимого для придания баку жесткости, вес перегородок и изоляции и вес арматуры.

При выбранных размерах шпангоутов и расположении их через 400 мм один от другого вес их составит $\approx 30\%$ от веса оболочки бака (получено из статистики).

Таким образом,

$$G_{шп} = 0,3G_{об.б}.$$

Остановимся на схеме топливного отсека с расположением бака в баке. Для бака в баке с изоляцией выведем зависимость веса разделяющих оболочек от веса топлива.

Общий объем топливного бака

$$V_{\Sigma} = \frac{\pi D^2}{4} L. \quad (7)$$

Объем кислородного бака, помещенного внутри,

$$V_{кис} = \frac{\pi d^2}{4} l. \quad (8)$$

Тогда объем спирта

$$V_{сп} = \frac{\pi}{4} (D^2 L - d^2 l). \quad (9)$$

Отношение объемов

$$\frac{V_{кис}}{V_{сп}} = 0,944,$$

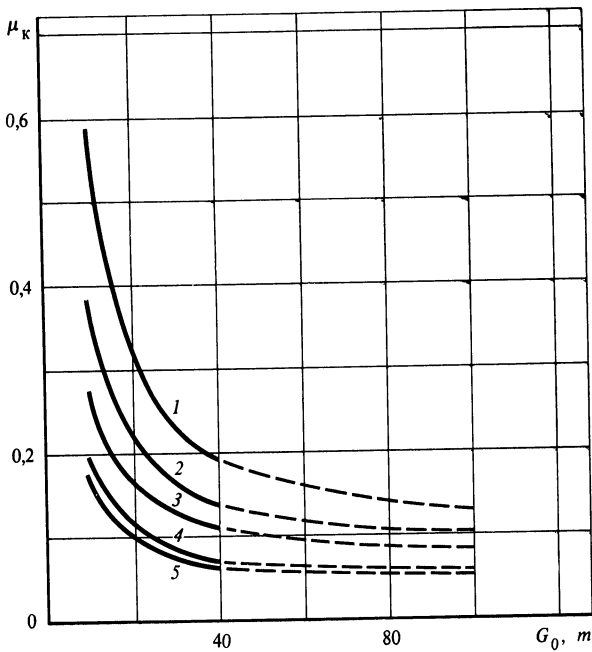


Рис. 19

Зависимость относительного конечного веса от начального веса для нормальной схемы

1 — $\mu_{п.г}$ ($G_{п.г} = 3000 \text{ кг}$); 2 — $\mu_{п.г}$ ($G_{п.г} = 1000 \text{ кг}$);
3 — $\mu_{д.у}$; 4 — $\mu_{п.у}$; 5 — $\mu_{кон}$

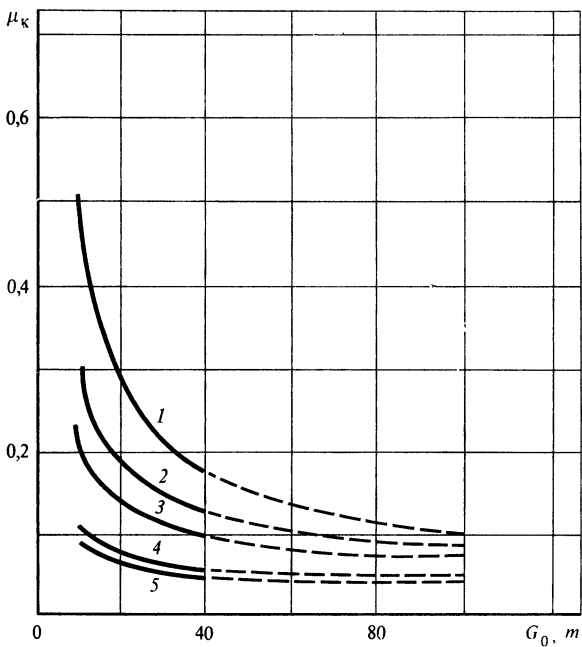


Рис. 20

Зависимость относительного конечного веса от начального веса для модернизированной схемы

1 — $\mu_{п.г}$ ($G_{п.г} = 3000 \text{ кг}$); 2 — $\mu_{п.г}$ ($G_{п.г} = 1000 \text{ кг}$);
3 — $\mu_{д.у}$; 4 — $\mu_{п.у}$; 5 — $\mu_{кон}$

откуда

$$V_{\text{кис}} = 0,944 V_{\text{сп}}. \quad (10)$$

Подставляя в (10) значение $V_{\text{сп}}$ из (9) и преобразовывая, получим

$$1,944d^2l = 0,944D^2L. \quad (11)$$

Для упрощения расчетов, не делая большой ошибки, принимаем $l=L$, тогда

$$d = D \sqrt{0,944/1,944} = 0,697 D. \quad (12)$$

Вес оболочки

$$G_{\text{об. из}} = S (\delta_1 \gamma_1 + \delta_2 \gamma_2), \quad (13)$$

где величины с индексом «1» относятся к изоляционному материалу, в качестве которого выбираем мипору, а с индексом «2» — к металлической разделяющей оболочке.

Поверхность

$$S = \frac{\pi d^2}{4} \cdot 2 + \pi dL, \quad (14)$$

где $d=0,697D$ (из (12)),

$$L = \frac{4V_{\text{кис}}}{\pi d^2} = \frac{4V_{\text{кис}}}{\pi \cdot 0,485 \cdot D^2}.$$

Тогда, подставляя в (14), получим

$$\begin{aligned} S &= \frac{\pi \cdot 0,485 \cdot D^2}{2} + \frac{0,697 \cdot 4V_{\text{кис}}}{0,485D}, \\ S &= 0,76 \cdot D^2 + \frac{5,75V_{\text{кис}}}{D}. \end{aligned} \quad (15)$$

Тогда вес оболочки

$$G_{\text{об. из}} = \left(0,76D^2 + \frac{5,75V_{\text{кис}}}{D} \right) (\delta_1 \gamma_1 + \delta_2 \gamma_2). \quad (16)$$

Принято, что оболочка не нагружена осевыми и поперечными усилиями. Для оболочек и изоляции приняты следующие значения: толщина оболочки $\delta_1=1$ мм, толщина изоляции $\delta_2=30$ мм, удельный вес металлической оболочки $\gamma_1=2,7$ кг/дм³, удельный вес изоляции (мипора) $\gamma_2=0,015$ кг/дм³.

Подставляя эти значения в (16) и преобразовывая, получим для бака в баке с изоляцией

$$G_{\text{об. из}} = 0,024D^2 + 0,181 \frac{V_{\text{кис}}}{D}.$$

Примем, что вес арматуры баков является функцией веса топлива. За исходное значение веса арматуры примем вес последней по практическим данным для ракеты 1НБ

$$G_{\text{арм}} = 110 \text{ кг}.$$

Затем этот вес умножим на отношение весов топлив рассматриваемой нами ракеты и ракеты 1НБ.

Полученный таким образом вес арматуры принимаем в дальнейших расчетах.

Таким образом, вес арматуры для ракеты 1НБ 110 кг. Вес топлива для ракеты 1НБ 14 800 кг. Тогда вес арматуры рассматриваемой ракеты

$$G_{\text{арм}} = 110 \frac{G_{\text{Т}}}{14800} = 0,00743 G_{\text{Т}}.$$

Вес конструкции крепления головной части при головке, спрятанной внутрь корпуса ракеты, может быть принят величиной постоянной; так как вес и габариты полезной нагрузки нами будут приняты постоянными (согласно заданию), а диаметр мишеля равен $3 \text{ м} = \text{const}$, то для всех начальных весов мы будем иметь одинаковую переднюю часть ракеты. По предварительным расчетам этот вес может быть принят равным 300 кг. Таким образом, вес конструкции крепления головной части

$$G_{\text{кон. кр. г. ч}} = 300 \text{ кг}.$$

Вес жидкого азота для поднапора определяется по зависимости

$$G_{\text{аз}} = \frac{V_{\text{ок}}}{v_{\text{ок}}} + \frac{V_{\text{гор}}}{v_{\text{гор}}},$$

где

$$v = RT/p,$$

следовательно,

$$G_{\text{аз}} = \frac{V_{\text{ок}} p}{RT_{\text{ок}}} + \frac{V_{\text{гор}} p}{RT_{\text{гор}}}.$$

Принимаем следующие значения:

$$R = 30 \frac{\text{кг} \cdot \text{м}}{\text{с}^2}, \quad p = 2 \cdot 10^4 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}.$$

При определении температуры газообразного азота в топливных баках делаем следующие допущения: для топлив с жидким кислородом температура в кислородном баке $t_{1 \text{ кис}} = -150^\circ \text{С}$, температура в спиртовом баке $t_{2 \text{ сп}} = -15^\circ \text{С}$.

Тогда

$$T_{\text{ок}} = 273 + t_{\text{ок}} = 273 - 150 = 123^\circ \text{К},$$

$$T_{\text{гор}} = 273 + t_{\text{гор}} = 273 - 15 = 258^\circ \text{К}.$$

Зависимость веса перекиси водорода от веса топлива была определена по зависимости секундных расходов перекиси водорода от секундных расходов компонентов топлива, причем давление в камере сгорания принималось равным 40 атм.

Как ранее указывалось, вес перекиси водорода входит в вес топлива, и нам необходим он только лишь для того, чтобы определить вес потребной емкости.

Зная веса перекиси водорода и жидкого азота, определяем веса баков для них, принимая форму бака шаровой. Толщиной стенки задаемся, исходя из конструктивных соображений, так как толщина, рассчитанная по давлению в баке, равно примерно 6 атм, слишком мала.

Полученный вес увеличиваем на вес арматуры, который принимаем равным 25% от веса бака плюс 5 кг для жидкого азота и 25% от веса бака плюс 10 кг для перекиси. Прибавка 5 и 10 кг необходима для малых весов, так как увеличение веса на 25% в этом случае весьма мало (сам бак очень легкий). В больших же весах эти прибавки не играют почти никакой роли.

Прежде чем приступить к выводу весовой зависимости хвостового отсека, остановимся на основных геометрических параметрах двигательной установки, так как от них будет зависеть вес хвостового отсека.

Для установления зависимости для д.у. воспользуемся значением ее по ракетам 1НБ и Р-3: для 1НБ $L_{д.у.}=3000$ мм, $P_0=32$ т, для Р-3 $L_{д.у.}=4000$ мм, $P_0=120$ т.

Для определения зависимости диаметра выходного сечения от тяги воспользуемся выражением

$$P_{уд.п} = P_{уд.0} \frac{P_0 + \Delta P}{P_0},$$

где

$$\Delta P = F_a \cdot 10^4.$$

Увеличение удельной тяги с высотой принимаем одинаковым для всех значений абсолютных тяг, а поэтому, подставляя в формулу различные значения P_0 и приравнивая выражения для удельных тяг, получим

$$P_{уд.0} \frac{50 + F_1 \cdot 10^4}{50} = P_{уд.0} \frac{100 + F_2 \cdot 10^4}{100}$$

или

$$F_2 = 2F_1,$$

т. е. площадь выходного сечения сопла растет прямо пропорционально увеличению абсолютной тяги:

$$F_1 = \frac{\pi d_1^2}{4}, \quad F_2 = \frac{\pi d_2^2}{4},$$

тогда

$$d_2^2 = 2d_1^2, \quad d_2 = d_1 \sqrt{2},$$

где

$$d_2 = f(P_{02}), \quad d_1 = f(P_{01}).$$

За исходный диаметр примем значение по 1НБ, где для $P_0=32$ т $d_a=740$ мм.

Имея зависимость d_a и $l_{д.у.}=f(P_0)$, можно определить размеры обшивки хвостовой части и, задаваясь толщиной, — ее вес:

$$S_{об} = \pi l_1 (R + r),$$

где $R = D/2, \quad r = d_a/2, \quad l_1 = \sqrt{l_{д.у.}^2 + (R - r)^2}.$

Тогда

$$S_{об} = \pi \sqrt{l_{д.у.}^2 + (R - r)^2} (R + r)$$

и

$$G_{об} = S_{об} \gamma \delta = \pi \gamma \delta \sqrt{l_{д.у.}^2 + (R - r)^2} (R + r).$$

Принимаем обшивку из алюминиевого сплава при

$$\gamma = 2,7 \text{ кг/см}^3 \text{ и } \delta = 1,5 \text{ мм.}$$

Получаем

$$G_{об} = 0,127 \sqrt{l_{д.у.}^2 + (R - r)^2} (R + r).$$

Принимая вес продольно-поперечного набора равным 50% от веса обшивки, получим вес хвостовой части

$$G_{\text{хв.ч}} = 1,5\pi\gamma\delta \sqrt{l_{\text{д.у.}} + \left(R - \frac{d_a}{2}\right)^2} \left(R + \frac{d_a}{2}\right),$$

где R — радиус миделя ракеты.

При подсчете веса принимаем следующие значения входящих величин:

$$\gamma = 2,7 \text{ кг/см}^3, \quad \delta = 1,5 \text{ мм}, \quad R = 1,5 \text{ м.}$$

Таким образом, все весовые зависимости, входящие в раздел «конструкция ракеты», нами могут быть определены.

Так как все элементы конструкции точно не могли быть учтены, то необходимо увеличить полученный суммарный вес конструкции ракеты.

Примем вес неучтенных элементов равным 10% от полученного веса. Тогда суммарный вес конструкции будет равен

$$G_{\text{кон}} = 1,1(G_{\text{об.б}} + G_{\text{шп}} + G_{\text{об.из}} + G_{\text{арм}} + G_{\text{кон.кр.г.ч}} + G_{\text{аз}} + G_{\text{бак.аз}} + G_{\text{бак.пер}} + G_{\text{хв.ч}}).$$

Двигательная установка

О весе двигательной установки мы можем судить по статистическим данным имеющихся или запроектированных двигателей и по имеющимся приближенным формулам.

Зависимость $G_{\text{д.у.}} = 0,087P_0 \frac{2}{3}$ дает результаты, недостаточно хорошо совпадающие с данными имеющихся в металле двигателей.

Зависимость $G_{\text{д.у.}} = \left(\frac{1,2}{P_0 + 20} + 0,01\right)P_0$ дает несколько лучшие результаты.

Приборы управления

Вес приборов управления является, вообще говоря, функцией тактических требований, предъявляемых к ракете, и поэтому определение его без учета этого фактора затруднительно.

При установлении веса приборов управления можем воспользоваться статистическими данными:

$$\text{для 1НБ } G_{\text{п.у.}} = 220 \text{ кг},$$

$$\text{для Р-3 } G_{\text{п.у.}} = 400 \text{ кг}.$$

Можно принять закон изменения веса приборов линейным.

Вычисленные таким образом значения веса приборов управления для больших ракет получаются несколько завышенными. Однако эти веса следует считать правильными, учитывая, что для больших ракет в связи с более жесткими требованиями к рассеиванию потребуются, вероятно, усложнение приборов управления.

Органы управления

Вес органов управления будет зависеть от моментов, которые они должны обеспечивать.

Не имея возможности при предварительном исследовании без детального проектирования решить эту задачу, будем считать, что с увеличением начального веса, а следовательно, и габаритов ракеты будут несколько увеличиваться управляющие моменты, что повлечет увеличение веса и органов управления:

$$\text{для 1НБ } G_{o.y} = 235 \text{ кг,}$$

$$\text{для Р-3 } G_{o.y} = 350 \text{ кг.}$$

Считая закон изменения веса линейным, распространим эту зависимость на другие начальные веса органов управления.

Таким образом, мы имеем возможность рассчитать все элементы конструкции ракеты в зависимости от тех или иных параметров и найти закон изменения веса конструкции от веса топлива:

$$G_{\text{кон. рак}} = G_{\text{кон}} + G_{\text{д. у}} + G_{\text{п. у}} + G_{o.y} + G_{\text{п. г}},$$
$$G_0 = G_{\text{кон. рак}} + G_{\text{т}}.$$

Лекция четвертая

3. Вопросы прочности ракет дальнего действия.

Расчетные случаи и схемы нагружения

По прочности ракет дальнего действия отсутствуют какие-либо методические материалы. Излагаемые ниже расчетные случаи и схемы нагружения, используемые при расчете на прочность ракет дальнего действия, являются первой попыткой систематизировать существующие в этой области отдельные расчеты, результаты статических испытаний и некоторые результаты обработки летных испытаний.

Необходимость достаточно достоверной методики для расчетной и экспериментальной проверки прочности конструкции ракет очевидна.

Вопросы веса неизменно связаны с вопросами прочности, а вес (и отсюда μ_k) для ракет дальнего действия, как мы уже убедились ранее, имеет исключительное значение.

Необычайно сложная и разнообразная картина действующих на ракету сил, сложная структура внешних возмущений и возможных случаев нагружения и т. п. в совокупности создают исключительные трудности при разработке хотя бы приближенной общей методики расчета.

В силу этого, а также из-за недостаточной изученности явлений, происходящих, например, при прохождении ракетой околосонечной области, недостаточной изученности и отсутствия опытных данных по вибрациям эти и ряд аналогичных расчетных случаев в дальнейшем изложении подробно не разбираются.

Принятая схема расчетных случаев имеет в известной степени условный характер, приспособленный для решения практических задач.

В последнем разделе приводятся примеры прочностных расчетов элементов ракеты.

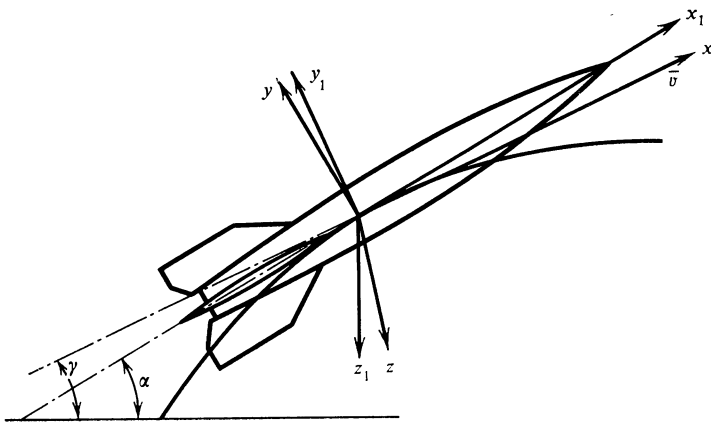


Рис. 21
Системы координат

Основные обозначения

G — полетный вес ($кг$),
 M — масса ($кг \cdot сек^2/м$),
 P — тяга ($кг$),
 Q — лобовое сопротивление ($кг$),
 Y — подъемная сила ($кг$),
 T — осевая нагрузка ($кг$),
 N — поперечная нагрузка ($кг$),
 v — скорость ракеты ($м/сек$),
 u — скорость ветра ($м/сек$),
 ρ — плотность воздуха ($кг \times сек^2/м^4$),
 q — скоростной напор, $q = (\rho v^2)/2$ ($кг/м^2$),
 Z — боковая сила ($кг$),
 M — момент относительно оси ракеты ($кг \cdot м$),
 n — коэффициент перегрузки,
 f — коэффициент безопасности,

S — площадь характерной поверхности (миделя) ($м^2$),
 t — время работы двигателя ($сек$),
 α — угол атаки,
 γ — угол наклона вектора скорости к горизонту,
 ω — угловая скорость относительно оси ракеты ($1/сек$),
 $(d\omega/dt)$ — угловое ускорение относительно оси ракеты ($1/сек^2$),
 \dot{m} — секундный массовый расход ($кг \cdot сек/м$),
 p — удельное давление ($кг/м^2$),
 F — инерционная сила,
 R — аэродинамическая сила,
 R_y — управляющая сила.

Системы координат

1. Связанная система координат (x_1, y_1, z_1) с началом координат в центре тяжести ракеты. Ось x_1 направлена по продольной оси ракеты, ось y_1 в плоскости I—III, ось z_1 в плоскости II—IV.
2. Скоростная система координат (x, y, z) с началом координат в центре тяжести ракеты. Ось x направлена по вектору скорости, y — по нормали вверх и z — по бинормали (рис. 21).

3.1. Силы, действующие на ракету в полете

В полете на ракету кроме силы тяжести G и тяги P действуют силы, зависящие от характера движения в пространстве. К ним относятся (рис. 22): аэродинамические силы, обусловленные дви-

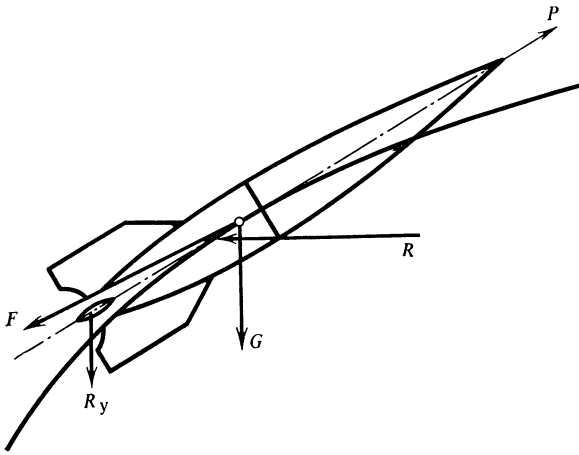


Рис. 22
Силы, действующие на ракету в полете

жением ракеты в воздушной среде; управляющие силы, обеспечивающие полет по заданной программе; инерционные силы, возникающие вследствие наличия ускоренного движения ракеты по криволинейной траектории.

В дальнейшем вес и силы инерции будем называть массовыми силами, а все остальные силы — поверхностными.

1. Тяга

Тяга двигателя на любой высоте равна

$$P_{\text{и}} = \dot{m}C_{\text{и}} + F_a(p_c - p_{\text{к}}), \quad (1)$$

где $C_{\text{и}}$ — истинная скорость истечения, F_a — площадь выходного сечения сопла, p_c — давление выходящего газа на срезе сопла, $p_{\text{к}}$ — давление за кормой ракеты на высоте H . Тяга $P_{\text{и}}$ может быть выражена через начальную тягу P_0 у Земли посредством элементарных преобразований:

$$\begin{aligned} P_0 &= \dot{m}C_{\text{и}} + F_a(p_c - p_a), \\ p_{\text{к}} &= p_a - \gamma \text{ Земли}. \end{aligned} \quad (2)$$

Подставив значение $\dot{m}C_{\text{и}}$ из формулы (2) в формулу (1), получим для $P_{\text{и}}$ выражение

$$P_{\text{и}} = P_0 - F_a(p_c - p_a) + F_a(p_c - p_{\text{к}}) + F_a(p_h - p_{\text{к}}),$$

т. е.

$$P_{\text{и}} = P_0 + F_a(p_a - p_h) + F_a(p_h - p_{\text{к}}). \quad (3)$$

Величина $F_a(p_h - p_{\text{к}})$ есть не что иное, как величина, равная силе сопротивления подсоса и обратно ей направленная, т. е.

$$F_a(p_h - p_{\text{к}}) = C_{\text{хп}}qS \frac{F_a}{F_{\text{к}}},$$

где $F_{\text{к}}$ — площадь кормового среза корпуса.

Исключив ее из формулы (3), находим тягу

$$P = P_0 + F_a(p_a - p_h). \quad (4)$$

2. Аэродинамические силы

Зависимость аэродинамической силы от параметров траектории и геометрии ракеты может быть выражена формулой

$$R = C_a S \frac{\rho v^2}{2}. \quad (5)$$

Обычно рассматриваются составляющие аэродинамической силы в скоростной системе координат:

а) составляющая по скорости (лобовое сопротивление)

$$Q = C_x q S, \quad (6)$$

б) составляющая по нормали (подъемная сила)

$$Y = C_y q S, \quad (7)$$

в) составляющая по бинормали (боковая сила)

$$Z = C_z q S. \quad (8)$$

Лобовое сопротивление

Величина лобового сопротивления зависит от скорости полета ракеты, ее формы и размеров, высоты полета и угла атаки (при малых значениях угла атаки влиянием его на сопротивление можно пренебречь).

Сопротивление ракеты состоит из сопротивления тела вращения (корпуса) Q_k и стабилизирующих поверхностей $Q_{ст}$:

$$Q = Q_k + Q_{ст}. \quad (9)$$

Составляющими лобового сопротивления являются:

а) сопротивление трения (в общем случае неравномерно распределенное по всей поверхности ракеты), характеризующее коэффициентом сопротивления трения ($C_{x_{тр}}$); с достаточной точностью для практических целей можно принять сопротивление трения равномерно распределенным по всей поверхности;

б) волновое сопротивление ($C_{x_{в}}$);

в) сопротивление подсоса ($C_{x_{п}}$).

На активном участке коэффициент сопротивления подсоса будет равен

$$C_{x_{п}}^a = C_{x_{п}} \left(1 - \frac{F_a}{F_k} \right). \quad (10)$$

Общий коэффициент лобового сопротивления тогда будет равен

$$C_x = C_{x_{тр}} + C_{x_{в}} + C_{x_{п}}. \quad (11)$$

Подъемная сила

При заданной программе величина подъемной силы зависит от аэродинамической характеристики корпуса ракеты, скорости и высоты полета, а также от величины угла атаки.

Приближенно величину программного угла атаки можно найти, составив уравнение проекций всех внешних сил, действующих на

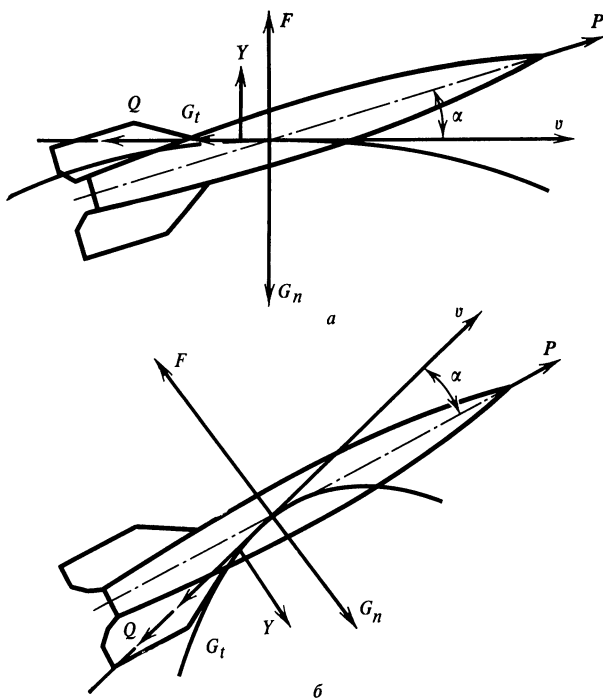


Рис. 23

Силы в случае полета по траектории с малой кривизной (а) и с большой кривизной (б)

ракеты, на нормаль к траектории:

$$\alpha_{\text{пр}} = M \frac{v\dot{\gamma} - g \cos \gamma}{P + qS \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{\text{общ}} \left(1 - \frac{e}{l_{\text{г.р}}} \right)}, \quad (12)$$

где e — расстояние от центра давления до центра тяжести, $l_{\text{г.р}}$ — расстояние от центра давления газовых рулей до центра тяжести ракеты.

Действительный угол атаки не будет равен программному вследствие наличия случайных и постоянно действующих возмущающих сил (ветровые нагрузки, эксцентриситет тяги) и колебаний оси ракеты около программного положения.

Несоответствие действительного угла атаки программному приводит к изменению величины подъемной силы и нормальной составляющей тяги. Вследствие этого нарушения равновесия сил происходит изменение кривизны траектории и возникает дополнительная центробежная сила, уравнивающая систему (рис. 23).

Из-за вращения ракеты относительно центра тяжести возникают дополнительные углы атаки, имеющие местное значение. Кроме того, местные углы атаки возникают из-за несовершенств самой конструкции ракеты. К ним относятся: начальные углы атаки перьев стабилизатора (вследствие их перекоса) и углы атаки за счет деформации как стабилизатора, так и корпуса.

Ветровая нагрузка

К числу случайных нагрузок на ракету относится дополнительная аэродинамическая нагрузка, возникающая при полете в неспокойном воздухе. Составляющая скорости ветра u_x по направлению скорости ракеты v приводит к изменению лобового сопротивления

$$\Delta X = C_x \frac{\rho S}{2} [(v \pm u_x)^2 - v^2] \quad (13)$$

и имеет практическое значение лишь при скоростях ракеты, сравнимых со скоростью ветра.

Нормальная составляющая скорости ветра приводит к изменению угла атаки ракеты на величину, равную приближенно

$$\Delta \alpha = u_y/v = \alpha_u. \quad (14)$$

Это в свою очередь приводит к изменению величины подъемной силы или к возникновению боковой силы Z .

Считаем, что добавочная подъемная сила за счет порывов ветра направлена нормально к вектору скорости. По данным Института теоретической геофизики Академии наук СССР скорость ветра увеличивается с увеличением высоты. На больших высотах наблюдаются вихревые движения, охватывающие значительные пространства. На высоте более 100 км имеют место устойчивые потоки со скоростями до 200 м/сек.

Увеличение дополнительного угла атаки с высотой за счет увеличения скорости ветра не имеет большого практического значения из-за малой плотности воздуха на этих высотах.

При определении ветровых нагрузок рассматривается полет в зоне поперечного ветра, охватывающего весь корпус ракеты.

Однако возможны случаи резко ограниченных порывов ветра, действующих на часть ракеты. Например, при действии бокового порыва ветра на хвостовую часть ракеты вследствие косоугольного обтекания возникает вращающий момент относительно продольной оси ракеты. Величину его, пренебрегая подъемной силой хвостовой части корпуса ракеты, можно приближенно определить из уравнения (рис. 24)

$$M_{x_u} = Y_I r_I - (Y_{II} r_{II} + Y_{III} r_{III}). \quad (15)$$

Здесь r_I, r_{II}, r_{III} — расстояния от оси ракеты до центра давления перьев I, II и III,

$$\begin{aligned} Y_I &= \left(\frac{dC_y}{da} \right)_{\text{ст}} \frac{qS}{2} \frac{u}{v} \cos \varphi, \\ Y_{II} &= \left(\frac{dC_y}{da} \right)_{\text{ст}} \frac{qS}{2} \frac{u}{v} \sin \varphi, \\ Y_{III} &= \left(\frac{dC_y}{da} \right)_{\text{ст}} \frac{qS}{2} \frac{u}{v} \cos \varphi \frac{b_{\text{ср}}}{l_{\text{ср}}} [l_{\text{ср}} + r_0 - (l_{\text{ср}} + r_0) \operatorname{tg} \varphi], \quad (16) \\ r_I &= r_{II} = r_{\text{ср}}, \\ r_{III} &= r_{\text{ср}} + \frac{(r_0 + l_{\text{ср}}) \operatorname{tg} \varphi - r_0}{2}, \end{aligned}$$

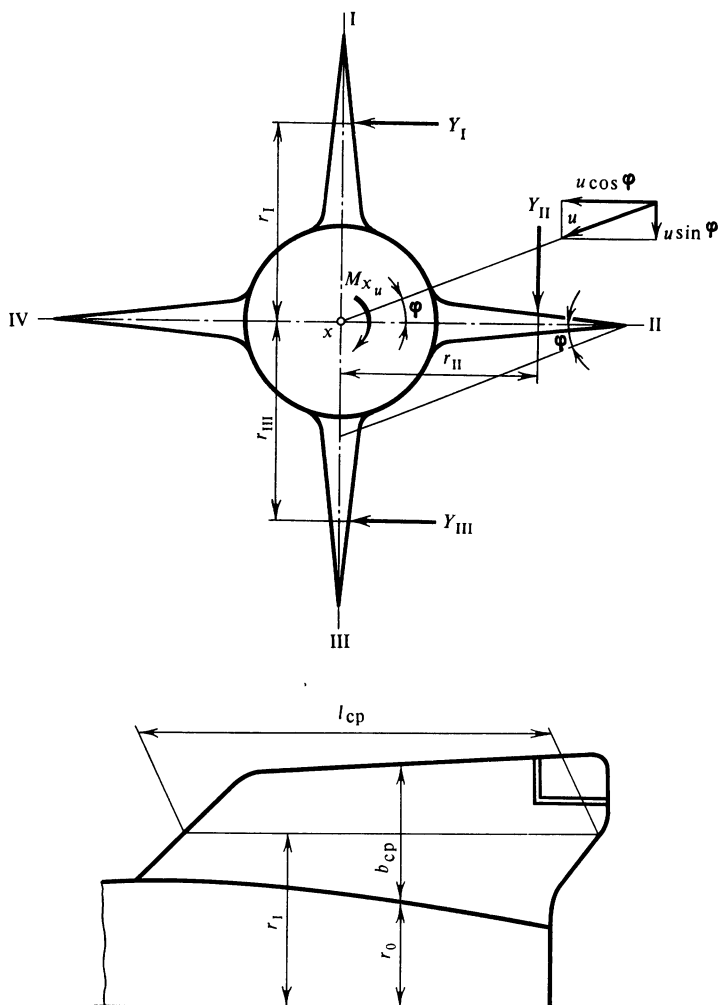


Рис. 24
Вращающий момент, действующий на хвостовую часть ракеты при порыве ветра

где $(dC_y/d\alpha)_{ст}$ — производная C_y по углу атаки горизонтального или вертикального оперения, φ — угол наклона вектора скорости u к плоскости стабилизатора, $l_{ср} = F_{ст}/b_{ср}$ — средний размах пера стабилизатора, $b_{ср}$ — средняя хорда пера стабилизатора, r_0 — радиус корпуса в сечении среднего размаха.

После подстановки соотношений (16) в формулу (15) получим окончательно

$$M_{x_u} = \frac{1}{4} q S \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{ст} \frac{u}{v} (\cos \varphi - \sin \varphi) \times \\ \times \left\{ \left(1 + \frac{r_0}{l_{ср}} \right) [r_0 - (l_{ср} + r_0) \operatorname{tg} \varphi] - \frac{2r_0}{l_{ср}} r_{ср} \right\}, \quad (17)$$

и $\max M_{xa}$ будет при

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{r_0}{r_0 + l_{cp}}.$$

Демпфирующая нагрузка

При вращении ракеты вокруг какой-либо оси, проходящей через ее центр тяжести, возникает демпфирующий момент, пропорциональный угловой скорости ω , за счет несимметричного изменения углов атаки сечений ракеты.

Величина приращения углов атаки зависит от расстояния этих сечений от оси вращения, т. е.

$$\Delta\alpha_z = \frac{\omega_z}{v} x, \quad \Delta\alpha_y = \frac{\omega_y}{v} x, \quad \Delta\alpha_x = \frac{\omega_x}{v} y, \quad (18)$$

где $\omega_z, \omega_y, \omega_x$ — угловые скорости ракеты относительно осей z, y, x . Это местное изменение углов атаки не имеет большого практического значения лишь для корпуса ракеты. При наличии же стабилизирующих плоскостей оно приводит к возникновению несимметричного нагружения перьев стабилизатора. Так, например:

1. При вращении относительно одной из поперечных осей, например z , дополнительная демпфирующая нагрузка может либо суммироваться, либо вычитаться из уравновешивающей нагрузки (рис. 25) в зависимости от направления вращения.

Приближенно

$$Y_{dz} \approx \frac{1}{2} qS \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{ct} \frac{\omega_z}{v} l_{ct}, \quad (19)$$

где l_{ct} — расстояние от центра тяжести ракеты до центра давления пера стабилизатора.

2. В случае вращения относительно продольной оси ракеты со скоростью ω_x демпфирующая нагрузка Y_{dx} , направленная в сторону, противоположную ω_x , будет алгебраически складываться с уравновешивающими нагрузками Z , приложенными к перьям стабилизатора (рис. 26).

Приближенно

$$Y_{dx} \approx \frac{1}{2} qS \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{ct} \frac{\omega_x}{v} \dot{\gamma}_{cp}, \quad (20)$$

где $\omega_x \dot{\gamma}_{cp} = \alpha_{cp}$ — дополнительный средний угол атаки от вращения со скоростью ω_x .

3. Управляющие силы

Устойчивый полет ракеты по заданной программе обеспечивается системой газовых и воздушных рулей.

Газовые рули

Составляющие аэродинамической нагрузки на газовые рули в связанной системе координат

$$X_{г.р} = C_{xг.р} S_{г.р} q_{г.р}.$$

Здесь

$$\begin{aligned} C_{xг.р} &= C_{x_0г.р} + C_{x\delta г.р}, \\ Y_{г.р} &= C_{yг.р} q_{г.р} S_{г.р}, \end{aligned} \quad (21)$$

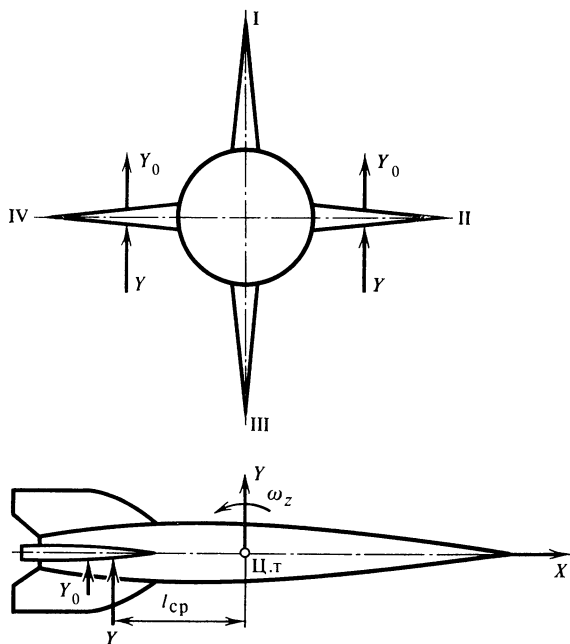


Рис. 25

Действие демпфирующей нагрузки на стабилизатор при вращении ракеты вокруг поперечной оси

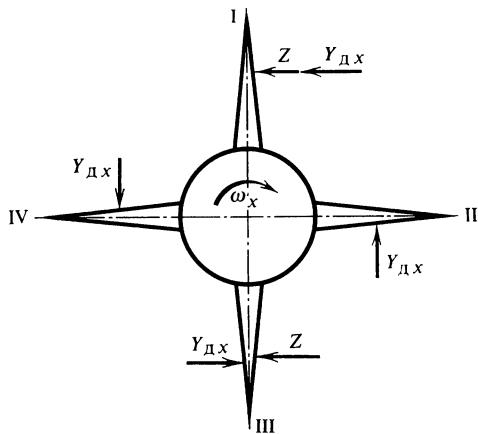


Рис. 26

Действие демпфирующей нагрузки на стабилизатор при вращении ракеты вокруг продольной оси

где $C_{x_{0г.р}}$ — коэффициент сопротивления руля при нулевом угле отклонения, $C_{x_{\delta г.р}}$ — коэффициент сопротивления газового руля, зависящий от угла его отклонения, q_r — скоростной напор газовой струи за срезом сопла, $S_{г.р}$ — площадь газового руля — являются переменными величинами на всем участке работы двигателя вследствие изменения площади руля из-за его обгорания и углов поворота рулей.

Воздушные рули

Нагрузки на воздушные рули определяются в скоростной системе координат.

Величина их зависит от скоростного напора, от угла отклонения и площади руля:

$$X_{в.р} = C_{xв.р} q S_{в.р}, \quad Y_{в.р} = C_{yв.р} q S_{в.р}, \quad (22)$$

где $S_{в.р}$ — площадь воздушного руля, $C_{xв.р}$ — коэффициент сопротивления воздушного руля, зависящий, в частности, от угла отклонения его.

4. Вес ракеты

Полетный вес ракеты есть функция секундного расхода \dot{G} и времени работы двигателя:

$$G = G_0 - \int_0^t \dot{G} dt. \quad (23)$$

В общем случае секунднй расход является также функцией времени.

Составляющие веса в скоростной системе координат обозначим:

$$G_t = G \sin \gamma, \quad G_n = G \cos \gamma. \quad (24)$$

5. Инерционные нагрузки

Инерционные силы, возникающие вследствие наличия ускорения центра тяжести, одинаково действуют на всю массу ракеты и определяются обычно в скоростной системе координат. Составляющая инерционной нагрузки, направленная по касательной к траектории, определяется, как известно, формулой

$$F_t = -M \frac{dv}{dt}, \quad (25)$$

а по нормали

$$F_n = -Mv \frac{d\gamma}{dt}. \quad (26)$$

Инерционные нагрузки, зависящие от движения ракеты относительно ее центра тяжести, находятся в связанной системе координат и зависят как от расстояния массы от оси вращения, так и от угловых ускорений, т. е. носят местный характер:

$$dF_x = \frac{d\omega_z}{dt} x dm, \quad (27)$$

где dm — элементарная масса ракеты, x — расстояние от центра тяжести ракеты до центра масс dm .

6. Уравнения движения

Величины рассмотренных выше поверхностных и массовых сил должны при совместном рассмотрении удовлетворять условиям равновесия системы.

Для нахождения уравнений движения возьмем сумму проекций всех сил на скоростные координатные оси (рис. 27).

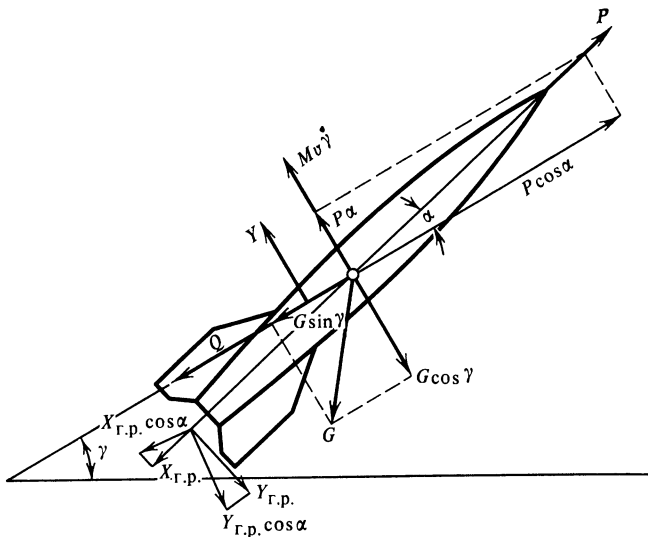


Рис. 27
К выводу уравнений движения ракеты в скоростной системе координат

Проекция сил на касательную к траектории

$$(I) \quad P \cos \alpha - Q - G \sin \gamma - M \frac{dv}{dt} = 0; \quad (28)$$

на нормаль

$$(II) \quad Y + P \sin \alpha - 2(Y_{г.п} \cos \alpha + 2X_{г.п} \sin \alpha) - Mv\dot{\gamma} - G \cos \gamma = 0; \quad (29)$$

на бинормаль

$$(III) \quad Z + P \sin \beta - Z_p \cos \beta - Mv\dot{\beta} = 0, \quad (30)$$

где

$$Z_p \approx 2[Y_{г.пI} \cos \beta + Y_{в.п} + (X_{в.п} + X_{г.п}) \sin \beta],$$

β — угол рыскания, γ — угол наклона касательной к траектории к плоскости начального горизонта.

Сумма всех моментов относительно связанных осей координат:

$$\begin{aligned} (IV) \quad M_{xa} - M_{xг.п} - M_{xd} - M_{xj} &= 0, \\ (V) \quad M_{za} - M_{zг.п} - M_{zd} - M_{zj} &= 0, \\ (VI) \quad M_{ya} - M_{yг.п} - M_{yd} - M_{yj} &= 0, \end{aligned} \quad (31)$$

где M_{xa} — момент относительно оси x от аэродинамических сил, $M_{xг.п}$ — момент управляющих сил, M_{xd} — демпфирующий момент, M_{xj} — инерционный момент.

7. Коэффициенты перегрузок

Величину всех массовых сил, действующих на ракету, характеризуем их отношением к весу ракеты в рассматриваемый момент времени. Это отношение называется коэффициентом перегрузки.

Из уравнений равновесия сил легко установить, что сумма всех массовых сил равна сумме поверхностных нагрузок. Следовательно, коэффициент перегрузки можно определить через отношение всех поверхностных сил к полетному весу ракеты. Рассмотрим составляющие перегрузки в скоростной системе координат.

Тангенциальная инерционная нагрузка F_x , складываясь с тангенциальной составляющей веса $G \sin \gamma$, дает перегрузку, равную

$$n_x = \frac{1}{g} \frac{dv}{dt} + \sin \gamma. \quad (32)$$

Для практических расчетов удобнее выражать коэффициент тангенциальной перегрузки через поверхностные силы:

$$n_x = + \frac{P \cos \alpha - Q}{G} \approx + \frac{P - Q}{G}; \quad (32')$$

для малых углов атаки можно принять $\cos \alpha \approx 1$. Так как центробежная инерционная сила, зависящая от характера действительной траектории ($\dot{\gamma}$ и v), разгружает ракету от нормальной составляющей веса, то коэффициент нормальной перегрузки будет равен

$$n_y = - \frac{v\dot{\gamma}}{g} - \cos \gamma = - \left(\frac{v\dot{\gamma}}{g} + \cos \gamma \right) \quad (33)$$

или

$$n_y = \frac{Y + P\alpha - 2(Y_{г.р} + 2X_{г.р}\alpha)}{G}. \quad (33')$$

Аналогично коэффициент боковой перегрузки

$$n_z = v\dot{\beta}/g. \quad (34)$$

В связанной системе координат перегрузку в направлении продольной оси называем осевой перегрузкой:

$$n_{x_1} = n_x \cos \alpha + n_y \sin \alpha \approx n_x + n_y \alpha. \quad (35)$$

При достаточно малых значениях n_y и α по сравнению с n_x их произведением можно пренебречь, т. е. считать, что

$$n_{x_1} \approx n_x. \quad (35')$$

Составляющую перегрузки в направлении оси y назовем поперечной перегрузкой. Величина ее может значительно отличаться от величины нормальной перегрузки (при больших значениях осевой перегрузки):

$$n_{y_1} = n_y \cos \alpha - n_x \sin \alpha, \quad n_{y_1} = n_y - n_x \alpha. \quad (36)$$

Местный коэффициент поперечной перегрузки с учетом вращения ракеты относительно оси z определяется как сумма

$$n_{y_1м} = n_{y_1} \pm \frac{x}{g} \frac{d\omega_z}{dt}. \quad (37)$$

При свободном полете ракеты, т. е. при отсутствии тяги, коэффициент тангенциальной перегрузки будет равен

$$n_x = Q/G. \quad (38)$$

Если при этом отсутствуют какие-либо возмущающие силы, то нормальная перегрузка будет равна

$$n_y = 0, \quad (39)$$

а при их наличии она находится как отношение подъемной силы к весу ракеты

$$n_y = \frac{S}{G_K} \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{\text{общ}} \alpha q, \quad (39')$$

где G_K — конечный вес ракеты, α — угол атаки от возмущающих сил.

3.2. Наземные нагрузки на ракету

Наземные нагрузки в положении на старте и при транспортировке зависят от назначения ракеты и условий, в которых производится ее эксплуатация и подготовка к пуску.

Следует отметить, что в случае транспортировки ракеты на очень большие расстояния может возникнуть потребность дополнительной проверки ее элементов на прочность и вибрацию.

1. Старт

В положении на старте элементы конструкции ракеты нагружаются собственным весом и весом топливных компонентов.

При определении нагрузок для этого случая следует учесть и возможные ветровые нагрузки, стремящиеся опрокинуть ракету или сдвинуть ее. Критическое значение сдвигающей нагрузки определяется из соотношения

$$X_{кр}^* = \mu G, \quad (40)$$

где μ — коэффициент трения между опорными поверхностями. Наименьшее значение опрокидывающей нагрузки $X_{кр}$ в зависимости от угла наклона оси ракеты к вертикали ϑ и угла φ (рис. 28, 29) можно найти, составив уравнение моментов всех сил относительно оси опрокидывания (например, BC), предварительно определив опорные реакции.

Таким образом, следует, что

$$X_{кр} \sin \varphi_1 = G \frac{r - f}{l_1}.$$

Здесь

$$r - f = r \cos \vartheta - l_{ц.т} \sin \vartheta,$$

$$l_1 = l_{ц.д} \cos \vartheta + r \sin \vartheta,$$

$$\varphi_1 = 45^\circ + \varphi, \quad (41)$$

$$X_{кр} = \frac{r \cos \vartheta - l_{ц.т} \sin \vartheta}{l_{ц.д} \cos \vartheta + r \sin \vartheta} \frac{G}{\sin \varphi_1},$$

где $l_{ц.т}$ — расстояние от опорной поверхности ракеты до центра тяжести, $l_{ц.д}$ — расстояние от опорной поверхности до центра давления, r — расстояние от оси ракеты до оси опрокидывания.

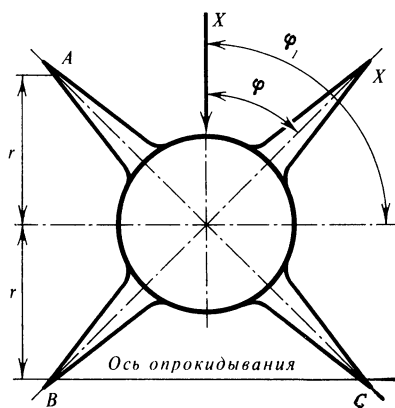


Рис. 28

К расчету опрокидывающей нагрузки, действующей на ракету на стартовом столе (вид сверху)

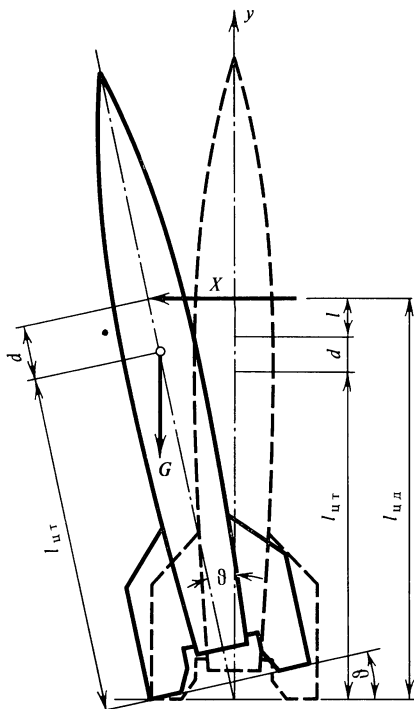


Рис. 29

К расчету опрокидывающей нагрузки, действующей на стартовом столе (вид сбоку)

В этом случае опорные реакции равны

$$\begin{aligned} B &= \frac{G}{2} + \frac{X_{кр}}{2r} l_1 \cos \varphi_1, \\ A &= \frac{G}{2} - \frac{X_{кр}}{2r} l_1 \cos \varphi_1. \end{aligned} \quad (42)$$

Кроме того, наличие составляющей $X_{кр} \cos \varphi_1$ приводит к перераспределению реакций между опорами B и C .

Все вышеприведенное имеет в основном значение для незаполненной ракеты.

2. Транспортировка

При транспортировке ракеты по железной дороге имеют место как осевые, так и поперечные перегрузки статического и динамического характера. Осевая перегрузка возникает от изменения скорости движения поезда. Наибольшее значение ее будет в случае экстренного торможения:

$$n_x = \left(\frac{v_{п}}{3,6} \right)^2 \frac{1}{2g\Delta l}. \quad (43)$$

Длина пути торможения находится по Короткевичу («Расчет и конструкция вагонов»):

$$\Delta l = \frac{3,93 (v_{п}^2 - v_{к}^2)}{0,17 \frac{\bar{P}}{G} + W},$$

где

$$W = 2,4 + \frac{v_{п}^2 + v_{к}^2}{1300 \cdot 2},$$

$\bar{P} = \frac{0,3}{n} G_{\text{ваг}}$ — при однорежимном торможении, $\bar{P} = \frac{1,6}{n} G_{\text{ваг}}$ —

при двухрежимном, n — число тормозных колодок, $v_{п}$ — скорость поезда в км/сек, Δl — путь торможения в м, $v_{к}$ — конечная скорость торможения.

Статическая поперечная перегрузка возникает при движении поезда по кривой с радиусом R :

$$n = \left(\frac{v_{п}}{3,6} \right)^2 \frac{1}{gR}. \quad (44)$$

Вследствие ударов колес вагона о рельсы в местах их стыков и погрешностей в изготовлении колес возникает вертикальная инерционная динамическая нагрузка, величина которой может быть определена лишь опытным путем и составляет примерно, по опытам НИИЖТ, (50–60%) G :

$$n_y = 1 + 0,6 = 1,6. \quad (45)$$

Указанные мгновенные силы инерции при наличии рессор превращаются в более или менее длительную нагрузку, т. е. ударная нагрузка превращается в вибрацию с частотой, пропорциональной числу осей вагона, в котором транспортируется ракета, и скорости

движения:

$$v = \frac{v_{\text{п}}}{L_{\text{р}}} k, \quad (46)$$

где k — число осей в вагоне, $L_{\text{р}}=12,5$ м — длина рельса (например, при $v_{\text{п}}=80$ км/час и $k=4$ $v=7,1$ гц).

При перевозке на значительные расстояния (L_0) эксплуатационное число циклов колебаний будет равно

$$m = \frac{L_0}{L_{\text{р}}} k; \quad (47)$$

так, при длине пути $L_0=10\,000$ км получаем

$$m=3,2 \cdot 10^6 \text{ циклов.}$$

Коэффициенты перегрузок для случаев транспортировки по шоссейным и грунтовым дорогам можно определить лишь опытным путем. Величины их в большинстве случаев зависят от случайных факторов, влияние которых можно уменьшить при правильной эксплуатации.

3. Подъем ракеты

При подъеме ракеты краном возможны динамические нагрузки в поперечном направлении при пуске и остановке. Величина этих нагрузок зависит как от конструкции тормозных устройств крана, так и от выполнения правил эксплуатации его. По «Нормам прочности для самолетов» этот коэффициент принимается равным $n_y=2$.

3.3. Нагрузки на основные узлы конструкции ракеты

1. Силовая схема ракеты

Движущая сила P приложена к корпусу ракеты, в котором помещается полезный груз $G_{\text{п}}$, приборы $G_{\text{пр}}$ и топливные баки (B) и (A). В общем случае линия действия ее не совпадает с осью ракеты вследствие наличия газодинамического и геометрического эксцентриситетов. Поверхностная аэродинамическая нагрузка, возникающая при движении ракеты в атмосфере и создающая лобовое сопротивление Q , характеризуется величиной давления $p_{\text{н}}$, нормального к поверхности, и напряжением трения p_t , касательным к поверхности корпуса. Массовые силы от агрегатов, находящихся внутри корпуса, обусловленные наличием ускорения, приложены к нему в местах их крепления в виде сосредоточенных или как-то распределенных нагрузок (в зависимости от конструкции крепления).

Инерционная нагрузка от массы самого корпуса распределяется пропорционально площади его сечения и плотности материала.

Для выполнения полета по заданной программе в хвостовой части корпуса ракеты имеется система газовых и воздушных рулей и стабилизирующие поверхности, создающие необходимые поперечные нагрузки и моменты. Стабилизатор нагружается поверхностной аэродинамической нагрузкой, значительно превышающей нагрузку от собственной массы. Эта нагрузка передается на корпус

в местах крепления к нему стабилизирующих поверхностей. Все нагрузки на отдельные узлы конструкции ракеты определяются в связанной системе координат (x, y, z) .

2. Нагрузки на корпус ракеты

Осевая нагрузка

Осевая нагрузка на корпус равна сумме всех осевых массовых и поверхностных сил. При малых углах атаки можно пренебречь осевой составляющей подъемной силы Y корпуса, т. е. считать, что

$$Q_x = Q \cos \alpha + Y \sin \alpha \approx Q.$$

Тогда осевая нагрузка на любое поперечное сечение корпуса ракеты T в общем виде может быть записана так:

$$T = \int_{x_0}^x \frac{dQ}{dx} dx + n_x \int_{x_0}^x 2\pi r \gamma \delta_{пр} dx + \pi r^2 (p_h - p_v) + \sum_{x_0}^x n_x G_c, \quad (48)$$

где x_0 — координата носка ракеты, dQ/dx — погонное лобовое сопротивление, r — радиус сечения корпуса, γ — удельный вес материала корпуса ракеты, $\delta_{пр} = F_{сеч}/2\pi r$ — приведенная толщина корпуса ракеты, $F_{сеч}$ — площадь сечения корпуса ракеты, p_v — давление внутри корпуса ракеты, $n_x G_c$ — сосредоточенная массовая нагрузка на корпус от агрегатов, находящихся внутри его.

Поперечная нагрузка

Равнодействующая всех поверхностных поперечных сил всегда направлена противоположно равнодействующей поперечных массовых сил, т. е. в любом сечении ракеты погонная поперечная нагрузка будет равна

$$\frac{dN}{dx} = \frac{dY}{dx} - \frac{dQ}{dx} \alpha - 2\pi r \gamma n_y \delta_{пр}. \quad (49)$$

Сосредоточенные силы будут: $N_c n_y$, $q_y n_y dx$, N_p , где N_c — сосредоточенная поперечная нагрузка от веса агрегатов, находящихся внутри корпуса ракеты, q_y — погонная распределенная поперечная нагрузка от веса агрегатов, находящихся внутри корпуса, dY/dx — погонная подъемная сила, N_p — сосредоточенная поверхностная поперечная нагрузка от рулей.

Интегрируя выражение $(dN/dx)_{ст}$ от x_0 до x_1 , можем определить перебивающую силу N в любом сечении x_1

$$N = \int_{x_0}^{x_1} \frac{dN}{dx} dx - N_c n_y - q_y n_y \Delta x + N_p \quad (50)$$

и изгибающий момент

$$M_{изг} = \int_{x_0}^{x_1} \frac{dN}{dx} (x - x_1) dx - M_{м.с} n_y + M_{п.с}, \quad (51)$$

где $M_{м.с}$ — сосредоточенный момент в сечении x_1 корпуса от веса агрегатов, находящихся в нем; $M_{п.с}$ — сосредоточенный момент от поверхностных сил.

На конструкцию и узлы крепления агрегатов, находящихся внутри корпуса ракеты, действуют лишь массовые силы, определяемые коэффициентами n_x и n_y .

Для отдельных элементов конструкции корпуса расчетными могут быть местные нагрузки от действия сосредоточенных сил и местной разности температур, а также нагрузки, зависящие от

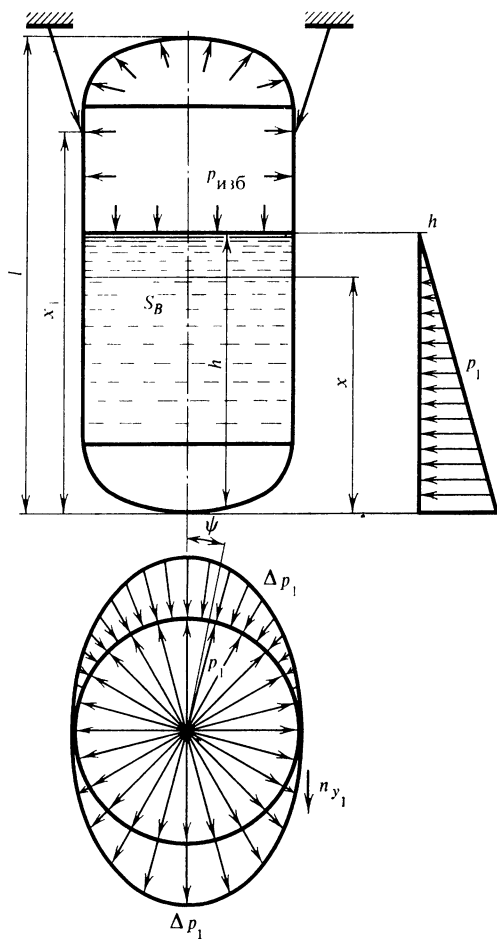


Рис. 30
К расчету нагрузки на топливный бак

величины и характера распределения местной поверхностной силы.

Нагрузки на топливные баки

В общем случае, когда в баке имеется жидкость с удельным весом γ_B и избыточное газовое давление $p_{изб}$, стенки его нагружаются переменным по длине бака давлением (рис. 30)

$$p_1 = p_{изб} + n_x \gamma_B (h - x). \quad (52)$$

Наличие поперечной перегрузки n_y приводит к несимметричному нагружению стенок бака и по поперечному сечению. Дополни-

тельное давление Δp_1 от n_{y_1} будет на одной стороне суммироваться с основным давлением, а на противоположной вычитаться (см. рис. 30):

$$\Delta p_1 = n_{y_1} \gamma_B R (1 - \cos \psi), \quad p = p_1 \pm \Delta p_1, \quad (53)$$

где R — внутренний диаметр бака.

По оси бака в каждом поперечном сечении его x , лежащем ниже мест крепления бака в осевом направлении x_1 , действует сила, равная

$$T_B = n_x \int_0^x \gamma_0 2\pi R_{cp} \delta dx + \pi \gamma_B n_x R^2 + \Sigma n_x G_{б.с.}, \quad (54)$$

где

$$x < x_1 < l,$$

R_{cp} — радиус средней поверхности корпуса бака в данном сечении, $G_{б.с.}$ — вес деталей, присоединенных к корпусу бака.

Выше мест крепления

$$T = 2\pi n_x \int_{x_1}^x \gamma_0 R_{cp} \delta dx, \quad (55)$$

$$x_1 < x \leq l,$$

где l — длина бака.

Дополнительная нагрузка на стенки бака, зависящая от скорости изменения уровня жидкости в баке,

$$T_1 = \rho_B n_x \frac{\dot{G}_{B1}^2}{\pi R^2}, \quad (56)$$

где ρ_B — плотность жидкости (B), \dot{G} — секундный расход жидкости (B). Нагрузка, зависящая от скорости вытекания из бака жидкости, мала и ею можно пренебречь.

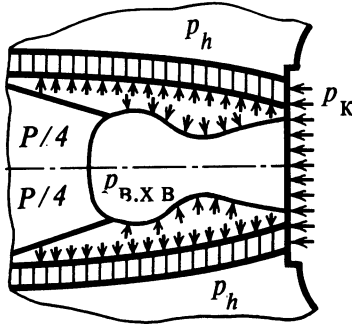


Рис. 31

К расчету нагрузки на раму двигательной установки

Нагрузки на раму двигательной установки

Рама двигательной установки в осевом направлении нагружается силой (рис. 31)

$$T_{p.д} = P - n_x G_{к.сг} + (p_k - p_{в.хв}) F_a, \quad (57)$$

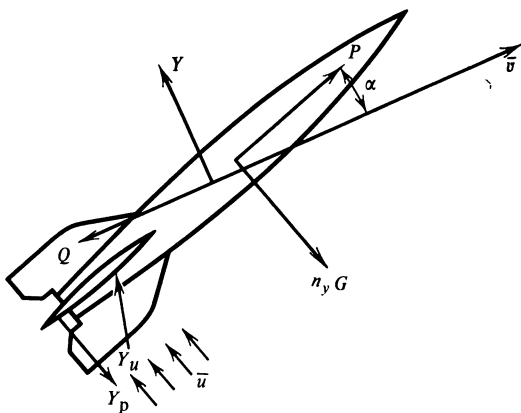


Рис. 32
К расчету нагрузки на оперение

где $G_{к.сг}$ — вес камеры сгорания с охлаждающей жидкостью, находящейся в ней, $p_{в.хв}$ — давление внутри хвостового отсека. В данном случае тягу следует брать с учетом величины $F_a(p_a - p_k)$ без учета потери ее на газовые рули. Поперечная нагрузка на раму зависит не только от коэффициента перегрузки n_y , но и от эксцентриситета d тяги P и углового эксцентриситета тяги $\Delta\gamma_1$. Линейный эксцентриситет тяги d приводит к неравномерному загрузению стержней рамы.

Нагрузки на оперение

Так как в полете в основном имеет место несимметричное нагружение перьев стабилизатора, то рассматриваем случай наиболее неблагоприятной комбинации на одном из перьев нагрузок: уравновешивающей, маневренной и от беспокойного воздуха (рис. 32). Под уравновешивающей нагрузкой мы будем понимать поперечную аэродинамическую силу, пропорциональную углу атаки (или углу рыскания):

$$\alpha_y = \alpha_{пр} + \Delta\alpha_{\beta p} + \Delta\alpha_k + \alpha_0. \quad (58)$$

Если изменение $\Delta\alpha_k$ носит динамический характер, то α_y следует брать равным

$$\alpha_y = \alpha_{пр} + \Delta\alpha_{\beta p} + 2\Delta\alpha_k + \alpha_0,$$

где α_0 — угол перекоса пера стабилизатора, $\Delta\alpha_{\beta p}$ — дополнительный угол атаки для стреловидного оперения за счет угла рыскания, $\Delta\alpha_k$ — дополнительный угол атаки за счет отклонения оси ракеты от программного положения.

Под маневренной нагрузкой понимают нагрузку, пропорциональную угловой скорости вращения ракеты. Маневренная нагрузка может быть выражена через средний угол атаки:

$$\alpha_m = \frac{\omega_z}{v} l_{ср} + \frac{\omega_x}{v} r_{ср}. \quad (59)$$

Следовательно, суммарная нагрузка на перо будет равна

$$Y_{\text{II}} = \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{\text{CT}} \frac{1}{2} q S \alpha_p. \quad (60)$$

Здесь

$$\alpha_p = \alpha_u + \alpha_y + \alpha_m,$$

где α_u — угол атаки при воздействии ветра.

При определении сил, действующих на корпус хвостового отсека, необходимо рассмотреть случай совместного нагружения всех перьев стабилизатора.

1. Случай несимметричного нагружения перьев горизонтального оперения. В этом случае берут нагрузку на одно перо, равную

$$Y_1 = Y + \Delta Y_1 \pm Y_{\text{в.п.}}, \quad (61)$$

а на другое

$$Y_2 = Y + \Delta Y_2 \pm Y_{\text{в.п.}},$$

где Y — средняя нагрузка на перо, определяемая углом атаки

$$\alpha = \alpha_{\text{пр}} + \Delta\alpha_{\text{к}} + \frac{\omega_z}{v} l_{\text{ср}} + \alpha_{0\text{min}} + \frac{u_z}{v}, \quad (62)$$

ΔY — дополнительная нагрузка, равная

$$\begin{aligned} \Delta Y_1 &= qS \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{\text{CT}} \frac{1}{2} (\Delta\alpha + \Delta\alpha_0), \\ \Delta Y_2 &= qS \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{\text{CT}} \frac{1}{2} \Delta\alpha, \end{aligned} \quad (63)$$

где

$$\begin{aligned} \Delta\alpha &= \Delta\alpha_{\beta} + \frac{\omega_x}{v} r_{\text{ср}}, \\ \Delta\alpha_0 &= (\alpha_0 - \alpha_{0\text{min}}). \end{aligned}$$

Степень несимметричности нагрузки на оперение определяем как отношение

$$\frac{\Delta\alpha + \Delta\alpha_0}{\alpha} 100 = k (\%).$$

2. Случай совместного нагружения горизонтального и вертикального оперения предусматривает, помимо нагружения горизонтального оперения нагрузкой $Y_1 = Y_2$, несимметричную нагрузку вертикального оперения при углах рыскания

$$\begin{aligned} \beta &= \beta_{0\text{min}} + \frac{u_z}{v} + \Delta\beta_{\text{к}} + \frac{\omega_y}{v} l_{\text{ср}}, \\ \Delta\beta &= \Delta\beta_{\alpha} + \frac{\omega_x r_{\text{ср}}}{v}, \end{aligned} \quad (64)$$

$$\beta_1 = \beta + \Delta\beta + \Delta\beta_0, \quad \Delta\beta_0 = \beta_0 - \beta_{0\text{min}}.$$

3. Коэффициент безопасности

При расчете конструкции на наиболее возможные при эксплуатации нагрузки необходимо, чтобы напряжения в ответственных узлах, деформации которых могут повлиять на управляемость или на аэродинамические характеристики ракеты, не превосходили

значительно предела пропорциональности $\sigma_{пр}$, а в узлах малоответственных — предела текучести σ_s .

При расчете на разрушающие нагрузки это достигается введением коэффициента запаса прочности

$$\eta = \sigma_b / \sigma_p, \quad (65)$$

где σ_b — временное сопротивление материала, σ_p — расчетное напряжение.

Примечание. Механические свойства материалов необходимо брать при эксплуатационном температурном режиме.

Возможное отклонение расчетных нагрузок от действительных из-за неточности исходных баллистических и аэродинамических данных и из-за приближенности самой методики определения нагрузок следует учесть некоторым коэффициентом «незнания» ($f_n > 1$), определяемым в каждом конкретном случае. Отклонение расчетной схемы от действительной картины загрузки, а также различного рода производственные недостатки конструкции должны быть учтены «технологическим» коэффициентом безопасности f_t , тогда коэффициент безопасности будет равен

$$f = f_t f_n \eta. \quad (66)$$

Следовательно, расчетная разрушающая нагрузка будет равна произведению расчетной эксплуатационной нагрузки на коэффициент безопасности

$$P^p = P^3 f. \quad (67)$$

Лекция пятая

4. Расчетные случаи и схемы нагружения

Проведя анализ нагрузок, действующих на ракету в полете, раздельно для активного и пассивного участков траектории с учетом возможных наземных нагрузок, можно выделить ряд положений ракеты, характерных наличием пиков внешних нагрузок на ее отдельные части.

В целом конструкция ракеты подвергается комбинированному воздействию поверхностных и массовых сил. Однако для проведения расчетов на прочность и для статических испытаний конструкции ракеты следует установить ряд расчетных случаев (обуславливающих наиболее тяжелые моменты в работе основных узлов), исходя из величин и направления доминирующих суммарных нагрузок.

При расчете на случай, определяемый доминирующей нагрузкой, необходимо, конечно, учесть влияние других нагрузок, действующих на узел в этот момент.

Все случаи нагружения, относящиеся к полету ракеты на активном участке траектории, т. е. при наличии движущей силы, обозначаем римскими цифрами при букве А (например, АI или АII).

Аналогично все случаи нагружения на пассивном участке — через ВI, ВII и т. д.; случаи нагружения ракеты наземными нагрузками — через СI, СII и т. д.

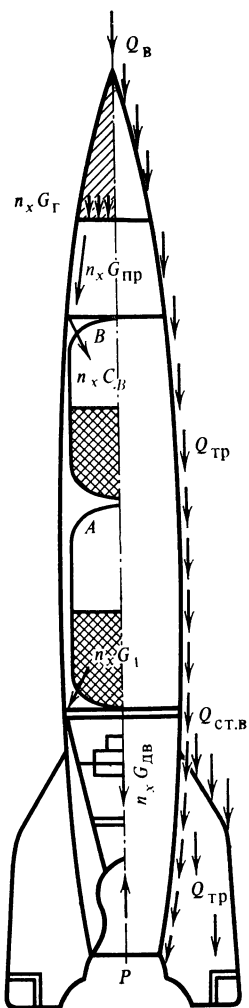


Рис. 33

Действие нагрузок в случае AI

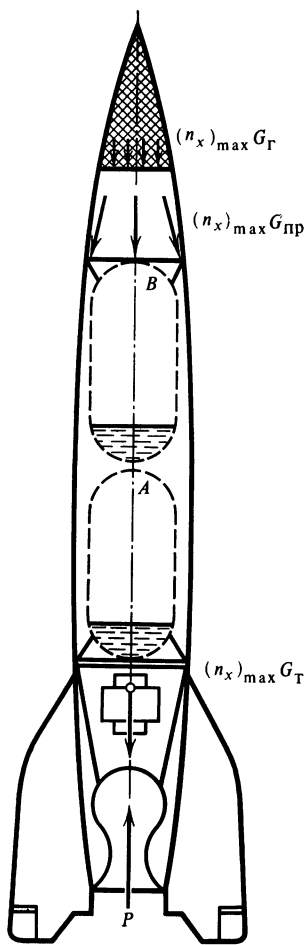


Рис. 34

Действие нагрузок в случае AII

4.1. Активный участок траектории

С л у ч а й AI

Случай нагружения узлов конструкции максимальной суммарной осевой нагрузкой, величина которой зависит от изменения массы ракеты и высоты полета. Является расчетным для узлов конструкции, несущих переменную массу и воспринимающих нагрузку, зависящую от высоты полета (рис. 33).

С л у ч а й AII

Соответствует нагружению конструкции ракеты осевыми массовыми силами при полете с максимальной перегрузкой

$$(n_x)_{\max} = P/G.$$

Является расчетным для узлов конструкции, несущих постоянную массу (рис. 34).

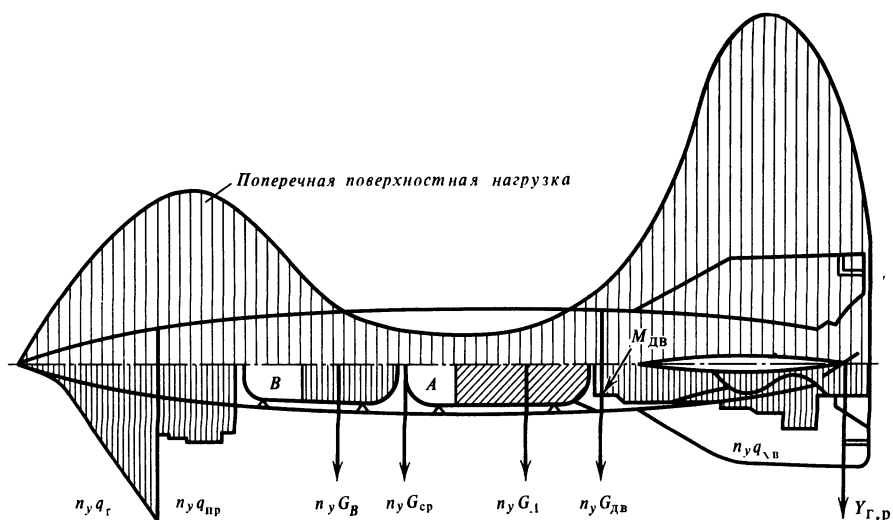


Рис. 35
 Действие нагрузок в случае АIII

С л у ч а й АIII

Случай полета ракеты с наибольшим по абсолютной величине значением подъемной силы Y_{\max} .

Случай АIII может быть расчетным для корпуса ракеты, но чаще всего является расчетным для несущих и стабилизирующих поверхностей (рис. 35).

С л у ч а й АIV

Полет ракеты в неспокойном воздухе при максимальной скорости ветра (рис. 36). Рассматриваются два случая полета ракеты в зоне поперечного ветра: порыв ветра действует на всю ракету; порыв ветра охватывает часть ракеты.

П р и м е ч а н и е. В большинстве случаев случай АIV следует рассматривать совместно со случаем АIII.

С л у ч а й AV

Случай местного нагружения элементов конструкции наибольшим значением поверхностной нагрузки (рис. 37).

Этот случай является расчетным для рулевых органов системы управления и для всех элементов ракеты, находящихся под воздействием газового давления.

П р и м е ч а н и е. Для корпуса ракеты местная поверхностная нагрузка определяется как разность наружного (\bar{p}) и внутреннего давлений:

$$p = \bar{p} - p_v.$$

О с о б ы й п о л е т н ы й с л у ч а й Ао.

Случай нагружения элементов конструкции ракеты поверхностной аэродинамической нагрузкой при переходе области звуковых скоростей. Является расчетным в основном для несущих и стабилизирующих поверхностей.

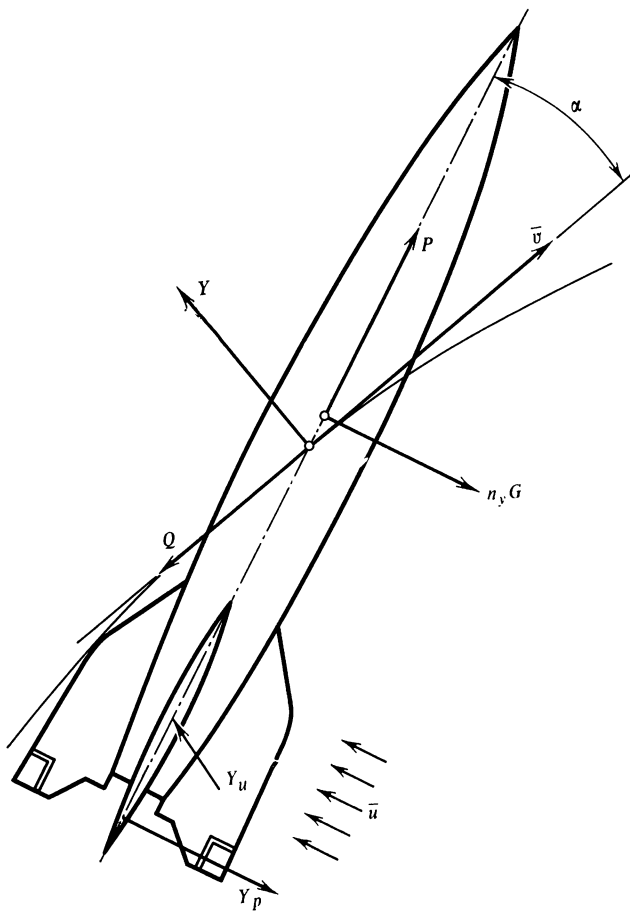


Рис. 36
 Действие нагрузок в случае AIV

4.2. Пассивный участок траектории

С л у ч а й VI

Соответствует полету ракеты на наибольшую возможную дальность, т. е. с $(n_x)_{\max \max}$ при $q_{\max \max}$. Является расчетным для всех элементов конструкции, воспринимающих поверхностную воздушную нагрузку, и для элементов конструкции, несущих только постоянную массу, находящуюся внутри корпуса (рис. 38).

С л у ч а й VII

Полет ракеты на пассивном участке траектории с $(n_x)_{\max}$, соответствующий минимуму дальности. Является расчетным для элементов конструкции, несущих переменную массу (рис. 39).

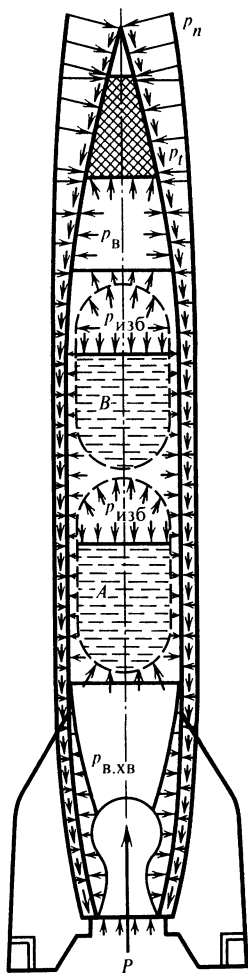


Рис. 37

Действие нагрузок в случае AV

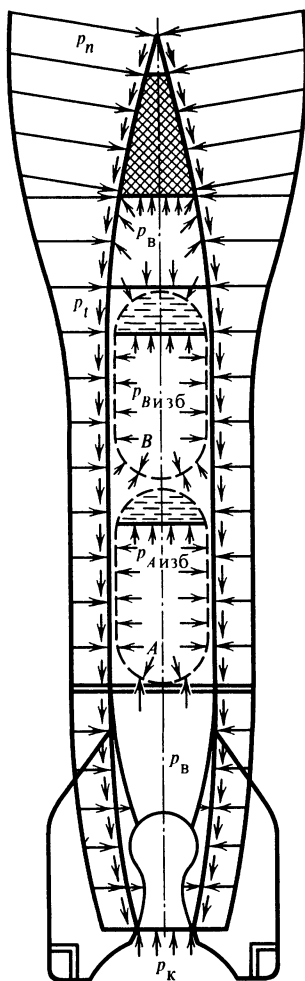


Рис. 38

Действие нагрузок в случае VI

Случай VIII

Полет ракеты в неспокойном воздухе при максимальной перегрузке:

$$n_y = \frac{S}{2G_n} \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{об} (v^2 \rho)_{max}.$$

В этом случае будет иметь место нагружение ракеты наибольшей поперечной нагрузкой, соответствующей Y_{max} .

Таким образом, этот случай является расчетным как для всего корпуса ракеты, так и для несущих и стабилизирующих плоскостей (рис. 40).

Примечание. При расчете корпуса ракеты на случай VIII необходимо рассмотреть случаи несимметричного и совместного нагружения несущих и стабилизирующих поверхностей, а также случаи локальных порывов ветра.

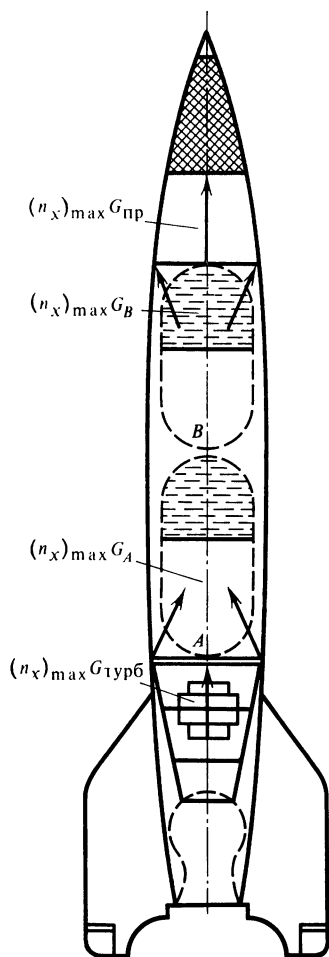


Рис. 39
 Действие нагрузок в случае VII

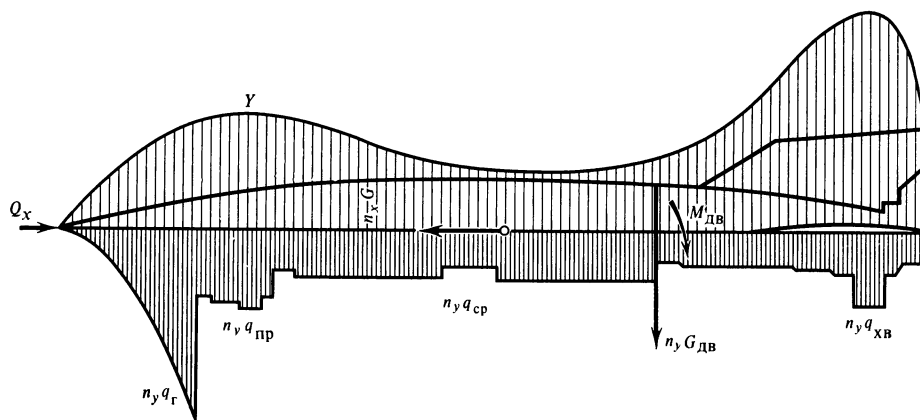


Рис. 40
 Действие нагрузок в случае VIII

Особый случай В₀.

Случай нагружения элементов конструкции ракеты поверхностной аэродинамической нагрузкой при переходе области звука на пассивном участке траектории.

4.3. Наземные случаи

Случай СI

Нагружение конструкции ракеты в положении на старте. Является расчетным для опорных элементов и для узлов конструкции, на которые осевая нагрузка от веса частей ракеты в положении на старте больше такового в полете

$$G_0 > n_x G_i$$

или обратна по направлению (рис. 41).

Примечание. При определении нагрузки на опорные элементы следует учесть влияние бокового ветра.

Случай СII

Нагружение конструкции ракеты поперечными массовыми силами при транспортировке с $(n_y)_{\max}$.

Примечание. При расчете на прочность следует учесть возможные при некоторых видах транспортировки осевые нагрузки, а также динамический характер приложения инерционных сил. При подъеме ракеты краном (рис. 42) брать $n_y=2$.

При транспортировке ракеты на большие расстояния при вибрационном характере изменения инерционных сил следует:

а) обеспечить несовпадение частоты вынужденных колебаний с частотой собственных колебаний конструкции;

б) учесть влияние динамического характера инерционных сил на прочность конструкции.

Все приведенные выше расчетные случаи относятся ко всем ракетам, управляемым лишь на активном участке траектории, независимо от их конструктивных особенностей.

Для определения случаев расчета и при испытании отдельных узлов или деталей конструкции необходимо провести анализ как силовой схемы их конструкции, так и нагрузок, действующих на них при указанных выше расчетных случаях.

5. Случай расчета и условия нагружения для основных узлов ракеты 2ПБ

В качестве примера применения приведенных выше расчетных случаев к конкретной конструкции определим нагрузки на основные узлы конструкции ракеты 2ПБ.

Корпус ракеты 2ПБ состоит из четырех отсеков: головного, приборного, среднего, хвостового.

В корпусе среднего отсека размещены топливные баки (А и В).

В корпусе хвостового отсека — двигательная установка и механизмы управления.

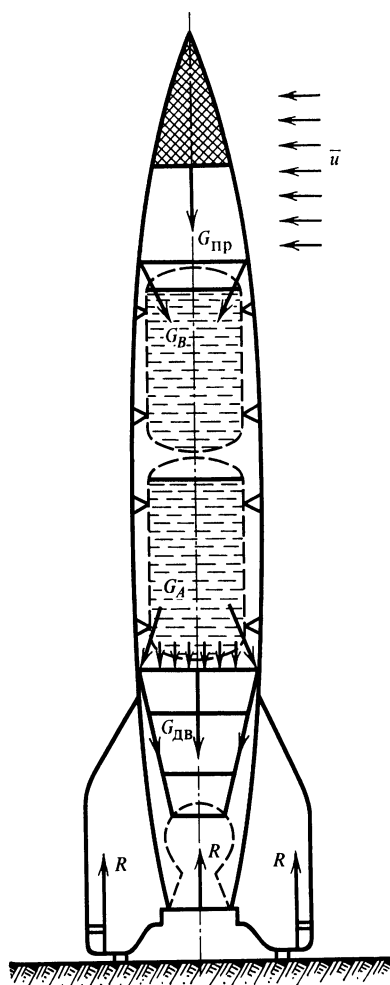


Рис. 41
 Действие нагрузок в случае СИ

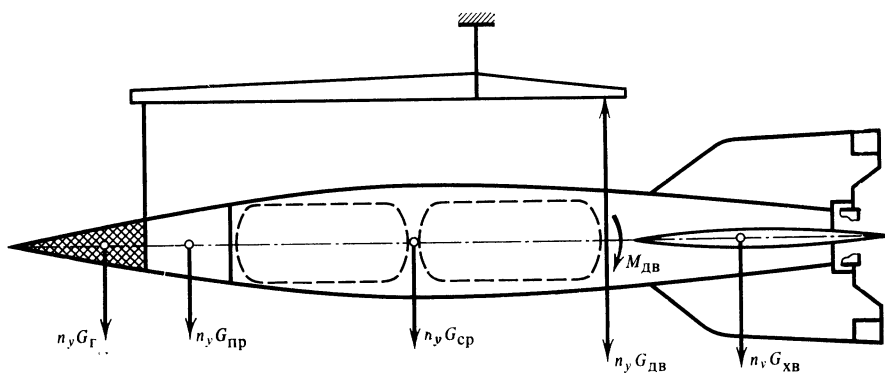


Рис. 42
 Действие нагрузок в случае СИИ

5.1. Корпус головной части

Корпус головной части, в котором размещается полезный груз, на активном участке траектории нагружается поверхностной аэродинамической нагрузкой и массовыми силами от собственной массы (рис. 43). На пассивном участке он дополнительно нагружается массовой нагрузкой от полезного груза, противоположной по направлению поверхностной (рис. 44).

Следовательно, расчетным для корпуса головки, кроме спецслучая, может быть случай AV или VI.

С л у ч а й AV

В случае AV оболочка корпуса нагружается нормальным к ее поверхности давлением Δp_n , силами трения p_t и массовой силой T_r :

$$\Delta p_n = p_n - p_b,$$

где p_n — наружное абсолютное давление, p_b — внутреннее давление в корпусе;

$$T_r = 2n_x \gamma_r \delta \int_{x_r}^x \pi r dx,$$

где γ_r — удельный вес материала корпуса, x — текущая координата, δ — толщина стенки.

С л у ч а й VI

Схема нагружения в случае VI дана на рис. 44. Нормальное к поверхности давление на оболочку будет равно

$$\Delta p_{nb} = p_n - p_b - (n_x)_{\max} \gamma_n (x - h_n),$$

где γ_n — удельный вес полезного груза, h_n — высота пространства, не заполненного полезным грузом.

Нагрузка от массы самого корпуса в этом случае противоположна силам трения p_t .

Случай VI характерен наличием большого нагрева корпуса головной части.

С л у ч а й AII

Является расчетным для элементов корпуса (дно), воспринимающих осевую массовую нагрузку от полезного груза

$$T_d = (n_x)_{\max} G_n,$$

где G_n — вес полезного груза.

Напряжение в полезном грузе определяется при наибольшем по абсолютной величине значении n_x из случаев AII и VI:

$$\sigma_{c.n} = n_x (x_r - h) \gamma_n.$$

5.2. Корпус приборного отсека

Корпус приборного отсека состоит из каркаса, крышек и крестовины.

Каркас приборного отсека (четыре лонжерона, связанные между собой стыковыми шпангоутами) воспринимает осевые и попереч-

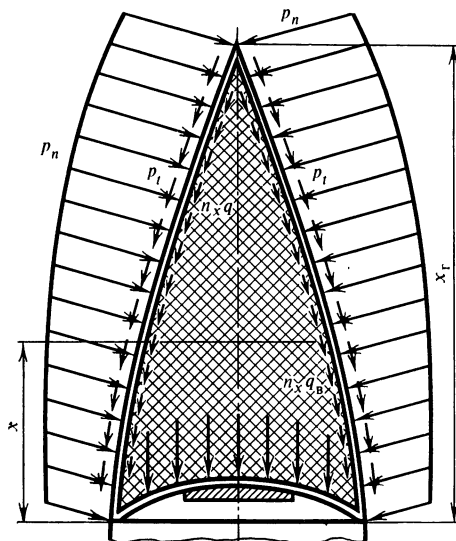


Рис. 43
Нагружение корпуса головной части на активном
участке траектории

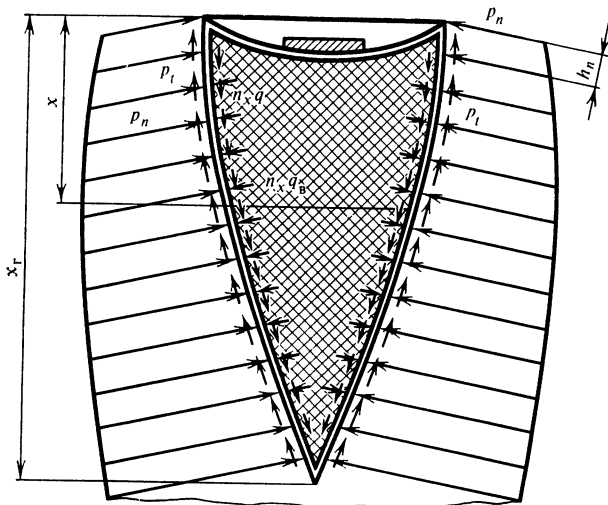


Рис. 44
Нагружение корпуса головной части на пассивном
участке траектории

ные нагрузки. Так как каркас приборного отсека несет узлы с постоянной массой, то расчетным для него является случай АII (рис. 45).

При наличии большого коэффициента поперечной перегрузки следует проверить прочность каркаса и на случай АIII.

Крышки отсека, воспринимающие только поверхностные силы, рассчитываются на случай VI совместно с VIII.

С л у ч а й АII

Со стороны головной части на корпус отсека действует сила

$$T_{\text{пр I}} = (n_x)_{\text{max}} G_r + \pi r_1^2 (p_h - p_b).$$

Нагрузка от массы приборов и самого корпуса в любом сечении x равна

$$\Delta T_{\text{пр I}} = (n_x)_{\text{max}} \int_{x_{\text{пр}}}^x q dx + \pi (p_h - p_b) \int_{x_{\text{пр}}}^x (r^2 - r_1^2) dx,$$

где q — погонный вес корпуса отсека и приборов по оси ракеты, $x_{\text{пр}}$ — расстояние от стыка приборного отсека с головным до центра тяжести ракеты.

С л у ч а й АIII

Осевая нагрузка в случае АIII равна

$$T_{\text{пр III}} = n_x G_{\text{rx}} + Q_r + \pi r_1^2 (p_h - p_b),$$

$$\Delta T_{\text{пр III}} = n_x \int_{x_{\text{пр}}}^x q dx + \pi (p_h - p_b) \int_{x_{\text{пр}}}^x (r^2 - r_1^2) dx + \int_{x_{\text{пр}}}^x \frac{dQ}{dx} dx.$$

Перерезывающая сила в сечении x_0

$$N_{\text{пр}} = G_r n_y - Y_r + \int_{x_{\text{пр}}}^{x_0} n_y q dx - \int_{x_{\text{пр}}}^{x_0} \frac{dy}{dx} dx$$

и изгибающий момент

$$M_{\text{пр}} = G_r n_y (l_r - x_0) - Y_r (l_r^* - x_0) + \int_{x_{\text{пр}}}^{x_0} n_y q (x - x_0) dx -$$

$$- \int_{x_{\text{пр}}}^{x_0} \frac{dy}{dx} (x - x_0) dx,$$

где l_r — расстояние от центра тяжести ракеты до центра тяжести головки, l_r^* — расстояние от центра тяжести ракеты до центра давления головки.

С л у ч а й VI

Крышки приборного отсека рассчитываются на нормальное к их поверхности давление $\Delta p = p_n - p_b$ с учетом дополнительного давления за счет возможного угла атаки по случаю VIII (рис. 46).

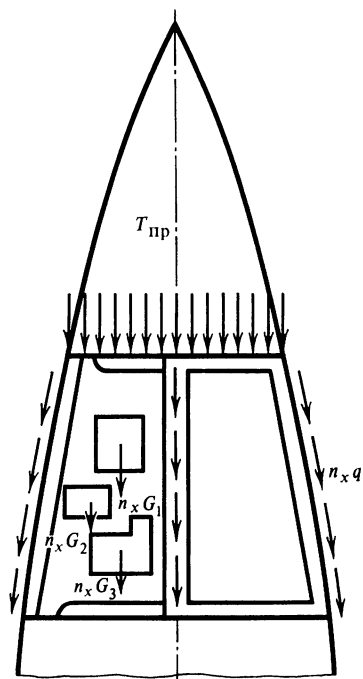


Рис. 45
Нагружение приборного отсека

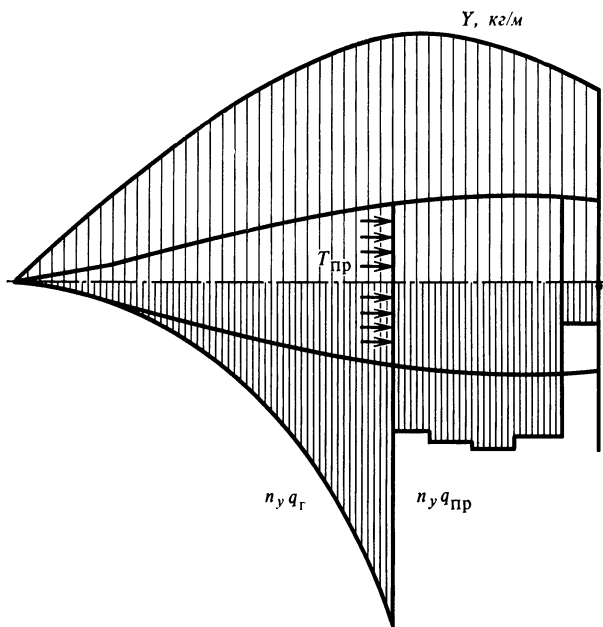


Рис. 46
Нагружение крышек приборного отсека

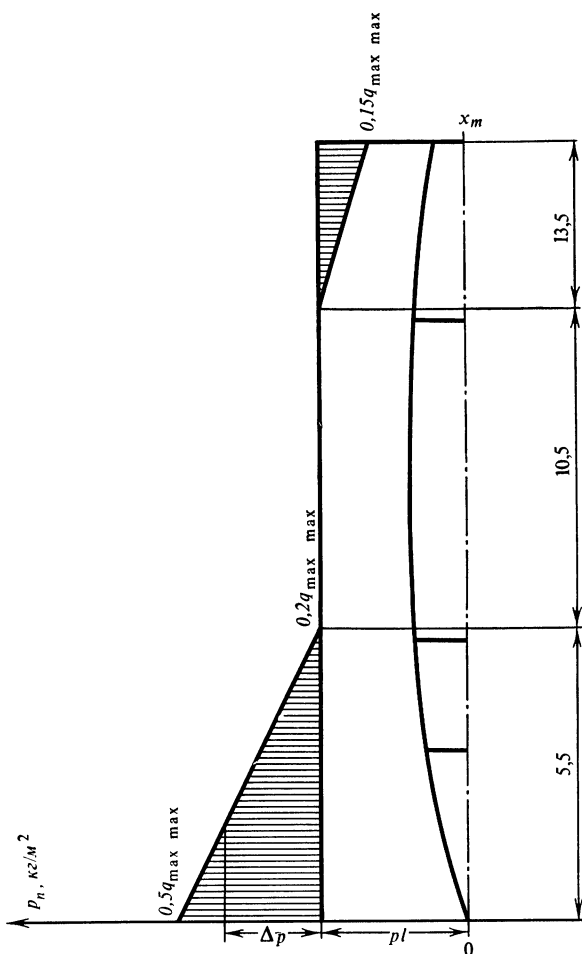


Рис. 47

График распределения давления, нормального к поверхности корпуса ракеты

Величину и распределение давления брать по продувкам, а при их отсутствии можно пользоваться для приближенных расчетов графиком (рис. 47).

Лонжероны корпуса приборного отсека, воспринимающие нагрузку от крышек, должны быть рассчитаны на совместное действие нагрузок, соответствующих случаям VI и VIII (рис. 48).

При этом осевая нагрузка определяется по формуле

$$T_{xVIII} = n_x G + n_x \int_0^x q dx - Q_r - \pi r^2 (p_h - p_b) - \int_0^x \frac{dQ}{dx} dx.$$

5.3. Баки

Расчетным случаем для корпуса топливного бака является случай AV. Для элементов крепления его в осевом направлении — случай AI и в поперечном — случай AIII.

Кроме этого, обязательна проверка как корпуса, так и элементов крепления бака на случаи VI и VIII при полете по траектории, соответствующей минимальной дальности.

В случае AV расчетным для нижней части бака, заполненной жидкостью, является давление

$$p_H = p_{изб} + \gamma_B [n_x(h-x) + n_y R]$$

при n_y , соответствующем случаю AIII, и для верхней части бака

$$P_B = P_{изб}$$

В случае AI осевая нагрузка будет равна

$$T_6 = n_x (G_B + G_6),$$

где G_B — вес жидкости, G_6 — вес бака.

В случае VI

$$T_6 = -(n_x)_{\max} (G_{BK} + G_6),$$

где G_{BK} — конечный вес жидкости в баке.

В случаях AIII и VIII поперечная нагрузка определяется по формуле

$$N_B = (n_y)_{\max} (G_B + G_6).$$

Расчетным для баков рассматриваемой ракеты является и случай CIII.

5.4. Корпус среднего отсека

Корпус среднего отсека представляет собой оболочку, подкрепленную набором стрингеров и шпангоутов. В местах приложения сосредоточенных сил имеется ряд усиленных стрингеров (рис. 49).

Так как корпус среднего отсека несет на себе наряду с узлами, имеющими постоянную массу, узлы с переменной массой (бак с жидкостью (B)), то расчетным для него является случай AI.

Если осевая нагрузка в случае AIII незначительно отличается от таковой в случае AI, расчетным может быть лишь случай AIII на совместную нагрузку от n_x и n_y :

$$\begin{aligned} T_{xA} &= n_x (G_r + G_{пр}) + n_x (G_B + G_6) + Q_r + Q_{пр} + n_x \int_{x_{ср}}^x q_{ср} dx + \\ &+ \int_{x_{ср}}^x \frac{dQ}{dx} dx + \pi r^2 (p_h - p_B), \\ N_{yA} &= n_y (G_r + G_{пр}) - (Y_r + Y_{пр}) + \int_{x_{ср}}^x n_y q_{ср} dx - \\ &- \int_{x_{ср}}^x \frac{dy}{dx} dx + \Sigma n_y G_{с.ср}, \end{aligned}$$

где $G_{пр}$ — вес приборного отсека, $q_{ср}$ — погонный по оси ракеты вес корпуса среднего отсека с изоляцией, $n_y G_{с.ср}$ — сосредоточенная нагрузка от баков, находящихся внутри корпуса.

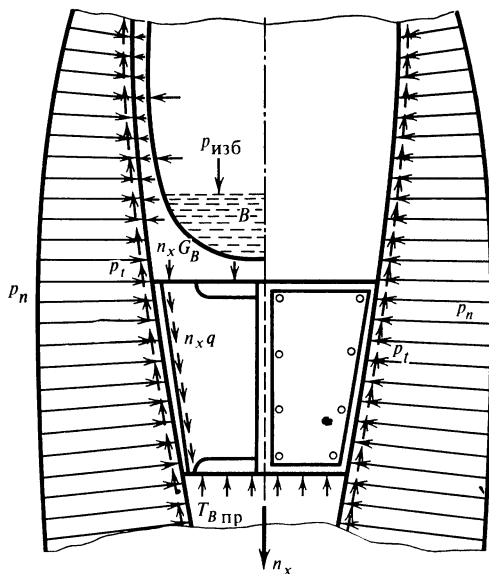


Рис. 48

Нагружение лонжеронов корпуса приборного отсека

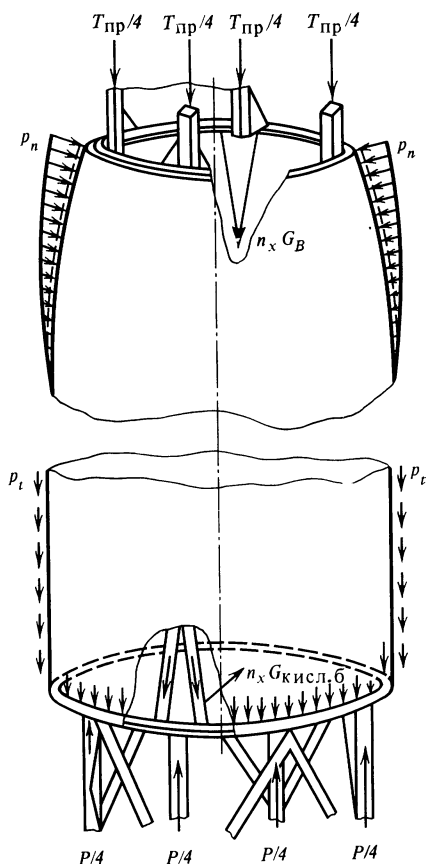


Рис. 49

Нагружение корпуса среднего отсека

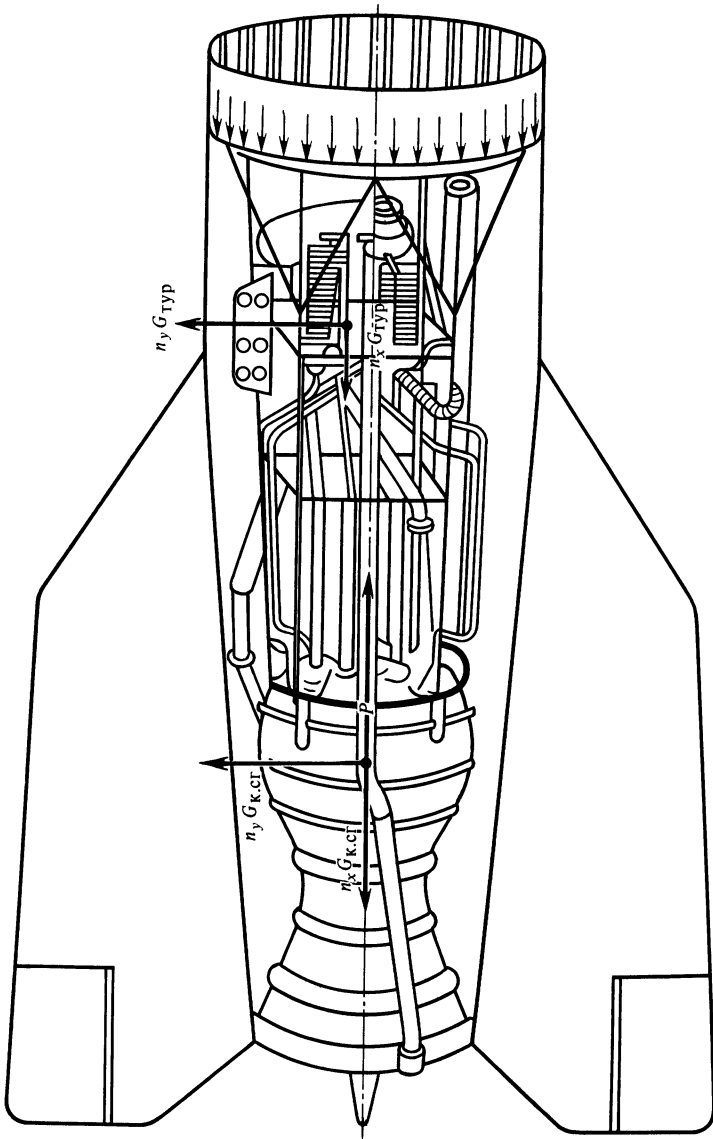


Рис. 50
Нагружение рамы двигательной установки

Изгибающий момент определяется как

$$M_{изг} = \int_{x_{ср}}^{x_0} \frac{dN_{\nu A}}{dx} (x - x_0) dx.$$

В случае VIII определяющими будут поперечные нагрузки, ибо осевая сила

$$T_{хв} = n_x (G_{\Gamma} + G_{\text{пр}} + G_{\text{вк}} + G_{\text{б}}) + n_x \int_{x_{ср}}^x q_{ср} dx -$$

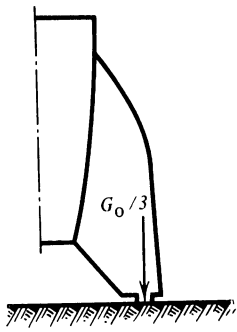


Рис. 51

Нагружение пера стабилизатора ракеты на стартовом столе

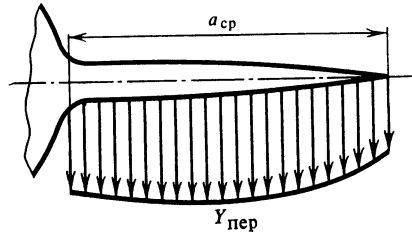


Рис. 52

Нагружение пера стабилизатора по поперечному сечению в полете

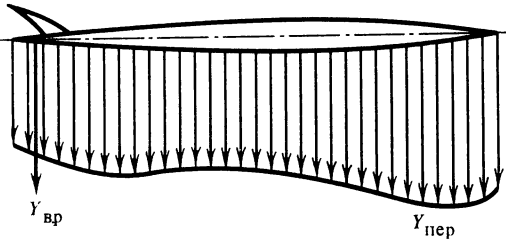


Рис. 53

Нагружение пера стабилизатора по хорде в полете

$$- \left[Q_{\Gamma} + Q_{\text{пр}} + \int_{x_{\text{ср}}}^{\infty} \frac{dQ}{dx} dx + \pi r^2 (p_h + p_B) \right]$$

будет значительно меньше $T_{\text{ср.А}}$.

Корпус среднего отсека должен быть проверен и на случаи СIII и CIV.

Элементы конструкции корпуса, воспринимающие сосредоточенные силы (со стороны приборного отсека и рамы двигательной установки), рассчитываются на случай AI, а элементы конструкции, воспринимающие поверхностную нагрузку (оживальная часть отсека), на случай VI.

5.5. Рама двигательной установки

На раму двигательной установки действуют сила тяги P и инерционные нагрузки от массы агрегатов, расположенных на ней (рис. 50). Расчетным для нее является случай AI:

$$T_{\text{р.д}} = P - n_x G_{\text{к.сг}}$$

с учетом поперечных нагрузок $n_y G_{\text{к.сг}}$ и $n_y G_{\text{тур}}$ турбины, соответствующих случаю AIII.

Независимо от величины нагрузки $T_{\text{р.д}}$ необходимо провести проверку прочности рамы двигателя на динамическую нагрузку $p=f(t)$ в момент включения двигателя.

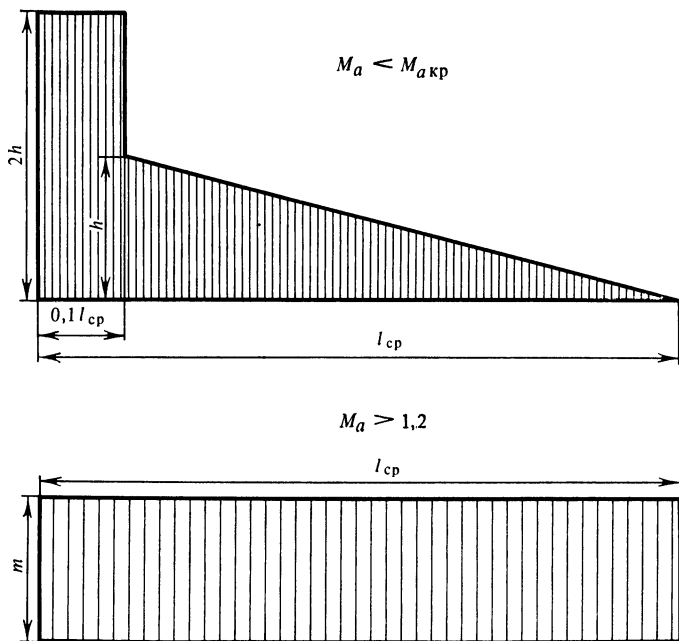


Рис. 54
Распределение давления по хорде пера стабилизатора

При статических испытаниях нагрузку прикладывать со скоростью, соответствующей действительной скорости нарастания p в момент пуска.

5.6. Стабилизатор

Расчетными для пера стабилизатора являются случаи: СI, АIII совместно с АIV, ВIII и особый полетный случай A_0 .

В случае СI перо стабилизатора рассчитывается на опорную реакцию (рис. 51)

$$T = G_0/3,$$

где G_0 — начальный вес ракеты.

В случае АIII нагрузка на перо равна (рис. 52, 53)

$$Y_{II} = \frac{1}{2} \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{CT} q S \alpha_p + Y_{в.р.},$$

где

$$\alpha_p = \frac{u}{v} + \alpha_{np} + \Delta\alpha\beta + \Delta\alpha_k + \alpha_0 + \frac{\omega_z}{v} l_{cp} + \frac{\omega_x}{v} r_{cp}.$$

В случае ВIII

$$\alpha_p = \frac{u}{v} + \Delta\alpha_k + \alpha_0 + \frac{\omega_x}{v} r_{cp} + \frac{\omega_z}{v} l_{cp}.$$

Распределение нагрузки следует брать по продувкам, а для приближенных расчетов допускается принимать распределение давления по хорде, указанное на рис. 54. При расчете на случай A_0

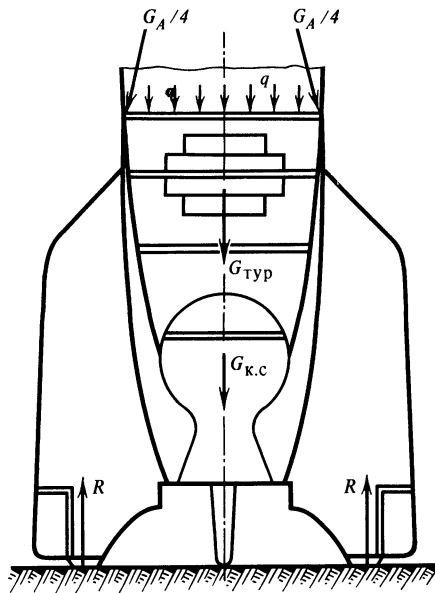


Рис. 55
Нагружение корпуса хвостового отсека на стартовом столе

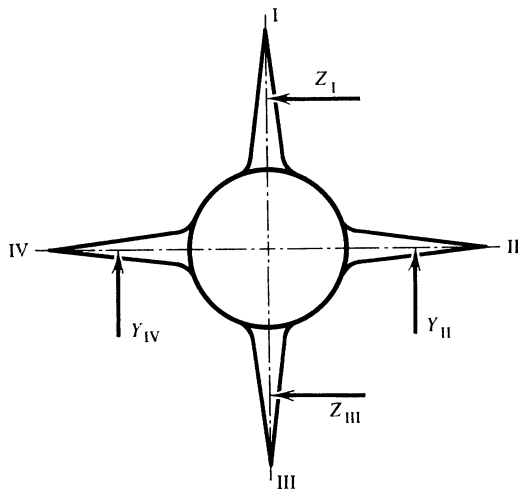


Рис. 56
Несимметричное нагружение горизонтального и вертикального оперения

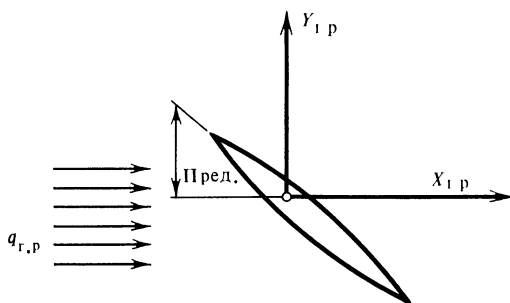


Рис. 57
Нагружение руля

следует иметь в виду, что в настоящее время не имеется каких-либо данных о величине и распределении нагрузок при звуковых скоростях полета.

5.7. Корпус хвостового отсека

Расчетные случаи для пера стабилизатора являются расчетными и для корпуса хвостового отсека.

Случай CI

В положении на старте корпус хвостового отсека нагружается осевой нагрузкой от собственного веса ракеты (рис. 55)

$$T_{хв} = G_0 - G_{хв}.$$

Случай AIII и AIV

В случае AIII расчетным является совместное нагружение вертикального и горизонтального оперения с учетом нагрузок от рулей.

Случай VIII

Случай совместного несимметричного нагружения горизонтального и вертикального оперения (рис. 56).

5.8. Механизмы управления

Расчетным для органов управления является случай AV.

Газовый и воздушный рули, их приводы и элементы крепления их к корпусу рассчитываются на наибольшую возможную в эксплуатации нагрузку, характеризуемую предельным углом отклонения рулей и наибольшими значениями газового и воздушного скоростных напоров (рис. 57).

Рулевое кольцо рассчитывается на нагрузки от четырех газовых рулей при совместном отклонении их в возможных направлениях.

Принципы и методы проектирования ракет большой дальности ¹

[1949 г.]

1. Введение

1.1. Разработка ракет большой дальности типа ракеты Р-3 с дальностью полета 3000 км характеризуется принципиальной новизной, масштабом поставленной задачи и возникающих при ее разрешении вопросов.

В соответствии с заданием работа по теме Р-3 проводилась как научно-исследовательская работа, как комплексное перспективное исследование дальнейшего развития ракет дальнего действия, двигателей и систем управления, завершающиеся эскизным проектом определенного, наиболее выгодного и реального варианта. Постановка задачи в столь общем виде потребовала предварительных достаточно широких теоретических исследований, разработки новой методики в ряде областей и проведения значительных экспериментальных и конструкторских работ.

К числу основных выполненных в настоящее время работ можно отнести следующие.

1. Исследование лётно-тактических характеристик баллистических ракет одноступенчатой схемы и составных схем № 1, № 2 и № 3.

¹ Работа публикуется впервые. Это вводный том к эскизному проекту ракеты дальнего действия Р-3, или ЗР, разрабатывавшемуся по плану НИР. Оригинал работы представляет собой 282 машинописные страницы с иллюстрациями. На л. 7 надпись: «Исполнитель: Главный конструктор Королев С. П.».

В данной работе С. П. Королев обобщил результаты первого этапа исследований руководимого им ОКБ и смежных коллективов по совершенствованию конструкции РДД, что могло бы дать качественный скачок в увеличении дальности их полета (до 3000 км и более). Методологические и теоретические положения, изложенные С. П. Королевым в этой работе, в дальнейшем легли в основу более углубленных исследований и разработок, завершившихся созданием первых космических ракет-носителей.

Проект ракеты Р-3, несмотря на его успешную защиту в декабре 1949 г., не осуществлялся, так как в процессе его разработки и испытаний экспериментальных ракет, на которых отработывались заложенные в нем принципы, была доказана возможность и целесообразность непосредственного перехода к созданию ракет, рассчитанных на достижение межконтинентальной дальности и космических скоростей. А задачи, которые должны были решаться с помощью ракеты Р-3, были решены попутно с помощью доведенных до сдачи в эксплуатацию экспериментальных ракет, одна из которых стала основой семейства геофизических ракет, включающего известные ракеты В-5В и «Вертикаль».

В публикуемом тексте сокращены разделы, посвященные баллистическим ракетам, так как они подробно рассмотрены в лекциях (см. с. 208—290 настоящего издания), и крылатым ракетам.

2. Предварительное исследование летно-тактических характеристик крылатых ракет с отделяющейся крылатой головкой, с крыльями по нормальной схеме, с отделяющей крылатой головкой с маршевым двигателем.

3. Исследование принципа отделяющейся головки для ракет большой дальности.

4. Исследование крылатой ракеты нормальной схемы и ракет с отделяющимися крылатыми головками с маршевым двигателем типа ЖРД и без него.

5. Предварительные исследования некоторых аэродинамических характеристик крылатых ракет.

6. Вопросы динамики полета крылатых ракет дальнего действия:

а) предварительные исследования траектории движения центра тяжести крылатой ракеты и выбор траектории планирования;

б) аналитические методы расчета траекторий с малыми углами наклона к горизонту.

1.2. Новизна поставленной задачи потребовала проведения научно-исследовательских и теоретических работ при разработке эскизного проекта ракеты Р-3, опирающихся, во-первых, на результаты всестороннего изучения предшествующего опыта по существующим ракетам и, во-вторых, на достаточно широкие исследования перспектив дальнейшего развития ракет дальнего действия.

Необходимо особо отметить, что если говорить о дальнейшей перспективе, то в этом случае дальность полета, равная 3000 км, может рассматриваться лишь как первый этап, позволяющий решать определенные задачи, предусмотренные тактико-техническими требованиями на ракету Р-3.

Затраты и весь комплекс технических мероприятий, необходимые для достижения дальности полета 3000 км, столь велики, что недопустимым было бы отрывать эти работы от перспектив дальнейшего развития.

Поэтому в качестве следующего этапа, могущего решить значительно бóльшие задачи, была намечена дальность полета порядка 8000 км с увеличенным весом полезного груза. Во всех случаях, когда возникала необходимость перспективных исследований, последние проводились с расчетом на эту дальность.

В качестве одного из решающих критериев для оценки при выборе того или иного направления принималась его реальность и осуществимость в ближайшее время. Известны многочисленные схемы ракетных аппаратов, обещающие исключительные технические преимущества, но для практического осуществления этих схем потребуются многие годы, весьма большие материальные средства и постановка проблемных научных исследований, исход которых предопределить заранее не всегда представляется возможным.

В то же время существующие и в настоящее время опробованные схемы ракетных аппаратов дальнего действия, при усовершенствовании двигательной установки и конструкции ракетного аппарата, позволяют значительно увеличить дальность полета и решить поставленную задачу наиболее реальным путем. В этом случае большим преимуществом является также определенная техническая преемственность и возможность использования в

большой мере существующей производственной и экспериментальной базы.

Вместе с тем при оценке той или иной схемы необходимо иметь в виду, что переброска заданного груза на дальность 3000 км представляет весьма большие трудности и несомненно потребует большого качественного скачка в области ракетной техники и в ряде смежных областей.

В первую очередь необходимо проведение ряда существенных мероприятий по повышению эффективности двигательной установки.

Поставленную задачу кельзя решить не только при удельных тягах, равных 200—210 кг/(кг/сек), но и при увеличении удельной тяги до 250—260 кг/(кг/сек) в пустоте, что является весьма высоким требованием к современным ракетным двигателям на жидком топливе.

Для решения задачи необходимо осуществление двигателей с удельной тягой (в пустоте) порядка 290—300 кг/(кг/сек). В равной степени сказанное относится и к совершенству конструкции ракетного аппарата, характеризуемой величиной $\mu_k = G_k/G_0$ и величиной ряда характеристических коэффициентов. Значения μ_k должны быть порядка 0,10—0,12, в то время как для ракеты 2ПБ $\mu_k = 0,32$ и для ракеты 1НБ $\mu_k = 0,22$. При сравнении приведенных цифр необходимо учитывать значительное увеличение удельной значимости веса головной части ракеты Р-3 в общем балансе весов ракеты по сравнению с ракетами 2ПБ и 1НБ. У ракеты 2ПБ вес боевой части составляет 53% веса конструкции ракеты, а у ракеты Р-3 125%. Это обстоятельство неизбежно приводит к необходимости увеличения размеров и стартового веса ракеты.

Увеличение размеров и стартового веса весьма нежелательно, так как уменьшает мобильность при эксплуатации, затрудняет транспортировку ракеты либо требует транспортировки частями с последующей стыковкой в условиях оснащенной технической базы и т. д. Габариты транспортной проходимости определяют возможные габариты ракеты, причем увеличение размеров поперечного сечения не может быть допущено более заданного габарита проходимости. При несоблюдении этого условия потребуются продольная стыковка в конструкции, что, как правило, является весьма затруднительным и приводит к утяжелению конструкции.

Особенное значение вопросы габаритности приобретают для ракет, выполненных по схеме составных ракет и ракет с оперением того или иного типа.

Таким образом, требование наименьших габаритов и наименьшего начального веса принималось в качестве одного из существенных условий при оценке той или иной схемы ракеты.

Необходимо также отметить, что увеличение стартового веса неизбежно потребует соответствующего форсирования двигателей для обеспечения нужных условий старта. Даже при больших значениях $v_0 = G_0/P_0$ потребная тяга двигателей у существующих в настоящее время ракет, рассчитанных на сравнительно небольшую дальность, достигает весьма больших величин, а развиваемые мощности — многих сотен тысяч лошадиных сил. Это в свою очередь ведет к росту потребных запасов топлива на борту и к необходимости значительного увеличения транспортных и запра-

вочных средств, т. е. в конечном счете к усложнению обслуживания и эксплуатации.

Для известных типов баллистических ракет задача системы управления сводится к обеспечению необходимых значений модуля и направления скорости центра тяжести ракеты в конце активного участка траектории. Если для ракет типа 2ПБ вероятная ошибка в значении скорости может быть допущена до 1—1,5%, то для ракеты Р-3 эта величина должна быть минимум на порядок ниже. Точность параметров, определяющих угловую величину боковых отклонений вектора скорости от заданного направления, по сравнению с ракетой 2ПБ увеличивается примерно в 5 раз.

Весьма существенным для достижения необходимой точности полета является правильное обеспечение начальных данных на основе строгой теории и стабильности в заданных пределах характеристик ракеты и двигательной установки в течение всего полета.

Решение этих задач представляет большие трудности, так как требует, с одной стороны, создания системы управления и ее исполнительской и измерительной аппаратуры, обладающей высокой точностью работы, а с другой стороны, необходимым условием является строгое соблюдение начальных данных и стабильность характеристик ракеты и двигательной установки при работе в различных условиях для каждой данной ракеты.

1.3. Известны две принципиально разные схемы ракет дальнего действия: 1) ракеты, совершающие свой полет после выключения двигателя по баллистической траектории, — баллистические ракеты; 2) ракеты, совершающие свой полет после выключения двигателя по траектории с использованием крыльев, — крылатые ракеты.

Для ракет, летающих по баллистической траектории, задача достижения максимальной дальности полета сводится к получению максимальной скорости в момент выключения двигателя. Величина скорости будет зависеть прежде всего от основных проектных параметров: удельной тяги двигательной установки $P_{уд}$ и относительного конечного веса μ_k .

Меньшее влияние оказывают другие проектные параметры: отношение веса ракеты к тяге двигателя ν_0 , аэродинамические характеристики, закон изменения тяги двигателя по высоте.

Ракеты, летающие по баллистической траектории, могут быть одноступенчатыми и многоступенчатыми — по составной схеме. Примером одноступенчатой ракеты является ракета 2ПБ. Под составной ракетой понимается ракета, у которой в определенной точке активного участка траектории отбрасывается часть конструкции, ставшая ненужной для дальнейшего полета.

Таким образом, масса ракеты, получающая ускорение под действием силы тяги двигателя, уменьшается скачкообразно. При однократном уменьшении массы ракета будет двухступенчатой, при многократном — многоступенчатой.

Принцип отделяющейся головки, впервые примененный в отечественных ракетах, позволяет единственно доступным в настоящее время путем осуществить баллистические ракеты с большой дальностью полета.

Ракеты другого типа, крылатые ракеты, используют запас кинетической энергии на увеличение дальности посредством плани-

рующего полета или полета с маршевым двигателем малой мощности.

Для величины дальности полета ракет этого типа существенное значение имеет коэффициент качества планирования, определяющийся аэродинамической схемой ракеты.

Можно указать два характерных типа крылатых ракет:

1) нормальная крылатая ракета представляет собой одноступенчатую баллистическую ракету, снабженную крыльями и соответствующими органами стабилизации и управления;

2) баллистическая ракета с отделяющейся крылатой головкой.

В ракетах этой схемы крыльями снабжена только головная часть ракеты, которая, отделившись от основной ракеты в начале пассивного участка, совершает планирующий полет.

Крылатая ракета, а также отделяющаяся крылатая головка могут иметь, помимо основного двигателя, используемого для подъема, маршевый двигатель, который включается на участке планирования (либо горизонтального полета) для сообщения ракете или отделяющейся головке дополнительной скорости и, следовательно, для увеличения дальности полета.

Основная ракета в этом случае может быть как одноступенчатой, так и многоступенчатой.

Приведенные выше соображения наряду с требованиями, изложенными в тактико-техническом задании, и были положены в основу разработок эскизного проекта ракеты Р-3.

2. Баллистические ракеты

2.1. Выбор основных проектных параметров

2.1.1. Анализ относительного конечного веса

Для ракет, летающих по баллистической траектории, задача достижения максимальной дальности при заданном полезном грузе сводится к получению максимальной скорости в конце активного участка траектории.

Вектор скорости ракеты в конце активного участка определяет величину дальности полета по баллистической траектории.

Таким образом, с точки зрения достижения максимальной дальности необходимо создание такой конструкции, которая при заданных параметрах двигательной установки и определенной величине полезного груза обеспечила бы получение максимальной скорости в конце работы двигателя.

Скорость ракеты в конце активного участка будет зависеть прежде всего от величины удельной тяги двигательной установки $P_{уд}$ и относительного конечного веса ракеты $\mu_k = G_k/G_0$, что видно из формулы Циолковского.

Кроме основных факторов, влияющих на величину конечной скорости ракеты, имеется ряд дополнительных факторов. Таковыми являются: отношение веса ракеты к тяге двигателя $v_0 = G_0/P_0$, аэродинамическое совершенство ракеты, высотная характеристика двигателя. Эти факторы относительно мало сказываются на величине конечной скорости.

Основными параметрами, которые определяют величину конечной

скорости, а следовательно, и дальность полета ракеты, являются $P_{уд}$ и μ_k , причем если первый из этих параметров $P_{уд}$ характеризует собой совершенство двигательной установки, то второй μ_k — совершенство конструкции ракеты в целом.

Влияние этих основных параметров на скорость ракеты в конце активного участка показывает, что может быть несколько комбинаций из $P_{уд}$ и μ_k , обеспечивающих заданную дальность. Для заданной дальности определенному значению $P_{уд}$ соответствует определенное значение μ_k . Если уже задана предельная величина удельной тяги, то задача приобретает более определенный характер; в этом случае требуется, исходя из заданной величины удельной тяги, подобрать такое значение μ_k , которое бы обеспечивало требуемую дальность.

Для схемы одноступенчатой ракеты, летающей по баллистической траектории, при заданной удельной тяге $250 \text{ кг}/(\text{кг}/\text{сек})$ дальность 2000 км может быть достигнута, если эта ракета будет иметь

$$\mu_k = 0,155.$$

Весовой анализ ракет дальнего действия показывает, что относительный конечный вес ракеты (при заданном полезном грузе) μ_k есть функция начального веса ракеты, причем большему начальному весу ракеты соответствует меньшее μ_k . Ракета с большим начальным весом при прочих равных условиях ($P_{уд}$, вес полезного груза, тип ракеты) сможет полететь на большую дальность.

С другой стороны, большой начальный вес ракеты потребует соответствующую большую начальную тягу P_0 двигательной установки.

Таким образом, выбор комбинации $P_{уд}$ и μ_k можно свести к выбору комбинации $P_{уд}$ и P_0 .

С точки зрения наиболее экономного расхода топлива желательно ориентироваться на максимальную величину удельной тяги. Чем больше удельная тяга, тем меньше расход топлива, отнесенный к 1 кг перебрасываемого груза на 1 км пути. Кроме того, применение двигателя с большой удельной тягой дает возможность получить ракету со сравнительно меньшими габаритами.

Двигатель ракеты 2ПБ имеет полную тягу у земли $P_0=25 \text{ т}$. У двигателя ракеты 1НБ $P_0=35 \text{ т}$. Однако величина полной тяги порядка $P_0=100 \text{ т}$ (т. е. увеличение по сравнению с двигателем 2ПБ в 4 раза) является на сегодняшний день более легко достижимой величиной, чем удельная тяга порядка $300 \text{ кг}/(\text{кг}/\text{сек})$ (т. е. увеличение по сравнению с двигателем 1НБ в 1,3 раза).

С точки зрения увеличения дальности полета рост величины полной тяги двигателя P_0 , т. е. соответственно возможное увеличение G_0 , дает несравненно меньше, чем рост величины удельной тяги. Дальнейшее увеличение P_0 дает все уменьшающийся прирост дальности.

Следует еще раз отметить, что решение задачи достижения большой дальности при сравнительно малой удельной тяге означает большой расход топлива, большой начальный вес и габариты ракеты, малую мобильность такой ракеты.

2.1.2. Выбор отношения веса ракеты к тяге двигателя

Существует определенная зависимость между величинами P_0 и G_0 с точки зрения наивыгоднейшего режима набора скорости ракетой. Влияние отношения $G_0/P_0 = \nu_0$ на скорость ракеты в конце активного участка станет ясным, если подойти к этому вопросу с точки зрения оценки величины потери скорости ракеты на преодоление аэродинамического сопротивления и земного тяготения при различных ускорениях движения ракеты.

Известно, что величина ускорения движения ракеты будет тем больше, чем меньше отношение веса ракеты к тяге.

Для достижения минимальных потерь скорости на преодоление аэродинамического сопротивления при движении ракеты в слоях атмосферы необходимо иметь наименьшее ускорение в начале активного участка (ракета должна проходить атмосферу с наименьшей скоростью). Следовательно, с этой точки зрения выгодно иметь отношение веса к тяге, близкое к единице.

С другой стороны, для достижения минимальных потерь скорости ракеты на преодоление земного притяжения необходимо, чтобы время нарастания скорости ракеты до заданной величины (т. е. время активного участка) было бы возможно малым, т. е. с этой точки зрения выгодно иметь отношение ν_0 веса к тяге, близкое к нулю.

Таким образом, мы имеем две противоречивые стороны вопроса о влиянии ν_0 на величину скорости в конце активного участка.

При исследовании вопроса об оптимальном соотношении $\nu_0 = G_0/P_0$ нельзя забывать также о том, что уменьшение ν_0 неизбежно связано с увеличением относительного веса двигательной установки

$$\mu_{д. у} = G_{д. у}/G_0.$$

Двигателю с большой тягой P_0 соответствует больший вес двигательной установки, а следовательно, и ракеты.

По данным расчетов видно, что оптимальная величина ν_0 равна приблизительно 0,4.

Отклонение от этого оптимума при условии сохранения величины G_0 постоянной (за счет изменения величины полной тяги P_0) вызывает уменьшение v_k .

Например, если при $G_0 = 70$ т взять двигатель с тягой, соответствующей оптимальному ν_0 , т. е. $P_0 = 180$ т, то значение конечной скорости получается $v_k = 4925$ м/сек. Если же взять двигатель с тягой в 1,5 раза меньшей, т. е. 120 т, проигрыш в значении v_k оказывается равным всего только 75 м/сек.

Однако если ν_0 увеличивать за счет увеличения величины G_0 (при сохранении P_0 постоянным), мы получим уже не уменьшение, а увеличение конечной скорости v_k по мере приближения к единице. В этом случае уже не может быть речи об оптимальном значении, и если взять двигатель с $P_0 = 120$ т, то оптимальным начальным весом ракеты будет $G_0 = 50$ т (для $\nu_0 = 0,4$), конечная скорость при этом $v_k = 4350$ м/сек. Если для этого же двигателя с тягой $P_0 = 120$ т взять ракету с начальным весом $G_0 = 70$ т (что соответствует $\nu_0 = 0,585$), то значение конечной скорости получится $v_k = 4850$ м/сек. Следовательно, при увеличении ν_0 с 0,4 до 0,585 выигрыш в величине конечной скорости составил $\Delta v_k = 500$ м/сек.

При отходе от оптимальной величины v_0 получается проигрыш в расходе топлива на 1 км пути. При $v_0 \neq 0,4$ имеет место более высокий расход топлива на 1 км пути, что вполне понятно, так как в случае оптимального значения $v_0 = 0,4$ получается минимальная суммарная потеря в значении конечной скорости v_k вследствие аэродинамического сопротивления, воздействия земного тяготения и влияния веса двигательной установки на μ_k .

Вместе с тем необходимо учитывать, что переход на оптимальную величину v_0 означает переход на более мощный двигатель с большей величиной тяги.

Стоимость такого двигателя будет соответственно выше, так как потребуются создание огромных испытательных стендов, хранилищ для топлива и возрастут производственные затраты. Стоимость пуска ввиду этого может оказаться не ниже, а выше, чем в случае, когда имеет место некоторый перерасход топлива вследствие выбора неоптимального значения v_0 . Из этих соображений в ракете Р-3 величина v_0 выбрана равной 0,59, что соответствует $P_0 = 120$ т при начальном весе $G_0 = 71$ т.

Дальнейшее увеличение v_0 становится нерациональным, так как более резко нарастает перерасход топлива и медленнее идет увеличение скорости.

Кроме того, значение v_0 порядка 0,5—0,55 проверено практикой в смысле устойчивости в момент старта, в то время как возможность дальнейшего увеличения v_0 потребует подтверждения экспериментом.

2.1.3. Анализ схем баллистических ракет

Изложенные выше результаты исследования проектных параметров относятся к баллистической одноступенчатой ракете. Примером одноступенчатой ракеты могут служить ракеты 2ПБ и 1НБ. Ракеты, летающие по баллистической траектории, как отмечалось выше, могут быть выполнены по схеме многоступенчатой (составной) ракеты.

Под многоступенчатой ракетой понимается такая ракета, у которой в определенной точке активного участка траектории полета отбрасывается часть конструкции, ставшая ненужной для дальнейшего полета, и масса ракеты, получающая ускорение под действием силы тяги двигателя, уменьшается скачкообразно. Если уменьшение массы ракеты происходит один раз, то такая ракета называется двухступенчатой. Вообще баллистические ракеты, по Циолковскому, могут иметь сколь угодно большое число ступеней изменения своей массы.

В целях сравнительной оценки и выбора основных проектных параметров были рассмотрены следующие схемы двухступенчатых ракет.

1. Баллистическая составная схема № 1 (БС № 1).

Для этой схемы в конце первой ступени активного участка траектории отбрасывается конструкция внешних топливных баков, из которых топливо расходуется в первую очередь. Таким образом, вторая ступень представляет собой ракету, облегченную на вес конструкции внешних топливных баков и вес выгоревшего топлива. Двигательная установка остается одна и та же в течение всего активного участка траектории полета.

2. Баллистическая составная схема № 2 (БС № 2).

Схема представляет собой несколько нормальных баллистических ракет, соединенных последовательно. По мере выгорания топлива из соответствующей ступени последняя вместе с двигателем и топливными баками отделяется и ракета продолжает полет далее. Таким образом, здесь происходит скачкообразное изменение как веса ракеты, так и тяги двигателя.

3. Баллистическая составная схема № 3 (БС № 3).

В этой схеме имеется как бы параллельное соединение ступеней. Отличительной особенностью такой схемы будет то, что на старте и на первой ступени активного участка используется мощность всех двигателей, имеющихся на ракете, в то время как в рассмотренной ракете БС № 2 двигательные установки последующих ступеней являются пассивным грузом, на перемещение которого затрачивается значительная часть мощности работающего двигателя. На первой ступени активного участка траектории все двигатели питаются топливом, находящимся во внешних топливных баках. После того как этот запас топлива израсходован, конструкция этих баков вместе с двумя двигателями сбрасывается и внутренняя часть продолжает полет на оставшемся двигателе. В этом случае также происходит скачкообразное изменение веса ракеты и тяги двигателя.

Был проведен сравнительный анализ характеристик двухступенчатых ракет. Результаты сравнительного анализа указанных схем показали, при каких значениях удельной тяги и начального веса ракеты той или другой схемы возможно обеспечить достижение дальности порядка 3000 км. Установлено, что задача достижения дальности 3000 км может быть решена с помощью рассмотренных схем только при удельной тяге двигателя выше 250 кг/(кг/сек) (в пустоте) даже при значительных начальных весах ракеты (выше 100 т).

Для достижения дальности 3000 км из рассмотренных двухступенчатых схем только ракета схемы № 1 оказывается несколько меньшего начального веса, чем одноступенчатая ракета. Однако осуществление подобной схемы будет связано с целым рядом конструктивных, эксплуатационных и технологических трудностей и с необходимостью разрешения дополнительных задач, связанных с управлением ракетой составной схемы и разведением ступеней.

При выборе схемы ракеты с дальностью полета 3000 км, несомненно, эти трудности не компенсируются некоторым выигрышем в начальном весе ракеты.

Схема № 3 имеет проигрыш в скорости за счет увеличения веса двигательных установок — три двигателя весят больше одного с равной тягой. Эта схема имеет увеличенное время активного участка и, таким образом, большие потери скорости.

Схема № 2, имея недостатки, присущие схеме № 3 на малых начальных весах, теряет их на больших весах, когда относительный вес двигателя второй ступени становится слишком мал в общем весе конструкции. Кроме того, она более проста в конструктивном выполнении и имеет наименьший вес конструкции из всех составных схем, поэтому по мере уменьшения относительного веса второго двигателя приобретает все большие преимущества над другими схемами.

Поэтому для решения задачи достижения дальности порядка 3000 км следует считать наиболее рациональной одноступенчатую баллистическую ракету.

Такая одноступенчатая баллистическая ракета должна иметь следующие проектные параметры:

начальный вес $G_0=65\div 75$ т;

относительный конечный вес $\mu_k=0,12$;

удельная тяга двигателя в пустоте, отнесенная к суммарному расходу топлива и парагаза, $P_{уд}=285\div 290$ кг/(кг/сек);

тяга двигателя при $v_0=0,55$, $P_0=120\div 140$ т.

Приведенные соображения не говорят о том, что составные ракеты не являются перспективными при решении задачи достижения большой дальности.

Для составных ракет выигрыш в дальности не так значителен по сравнению с усложнениями схемы только для дальностей полета, меньших 3000—4000 км. Более того, одноступенчатая ракета при удельных тягах ниже 300 кг/(кг/сек) получается столь больших размеров, что ее осуществление и эксплуатация будут затруднены.

Для решения задачи сверхдальнего полета особенно при ограниченных значениях удельных тяг только составная схема позволит получить весьма малые значения относительного конечного веса и соответствующие им нужные значения скорости конца активного участка траектории.

Наиболее перспективным решением для дальностей полета до 8000 км может явиться схема № 3 составной ракеты «пакет», разработанной К. Э. Циолковским. Следует отметить, что значительным преимуществом составных ракет по схеме «пакет» является возможность использования существующей материальной части и производственной базы.

Соединение ракет в «пакет», может производиться у места старта, где только и потребуются для этого дополнительные сооружения и оборудование полевого типа.

2.2. Применение принципа отделяющейся головки

Для того чтобы решить вопрос о выборе наиболее целесообразной конструктивной схемы баллистической управляемой ракеты дальнего действия, необходимо установить особенности той задачи, которая должна решаться такой ракетой.

1. На активном участке траектории баллистическая ракета должна достигнуть строго определенной по направлению и величине скорости и строго определенных координат.
2. Величина скорости в конце активного участка может служить, с известными ограничениями, мерой совершенства ракеты.
3. Чем меньше величина отношения веса сухой ракеты к весу заправленной ракеты, тем ракета более совершенна. Отсюда вытекает способ усовершенствования конструкции путем уменьшения пассивного веса.
4. Задача точности наведения ракеты по заранее выбранной траектории для активного участка полета возлагается на комплекс приборов, входящих в систему управления.
5. На пассивном участке траектории ракета движется, с известными ограничениями, подобно артиллерийскому снаряду, не

требуя дополнительных средств для движения по определенной траектории.

6. Ракеты баллистического типа на активном участке достигают больших скоростей на значительных высотах в разреженных слоях атмосферы. На пассивном участке траектории ракета движется с большими скоростями при подходе к Земле в плотных слоях атмосферы. Это приводит к значительной разнице в скоростных напорах на активном и пассивном участках, причем с увеличением дальности разница будет увеличиваться.

7. Для ракет играет существенную роль не только величина скоростного напора сама по себе, а те аэродинамические силы, которые действуют на нее в полете и которые, наряду со скоростным напором, определяются величиной угла атаки. Для активного участка, при существенно меньших величинах скоростного напора, возможности уменьшения угла атаки за счет выбора программы и конструкции системы управления очень велики.

Пассивный участок начинается в сильно разреженных слоях атмосферы, где влияние аэродинамических сил незначительно, причем с увеличением дальности это влияние будет уменьшаться. Поэтому за счет аэродинамической компоновки невозможно добиться ограничения углов атаки на безатмосферном участке полета. Эти углы атаки возникают за счет неизбежных возмущений в конце активного участка и могут достигать величин, превышающих 90° . Если на безатмосферном участке полета такие величины углов атаки не имеют практического значения ввиду малых значений скоростных напоров, то для атмосферной части углы атаки, определяемые начальными условиями входа в атмосферу, приводят к несравненно большим значениям аэродинамических сил, чем на активном участке, что делает требования к прочности конструкции для пассивного участка более жесткими.

8. Вследствие разницы в величинах скоростных напоров температуры, развиваемые на поверхности конструкции для активного и пассивного участков, также различны и для пассивного участка значительно больше.

Приведенные выше сведения позволяют установить, что условия работы конструкции на активном и пассивном участках полета существенно различны и имеет место вполне четкое разделение функций.

Поэтому исследования, подчиненные выбору конструктивной схемы, находящейся в наибольшем соответствии с содержанием задачи о транспортировке полезного груза на определенную дальность и условиями работы конструкции, приводят к мысли о разделении функций общей задачи между отдельными агрегатами, т. е. о схеме с отделяющейся головкой.

Такая схема позволяет получить следующие преимущества.

1. Проектирование баллистической ракеты с отделяющейся головкой позволяет наиболее полно учитывать особые условия работы конструкции и наиболее целесообразно подчинять их основной задаче транспортировки полезного груза на определенную дальность.

2. Разделение функций позволяет ставить по-новому вопрос об аэродинамической и весовой компоновке, так как можно считать, что на активном участке устойчивость движения может быть обеспечена выбором конструкции системы управления и управ-

ляющих средств. Для обеспечения устойчивости движения на пассивном участке компоуется в соответствии с этими косвенными задачами только одна головка.

В частности, по-новому должен быть поставлен вопрос о необходимости обеспечения статической устойчивости для активного участка, что для баллистических ракет достигается выбором определенной площади стабилизаторов. Теоретическим и экспериментальным путем, в лабораторных условиях, установлено, что при помощи обычных технических средств возможно обеспечить устойчивость движения бесстабилизаторной ракеты. Таким образом, выявлена возможность более полного использования системы управления и возможность увеличения эффективности ракеты за счет уменьшения пассивного веса.

3. Следует отметить, что такое конструктивное решение имеет дополнительное преимущество. Стабилизаторы для баллистической ракеты могут служить средством дополнительных возмущений, если будет иметь место их перекос, во избежание чего при изготовлении ракеты со стабилизаторами должны применяться особые приспособления. Таким образом, производство бесстабилизаторной схемы несколько проще.

4. Конструктивная схема ракеты с отделяющейся головкой позволяет предъявлять различные требования с точки зрения прочности к корпусу ракеты и корпусу отделяющейся головки. Это позволит за счет большой разницы в скоростных напорах и углах атаки на пассивном и активном участках уменьшить пассивный вес ракеты.

5. Появляется возможность выбора формы головной части из условий максимальной эффективности действия полезного груза.

6. Применение бесстабилизаторной схемы со всеми ее преимуществами для активного участка возможно только для конструктивной схемы с отделяющейся головкой. В противном случае необходимы стабилизаторы для обеспечения устойчивости движения на пассивном участке.

Новая конструктивная схема в процессе реализации ставит новые проблемы и конструктивные задачи. Среди них наибольшего внимания заслуживает проблема отделения. Можно сказать, что в настоящее время эта задача почти целиком решена. Пуски экспериментальной геофизической ракеты В-1А с полной убедительностью показали, что при помощи предельно простого механизма можно обеспечивать надежное отделение головки, которое не сопровождается практически заметными возмущениями. Для бесстабилизаторной схемы процесс отделения будет иметь свои особенности, так как после выключения двигателя за счет статической неустойчивости ракеты угол атаки будет иметь тенденцию к увеличению. Однако вследствие малости аэродинамических сил этот процесс протекает медленно. Так как надежное отделение головки возможно при весьма больших углах атаки, то отделение в пределах ~ 10 сек после выключения двигателя не будет вызывать осложнений.

В ходе исследования условий отделения головки особому рассмотрению должен быть подвергнут собственно процесс отделения головки, сопровождающийся сложным характером изменения аэродинамических сил. Необходимо определить взаимодействие корпуса и головки (взаимную интерференцию), определяющее

величину сопротивления корпуса и головки в их самостоятельном движении.

Как показали продувки, при сопротивлениях головки за счет подсоса и корпуса ракеты за счет прямого скачка головка имеет положительное относительное ускорение, т. е. нет оснований опасаться столкновения головки и корпуса ракеты. Натурный эксперимент полностью подтвердил теоретические расчеты и лабораторный эксперимент. Следует отметить, что при увеличении дальности полета возможности столкновения корпуса и головки уменьшаются.

При выборе момента отделения головки следует руководствоваться следующими соображениями: условия отделения должны гарантировать надежность отделения; силы для отделения головки должны быть малыми. Это обеспечивается отделением головки в начале пассивного участка в момент, соответствующий концу догорания остатков топлива после выключения двигателя.

2.3. Вопросы аэродинамики

2.3.1. Выбор аэродинамических форм

Условия движения по траектории определяют особенности аэродинамического воздействия среды на летящую ракету.

На активном участке ракета проходит плотные слои атмосферы с небольшими скоростями, развивая значительную скорость уже в очень разреженной среде, практически с нулевой плотностью. Воздействие аэродинамических сил на ракету на высотах более 30–40 км практически будет невелико. Из рассмотрения зависимостей $v=f(H)$ и $q=f(t)$ следует, что максимальный скоростной напор на активном участке для выбранного семейства ракет будет порядка 8000 кг/м^2 при числе $M=3\div 3,5$. Программа полета выбирается таким образом, чтобы углы атаки были близки к нулю и аэродинамические моменты очень малы.

На пассивном участке траектории полет ракеты происходит большей частью в безвоздушном пространстве. Ракета входит в плотные слои атмосферы с числом $M \approx 15$ (при дальности 3000 км).

Особенность полета на этом участке заключается в том, что на ракету действует скоростной напор, достигающий огромной величины ~ 6 млн. кг/м^2 , который определяет прочность конструкции и потери в скорости. Необходимо при этом иметь в виду, что прочность конструкции будет определяться не только величиной действующих сил, но и потерей сопротивляемости материала в результате значительного нагрева оболочки.

В этом случае правильный выбор аэродинамических характеристик и удачная аэродинамическая компоновка могут иметь решающее значение при определении формы и разработке конструкции ракеты.

Выбранный тип ракеты с отделяющейся головкой кардинальным образом устраняет необходимость работы конструкции ракеты в условиях огромных аэродинамических нагрузок на пассивном участке траектории. Отпадают в связи с этим и вопросы, относящиеся к явлению нагрева конструкции.

Тяжелые условия полета сохраняются для отделяющейся головки, которая на пассивном участке не управляется и проходит плотные

слои атмосферы с весьма большой скоростью (до 4700 м/сек). Величина этой скорости становится соизмеримой со скоростями метеоритов, падающих на Землю. В связи с этим необходимо предусматривать такую форму отделяющейся головки и другие мероприятия, которые обеспечивали бы устойчивый полет, минимальные потери скорости и нагрев головки.

Оценка различных форм отделяющейся головки и ракетной части с головкой на активном участке производилась путем исследования сопротивления ракет с различной формой головной части.

Если произвести подсчет возможных потерь величины конечной скорости, пользуясь диапазоном изменения K_x для различных форм головки, то оказывается, что форма головки мало изменяет сопротивление ракеты. Удлинение ракеты исследовалось в зависимости от значения коэффициентов $K_x=f(\lambda)$ и требований компоновки. Из рассмотрения приведенных данных видно, что наиболее выгодным удлинением будет $\lambda=18$. Уменьшение этой величины до $\lambda=9,5$, принятого при компоновке, незначительно увеличит K_x .

2.3.2. Явление нагрева внешней оболочки

При сверхзвуковой скорости полета с большими числами M энергия потока резко возрастает и частицы набегающих масс воздуха при столкновении с поверхностью тела теряют часть этой энергии, поток затормаживается и его кинетическая энергия переходит в тепловую, благодаря чему и происходит нагрев внешней оболочки. Особенно сильно это сказывается на температуре оболочки, когда адиабатически заторможенный поток нагревается до температуры торможения (которая при $M=10$ достигает значения $T \approx 5750^\circ \text{K}$).

Проектирование БРДД вызвало необходимость исследования этого вопроса и создания метода для расчета температуры оболочки тех частей конструкции ракеты, которые обтекаются потоком или соприкасаются с такими частями.

Такая работа была проделана членом-корреспондентом АН СССР И. А. Кибелем совместно с нашим НИИ, в результате чего был создан и практически осуществлен метод расчета температуры оболочки тела, летящего со сверхзвуковой скоростью. По этому методу можно рассчитать температуру на поверхности и среднюю по толщине оболочки.

Метод основан на теории ламинарного пограничного слоя сверхзвукового потока, где происходит торможение скорости до нуля. В основу расчета были положены следующие допущения:

- 1) криволинейная поверхность тела заменяется прямолинейной конической;
- 2) к рассчитываемому сечению относится температура, средняя по длине того участка, который определяется расстоянием от данного сечения до вершины конуса;
- 3) тепловой поток от оболочки вовнутрь считается равным нулю, т. е. оболочка как бы изолирована от внутреннего пространства;
- 4) угол атаки в течение всего времени полета предполагается равным нулю.

Оценка по первым трем допущениям показала, что в тех сечениях, где поток ламинарный, допущения дают погрешность 15—20% по

отношению к точному учету всех этих факторов. Четвертое допущение также имеет смысл, если угол атаки мал ($\alpha \leq 4^\circ$), что подтверждается опытом.

Расчеты, проведенные для ракеты 2ПБ, показали, что изменение температуры оболочки по времени имеет (как и для всех баллистических ракет) следующий характер. В течение полета в дозвуковой зоне скоростей температура не повышается, в сверхзвуковой зоне, при полете в атмосфере (активный участок траектории), температура быстро растет с ростом скорости и достигает первого максимума, соответствующего концу активного участка.

На эллиптическом участке температура понижается за счет потери тепла излучением оболочки и теплоотводом вовнутрь ракеты. На участке свободного падения в плотных слоях атмосферы (где скоростной напор достигает наибольшей величины) температура достигает второго максимума, после чего падает немного за счет уменьшения скорости падения и уменьшения температуры торможения за счет передачи тепла в окружающую среду. Экспериментальная проверка нагревания оболочки ракет 2ПБ в полете показала, что данные расчета хорошо совпадают с данными опыта.

Было проделано много расчетов, чтобы показать зависимость температуры от свойств материала и его толщины, зависимость от параметров движения (скорости, высоты, времени полета и т. д.), зависимость от угла раствора конуса носовой части корпуса. Расчетным путем был исследован вопрос о применимости в качестве материала для конструкции алюминия и его сплавов и установлена предельная толщина алюминиевой оболочки, при которой она будет иметь температуру ниже стальной при равных условиях полета изделия.

Попутно установлено, что рост скорости конца активного участка до величины космической скорости не влечет за собой безграничного повышения температуры для баллистических ракет, а что имеется предел, выше которого температура не повысится (если не учитывать притока тепла на больших высотах за счет солнечной радиации, о чем пока что не имеется достаточных данных).

2.3.3. Исследование характеристик газовых струй двигателей

Проектирование бесстабилизаторной схемы ракеты Р-3 потребовало особого внимания к разработке газовых рулей, обеспечивающих стабилизацию и управление ракетой на активном участке траектории. Для этого в первую очередь нужно знать условия, в которых работают рули, находящиеся в струе двигателя РД-110 за срезом сопла, и данные о газовом поле струи на расстоянии до 3,0 м от среза сопла.

При размещении газовых рулей в струе и определении их аэродинамических характеристик необходимо учитывать: физическую картину струи за срезом сопла; геометрические размеры струи (границы струи, геометрические данные скачков уплотнения и т. д.); газодинамические характеристики струи (скорость, давление, плотность, температура).

В настоящее время еще отсутствуют достаточно полные и достоверные теоретические работы в области свободных сверхзвуковых струй, имеющих высокую температуру. Поэтому основным материалом, на основании которого были построены физическая картина и геометрия струи, явились экспериментальные данные, полученные при фотографировании (методом Теплера) спектра моделей струй. В этих опытах были определены скорости по оси струи при помощи интерферометра. Значения последних совпали с величинами скоростей, вычисленными теоретическим путем методом характеристик.

Характер струи двигателя РД-110 на активном участке траектории определяется соотношением давления в струе на срезе сопла p_a к давлению p_0 в пространстве, куда происходит истечение:

$$p_a/p_0.$$

С подъемом ракеты Р-3 на высоту имеют место следующие три случая истечения.

Первый случай: $p_a/p_0 < 1$.

Этот случай истечения имеет место в полете у Р-3 при подъеме с Земли ($p_a/p_0 = 0,8$) до высоты $H = 1,75$ км ($p_a/p_0 = 1$).

До расстояния $\sim 2,5$ м от среза сопла газовая струя значительно суживается за счет противодействия $p_0 > p_a$ и далее расширяется. Ядро струи ограничено дугообразными скачками уплотнения. Газодинамические характеристики струи такие же, как и на срезе сопла, а далее следует система скачков. Особенностью является дозвуковая зона в сердцевине струи, причем с подъемом на высоту, т. е. с увеличением p_a/p_0 , эта зона уменьшается и при $p_a/p_0 = 1$ исчезает. Струя на всех высотах полета имеет смешанный слой. В этом слое поток затормаживается, происходит интенсивное перемешивание струи с воздухом и теплопередача.

Второй случай: $p_a/p_0 = 1$ ($H = 1,75$ км) — расчетный случай.

Струя параллельна оси; ядро имеет те же газодинамические характеристики, что и на срезе сопла. На всем дальнейшем участке полета это ядро сохраняет постоянным свою форму и газодинамические характеристики.

Третий случай: $p_a/p_0 > 1$.

Ядро сохраняется, появляются косые скачки уплотнения, начинающиеся у среза сопла. На некотором расстоянии от среза сопла косой скачок уплотнения переходит в прямой. С дальнейшим увеличением p_a/p_0 интенсивность скачков и расстояние l увеличивается.

Правильность исследования характеристик газовой струи двигателя РД-110, проведенного на основании опытов с моделями струй и на основании теоретических расчетов, подтвердилась экспериментом, проведенным на натурном испытании двигателя РД-101 на стенде.

Стальной лист, поставленный в струю с перерасширением $p_a/p_0 = 1,18$, обгорел по границе, проходящей в середине смешанного слоя. Этим самым были подтверждены экспериментальные данные, полученные ранее.

Ввиду почти полного отсутствия научно-теоретических работ в области сверхзвуковых горячих газовых струй и крайне малого количества экспериментального материала необходима постанов-

ка достаточно широкого теоретического и экспериментального исследования сверхзвуковых газовых струй как на уменьшенных моделях, так и при натуральных стендовых испытаниях.

2.4. Вопросы устойчивости движения

Рассматриваемый тип ракет обладает рядом особенностей, накладывающих свой отпечаток на характер их движения и определяющих требования, которые должны быть предъявлены к устойчивости движения этих ракет.

Надлежащим образом выбранная и сконструированная система управления должна обеспечить полет ракеты по траектории, близкой к заданной, ограничивая и в известной мере компенсируя отклонения от заданной траектории в течение управляемого полета.

Задача об устойчивости движения может быть разделена на две части:

- а) устойчивость движения на активном участке траектории,
- б) устойчивость движения на пассивном участке траектории.

Принципиальный подход к решению этих задач должен быть один. Установим его основные положения.

Действительная траектория РДД отличается от заданной, полученной как частное решение баллистической системы дифференциальных уравнений при определенных начальных условиях, выбранных из условий полета на заданную дальность, за счет воздействия на ракету в полете различных возмущающих причин.

Вследствие этого действительные значения параметров движения РДД отличаются от заданных их значений, что в конечном итоге приводит к рассеиванию точек попадания. Отклонения расчетных, или невозмущенных, параметров от действительных представляют собою возмущения параметров движения.

Движение ракеты по заданной невозмущенной траектории будет устойчивым, если при всех реально возможных для данной ракеты возмущающих воздействиях она будет двигаться в заданной окрестности невозмущенной траектории, т. е. если возмущения параметров движения остаются ограниченными во все время полета.

Движение ракеты подчинено решению конкретной технической задачи, следовательно, ограничения, накладываемые на величины возмущений параметров, должны определяться из условий выполнения этой технической задачи. Такие требования, накладываемые на величины возмущения параметров движения, называются требованиями технической устойчивости движения. Для активного и пассивного участков требования технической устойчивости движения должны быть, вообще говоря, различными.

2.4.1. Требования технической устойчивости движения для активного участка траектории

Основной технической задачей, которой подчинено движение ракеты, является транспортировка полезного груза на определенную дальность с требуемой точностью.

Для обеспечения заданных пределов точности полета должны быть наложены определенные ограничения на величины следую-

щих возмущений для конца активного участка: а) модуля вектора скорости; б) угла наклона вектора скорости; в) координат точки выключения двигателя. Кроме того, должны быть обеспечены такие условия работы конструкции ракеты и отдельных ее агрегатов, которые нужны для выполнения основной технической задачи.

Здесь имеется в виду ограничение угла атаки на участке с большим скоростным напором, что необходимо для обеспечения нужных условий для сохранения прочности конструкции, и ограничение величин возмущений таких параметров движения, которые обуславливают нормальную работу приборов системы управления, т. е. управляемость ракеты.

Можно ограничить число параметров, влияющих на управляемость ракеты, углом отклонения руля и отклонением оси ракеты, так как выявление остальных параметров связано с рассмотрением частных особенностей готовых приборов системы управления.

2.4.2. Требования технической устойчивости движения для пассивного участка траектории

Для пассивного участка траектории, кроме ограничения величин возмущений параметров движения, определяющих выполнение требований точности полета и прочности, должны быть наложены ограничения на величину возмущения угла тангажа, исходя из условий правильного отделения отделяющейся головки. Однако этим не ограничиваются особенности движения ракеты на пассивном участке траектории. По опытным данным о движении ракеты и головки на пассивном участке траектории, как головка, так и ракета совершают колебательное движение относительно поперечных осей с амплитудой, доходящей на вершине траектории до 40° .

При увеличении дальности полета ракеты высота также будет увеличиваться, что приведет к еще большим величинам амплитуд колебаний. В настоящее время отсутствуют материалы и данные, которые позволили бы произвести теоретическим путем оценку величин возмущений для всего пассивного участка.

Это обстоятельство заставляет разбить решение задачи о технической устойчивости движения на пассивном участке на две части.

1. Исследование устойчивости движения по углу тангажа на безатмосферном участке для определения условия отделения головки. Требование технической устойчивости движения для этого случая имеет вид

$$|\Delta\varphi| \leq \Delta\bar{\varphi}$$

при ограниченных начальных возмущениях.

Правая часть неравенства есть предельно допустимое значение возмущения угла тангажа, при котором возможно нормальное отделение головки.

2. Исследование технической устойчивости движения на атмосферной части пассивного участка траектории.

Требования технической устойчивости движения для этого случая имеют вид

$$|\Delta\theta| \leq \Delta\bar{\theta}, \quad |\Delta\alpha| \leq \Delta\bar{\alpha}, \quad |\Delta\varphi| \leq \Delta\bar{\varphi}$$

при ограниченных начальных условиях. Правые части неравенств есть предельно допустимые величины возмущений, при которых выполняются требования точности полета и прочности.

2.4.3. Задачи проектирования, вытекающие из требований технической устойчивости движения

Практическое решение задачи об устойчивости движения баллистической ракеты дальнего действия заключается в ограничении величин возмущений определенных параметров движения.

Это может быть реализовано за счет:

- 1) ограничения величины возмущающих причин для уменьшения величины возмущений параметров движения;
- 2) выбора соответствующей компоновки ракеты и головки для ограничения влияния возмущающих причин на движение ракеты;
- 3) выбора такой системы управления, которая способствовала бы уменьшению влияния возмущающих причин на движение ракеты;
- 4) уточнения сведений об аэродинамике ракеты и характеристиках работы двигателя, что позволило бы задавать невозмущенную траекторию с большей точностью.

Из этого следуют практические и теоретические задачи проектирования, вытекающие из требований технической устойчивости движения.

1. Определение природы возмущающих причин, действующих на ракету и вызывающих возмущение заданной невозмущенной траектории.

2. Определение зависимости величин возмущений параметров движения от возмущающих причин, конструктивных параметров ракеты и системы управления на основе исследования дифференциальных уравнений возмущенного движения.

3. Проектирование системы управления, ограничивающей влияние возмущающих причин в соответствии с требованиями технической устойчивости движения для пассивного участка.

4. Проведение натуральных и лабораторных экспериментов, которые должны давать возможность установить особенности отдельных агрегатов ракеты и позволять определение их действительных характеристик в эксплуатационных условиях работы.

Первый этап работ тесно связан с лабораторным и натурным экспериментом. Второй этап является проблемой чисто математического характера. Для успешного проведения третьего этапа необходимо прежде всего выявить степень влияния каждой возмущающей причины, конструктивного параметра ракеты и системы управления, чтобы на этой основе установить наиболее целесообразные конструктивные решения уже с учетом условий, подчиненных общей задаче проектирования.

2.4.4. Об устойчивости движения бесстабилизаторной схемы

Для оценки устойчивости движения ракеты на активном участке необходимо, во-первых, установить величину возмущений основных параметров движения в зависимости от воздействия реально

возможных возмущающих сил и, во-вторых, выбрать такую конструкцию автомата стабилизации, которая обеспечивала бы ограничение величин возмущений угла отклонения оси ракеты.

Для принятого в данном случае варианта отличительной особенностью является отсутствие стабилизатора и воздушных рулей.

При рассмотрении кривых, показывающих изменение во времени величин возмущений параметров движения при воздействии на ракету возмущающей силы и возмущающего момента от перекоса оси двигателя для варианта баллистической ракеты Р-3 со стабилизаторами и без стабилизаторов, видно, что условия устойчивости движения для указанной категории возмущающих причин для ракет без стабилизаторов более благоприятны. Отсутствие воздушных рулей не уменьшает эффективности управляющих средств, так как они нужны только для компенсации моментов, возникающих от перекоса стабилизаторов, который практически всегда имеется.

Это утверждение вытекает из анализа данных пусков ракет 2ПБ первой серии, во время которых было установлено, что ракета без управления на активном участке (пуск № 1 ракеты № 4 первой серии 2ПБ) и на пассивном участке вращается вокруг продольной оси.

Анализ устойчивости при использовании автомата стабилизации ракеты 2ПБ, настроенного для бесстабилизаторного варианта ракеты Р-3, позволяет установить, что: обеспечение устойчивости движения по углу тангажа для бесстабилизаторной схемы вполне осуществимо; автомат стабилизации для этих целей может быть принят вполне аналогичным автомату стабилизации ракеты 2ПБ. Эти данные получены экспериментальным путем на установке, на которой осуществляется настройка автомата 2ПБ.

Это говорит о том, что обеспечение устойчивости движения бесстабилизаторной ракеты по углу тангажа — задача технически вполне осуществимая. Однако следует учесть, что для бесстабилизаторной схемы требуется более чувствительный автомат стабилизации, чем для ракеты Р-3 со стабилизаторами. Кроме того, для бесстабилизаторной схемы требуется большая в 1,5 раза площадь рулей, чем для стабилизаторной.

Устойчивость движения головки может быть охарактеризована изменением по времени угла атаки при входе в атмосферу. Головка ракеты Р-3 более устойчива, чем головка геофизической ракеты В-1А, причем устойчивость движения последней проверена экспериментальным путем и оказалась вполне приемлемой.

Для обоснования и проверки бесстабилизаторной схемы были проведены соответствующие исследования, в результате которых можно установить следующее:

- 1) обеспечение устойчивости движения бесстабилизаторной схемы является вполне технически осуществимой задачей;
- 2) устойчивость движения бесстабилизаторной схемы при медленно меняющихся возмущающих силах оказывается лучшей, чем стабилизаторной схемы;
- 3) для обеспечения устойчивости движения по углу тангажа бесстабилизаторной схемы возможно применять автомат стабилизации, аналогичный таковому для ракеты 2ПБ;
- 4) отсутствие стабилизаторов исключает необходимость воздушных рулей;

5) устойчивость отделяющейся головки ракеты Р-3 оказывается лучшей, чем устойчивость головки В-1А. При этом устойчивость последней, как известно, была проверена при экспериментальных пусках и оказалась вполне удовлетворительной.

2.5. Вопросы прочности

При расчетах на прочность ракет дальнего действия, летающих по баллистической траектории, и оценке прочности их необходимо учитывать особенности этих ракет, существенно отличающие их от других летательных аппаратов.

Важнейшими из этих особенностей являются следующие.

1. Баллистические ракеты дальнего действия — неманевренные ракеты. Полет их совершается по траекториям, задаваемым им до момента пуска. Система управления обеспечивает полет ракеты в соответствии с произведенным прицеливанием и установкой приборов управления.

2. РДД — машина одноразового применения. Следовательно, в полете ракета подвергается действию лишь кратковременных неповторяющихся максимумов внешних нагрузок.

3. Траектория ракет дальнего действия, летающих по баллистической траектории, состоит из двух участков:

а) активного, на котором ракета совершает полет с работающим двигателем и управляема;

б) пассивного, на котором ракета совершает полет без работающего двигателя и неуправляема.

На активном участке траектории ракета под действием силы тяги двигателя приобретает заданную скорость полета. Наиболее плотные слои атмосферы она проходит при

$$v = (0,3 \div 0,4) v_k.$$

Большие скорости полета ракета приобретает в очень сильно разреженных слоях атмосферы, где величина аэродинамических сил практически не имеет значения, а при достижении v_k величина этих сил равна нулю. Это позволяет свести к минимальной величине затраты энергии на преодоление сил сопротивления среды.

На пассивном участке траектории большая часть полета проходит практически в безвоздушном пространстве, и только в конце этого участка траектории ракета, имея очень большую скорость полета, вновь проходит плотные слои атмосферы. Скорость полета, с которой ракета проходит плотные слои атмосферы в конце пассивного участка траектории, тем более, чем совершеннее ракета и чем больше дальность ее полета.

4. Ракета дальнего действия — летательный аппарат с быстро меняющейся в полете массой.

5. Следующая особенность ракет дальнего действия, летающих по баллистической траектории, состоит в том, что периоду летной эксплуатации их предшествует относительно очень продолжительный период наземной эксплуатации. Здесь ракета подвергается действию значительных по величине и повторяющихся внешних нагрузок. Эти нагрузки необходимо учитывать. Однако решающими для ракет являются полетные нагрузки, которые и определяют прочность конструкции, а следовательно, и вес ее.

В случае если наземные нагрузки требуют усиления конструкции ракеты, а следовательно, и увеличения ее веса, то целесообразно в условия наземной эксплуатации вносить соответствующие изменения, улучшающие условия работы конструкции ракеты. Следует считать нецелесообразным увеличение веса конструкции ракеты от усиления ее при расчете на внешние силы во всех случаях наземной эксплуатации.

Анализ основных сил, действующих на ракету на траектории, позволяет сделать следующие выводы.

1. Все основные силы, действующие на ракету в полете, переменны по времени (по траектории).
2. Величины всех сил имеют неповторяющиеся максимумы значений на активном и (за исключением силы тяги и управляющих сил) пассивном участках траектории полета.
3. Максимумы величины отдельных сил не совпадают по времени.

Следовательно, максимальному значению каждой из основных сил должен соответствовать «расчетный случай» для ракеты. Во всех таких случаях ракета рассматривается под одновременным действием всех сил, приложенных к ракете в данный момент времени, в том числе и той, которая имеет максимальное значение.

Основными расчетными случаями в полете на активном участке траектории являются:

- 1) случай, когда величина тангенциального ускорения движения ракеты имеет максимальное значение

$$dv/dt = (dv/dt)_{\max}, \quad n_{x1} = (n_{x1})_{\max};$$

- 2) случай, когда произведение переменной в полете массы на величину тангенциального ускорения движения ракеты имеет максимальное значение

$$\left[\left(M_{0\Sigma} - \int_0^t \dot{M}_{\Sigma} dt \right) \frac{dv}{dt} \right]_{\max};$$

- 3) случай, когда сила волнового сопротивления ракеты имеет максимальное значение

$$C_{xвq} = (C_{xвq})_{\max};$$

- 4) случай, когда коэффициент нормальной и продольной осевой перегрузки достигает максимальной величины

$$n_{y1} = (n_{y1})_{\max}.$$

Основным расчетным случаем в полете на пассивном участке траектории является случай, когда сила волнового сопротивления ракеты достигает максимальной величины

$$n_{x1} = X_1/G_K = (n_{x1})_{\max}.$$

Поскольку характер движения всех ракет дальнего действия, летающих по баллистической траектории, примерно одинаков, то можно заключить, что перечисленные выше расчетные случаи будут справедливы для любой ракеты этого семейства.

2.6. Составные ракеты по схеме «пакет»

Составная ракета является сложной и громоздкой конструкцией. Отрицательным моментом в составной ракете является особенно то обстоятельство, что каждая составляющая ракета есть самостоятельная ракета, которую нужно сконструировать, построить и отработать. Этими недостатками не обладает другая схема составных ракет, называемая «пакетом».

Положим, мы имеем ракету, которая при полете движется по заданной траектории. Если выпустить две таких ракеты сразу, то получим такие же траектории. Можно соединить эти ракеты между собой и пустить их в полет в соединенном виде. Когда топливо будет израсходовано в обеих ракетах наполовину, оставшееся топливо из одной ракеты переливается в другую, а пустая ракета отбрасывается. Далее полет будет совершать одна ракета, но с полным запасом топлива. Она достигнет большей скорости, чем если бы она стартовала одна с Земли. Этот метод равносителен тому, что ракету как бы поднимают на высоту H и сообщают ей начальную скорость.

Схема пакета ракет была разработана К. Э. Циолковским. Он предполагал этим методом достичь очень больших скоростей и дальностей полета. Схема, предложенная Циолковским, очень приближительна, и требуются сложные и тяжелые устройства для перекачки топлива, причем несомненно, что мгновенная перекачка топлива невозможна.

Практическое осуществление такого метода должно произойти по-другому. Если имеется несколько соединенных ракет, то можно заставить двигатели всех ракет выкачивать топливо из какой-то одной ракеты, и только после того, как она будет опустошена, ее можно отбросить и начать выкачивать топливо из следующей ракеты и т. д.

С увеличением числа ракет в пакете, благодаря тому что все двигатели питаются топливом за счет одной ракеты, значительно уменьшается интервал времени между сбрасываниями, особенно в начале полета. Сокращение этого времени может привести к неудобствам в работе двигателя. Поэтому при большом числе ракет в пакете удобнее сбрасывать по две, по три ракеты, причем это число может уменьшаться с увеличением числа ракет, оставшихся несброшенными. Дифференциальные уравнения движения пакета ракет на активном участке траектории при $w = \text{const}$ с учетом сопротивления воздуха имеют следующий вид:

$$\left(\frac{dv}{dt}\right)_k = \frac{n_{1,k}g}{1 - n_{2,k}t_k} - \frac{C_{0,k}H(y)F(v)}{1 - n_{2,k}t_k} - g \cos \varphi,$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \text{const}, \quad \frac{dy}{dt} = v \cos \varphi, \quad \frac{dx}{dt} = v \sin \varphi,$$

где $n_{1,k}$ — начальная перегрузка в k -й ступени,

$n_{2,k}$ — отношение $n_{1,k}$ к тяге в k -й ступени,

$C_{0,k}$ — начальный баллистический коэффициент для k -й ступени,

t_k — время, отсчитываемое с момента начала горения в k -й ступени.

Изменение полезного груза в сторону его увеличения сильно сказывается на скорости составных ракет и меньше на скорости пакетов, т. е., другими словами, пакеты являются конструкциями, более приспособленными для перенесения грузов, чем составные ракеты.

Из сказанного можно сделать следующий вывод: проблему дальней стрельбы ракетами можно успешно решить с помощью одной рационально выбранной ракеты. Система ракетных пакетов позволяет ограничиваться одной ракетой, при посредстве которой могут быть достигнуты любые дальности стрельбы. Таким образом, проблема создания разных ракет на разные дистанции заменяется проблемой создания одной ракеты, размерность которой должна быть выбрана очень тщательно, так как от нее зависит величина и громоздкость пакетов, в состав которых она должна входить.

В производстве будет находиться один тип серийной ракеты, что весьма важно для промышленности. В эксплуатации вместо нескольких типов ракет на разные дистанции будет иметься только один тип ракеты. Вместо громоздких и больших составных ракет на дальние дистанции будет иметься одна ракета, сравнительно меньшая. Громоздкость может появиться только на старте или на полигоне при соединении пакета, что в данном случае не играет большой роли.

Преимущество иметь в производстве одну ракету вместо нескольких очевидно, особенно если принять во внимание, что ракеты представляют очень сложные и дорогостоящие конструкции.

Большие удобства будут достигнуты и при транспортировке ракет. Составляющие пакет отдельные ракеты можно легко перевезти с места на место, что равносильно возможности перевезти весь комплект на любое расстояние. Перевозка же одиночной ракеты, рассчитанной на ту же дальность полета, будет затруднена вследствие ее громоздкости.

Однообразие типов ракет приводит к дешевизне, упрощает обучение персонала, упрощает обслуживание ракет и т. д.

Мы совершенно не касались вопросов конструктивной формы ракетных пакетов и комплектов. В этой области может существовать масса решений.

Очевидно, что возникает целый ряд новых проблем, как, например, управление полетом, которое должно обеспечить заданную точность, проблема сопротивления воздуха движению пакета и вопросы интерференции, синхронности запуска двигателей и т. д.

В заключение можно отметить, что проблема достижения больших дальностей ракетами может быть разрешена с помощью одной рационально выбранной ракеты. Эта ракета может быть построена в настоящее время, так как величины запаса топлива и удельной тяги для нее имеют порядок, достижимый современной техникой. Таким образом, дальность полета ракет технически не ограничена.

3. Крылатые ракеты

Одним из перспективных направлений в развитии ракет дальнего действия является разработка крылатой ракеты. Осуществление крылатой ракеты находится в некоторой связи с успешным развитием баллистических ракет дальнего действия.

Действительно, крылатая ракета независимо от ее траектории и типа вспомогательного двигателя (если он применяется) должна разогнаться до больших сверхзвуковых скоростей, что в настоящее время возможно лишь путем применения нормальных баллистических ракет в качестве ускорителей. Возможно, что причина отсутствия до сих пор крылатой ракеты кроется в том, что не были еще надежно отработаны баллистические ракеты.

Под крылатой ракетой обычно понимают аппарат тяжелее воздуха, снабженный жидкостным ракетным или воздушным реактивным двигателем и крылом, создающим подъемную силу и изменяющим траекторию полета.

Крылатая ракета может быть выполнена в различных конструктивных формах. Могут быть использованы штатные нормальные баллистические ракеты с установленными в носовой части планерами, которые мы называем отделяющимися крылатыми головками (ОКГ). ОКГ представляет сверхзвуковой планер. Ракета с ОКГ разгоняется до $v=v_{\max}$, далее ОКГ отделяется и полет происходит по траектории планирования.

На отделяющуюся крылатую головку может быть установлен маршевый двигатель, действующий на участке после отделения головки. Тяга маршевого двигателя может быть небольшой, в несколько раз меньшей веса крылатой головки.

Назначение маршевого двигателя двоякое:

- 1) маршевый двигатель дает возможность уменьшить максимальную скорость полета и, следовательно, снизить невозможные температуры поверхности крыла на больших скоростях полета;
- 2) маршевый двигатель, в особенности прямоточный воздушно-реактивный двигатель, дает возможность увеличить эффективность использования взятого топлива и, следовательно, КПД всей ракеты.

Если баллистическая ракета снабжена крылом, такая ракета называется нормальной крылатой ракетой (КН). Очевидно, активный участок траектории КН будет такой же, как и у баллистической ракеты.

3.1. Выбор схемы

В основу выбора схемы крылатой ракеты было положено два очевидных принципа:

- 1) схема КР должна быть возможно ближе к схеме чистого летающего крыла;
- 2) существующие штатные ракеты должны быть наилучшим образом использованы при проектировании крылатой ракеты. Вначале была рассмотрена крылатая ракета нормальной схемы, спроектированная на базе ракет 2ПБ и Р-3.

Весовой и аэродинамический анализы показали, что подобные конструкции значительно ухудшают весовую отдачу нормальной баллистической ракеты по сравнению с ОКГ. КН не позволяет получить аэродинамические и весовые характеристики такие, как у ОКГ, и поэтому КН имеет лётно-тактические характеристики на $\sim 20\%$ хуже, чем у ОКГ. Оба основных принципа выбора схемы КР выполняются, если мы, не изменяя коренным образом конструкции штатной ракеты, установим в ее носовой части отделяющуюся крылатую головку.

ОКГ при этом может быть выполнена по схеме летающего крыла, т. е. может обладать аэродинамическим качеством, близким к аэродинамическому качеству изолированного крыла.

Установка маршевого двигателя не нарушает аэродинамики ОКГ с точки зрения максимального аэродинамического качества. Условия размещения ОКГ в носовой части ракеты заставляют вынести рули высоты на крыло, а стремление сократить до минимума изменения положения центра давления крыла ОКГ в полете привело к применению Δ -крыла с утопленным в толще крыла носиком корпуса ОКГ.

Следует иметь в виду, что проектирование ОКГ велось так, чтобы веса полезного груза в ОКГ и в головках ракет 2ПБ и Р-3 были одинаковы.

Как уже отмечалось, применение ОКГ-планера может быть ограничено, начиная с некоторых скоростей, исходя из условий температуры поверхности обшивки крыла и корпуса, кроме того, и, что особенно важно, разгон ОКГ производится с помощью ракет, оборудованных ЖРД, удельные тяги которых сравнительно малы. Между тем ОКГ, движущаяся в атмосфере, может быть оборудована маршевым двигателем, использующим для окисления горючего кислород атмосферы.

К такого рода двигателям относится прежде всего ПВРД. Поэтому наиболее перспективной схемой, по нашему мнению, является ОКГ с прямоточным воздушно-реактивным двигателем.

Однако задача создания ПВРД — дело будущего, а пока в качестве ОКГ с маршевым двигателем подробно была рассмотрена ОКГ с ЖРД.

В основу выбора величины маршевого двигателя при этом были положены простые условия сохранения режима полета, близкого к квазистационарному, или получение режима стационарного полета. На этом основании тяга маршевого двигателя должна быть порядка силы лобового сопротивления X или порядка отношения G/K_{\max} .

Стремление использовать существующую материальную часть и получить максимально возможные значения аэродинамического качества заставило нас выбрать в качестве принципа использования ракеты при осуществлении идеи КР ракету с ОКГ и в качестве схемы ОКГ — схему летающего Δ -крыла.

3.2. Сравнение баллистической ракеты и ракеты с ОКГ

Сравнивая ОКГ с нормальной баллистической ракетой, мы исходим из того, что ОКГ несет такой же полезный груз, как и баллистическая ракета с отделяющейся головкой, и что в качестве ракет-ускорителей ОКГ рассматриваются ракеты 2ПБ, 1НБ и Р-3. Система управления ОКГ рассматривалась в двух вариантах: 1) система управления экспериментальной ОКГ с ведением по трассе с помощью радиосредств;

2) астронавигационная система управления.

Установка ОКГ на ракетах потребовала введения дополнительных стабилизирующих поверхностей. В целом установка ОКГ на ракетах типа 2ПБ и Р-3 возможна, но масштаб ограничивается условиями размещения, площадью дополнительных стабилизато-

ров (приняты кольцевые стабилизаторы) и возможностями системы управления ракет-ускорителей.

Из сравнения весовых характеристик следует, что весовые характеристики ракеты с ОКГ изменяются незначительно по сравнению с ракетой без ОКГ.

Далее был исследован активный участок ракет с ОКГ.

Отделение ОКГ от ракеты происходит на высоте стационарного полета, поэтому активный участок баллистической ракеты подвергается существенным, но вполне возможным изменениям.

В таблице даны значения соответствующих производных, которые показывают, что изменение C_x и G_0 ракеты с ОКГ незначительно влияет на значение конечной скорости v_k .

Производная	2ПБ с ОКГ	1НБ с ОКГ	Р-3 с ОКГ
$\partial v_k / \partial G_0$ [м/(сек·кг)]	0,23	0,21	0,22
$\partial v_k / \partial C_x$ [(м/сек) %]	6,25	3,4	4,0

Используя при расчете планирования ОКГ следующую зависимость $K_{\max} = \bar{K}_{\max}(M)$:

M	2	4	6	8	10
K_{\max}	7,57	5,49	4,99	4,67	4,84,

можно было сделать предварительные выводы:

1. ОКГ может дать примерно двукратное увеличение дальности полета по сравнению с баллистической ракетой.

2. При той же дальности действия ракета с ОКГ будет иметь меньший вес и $P_{уд}$, т. е. ракета с ОКГ может обеспечить заданный радиус действия при более низких требованиях к двигателю или при меньшем начальном весе. Например, при $L=3000$ км и $P_{уд 0} = 250$ кг/(кг/сек) нормальная баллистическая ракета должна иметь $\mu_k=0,098$, $G_0=105$ т, а ракета с ОКГ соответственно $\mu_k=0,157$, $G_0=48$ т. Уменьшение начального веса более чем вдвое.

Следует подчеркнуть, что приведенные цифры могут несколько изменяться при более тщательном весовом анализе и расчете величины аэродинамического качества ОКГ.

В заключение рассмотрим ОКГ с маршевым двигателем. Исследования показывают, что ОКГ и ОКГ с маршевым двигателем типа ЖРД примерно равноценны с точки зрения дальности полета. Однако принципиальное значение ОКГ с ЖРД заключается в том, что ОКГ с ЖРД может иметь весьма большие дальности полета, что может оказаться невозможным у ОКГ вследствие высоких температур нагрева конструкции при больших сверхзвуковых скоростях полета.

Маршевый двигатель типа ПВРД весьма перспективен. Мы видим, что ПВРД обладает $P_{уд}=1280$ кг/(кг/сек) при $M \approx 3,5$. Сравнивая ОКГ с ЖРД и ОКГ с ПВРД, мы получили для $L=3000$ км:

- 1) ракета с ОКГ имеет $G_0 \approx 36$ т при $P_{уд н} = 250$ кг/(кг/сек);
- 2) сохраняя те же весовые данные и заменив маршевый ЖРД на маршевый ПВРД с $P_{уд}=1280$ кг/(кг/сек), получаем для ОКГ с ПВРД секундный расход $G_{ПВРД} \approx 1,56$ кг/(кг/сек).

Запас горючего в ОКГ с ПВРД

$$G_K = G_{0II} \mu_{KII} = 5280 \text{ кг}, \quad G_{гор} = 6720 \text{ кг}.$$

Следовательно, время полета $t = G_{гор} / \dot{G} = 4310 \text{ сек}$.

Общая дальность полета ОКГ с ПВРД будет равна с учетом длины участка разгона

$$L = tK_{KI} + l_s = 4410 \text{ км}.$$

Таким образом, по сравнению с ОКГ с ЖРД дальность полета ОКГ с ПВРД возрастает приблизительно в полтора раза.

На основании изложенного можно считать, что:

1. Применение крылатой ракеты для увеличения дальности действия ракет является одним из перспективных путей в развитии ракет дальнего действия.
2. В последнее время созданы в известной мере теоретические предпосылки для того, чтобы начать опытное проектирование и экспериментальные работы по крылатым ракетам дальнего действия.
3. Наилучшей конструктивной формой осуществления идеи крылатой ракеты следует считать использование существующих ракет дальнего действия в качестве ускорителей отделяющихся крылатых головок.
4. Ближайшим и необходимым этапом осуществления крылатой ракеты большого радиуса действия следует считать постройку и испытание ракеты 2ПБ с ОКГ. На базе этой экспериментальной машины могут быть решены главные вопросы, необходимые для дальнейшего проектирования: исследование аэродинамической схемы ОКГ; испытание и доводка системы управления и навигации ОКГ; испытание и доводка маршевого двигателя.
5. Наиболее перспективной схемой ОКГ с маршевым двигателем является ОКГ с ПВРД, поэтому необходимо форсировать работы, связанные с проектированием и испытанием прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

Тезисы доклада по результатам исследований перспектив развития баллистических ракет дальнего действия¹

[1951 г.]

1. Введение

1. Задачи научно-исследовательской работы:

а) комплексные исследования возможностей увеличения дальностей полета управляемых РДД различных схем и типов (баллистических и крылатых, одноступенчатых и многоступенчатых, с различными двигательными установками — ЖРД, СПВРД) с целью выявления наиболее перспективных схем, обеспечивающих заданную дальность полета;

б) исследование наиболее перспективных схем управляемых РДД, обеспечивающих дальность полета 5000—10 000 км, с целью определения их основных конструктивных и летно-технических характеристик в зависимости от дальности полета и веса полезного груза;

в) определение возможностей достижения необходимых конструктивных характеристик РДД выбранных схем, обеспечивающих заданную дальность полета;

г) выявление основных принципиальных требований к двигательным установкам и системам управления для этих ракет;

д) выбор схем двигательных установок, исследование, определение и обоснование их основных конструктивных и энергетических характеристик;

е) разработка основных методов управления и стабилизации в полете; исследование возможностей создания наиболее сложных элементов систем управления;

ж) исследование динамики полета РДД.

2. Решение комплекса сложных задач данной НИР потребовало участия в работе ряда научно-исследовательских институтов Советского Союза.

К работам по теме были привлечены, кроме головного исполнителя, организации, ведущие исследования по двигателям — ЖРД и СПВРД, по аэродинамике и устойчивости движения крылатых ракет, по теории выбора проектных параметров и динамики поле-

¹ Тезисы доклада, с которым С. П. Королев выступил на заседании президиума Научно-технического совета и Ученого совета института 27 декабря 1951 г., посвященном подведению итогов НИР по теме «Комплексные исследования и определение основных летно-тактических характеристик БРДД». В результате обсуждения президиум постановил: одобрить принципиальное направление проведенных исследований по баллистическим ракетам большой дальности, созвать специальное совещание по ЖРД, отметить особое значение разработки вопросов по системам управления и провести специальное заседание НТС института по системам управления. Работа публикуется впервые.

та, по системам управления и по общим исследованиям составной схемы «пакет».

3. Цель данного совещания: на основании уже имеющихся в настоящее время некоторых итоговых материалов обсудить первые выводы по комплексным исследованиям РДД различных схем.

На сегодняшнем совещании хотелось бы обменяться предварительными соображениями, касающимися работ по исследованиям перспектив создания баллистических ракет с большой дальностью полета. Работы, касающиеся ракет дальнего действия крылатой схемы, мы намечаем обсудить на отдельном заседании президиума НТС в первой половине января 1952 г.

В своем сообщении мы затронем вопросы двигательной установки и системы управления в такой степени, в какой это необходимо с точки зрения комплексных исследований баллистических РДД. Более подробно эти вопросы будут освещены в специальных сообщениях, которые сегодня сделают главные конструкторы двигателей и систем управления.

2. Пути достижения больших дальностей полета баллистических РДД

Существующие и разрабатываемые сейчас РДД относятся к семейству баллистических ракет одноступенчатой схемы.

В НИР проведены комплексные исследования одноступенчатых и двухступенчатых баллистических ракет.

В качестве одноступенчатой ракеты рассматривалась ракета с отделяющейся головной частью, с несущим топливным отсеком, без стабилизаторов.

Двухступенчатые ракеты рассматривались четырех основных типов:

- 1) двухступенчатая ракета с поперечным делением (схема тандем);
- 2) двухступенчатая ракета с продольным делением (пакет) несущей схемы с одновременным включением всех двигателей;
- 3) двухступенчатая ракета с запаздывающим включением двигателя средней ракеты (несущий пакет с запаздыванием);
- 4) двухступенчатая ракета с продольным делением «питающей» схемы.

Кроме того, мы рассматриваем еще более совершенные схемы баллистических ракет, в которых применены блоки баков и многокамерные двигательные установки. Основное преимущество подобных ракет — возможность их более быстрого осуществления при хороших летно-тактических качествах.

Основными параметрами, определяющими дальность полета баллистической ракеты, являются: удельная тяга $P_{уд}$, относительный конечный вес $\mu_k = G_k/G_0$.

Поэтому исследования перспектив получения больших дальностей полета баллистических РДД велись по линии анализа энергетических характеристик ЖРД и весовых характеристик РДД в целом, в том числе и двигательной установки.

3. Анализ энергетических и весовых характеристик двигателей

1. *Топливо.* При проведении настоящей работы для исследования возможных характеристик РДД из существующих и освоенных топлив было выбрано наиболее эффективное сейчас и реальное в производстве топливо: керосин+жидкий кислород.

Следует отметить, что топлива на основе высококипящих окислителей (азотная кислота и т. д.) для решения задач по достижению больших скоростей и дальностей полета, поставленных перед данной НИР, оказались неприемлемыми, так как в специальной НИР по оценке перспектив применения высококипящих топлив было показано, что для ракет с дальностью более 1000 км их применение неэкономично по сравнению с керосино-кислородным топливом.

В процессе анализа было также произведено сравнение отдельных характеристик ракет в случае применения новых, пока что сугубо перспективных топлив, в принципе могущих дать, например, при $p_i=60 \text{ ата}$, $p_a=0,5$ и $\varphi=0,96$ для топлива диборанимин+моноокись фтора $P_{уд.п}=418 \text{ кг}\cdot\text{сек/кг}$ по сравнению с $P_{уд.п}=318 \text{ кг}\cdot\text{сек/кг}$ для керосино-кислородного топлива.

2. *Удельная тяга.* Для всех рассматриваемых схем ракет были использованы общие энергетические характеристики, которые определялись поэтому в широком диапазоне:

тяга двигателей $P_0=40\div 500 \text{ т}$,

давление в камере сгорания $p_i=20\div 100 \text{ ата}$,

давление на срезе сопла $p_a=0,1\div 1,0 \text{ ата}$.

Действительные удельные тяги, принятые в исследованиях, находились как произведение теоретических их значений на коэффициент полноты удельной тяги φ . По экспериментальным данным коэффициент полноты удельной тяги на практически достигнутых малых двигателях составляет $\varphi\cong 0,96$. Значение этого коэффициента на двигателях для РДД достигает в настоящее время $\varphi=0,88$. Поэтому для сравнения проведены также исследования летно-тактических характеристик с коэффициентом полноты удельной тяги $\varphi=0,88$.

Для семейства разрабатываемых двигателей при $\varphi=0,88$ удельные тяги находились для различных p_i и p_a путем интерполяции данных двигательного ОКБ, приведенных в его отчете по разделу данной НИР. Удельные тяги для топлива диборанимин+моноокись фтора для различных значений p_i и p_a также находились путем интерполяции данных двигательного ОКБ.

Так как нами рассматривались двигатели как с пароводяной системой охлаждения камеры сгорания и питания привода турбонасосного агрегата, работающей по замкнутому циклу, так и с парогенераторной системой, работающей с выбросом отработанного пара газа, то для последних определялось значение эффективной удельной тяги (с учетом расхода пара газа).

Необходимо отметить, что удельные тяги, определяемые для $\varphi=0,96$, являются вполне реальными, что подтверждается экспериментальными исследованиями.

3. *Весовые и габаритные характеристики двигателей.* В весовом балансе дальних и особенно сверхдальних ракет при современном

совершенстве их конструкции основная часть конечного веса ракеты приходится на долю двигателя. Поэтому для анализа и выбора наиболее рациональных схем с оптимальными режимами работы двигателей нами было произведено подробное рассмотрение изменения весов составных частей двигателя.

Двигатель разбивался на следующие конструктивные группы: камера сгорания; турбонасосный агрегат; парогазогенератор; система автономного пароводяного охлаждения камеры сгорания и привода ТНА; арматура, автоматика и трубопроводы; рама ТНА; заливка ТНА, клапанов, трубопроводов и камеры сгорания.

При составлении весовых зависимостей для отдельных конструктивных групп двигателя были использованы соответствующие данные двигателей, приведенные в отчете двигательного ОКБ, а также многочисленные дополнительные данные, полученные от него позже в рабочем порядке (вес и габариты кислородного варианта двигателя, разбивка веса камеры сгорания и веса двигателя по элементам, распределение веса заливки и т. п.).

Располагая крайне недостаточным и в практике конструирования не проверенным для такого большого диапазона тяг и давлений статистическим материалом по весам и габаритам двигателей, мы сделали ряд следующих допущений.

1. Объем и другие размеры камеры сгорания определялись исходя из неизменного времени пребывания газов в камере для всех двигателей.

2. Вес оболочек камер сгорания всех двигателей определялся исходя из сохранения неизменного напряжения в материале оболочек и неизменности применяемого материала для оболочек.

3. Вес оболочек сопла рассматривался не зависящим от p_i для всего диапазона изменения p_i и определялся как произведение поверхности сопла на вес единицы поверхности сопла, полученный по интерполяционным данным для существующих двигателей.

4. Вес турбонасосного агрегата принимался пропорциональным его мощности и определялся интерполяцией весов ТНА существующих двигателей.

5. Вес заливки двигателя, вес арматуры, автоматики и трубопроводов определялся по эмпирическим зависимостям, составленным по данным существующих двигателей.

6. Длина остальной части двигателя, исключая камеру сгорания, принята изменяющейся по линейному закону от тяги двигателя и определялась интерполяцией данных существующих двигателей с учетом различных компоновок ТНА и других агрегатов двигателя.

При этих допущениях получены следующие результаты.

1. В результате расчетов весов указанных конструктивных групп двигателя были построены зависимости их абсолютных и относительных весов от изменения P_0 , p_i и p_a .

2. Из рассмотрения этих зависимостей следует, что с ростом тяги двигателя при $p_i = \text{const}$ и $p_a = \text{const}$:

а) относительный вес камеры сгорания сначала падает за счет уменьшения удельного веса конструктивных элементов в общем весовом балансе камеры сгорания, а затем возрастает за счет увеличения размеров сопла;

б) относительный вес ТНА падает вследствие увеличения числа оборотов, роста КПД и уменьшения веса конструктивных элементов;

в) относительный вес двигателя падает за счет уменьшения относительного веса ТНА.

Направление дальнейших исследований в области ЖРД должно быть следующим:

- а) получение удельных тяг с коэффициентом полноты удельной тяги, соответствующим $\varphi=0,96$ на больших двигателях;
- б) создание больших двигателей с весовыми характеристиками, близкими к полученным в результате весового анализа с $\varphi=0,96$;
- в) проведение исследований и экспериментальных работ по пароводяной системе замкнутого охлаждения в ЖРД и определение областей ее применения;
- г) организация процесса подготовки запуска двигателя второй ступени составной ракеты и средней ракеты в пакете так, чтобы за 3—4 сек до запуска соответствующего двигателя ТНА работал на полную мощность, используя систему закольцовки;
- д) разработка системы регулирования и синхронизации двигателей в составных ракетах типа «пакет».

4. Весовой анализ баллистических РДД

Относительный конечный вес баллистической ракеты с ЖРД может быть выражен формулой

$$\mu_k = \left(\frac{\gamma_{д.у}}{v_0} + \mu_{\Sigma} \right) (1 - A_k) + A_k,$$

где $\gamma_{д.у} = G'_{д.у} / P_0$ — отношение веса элементов двигательной установки, зависящих от тяги, к номинальной тяге двигателя на земле;

$\mu_{\Sigma} = \mu_{п.г} + \mu_{с.у} + \mu_{хв} = \frac{G_{п.г}}{G_0} + \frac{G_{с.у}}{G_0} + \frac{G_{хв}}{G_0}$ — отношение веса полезного груза, системы управления и конструкции хвостовой части с органами управления к стартовому весу ракеты;

$$A_k = \frac{a_{д.у} + a_{т.о} + a_{т.ост}}{1 + a_{д.у} + a_{т.о} + a_{т.ост} + k_{ин}},$$

причем $a_{д.у} = G''_{д.у} / G_{т.ном}$ — отношение веса элементов ДУ, зависящих от запаса топлива, к весу рабочего запаса топлива; $a_{т.о} = G_{т.о} / G_{т.ном}$ — отношение веса топливного отсека к рабочему запасу топлива; $a_{т.ост} = G_{т.ост} / G_{т.ном}$ — относительный вес топливных остатков; $k_{ин} = G_{ин} / G_t$ — относительный расход перекиси в системе подачи (отсутствует при водопаровой системе охлаждения и подачи); $v_0 = G_0 / P_0$ — начальное отношение веса к тяге;

$$\begin{aligned} \gamma_{д.у} &= \frac{G'_{д.у}}{P_0} = \\ &= (G_{к.с} + G_{а.а.т} + G_{зап.тр} + G_{зап.к.с} + G_{ТНА} + G_{зап.ТНА} + \\ &\quad + G_{р.ТНА} + G_{пгг}) / P_0, \end{aligned}$$

$G'_{д.у}$ включает вес камеры сгорания, автоматики, арматуры и трубопроводов ДУ, ТНА с рамой, ПГГ, а также заливки ТНА, камеры и трубопроводов.

При водопаровой системе охлаждения $G'_{д.у}$ включает вес водопаровой системы с водой.

Указанные составляющие $\gamma_{д.у}$ берутся из графиков, полученных на основании обработки статистических данных по весовым характеристикам элементов ДУ.

$\gamma_{д.у}$ зависит от P_0 , давления в камере p_i и давления на срезе сопла p_a .

В вес полезного груза включается: для одноступенчатой ракеты — головная часть, для I ступени составной ракеты — II ступень ракеты.

В $G''_{д.у}$, определяющий $a_{д.у}$, входит вес системы наддува.

$a_{т.о}$ зависит в основном от типа ракеты, конечной перегрузки ракеты, веса полезного груза (определяющих инерционные усилия, действующие на баки) и веса топлива.

Относительный расход перекиси $k_{ин}$ зависит от давления в камере p_i .

Относительный вес хвостового отсека $\mu_{хв}$ для одноступенчатой ракеты и I ступени составной ракеты определяется в основном стартовым весом ракеты, а для II ступени составной ракеты — ее весом и перегрузкой в конце работы I ступени.

Вес стыковых элементов ступеней для составной ступенчатой ракеты включен в $a_{т.о}$ I ступени.

Вес соединительных элементов в ракетах типа «пакет» включен в $\mu_{с}$ составляющих ракет.

Приведенная формула совместно с весовыми характеристиками отдельных элементов ракеты позволяет определить относительный конечный вес ракеты μ_k :

для одноступенчатой ракеты — в зависимости от стартового веса G_0 , веса полезного груза $G_{п.г.}$, отношения веса к тяге v_0 , давления в камере p_i и давления на срезе сопла p_a ;

для первой ступени составной ракеты — в зависимости от стартового веса G_0 , веса II ступени G_{02} , отношения веса к тяге v_0 , давления в камере p_i и давления на срезе сопла p_a ;

для второй ступени составной ракеты — в зависимости от начального веса второй ступени G_{02} , веса полезного груза, отношения веса к тяге v_{02} , давления в камере p_i , давления на срезе сопла p_a и продольной перегрузки в конце работы I ступени $n_{к1}$.

5. Выбор оптимальных характеристик РДД

Для выбора оптимальных характеристик двигателей (давления в камере сгорания p_i и давления на срезе сопла p_a) были произведены расчеты конечной скорости одноступенчатых ракет с начальным весом 142 и 325 т и второй ступени составных ракет с начальным весом 22 т при $v_0=0,65$ и при различных значениях p_i и p_a .

В качестве топлива был выбран керосин с кислородом, коэффициент полноты удельной тяги принимался равным $\varphi=0,96$.

Расчеты производились для одноступенчатых ракет по методике приближенных баллистических расчетов, с помощью которой определялась зависимость конечной скорости от основных конструктивных параметров с точностью до 0,5%. Для второй ступени составных ракет принималось, что полет происходит в пустоте. На основании этих расчетов для одноступенчатых ракет были при-

няты в качестве оптимальных значения $p_i=100$ ата и $p_0=0,4$ ата. Такие же значения были выбраны и для I ступени составных ракет. Для второй ступени составных ракет были приняты значения $p_i=60$ ата и $p_a=0,3$ ата.

Имеющиеся в отдельных случаях отступления от оптимума оправдываются сравнительно малой величиной проигрыша в скорости при существенных преимуществах с конструктивной точки зрения. Так, например, для второй ступени составных ракет дальнейшее уменьшение p_a дает выигрыш в скорости, однако при этом сильно растут габариты двигателя.

Выбор величины тяги двигателя при данном стартовом весе ракеты определяется принятым значением отношения стартового веса к тяге $\gamma_0=0,65$ как для одноступенчатых, так и для обеих ступеней составных ракет. Причем некоторое отступление от оптимума не оказывает существенного влияния на величину дальности.

6. Летные характеристики баллистических ракет

Были проведены расчеты по определению зависимости дальности полета от начального веса для одноступенчатых ракет при весе головной части 3 и 5 т и для значений коэффициента полноты удельной тяги $\varphi=0,88$ и $0,96$, а также для топлива диборанимин+моноокись фтора при $G_{пг}=5$ т и $\varphi=0,91$.

Из этих расчетов видно, что при использовании в качестве топлива керосина с жидким кислородом для одноступенчатых ракет дальность 7000 км является практически предельной при данном совершенстве конструкции и двигателя. При весе головной части, большем в 1,5 раза, реально получение дальности 6000 км. Существенного увеличения дальности полета (до 10 тыс. км) можно достичь при использовании топлива диборанимин+моноокись фтора. Для составных ракет было выбрано оптимальное соотношение весов I и II ступеней. Проведены расчеты по определению скорости в конце активного участка для различных схем составных ракет и при различных начальных весах в зависимости от отношения начальных весов ступеней. После выбора оптимального соотношения ступеней определялась дальность полета, соответствующая этому оптимальному соотношению.

7. Сравнительный анализ летно-тактических характеристик одноступенчатых и составных РДД

Исследование летно-тактических характеристик баллистических ракет дальнего действия проводилось в основном при наиболее высоких энергетических характеристиках двигательной установки и наиболее совершенных весовых характеристиках ракет и ДУ. Однако данное исследование дает оценку летно-тактических характеристик перспективных РДД на совершенно реальных в данное время основаниях. Кроме того, мы приводим летно-такти-

Таблица

Основные характеристики ракет различных схем на дальность 7000 км при $\Phi = 0,96$

Наименование	2ПБ *	4НБ *	Одно-ступенчатая ракета	Составная двухступенчатая ракета с поперечным делением	Составная двухступенчатая ракета с продольным делением	Двухступенчатый пакет несущей схемы	Двухступенчатый пакет питающей схемы
Стартовый вес, <i>m</i>	13,3	20,24	325	110	121	128	117
Полная длина, <i>m</i>	14	17,5	46	39,7	17,4	16,5	16,5
Диаметр наибольшего сечения, <i>m</i>	1,65	1,65	—	—	—	—	—
Вес I ступени, <i>m</i>	—	—	—	92	2×49,3	2×47,3	2×43,5
Вес II ступени, <i>m</i>	—	—	—	18	22,5	33,5	30
Начальная тяга I ступени (на земле), <i>m</i>	27,2	37	500	170	2×93	2×115	2×70
Тяга II ступени (в пустоте), <i>m</i>	—	—	—	30	38	1×34	1×40
Вес рабочего запаса топлива I ступени, <i>m</i>	8,738	15,147	296	82,2	86,6	42	50
						84	76,8
						(для крайних ракет)	
						26,8	
						(средняя ракета)	
Вес рабочего запаса топлива II ступени, <i>m</i>	—	—	—	12,3	16,6	9,3	23,6
Вес конструкции I ступени, <i>m</i>	4,025	4,522	21,4	8,6	10,6	2,7	9,1
Вес конструкции II ступени, <i>m</i>	—	—	—	2,0	2,1	—	2,4
Удельная тяга двигателя $P_{уд.0}$	198	201	281	281	268	268	268
I ступени (эффективная) $P_{уд.п}$	—	—	325	325	310	310	310
Удельная тяга двигателя II ступени, <i>сек</i>	—	—	—	343	343	343	343
Давление в камере двигателя I ступени, <i>ата</i>	16,2	21,6	100	100	100	100	100
Давление в камере двигателя II ступени, <i>ата</i>	—	—	—	60	60	60	60
Давление на срезе сопла I ступени, <i>ата</i>	—	—	—	0,4	0,4	0,4	0,4
Давление на срезе сопла II ступени, <i>ата</i>	0,77	1,23	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3
$\rho_{кI}$	—	—	—	0,253	0,265	0,222	0,344
$\rho_{кII}$	—	—	—	0,319	0,262	0,373	0,214
ν_{0I}	—	—	—	0,65	0,65	0,485	0,65
ν_{0II}	—	—	—	0,60	0,60	0,43	0,60

* Данные ракет 2ПБ и 4НБ приведены для сравнения.

ческие характеристики РДД при $\varphi=0,88$, соответствующем существующему сегодня уровню развития мощных ЖРД.

Рассмотрение зависимости $L=f(G_0)$ позволяет сделать следующие выводы (таблица).

1. Одноступенчатая ракета на кислородном топливе при весе 325 т и $\varphi=0,88$ обладает дальностью полета не более 5500 км; при $\varphi=0,96$ дальность возрастает до ~7000 км.

Двигатель подобной ракеты должен иметь тягу ~500 т.

2. В случае применения в качестве топлива монооксида фтора с диборанимином дальность одноступенчатой ракеты может достигать 7000 км при стартовом весе порядка 70 т.

3. Составная ракета с поперечным делением с дальностью ~7000 км при $\varphi=0,96$ имеет стартовый вес порядка 110 т. Тяга двигателя первой ступени при этом составит около 170 т, а вес второй ступени порядка 18 т.

4. Составная ракета с продольным делением, имеющая ту же дальность (7000 км), имеет стартовый вес ~120 т и должна состоять из одной средней ракеты весом около 22,5 т и двух крайних ракет по 49 т, имеющих двигатели с тягой ~93 т.

5. Ракета типа двухступенчатого пакета несущей схемы при тех же условиях имеет общий стартовый вес порядка 130 т при весе средней ракеты ~34 т и крайних ракет по 48 т. Тяга двигателей крайних ракет составит по 115 т.

6. Вес ракеты типа двухступенчатого пакета питающей схемы на ту же дальность составит 117 т при весе средней ракеты ~30 т и двух крайних ракет по 43,5 т, имеющих двигатели тягой по 70 т.

Следует отметить, что проведенное исследование по баллистическим РДД может лишь послужить нам основой для определения тех главных направлений, по которым в дальнейшем надо проводить глубокую проработку конкретных проектов и предложений.

Тезисы доклада по результатам исследований перспектив развития крылатых ракет дальнего действия¹

[1952 г.]

1. Цель заседания

В настоящее время мы проводим заседания, посвященные предварительному обсуждению НИР «Перспективы развития ракет дальнего действия».

В конце декабря 1951 г. было проведено заседание по обсуждению некоторых итоговых материалов по баллистическим РДД различных схем.

На сегодняшнем заседании мы хотели бы обсудить некоторые итоговые материалы по составным крылатым РДД, которые были получены в нашей и в ряде других организаций, работавших вместе с нами над темой.

В своем сообщении я коснусь вопросов двигательной установки и системы управления в такой степени, в какой это необходимо с точки зрения комплексных исследований крылатых составных РДД. Более подробно этим вопросам будут посвящены специальные сообщения академиков М. В. Келдыша и С. А. Христиановича.

2. Цель и задачи комплексных исследований крылатых составных РДД

Напоминаю основную задачу НИР: «Исследование перспектив создания ракет с большой дальностью полета с целью получения их основных конструктивных и летно-тактических характеристик». Для решения этой задачи необходимо было провести исследования по следующим направлениям.

1. Комплексные исследования возможностей увеличения дальностей полета управляемых крылатых ракет дальнего действия с СПВРД с целью выявления наиболее перспективных схем, обеспечивающих заданную дальность полета.

¹ Тезисы доклада, с которым С. П. Королев выступил на заседании президиума Научно-технического совета и Ученого совета института 16 января 1952 г., посвященном подведению итогов НИР по теме «Комплексные исследования и определение основных летно-тактических характеристик крылатых составных ракет дальнего действия». С докладами выступили академик М. В. Келдыш, академик С. А. Христианович и др. Президиум принял решение продолжить исследования проблем создания крылатых РДД. В приложении к тезисам С. П. Королевым были даны дополнительные материалы о методах старта и об управлении составными крылатыми РДД. Эти материалы в сокращенном виде помещены в разделах 10 и 11 данной работы.

Работа публикуется впервые.

2. Исследования наиболее перспективных схем управляемых крылатых ракет дальнего действия, обеспечивающих дальности полета от 5000 до 10 000 км, с целью определения их основных конструктивных и летно-тактических характеристик в зависимости от дальности полета и веса полезного груза.
3. Определение возможностей получения необходимых конструктивных характеристик крылатых ракет дальнего действия выбранных схем, обеспечивающих заданную дальность полета.
4. Выявление основных принципиальных требований к двигательным установкам и системам управления крылатых ракет.
5. Выбор схем двигательных установок, исследование, определение и обоснование конструктивных и энергетических характеристик СПВРД.
6. Разработка основных методов управления и стабилизации в полете с целью создания:
 - а) комплексной автономной системы, основанной на принципе астронавигации;
 - б) системы, основанной на автопилоте с радиокоррекцией и выключением двигателя по радио (система управления, основанная на принципах радионавигации).
7. Проведение теоретических и экспериментальных исследований аэродинамических характеристик крылатых РДД различных схем с целью получения оптимальных аэродинамических компоновок, обеспечивающих достижение больших дальностей полета.
8. Исследования по динамике полета крылатых РДД в части:
 - а) создания теории полета, составления и упрощения уравнений движения;
 - б) разработки методики расчета основных летно-тактических данных и определение погрешностей;
 - в) обеспечения устойчивости движения управляемых крылатых РДД.

3. Основные понятия и положения

В процессе исследований мы рассматривали составную крылатую РДД, состоящую из двух ступеней. Первая ступень имеет мощный ЖРД, с помощью которого осуществляется вертикальный старт, разгон и набор высоты до момента разделения со второй ступенью.

Выбор такого типа I ступени и вертикального старта представляется в настоящее время наиболее правильным. Применение I ступени с мощным ЖРД, способным осуществить вертикальный старт и последующий набор высоты и разгон II ступени, обусловлено наличием в нашем распоряжении необходимого опыта и материальных средств в виде баллистических РДД. Применение специально приспособленных баллистических ракет в качестве I ступени является в настоящее время единственно надежным средством для осуществления разгона II ступени до сверхзвуковых скоростей и, следовательно, до начала автономного полета.

Вертикальный старт выбран нами потому, что он, во-первых, хорошо отработан на практике применения баллистических ракет, во-вторых, не требует сложных стартовых сооружений, в-третьих,

наиболее экономичен в случае применения ЖРД в качестве двигателя I ступени.

II ступень составной крылатой РДД имеет несущие поверхности и СПВРД. Выбор СПВРД в качестве двигателя II ступени обусловлен его высокими энергетическими характеристиками при относительно высоких сверхзвуковых скоростях полета и простотой конструкции. Уместно отметить, что все другие известные тепловые двигатели дают намного худшие результаты, чем СПВРД. Следует подчеркнуть, что в ближайшее время можно осуществить только нерегулируемый СПВРД, надежная и экономичная работа которого возможна в условиях, близких к расчетным.

В связи с этим мы принимаем в качестве основного варианта случай, когда I ступень разгоняет II ступень, снабженную нерегулируемым СПВРД, сразу до параметров, соответствующих началу горизонтального автономного полета II ступени, т. е. до скорости полета порядка 900 м/сек при высоте полета 15–20 км. Дальнейший полет II ступени, после разъединения ступеней, происходит с постоянной скоростью и с незначительно изменяющейся высотой полета, т. е. в общем случае режим автономного полета II ступени близок к режиму горизонтального и установившегося полета.

Среди всех допустимых с точки зрения нормальной работы СПВРД траекторий найдена оптимальная, дающая максимальную дальность. Такая траектория характеризуется постоянным аэродинамическим качеством, постоянными характеристиками двигателя (коэф[фициент] тяги G_R , уд[ельная] тяга $P_{уд}$, коэф[фициент] избытка воздуха α^*), постоянным углом атаки α , прямолинейной (относительно поверхности Земли) траекторией, наклонной под очень малым углом к горизонту ($\theta=2\div 5'$).

Существенным вопросом для нас являлся вопрос о схеме II ступени. Мы рассмотрели четыре схемы: с центральным СПВРД, с четырьмя вынесенными СПВРД, с СПВРД с кольцевым диффузором, с плоским СПВРД.

4. Методика исследований

Основная цель исследований составных крылатых ракет состояла в установлении зависимости дальности полета от стартового веса. Исследования по выявлению возможностей составных крылатых ракет по дальности полета проводились в направлении определения максимальной дальности, которую можно получить при заданном стартовом весе, исходя из современных представлений по аэродинамике, динамике полета, характеристикам ЖРД и СПВРД и характеристикам конструкции. В связи с этим задача сводилась к отысканию оптимальных параметров и режимов полета и расчету летно-тактических характеристик семейства составных крылатых ракет.

В результате предварительного анализа, а также исходя из принятого метода разгона второй ступени, было установлено, что: ввиду различий в конструктивных, энергетических, динамических и других характеристиках первой и второй ступеней, малого влияния на общую дальность участка разгона и, принимая во внимание, что основная связь первой и второй ступеней, влияющая

на общую дальность, заключена в скорости, до которой разгоняется вторая ступень (в нашем случае скорость маршевого полета соответствует $M=3$), возможно и целесообразно всю задачу разбить на две, отыскивая оптимальные условия отдельно для первой и второй ступеней.

Исследования показали, что задачи по выбору параметров для ступеней решаются отдельно. Задача для первой ступени свелась к нахождению условий, при которых вес второй ступени при разгоне ее до заданной скорости и высоты полета был бы максимальным. Эта задача аналогична задаче, решаемой для баллистических ракет. Критерием оценки служит μ_k — потребное для разгона до заданной скорости и высоты. Для второй ступени задача свелась к отысканию таких условий, при которых при заданном начальном весе второй ступени и весе полезного груза дальность полета была бы максимальной.

Дальность полета на основном (маршевом) участке траектории, который составляет $\sim 98\%$ полной дальности полета, определяется произведением аэродинамического качества полета, удельной тяги СПВРД, скорости полета и логарифма относительного конечного веса: $L = -KP_{уд} v \ln \mu_{кп}$.

Первый множитель определяет в основном аэродинамическое совершенство схемы: геометрию, режим полета по углу атаки и высоте и выбранную нагрузку на крыло.

Второй множитель в основном характеризует энергетическое совершенство СПВРД — выбранное семейство (диффузор, камеру сгорания, сопло и метод охлаждения) и выбранный двигатель из семейства (относительную площадь входа и критического сечения сопла, воздухоподводящий канал и режим избытка воздуха).

Третий множитель (скорость полета) в основном характеризует совершенство всей системы в целом, так как при заданной скорости совершенство первой ступени непосредственно сказывается на стартовом весе.

Четвертый множитель характеризует весовое совершенство второй ступени.

Перечисленные параметры тесно связаны, поэтому при выборе оптимальных параметров и режимов полета необходимо совместное их рассмотрение и выбор наилучшего их сочетания.

Критерием оценки служила дальность полета. Варьировались следующие параметры:

а) для первой ступени: v_0 , $P_{уд}$, H_k , v_k ; исследовалось влияние этих параметров на μ_k — потребное для разгона до заданной скорости и высоты;

б) для второй ступени (для каждого начального веса второй ступени и веса полезного груза): $P_{кр}$, H_0 , α_k , $\lambda_{ср}$; исследовалось влияние этих параметров на дальность.

В результате расчетов были определены оптимальные параметры и режимы полета для семейства крылатых ракет с центральным СПВРД.

5. Характеристики СПВРД

Экспериментальные и теоретические исследования показали, что могут быть созданы СПВРД со сравнительно высокими характеристиками.

В наших расчетах мы пользовались характеристиками СПВРД, имеющего оптимальные размеры площади критического сечения сопла для каждой пары значений α^* и $f_{вх}$.

При размещении двигателя в центральной части корпуса эти характеристики изменяются за счет потерь во внутренних каналах. Эти потери мы в расчетах учитывали.

С учетом потерь в канале оптимальное $f_{вх}=0,55 \div 0,65$ при $\alpha^*=3,5 \div 4$. При этом $P_{уд}=1650 \div 1750$ кг(кг/сек).

Все расчеты проводились в предположении, что угол атаки диффузора $\alpha=0$. Отсутствие в настоящее время надежных данных о влиянии угла атаки α на характеристики СПВРД не позволило нам рассматривать случаи при $\alpha \neq 0$.

Значительно сузило наши исследования также и отсутствие надежных и достаточных данных по кольцевым диффузорам и плоским двигателям. Здесь мы ждем соответствующих материалов от разработчиков ПВРД.

6. Аэродинамические характеристики крылатой РДД

Одной из основных характеристик для II ступени является аэродинамическое качество. При выборе аэродинамической компоновки рассматриваемых схем и определении их аэродинамических характеристик были в некоторой части использованы аэродинамические исследования, проведенные в трубе ЦАГИ. В результате этих исследований получено, что модель без протока воздуха с обоими вариантами крыльев обладает максимальным качеством на угле атаки $\alpha=6^\circ$. Оно мало меняется с изменением числа M и в диапазоне чисел $M=2 \div 3,0$ равно $4,2-4,5$.

Аэродинамические исследования показали, что аэродинамические схемы с поворотным оперением обладают линейными моментными характеристиками при запасах статической устойчивости, равных $5-10\%$ САХ. На основании этого для II ступени ракет с центральным плоским и кольцевым СПВРД была принята компоновка с подвижным оперением. Исключение составляет схема с вынесенными СПВРД, где из-за наличия в хвостовой части корпуса вынесенных двигателей рассматривается компоновка с подвижным оперением, расположенным на головной части корпуса (типа «утка»). При определении аэродинамических характеристик были использованы теоретические методы расчета, а также экспериментальные данные ЦАГИ. Получены зависимости максимального качества от высоты полета на числе $M=3$ для четырех рассматриваемых схем. Заметим, что максимальное качество уменьшается с ростом высоты полета и на расчетной высоте 18 км равно:

для ракеты с кольцевым СПВРД $K_{\max}=4,5$,

для ракеты с вынесенными СПВРД $K_{\max}=4,7$,

для ракеты с центральным СПВРД $K_{\max}=5,4$,

для ракеты с несущим СПВРД $K_{\max}=7,5$.

В результате расчетов было получено изменение температуры оболочки топливного бака по времени полета; максимальная температура достигает величины 250° С. Температура оболочки крыла и корпуса на маршевом режиме в диапазоне высот $15-30$ км при числе $M=3$ не будет превышать 350° С.

Ввиду продолжительности полета ракеты на маршевом участке (до 3 час) для поддержания заданной температуры внутри отсеков необходимо иметь слой теплоизоляции.

Была получена зависимость температуры оболочки топливного бака, имеющего теплоизоляцию в виде воздушного зазора $\delta=50$ мм, от времени полета.

7. Весовой анализ.

Цель весового анализа — выявление относительного конечного веса μ_k . Этот анализ базируется на данных расчета нагрузок, в результате которого выявлены расчетные нагрузки, действующие на основные элементы конструкции (на участках разгона, маршевого полета и спуска). В соответствии с действующими нагрузками определялись потребные площади сечений, а затем и веса отдельных силовых элементов.

При проведении весового анализа мы ориентировались на обычные в силовом и технологическом отношении схемы конструкций (стальная обшивка, стрингеры, шпангоуты в корпусе, в крыле — лонжероны, нервюры). С этой точки зрения можно полагать, что в дальнейшем полученные весовые показатели могут быть несколько улучшены за счет применения новых материалов и конструкций нестандартного типа.

Наиболее полно весовой анализ был проведен для схемы с центральным СПВРД. Весовой анализ проводился отдельно для I и II ступеней. СПВРД рассчитывался на избыточное давление $p_{из} = 3$ атм, соответствующее расчетной высоте полета ($H = 15$ км). Вес крыла определен в функции начального веса второй ступени при различных значениях удельной нагрузки на крыло. При этом коэффициент поперечной эксплуатационной перегрузки принимался равным трем ($n_y^3 = 3$).

При определении $(n_y^3)_{max}$ рассматривался случай возмущенного движения, возникающего при наличии вертикального порыва ветра.

В соответствии с рекомендациями ЦАГИ принималось: скорость порыва ветра $u = 18$ м/сек; $(n_y^3)_{min} = 3$.

Расчеты показали, что значения n_y^3 при полете на высотах более 12 км не достигают нормируемого минимального значения. Поэтому было принято

$$(n_y^3)_{max} = (n_y^3)_{min} = 3.$$

При полете на высоте 18 км $n_{y_{из}}^3 = 3$ соответствует скорости вертикального порыва порядка 100 м/сек.

В итоге для оптимальных вариантов получена зависимость $\mu_{к II} = f(G_{0 II})$, где $\mu_{к II}$ представляет собой сумму относительных конечных весов отдельных элементов.

В результате проведенных компоновок крылатой ракеты второй ступени с начальным весом $G_{0 II} = 40$ т были получены весовые соотношения и определены $\mu_{к II}$ для следующих схем:

с кольцевым диффузором СПВРД $\mu_{к II} = 0,320$;

с четырьмя вынесенными СПВРД $\mu_{к II} = 0,282$;

с плоским СПВРД $\mu_{к II} = 0,38$;

с центральным СПВРД $\mu_{к II} = 0,34$.

8. Сравнительный анализ схем крылатых РДД

1. Основным критерием для сравнения и выбора схемы II ступени крылатых РДД является дальность полета при заданном весе боевой нагрузки $G_{б.н}$ и заданном начальном весе II ступени.

2. Другими критериями при сравнении схем являются:

- а) удобство компоновки и размещения грузов и оборудования;
- б) ясность аэродинамики схемы; надежность аэродинамических и двигательных характеристик;
- в) размеры двигателей, время, потребное для их отработки, и стоимость стенда для испытаний двигателей;
- г) необходимость регулировки и возможная неравномерность работы двигателей;
- д) удобство сочленения I и II ступеней;
- е) возможность запуска СПВРД до отделения от I ступени.

3. Между собой сравнивались следующие схемы II ступени:

- а) схема с центральным СПВРД;
- б) схема с четырьмя вынесенными СПВРД;
- в) схема с кольцевым диффузором СПВРД;
- г) схема с плоским СПВРД.

Для всех схем приняты одинаковыми: $G_{0II}=40\ 000$ кг, $v=888$ м/сек. $M=3$.

9. Выводы

Проведенные исследования показали, что посредством двухступенчатой крылатой ракеты принципиально может быть достигнута дальность полета до 8000 км при стартовом весе около 90–120 т. Для этого крылатая II ступень должна иметь аэродинамическое качество порядка 5, а сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель с диаметром камеры сгорания 2–2,50 м должен обеспечивать устойчивую работу на режиме полета со скоростью, равной трем скоростям звука, и высотах от 15 до 25 км, с удельной тягой порядка 1700 кг·сек/кг.

Проведенные теоретические и экспериментальные исследования по аэродинамической компоновке крылатой II ступени с СПВРД показали, что такое аэродинамическое качество при соответствующей аэродинамической компоновке принципиально может быть достигнуто.

Теоретические и экспериментальные исследования сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей в стендовых условиях на малоразмерных камерах с диаметром до 300 мм свидетельствуют о принципиальной возможности создания СПВРД с характеристиками, требующимися для двухступенчатых крылатых ракет.

Разработка систем управления для двухступенчатых крылатых ракет может идти в двух направлениях: первое — создание автономной астронавигационной системы управления и второе — радионавигационной системы.

Следует отметить, что у крылатых ракет бортовая аппаратура системы управления полетом будет работать в неизмеримо более трудных условиях, чем у баллистических ракет, хотя бы потому.

что необходимая продолжительность действия составит 2—3 час (у баллистических ракет ~2—2,5 мин).

Необходимо особо отметить, что в отличие от баллистических ракет по крылатым ракетам с СПВРД отсутствуют какой-либо практический опыт работы и данные хотя бы предварительных экспериментов. Более того, для постановки экспериментов необходимо прежде всего создание крупнейшей стендовой базы, оснащенной сверхмощным компрессорным и иным испытательным оборудованием.

При создании двухступенчатых крылатых ракет возникнут следующие трудности.

1. Создание легких и прочных при длительном воздействии высоких температур конструкций двухступенчатых ракет крупных габаритов с крыльями.

Эти трудности усугубляются сложностью компоновки СПВРД в схеме второй ступени и трудностями сочетания второй и первой ступеней двухступенчатой ракеты.

2. Создание двигателей для первой ступени — ЖРД с тягой 100—165 т и для второй ступени — сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя с тягой 8—10 т и удельной тягой 1700—1800 кг(кг/сек), работающего на высотах 15—25 км при скорости полета порядка трех скоростей звука.

При создании ЖРД должны быть достигнуты те же энергетические и весовые характеристики, что и для баллистических ракет. Основным затруднением при создании СПВРД будет отработка в наземных условиях полноразмерных двигателей диаметром до 2 м и длиной до 25 м при имитировании полетных условий крылатой ракеты.

Перед разработкой реального СПВРД должны быть проведены серьезные работы в области изучения условий моделирования внутрикамерных процессов с целью выявления возможности перенесения результатов, достигнутых на малоразмерных камерах, на большие натурные двигатели.

3. Создание системы управления двухступенчатыми крылатыми ракетами.

Основными трудностями при создании астронавигационной системы управления являются:

а) создание прецизионной гировертикали, дающей ошибку не более 3—4 угловых минут за все время полета в условиях ускорений и вибраций;

б) создание астрокупола, не искажающего прохождения ничтожных световых потоков звезд за счет переменности преломления при высокой температуре поверхности материала, находящегося в сверхзвуковом воздушном потоке.

При исследованиях и разработке системы управления, основанной на принципах радионавигации, необходимо будет:

а) достигнуть устойчивого прохождения радиоволн длиной 20—25 тыс. м на дальности до 10 тыс. км;

б) определить потребные мощности передающих навигационных радиостанций и создать таковые;

в) разработать средства защиты от помех, обеспечивающие надежную работу радионавигационной системы в течение всего времени полета 2—3 час.

4. Создание больших стендов для отработки и доводки двигатель-

ных установок (первой и второй ступени) и комплекса наземного, стартового, заправочного и подъемно-транспортного оборудования, необходимого для подготовки к пуску и пуска ракет.

При этом следует иметь в виду, что для составной крылатой ракеты в целях отработки первой ступени с ЖРД потребуются принципиально те же установки и агрегаты, что и для баллистической ракеты с большой дальностью полета.

Но наряду с этим будет стоять задача создания мощных стендовых установок для отработки на земле полноразмерных СПВРД при условиях, соответствующих условиям полета (скорость полета около 900 м/сек, высота полета 15–25 км), т. е. создание огромных специализированных аэродинамических труб с мощными компрессорными установками, приспособленными для проведения огневых испытаний со сверхзвуковой скоростью потока на входе в двигатель сечением до 2–2,5 м, что соответствует расходу воздуха более 2500–3000 кг/сек.

Создание стенда непрерывного действия с таким расходом воздуха потребует привода мощностью свыше 1 млн. квт.

Для стенда кратковременного действия (время работы порядка 300 сек) потребуются аккумулятор сжатого воздуха (баллонная батарея) объемом 30 000 м³ при давлении 20 ата с компрессорной установкой мощностью более 20 000 квт.

Для проверки комплекса вопросов, связанных с созданием двухступенчатых крылатых ракет на большие дальности, в летных условиях и получения первого опыта по созданию таких ракет необходимо в ближайшее время создать экспериментальную двухступенчатую крылатую ракету.

Экспериментальная крылатая ракета прежде всего выявит комплекс задач, которые связаны с созданием таких летательных аппаратов, и даст необходимый опыт по их проектированию, производству и эксплуатации.

Летный эксперимент позволит в натурных условиях проверить основные принципы аэродинамической компоновки, динамики полета и работы СПВРД, а также действительные условия работы конструкции. Отработка СПВРД в летных условиях выявит соответствие условий отработки и получаемых характеристик СПВРД на стенде и в полете, что может внести необходимые коррективы в задачи стендовой отработки, а следовательно, и в задачу создания стендов.

Первая экспериментальная крылатая ракета может быть создана на базе СПВРД с диаметром камеры сгорания ~420 мм с первой ступенью на базе ракеты длительного хранения. Ниже приведены ее основные данные.

Примерные характеристики экспериментальной крылатой ракеты

Стартовый вес G_0	5930 кг	Удельная тяга ЖРД	
Тяга ЖРД I ступени (на земле с учетом насадка и потерь на рули) $P_0^{\text{эф}}$	7900 кг	(на земле с насад- ком): $P_{\text{уд. о}}$	216 кг/(кг/сек)
Отношение веса к тяге $\nu_0 = G_0/P_0^{\text{эф}}$	0,75	$P_{\text{уд. п}}$	253 кг/(кг/сек)
		Малая тяга ЖРД P_{II}	3300 кг

Относительный конечный вес первой ступени μ_k	0,43	Относительная площадь входа СПВРД $f_{вх}$	0,71
Скорость разгона второй ступени и скорость участка на маршевом участке v	880 м/сек	Относительный конечный вес второй ступени $\mu_{кII}$	0,8
Высота начала маршевого полета H_0	20 км	Дальность полета L : при $G_{б.н} = 500$ кг	1300 км
Начальный вес второй ступени $G_{0 II}$	1620 кг	при $G_{б.н} = 600$ кг	900 км
Вес полезной нагрузки $G_{п.н}$	500 кг	Общая длина l	13 600 мм
Удельная нагрузка на крыло $P_{кр}$	300 кг/м ²	Диаметр I ступени D_I	880 мм
Аэродинамическое качество полета $K_{пол}$	4	Площадь оперения I ступени (двух перьев) $S_{оп. I}$	4,0 м ²
Диаметр камеры сгорания СПВРД $D_{дв}$	420 мм	Размах оперения I ступени $l_{оп. I}$	2800 мм
Коэффициент тяги СПВРД C_R	0,9	Длина II ступени l_{II}	7260 мм
Коэффициент избытка воздуха α^*	1,6	Диаметр II ступени D_{II}	800 мм
Удельная тяга СПВРД $P_{уд}$	1500 кг/(кг/сек)	Площадь крыла (с подфюзеляжной частью) $S_{кр}$	5,4 м ²
		Размах крыла $l_{кр}$	3000 мм
		Площадь оперения (двух рулей) S_p	0,2 м ²

10. О методах старта крылатых РДД

Горизонтальный старт

Горизонтальный старт необходимо производить с направляющей, наклонной к горизонту. Длина направляющей при угле наклона 8–10° и при скорости разгона до 1,5–2 М (необходимой для надежной работы СПВРД) составит порядка нескольких километров (при $v_{отг} = 0,25$ длина направляющей ~3000 м). При этом требуются очень большие тяги ЖРД. Для оптимального v_0 требуется тяга ЖРД, в четыре раза превышающая стартовый вес всей системы (для вертикального старта оптимальным является всего 1,5-кратное превышение тяги над стартовым весом).

В результате при одинаковой дальности горизонтальный старт даст незначительный выигрыш (по сравнению с вертикальным) стартового веса, который с ростом веса II ступени уменьшается, а для больших весов II ступени горизонтальный старт становится невыгодным.

Так, для $L = 6000$ км выигрыш составит ~3–5% стартового веса, а уже при $L = 7000$ км будет проигрыш, который составит ~5–10%. Кроме того, необходимо отметить, что при горизонтальном старте потребуется регулируемый СПВРД (как минимум регулировка сопла) с ~50-кратным регулированием по топливу, а утяжеление условий работы СПВРД поведет к ухудшению весовых характеристик II ступени.

Старт с самолета

Старт с самолета дает некоторую экономию общей затраты топлива и соответственно стартового веса по сравнению с горизонтальным стартом. При этом отпадает необходимость в стартовых направляющих. Отрицательной стороной этого старта является потребность в больших самолетах-матках, способных нести тяжелые ракеты, и необходимость больших аэродромов.

При этом при старте с самолета не отпадает необходимость в первой ступени с ЖРД, так как требуется дополнительный разгон крылатой ракеты от скорости полета самолета $M \approx 0,5 \div 0,8$ до $M = 1,5 \div 2$, когда может быть надежно включен СПВРД.

11. К вопросу об управлении составными крылатыми РДД

Основной особенностью траектории крылатой РДД, определяющей технику управления, является отсутствие «пассивного участка». Система управления составной крылатой РДД должна работать не только на участке разгона, аналогичном активному участку траектории баллистических РДД, но и на маршевом участке, вплоть до самой цели.

При дальности порядка 10 000 км время полета может составить 2,5—3 час. Система управления обязана работать в течение всего этого времени в отличие от нескольких минут, которые необходимы для ее действия на баллистических РДД.

Очевидно, что решение основной задачи управления — приведение крылатой РДД к выбранной цели — должно производиться на горизонтальном, маршевом, участке траектории.

Функции же, выполняемые аппаратурой управления на участке разгона, не усложняются по сравнению с теми, которые выполняются системой управления хорошо знакомых нам баллистических РДД. Больше того, можно, видимо, допустить значительно меньшие требования к точности измерения скорости с целью выключения разгонного двигателя, так как в случае крылатой РДД скорость на участке разгона отнюдь не определяет точности по дальности.

На участке разгона может быть использована для целей управления такая же аппаратура, какая применяется в настоящее время на 2ПБ, 1НБ, с внесением необходимых принципиальных и, безусловно, неproblemных изменений.

После выхода составной крылатой РДД в заданную область разделения система управления должна дать команду на отделение, и в это время органы управления отделяющейся крылатой РДД принимают управление на себя. Это весьма ответственный момент, так как возмущения в процессе отделения могут иметь большие значения. Необходимо, чтобы автомат стабилизации крылатой РДД справился с этими возмущениями и обеспечил устойчивость на маршевом участке.

Что касается устойчивости второй ступени составной крылатой РДД относительно центра масс, то, как показывают проведенные исследования, она может быть обеспечена с помощью автомата стабилизации, выполненного по типу автопилота самолета. Ни-

каких проблемных вопросов большого масштаба при разработке аппаратуры для стабилизации крылатой РДД относительно центра масс пока не предполагается.

Наиболее сложной в отношении техники управления является проблема автоматической навигации крылатой РДД, обеспечивающей необходимую кучность.

Создание системы автоматической навигации крылатой РДД и является основной, пока еще совершенно не решенной задачей. Судьба техники крылатых РДД в целом при условии решения всех других проблем, о которых говорилось выше, будет целиком определяться возможностью создания нового вида техники — техники точной навигации крылатых ракет сверхдальнего действия. Проведенные до настоящего времени исследования указывают на три возможные системы автоматической навигации крылатых РДД:

а) чисто автономная система, состоящая из бортовых приборов, не связанных с какими-либо наземными установками или ориентирами вне самой ракеты;

б) система автоматической астронавигации, использующая принцип ведения ракеты по заданной траектории с помощью ориентации по небесным светилам;

в) система автоматической радионавигации, опирающаяся на сеть мощных наземных радиостанций.

Первый из перечисленных трех методов навигации является самым заманчивым. Применение чисто автономной системы исключает возможность воздействия помех, не зависит от времени суток, состояния атмосферы, не связано с необходимостью сооружения сложных и немобильных наземных радиосредств и т. д. Однако современное состояние техники приборостроения и мыслимые на сегодня схемы наиболее прецизионных автономных систем в любых их комбинациях указывают на невозможность обеспечения с их помощью приемлемой точности вывода крылатой ракеты на цель.

В качестве чувствительных элементов в чисто автономной системе должны быть применены интеграторы ускорений, вводящие непрерывную коррекцию в автомат стабилизации по крайней мере по двум осям, так как один из таких интеграторов должен определять точность по дальности, а второй — точность заданного курса. Оба интегратора независимо от принципа их действия должны быть установлены на высокоточной гировертикали. Рассеивание ракет в первую очередь и будет зависеть от погрешностей этих элементов системы автономной навигации.

Для того чтобы оценить, к каким отклонениям по дальности в случае применения чисто автономных методов могут привести только инструментальные ошибки приборов, приведем следующие примеры.

Для определения возможной ошибки за счет вертикали считаем, что интегратор идеальный и интегрирует без ошибок. В этом случае при скорости 1000 м/сек и дальности $10\,000 \text{ км}$ время полета составит $10\,000 \text{ сек}$. Если бы удалось создать вертикаль, ошибка которой не превосходила бы одной угловой минуты, то на интегратор, установленный на этой вертикали, будет действовать составляющая земного ускорения

$$b = \text{gtg } 1' = 2,84 \cdot 10^{-3} \text{ м/сек}^2.$$

Ошибка в определении дальности составит

$$\Delta L = \frac{bt^2}{2} = \frac{2,84 \cdot 10^{-3} \cdot 10^8}{2} = 142 \text{ км.}$$

Современные вертикали имеют ошибки, во много раз превосходящие одну угловую минуту.

Кроме того, до сих пор не создана автономная вертикаль, погрешности которой были бы полностью свободны от ускорений.

В приведенном выше примере предполагалось, что интегратор идеален. Однако самый совершенный реальный интегратор также даст ошибку.

Эту ошибку можно выразить в эквивалентном угловом отклонении вертикали. Если применить еще не созданный, а только гипотетический интегратор с величиной нечувствительности к ускорениям $0,25 \text{ см/сек}^2$, что соответствует отклонению вертикали около $1'$, то ошибка по дальности от такого интегратора составит тоже около 140 км . А суммарная ошибка будет

$$\Delta L_{\Sigma} = 200 \text{ км.}$$

В действительности ошибка может быть значительно выше, так как мы предполагали возможность создания приборов с инструментальными ошибками, во много раз меньшими по сравнению с лучшими современными образцами.

Система автономного управления становится более реальной только в случае применения внешней коррекции, снижающей накапливаемые автономными приборами ошибки и вырабатывающей необходимые команды в функции действительного положения крылатой ракеты относительно заданной траектории и цели. Такой коррекцией, в частности, может быть привязка автономных приборов к звездам. Это дает возможность создать новую систему, которую мы будем называть системой автоматической астронавигации.

Основным достоинством метода астронавигации является независимость точности управления от дальности и продолжительности полета и отсутствие какой-либо связи с наземными станциями.

Над созданием подобного рода системы уже несколько лет работают и в других организациях. Проведенные в этой области исследования показывают безусловную реальность создания в ближайшем будущем подобного рода системы, работающей пока в условиях ночи или сумеречного освещения.

Неясность путей решения задачи управления в условиях полного дневного освещения для высот до 20 км является пока основным недостатком предложенного варианта системы.

Точность системы автоматической астронавигации определяется ошибками трех основных элементов:

- а) следящей системы, вырабатывающей направление на звезду;
- б) вертикали, вырабатывающей направление к центру Земли;
- в) счетно-решающего навигационного прибора, вырабатывающего в зависимости от замеренных координат двух звезд команды навигации ракеты, обеспечивающие приведение ракеты в цель.

Метод астронавигации существует с древних времен у моряков и в настоящее время в авиации. Однако на корабле и самолете штурман не имеет в своем распоряжении ни одного из перечисленных автоматических приборов, и все операции по определению

местоположения производятся им с помощью секстанта, карты, таблиц и т. д.

Полная автоматизация процесса астроориентировки сама по себе была бы не столь тяжелой проблемой, если бы не требования по точности, которые при этом к ней должны быть предъявлены.

Основная трудность создания элементов системы автоматической астронавигации заключается прежде всего в очень высоких требованиях к их точности.

Ошибка в одну угловую минуту любого из трех указанных выше элементов соответствует на местности ошибке, равной 1,8 км. Выявленные в результате многочисленных лабораторных экспериментов ошибки в определении направлений на звезды не превосходят 0,5 угловой минуты. Ошибки в определении вертикали, установленные пока расчетно, исходя из последних достижений прецизионной гироскопии, составят 3—4 угловые минуты. Ошибки счетно-решающего прибора не должны превосходить одной угловой минуты, что следует считать достижимым.

Таким образом, суммарная максимальная ошибка составит около 4,5—5 угловых минут. Если допустить, что подобный расчет слишком оптимистичен и приборы будут в реальных условиях работать вдвое хуже, то все же суммарная максимальная ошибка составит не более 15—20 км.

Предстоящие в этом году испытания на самолете макетов основных принципиальных узлов системы астронавигации должны дать ответ на многие чрезвычайно важные вопросы и прежде всего подтвердить возможность получения необходимой точности.

Система автоматической радионавигации применительно к возможным вариантам составных крылатых ракет требует для своего решения исследовательских работ больших масштабов, выходящих далеко за пределы теперешних возможностей.

В настоящее время не существует каких-либо отечественных радионавигационных систем, которые могли бы быть приняты за основу для такого рода разработки. Нам не известны также подобные системы за рубежом.

Единственную исследовательскую работу, проведенную в этой области, следует считать первой разведкой и все выводы и соображения, полученные в результате ее выполнения, — сугубо предварительными.

Из этих предварительных выводов следует, что система радионавигации должна быть построена на сверхдлинных волнах (порядка 15—25 тыс. м), излучаемых по крайней мере двумя синхронно работающими наземными станциями мощностью порядка нескольких сотен киловатт в антенне. Станции должны быть разнесены на несколько сот километров. На борту должна быть установлена аппаратура, в состав которой включается столь сложный, к примеру, элемент, как малогабаритные кварцевые часы со стабильностью 10^{-9} .

Однако основной проблемой точной радионавигации на требуемые дистанции явится задача выделения полезных радионавигационных сигналов из сигналов помех.

Автобиография ¹

[1952 г.]

Родился 30 декабря 1906 г. в г. Житомире. Отец учитель, мать учительница. Отца лишился 3-х лет от роду и воспитывался матерью, а с 10-летнего возраста на средства отчима, по специальности инженера-механика.

В настоящее время отчим мой, Баланин Григорий Михайлович, доцент Московского института инженеров транспорта, а мать на пенсии. Братьев и сестер не имел.

Среднее образование получил, окончив две последние группы Строительной профшколы в г. Одессе, получив специальность рабочего строителя-черепичника. Далее учился два с половиной года на аэромеханическом отделении Киевского политехнического института, а в 1927 г., в связи с закрытием в КПИ этого отделения, был переведен на аэромеханический факультет МВТУ им. Баумана в г. Москву. МВТУ окончил в 1929 г., защитив в качестве дипломного проекта проект построенного к тому времени и летавшего легкого двухместного самолета своей конструкции. В 1930 г. без отрыва от производства окончил Московскую школу летчиков.

За весь период учебы жил на свой заработок, работая с 1924 до 1927 г. на разной работе (разносчиком газет, столяром и др.).

С 1927 г. начал работать на заводе Всесоюзного авиационного объединения (заводы № 22, 28, 39, ЦАГИ).

Имел свои осуществленные конструкции легких самолетов и планеров, а также выполнил ряд печатных работ по авиационной технике.

С 1929 г., после знакомства с К. Э. Циолковским и его работами, начал заниматься вопросами ракетной техники. Вначале руководил по совместительству одной из первых групп по ракетной технике (бывшей ГИРД), а затем перешел на постоянную работу в этой области с 1933 г. и работаю в этой области до настоящего времени.

Имею за период до 1951 г. 40 работ, научных трудов и проектно-конструкторских разработок по авиации и специальной технике (перечень см. особо).

В 1947 г. был избран членом-корреспондентом Академии артиллерийских наук по IV отделению.

С 1947 г. работаю руководителем Особого конструкторского бюро.

¹ Оригинал автобиографии, написанной рукой С. П. Королева, хранится в его личном деле. Публикуется впервые.

О возможности разработки искусственного спутника Земли¹

[1954 г.]

По Вашему указанию представляю докладную записку тов. Тихонравова М. К. «Об искусственном спутнике Земли», а также переводной материал о работах в этой области, ведущихся в США. Проводящаяся в настоящее время разработка нового изделия позволяет говорить о возможности создания в ближайшие годы искусственного спутника Земли.

Путем некоторого уменьшения веса полезного груза можно будет достичь необходимой для спутника конечной скорости 8000 м/сек. Изделие — спутник может быть разработано на базе создающегося сейчас нового изделия, упомянутого выше, однако при серьезной переработке последнего.

Мне кажется, что в настоящее время была бы своевременной и целесообразной организация научно-исследовательского отдела для проведения первых поисковых работ по спутнику и более детальной разработки комплекса вопросов, связанных с этой проблемой.

Прошу Вашего решения.

¹ Письмо представляет исторический интерес как первый официальный документ, в котором С. П. Королев, обращаясь в правительство, ставит вопрос о начале практических работ по созданию искусственных спутников Земли на базе создававшейся тогда межконтинентальной баллистической ракеты. Этому обращению предшествовали теоретические исследования проблемы возможности создания ИСЗ при современном уровне техники, выполнявшиеся группой М. К. Тихонравова с 1948 г. Письмо публикуется впервые.

Отчет о научной деятельности за 1954 г. ¹ [1955 г.]

Настоящий отчет посвящен работам, проводившимся при участии исполнителя [данного отчета], в области ракетных летательных аппаратов за 1954 г.

Поскольку данный отчет является первым отчетом исполнителя для Отделения технических наук и в совершенно новой области, то будет, по-видимому, целесообразным высказать некоторые общие соображения по этому поводу. Это поможет в дальнейшем правильнее понять задачи и оценить современные результаты.

Давно уже миновало то время, когда на ракеты смотрели лишь как на фейерверк, а само понятие ракетных летательных аппаратов практически не встречалось вообще, за исключением разве работ К. Э. Циолковского и еще весьма ограниченного круга лиц, занимающихся этой проблемой.

В настоящее время можно утверждать, что область ракетных летательных аппаратов по праву занимает все большее место и приобретает все большее значение в отечественной науке, технике и промышленности, в общей системе известных ныне летательных аппаратов.

Принципиально возможно при посредстве ракетных летательных аппаратов осуществить полеты на неограниченные дальности, практически со сколь угодно большими скоростями движения, на беспредельно большие высоты.

В настоящее время все более близким и реальным кажется создание искусственного спутника Земли и ракетного корабля для полетов человека на большие высоты и для исследования межпланетного пространства.

В общем виде уровень практического промышленного развития ракетных летательных аппаратов может быть охарактеризован в

¹ После избрания 23 октября 1953 г. С. П. Королева членом-корреспондентом АН СССР по существовавшему в то время Отделению технических наук он в соответствии с Уставом Академии наук СССР ежегодно направлял в это Отделение, а позднее — в Отделение механики и процессов управления отчеты о своей научной деятельности. Особый интерес представляет данный первый отчет, в котором предлагается программа расширенного развития работ по исследованию верхней атмосферы и космического пространства. Все предложенные С. П. Королевым пункты в течение последующих трех лет были успешно выполнены. Не были организованы практические работы только по пункту о полете человека на ракете на высоты до 100 км, поскольку дальнейшие исследования показали, что научные результаты такого полета не будут существенно превосходить результаты полетов ракет с автоматической исследовательской аппаратурой и животными. Отчет подписан автором 25 июня 1955 г. Публикуется впервые.

первую очередь значением достигнутой дальности либо высоты полета в зависимости от поставленной задачи.

В соответствии с этим, а также с утвержденной тематикой исполнитель участвовал в работах по обоим указанным выше направлениям:

1. Две темы успешно закончены за прошедший год с положительным результатом, а разработанные и испытанные образцы приняты.

Одновременно в том же направлении проводились с участием и под руководством исполнителя работы исследовательского характера, позволяющие в дальнейшем значительно продвинуться вперед. Эти работы были одобрены Экспертной комиссией под председательством академика М. В. Келдыша и утверждены соответствующим решением для дальнейшей разработки.

2. Проводились очередные работы по исследованию высоких слоев атмосферы до высот 100 км по заданиям в основном институтов АН СССР и некоторых других организаций. Эти работы прошли в целом успешно, с положительными результатами.

Вместе с тем нельзя не отметить, что имел место ряд существенных недоработок, а один из разделов намеченной программы выполнить с положительным результатом не удалось. Работы эти продолжаются и должны быть окончены в 1955 г. для высот подъема до 100 км.

3. Написаны и подготовлены к печати две главы специального курса лекций по ракетной технике и подготовлен материал еще для двух глав.

4. Проводилась работа с аспирантами (четыре человека) в соответствии с их учебным планом.

Дальнейшие работы намечено проводить в соответствии с утвержденной тематикой, и в том числе по заданиям АН СССР:

1. Окончание программы опытных подъемов на высоту до 100 км по специальной программе.

Было бы целесообразным на научной конференции в стенах Академии наук СССР подвести итоги работ всех организаций, занимающихся этой темой.

Конференцию можно было бы провести осенью 1955 г., ориентировочно в октябре, поставив отчетные доклады всех участников. Решения этой конференции и обсуждение всей проблемы исследования больших высот послужили бы серьезной основой для дальнейших работ в этом направлении.

Одним из важнейших предложений, которое необходимо обсудить на конференции, являлось бы предложение о создании ракеты-лаборатории для подъема 1—2 экспериментаторов на высоты до 100 км с разработкой специальной системы для спуска лаборатории и ее экипажа на Землю. Значение такого эксперимента огромно не только с научной точки зрения, но и с точки зрения приоритета СССР, являющегося родиной ракетной техники.

Мы считаем, что необходимая научная и техническая база для осуществления этой задачи создана и в 1956 г. могут быть начаты такие полеты.

Не следует забывать, что работы в этом направлении весьма интенсивно проводятся в США.

2. Проведение подъемов исследовательских ракет на высоты до 200 км.

Начало предварительных разработок по этой теме относится к 1954 г. В период 1955—1956 гг. могут быть проведены пробные подъемы на эти высоты.

3. Разработка предварительных данных и проектов для опытных подъемов ракет на высоты порядка 500—1000 км.

Нельзя не отметить, что до сих пор за США остался рекордный подъем ракеты до высоты 410 км. Мы считаем, что в настоящее время имеется полная возможность для практического разрешения задачи подъема аппаратуры на указанные высоты.

4. Необходимо было бы развернуть работы, связанные со всем комплексом вопросов по созданию искусственного спутника Земли (ИСЗ), поначалу в самом простом варианте. Мы полагали бы возможным провести эскизную разработку проекта самого ИСЗ с учетом ведущихся работ (особенно заслуживают внимания работы М. К. Тихонравова) со сроком представления эскизных материалов в конце 1956 г.

Нельзя не отметить огромный интерес к этой проблеме в ряде стран за рубежом и особенно в США.

В то же время всем названным выше вопросам и темам у нас уделяется явно недостаточное внимание. Было бы весьма полезным обсудить в стенах Академии наук СССР с привлечением соответствующих ведомств и организаций поставленные выше вопросы с тем, чтобы найти практические решения, установить исполнителей, вероятные сроки и т. д.

В системе АН СССР существуют две комиссии, координирующие работы такого профиля, возглавляемые академиками А. А. Благонравовым и Л. И. Седовым. Хотелось бы иметь в стенах Академии единый орган, может быть комитет, который объединял бы обе названные области работ, учитывая чрезвычайную близость и общность по существу дела задач и вопросов, разрабатываемых в этих комиссиях.

Нам кажется также своевременной организация в одном из институтов Академии наук СССР (например, при Геофизическом институте) филиала либо отделения, которое бы непосредственно занималось работами в области исследования высоких слоев атмосферы.

В связи с разработкой проблемы ИСЗ несомненно возникнет необходимость организации еще лабораторий, групп и отделов в ряде институтов как Академии наук СССР, так и в промышленности.

Все эти вопросы мы поднимаем в порядке постановки их для всестороннего обсуждения, учитывая новизну и сложность всех проблем, связанных с исследованием высоких слоев атмосферы.

Отчет о научной деятельности за 1955 г.¹

[1956 г.]

1. За прошедший 1955 г. две темы были успешно закончены с положительным результатом.

Одновременно под руководством и с участием исполнителя настоящего отчета проводились работы теоретического, проектно-исследовательского и экспериментального характера еще по четырем темам. По этим работам выполнены с положительным результатом этапы, предусмотренные соответствующими постановлениями на 1955 г.

2. В истекшем году были начаты работы по дальнейшему исследованию высоких слоев атмосферы до высот 200—500 км по заданиям в основном институтов АН СССР и других организаций. Эти работы носили в основном исследовательский и проектный характер.

3. В конце 1955 г. были начаты исследовательские работы и подготовлены общие соображения в связи с созданием искусственного спутника Земли.

4. Написана и подготовлена к печати статья об исследовании высоких слоев атмосферы. Частично подготовлена статья, связанная с вопросами морской тематики. Подготовлен материал еще для двух глав специального курса лекций по нашей технике.

5. Был прочитан доклад на юбилейной сессии МВТУ им. Баумана на тему исследования высоких слоев атмосферы.

6. Проводилась работа с аспирантами (два человека), и третий аспирант успешно защитил диссертацию на соискание ученой степени кандидата технических наук.

В заключение своего отчета считал бы необходимым просить Отделение рассмотреть предложения, изложенные во второй части моего отчета за 1954 г., представленного Отделению технических наук в июле 1955 г.

Вопросы, поставленные в этом отчете, в известной степени не потеряли своего значения до сего времени, и было бы правильным рассмотреть их в Отделении.

¹ Отчет был направлен С. П. Королевым в Отделение технических наук АН СССР 7 января 1956 г. Публикуется впервые.

Исследование верхних слоев атмосферы с помощью ракет дальнего действия¹

[1956 г.]

В 1948—1949 гг. наш Научно-исследовательский институт поставил первый опыт по подъему на тяжелых ракетах аппаратуры для исследования верхних слоев атмосферы до высоты 100 км. Задачи этих исследований были вначале очень скромны. В первую очередь нужно было экспериментально установить и подтвердить самую возможность прямых исследований высоких слоев атмосферы на ракете и осуществить спасение аппаратуры. В качестве первой задачи исследований было поставлено выяснение состава воздуха с взятием его проб, а также измерение давления на высоте 100 км.

На первых ракетах, которым был присвоен индекс В-1А, устанавливалось по два специальных контейнера весом 80 кг каждый, снабженных специальным спасательным парашютным приспособлением. Во время проведения замеров контейнер находился в верхней зоне траектории, парашют спасательного устройства раскрывался через 17 сек после отделения контейнера от ракеты. За это время контейнер успевал снизиться до высоты 20 км.

Первый полет ракеты состоялся 24 мая 1949 г. в 4 час 40 мин. Выброс контейнера из мортиры ракеты был произведен в установленное время, что было записано соответствующим датчиком и отмечено на пленке. Первые результаты оказались неудачными. Оба контейнера спустились со значительно большей скоростью вследствие повреждения парашюта. Нижняя часть контейнера была сильно деформирована при ударе; позднее было установлено, что до удара о землю вся аппаратура, расположенная в контейнере, работала нормально.

После внесения необходимых изменений в конструкцию спасательной системы и постановки сбоку контейнера легкого амортизатора очередной спуск контейнера произошел нормально, без повреждения аппаратуры.

Последующая, более точная проверка полученных при этом полете результатов исследований, проведенных на высоте 102 км, показала несовершенство аппаратуры и нарушения в ее работе. Достаточные данные с научной точки зрения в результате этого

¹ Стенограмма доклада С. П. Королева на Всесоюзной конференции по ракетным исследованиям верхних слоев атмосферы, проходившей в апреле 1956 г. в Академии наук СССР под председательством академика Е. К. Федорова. В текст доклада включены также фрагменты из выступлений С. П. Королева в прениях.

Работа публикуется впервые.

полета не были получены. Однако проведенный подъем на двух ракетах В-1А позволил сделать следующие предварительные выводы:

- 1) экспериментально была доказана возможность подъема на ракете устройства с аппаратурой для исследований верхних слоев атмосферы на высотах порядка 100 км с последующим выбросом и безопасным спуском аппаратуры и контейнеров на землю;
- 2) было установлено, что аппаратура для проведения прямых исследований атмосферы на больших высотах работала нормально на всех стадиях подъема, выброса и спуска контейнеров;
- 3) впервые были произведены непосредственные измерения давления воздуха на высоте около 100 км и взяты пробы воздуха.

Несмотря на столь скромные результаты первого подъема, на целый ряд существенных недостатков технического и методического характера и досадных дефектов аппаратуры, эти полеты воодушевили всех энтузиастов этого дела, заинтересовали институты и организации АН СССР и промышленности.

После испытаний 1949 г. программа дальнейших исследований высоких слоев атмосферы была значительно расширена. К этим работам был дополнительно привлечен целый ряд научно-исследовательских организаций и конструкторских бюро. При Президиуме Академии наук был учрежден Координационный межведомственный комитет для руководства работой.

В период 1949—1955 гг. были построены ракеты серий Б, В, Д, Е, последняя серия в 1955 г.

При этом за основу была взята одна и та же ракета, но объем и программа исследований, количество аппаратурных агрегатов и систем для исследовательских целей с каждой серией ракет видоизменялись в зависимости от задач исследования.

Был внесен целый ряд видоизменений и усовершенствований в конструкцию ракеты.

Основными данными ракеты можно назвать следующие:

ракеты серий Б и В, высота подъема 90—100 км;

ракеты серий Д и Е, высота подъема 110—100 км.

Конечная скорость в момент выключения двигателя в вертикальном полете для ракет Б и В равна 1185 м/сек; для ракет Д и Е порядка 1250—1180 м/сек.

Вес экспериментальной аппаратуры, поднимаемой для исследовательских целей на ракетах Б и В, равен 1160 кг. Для ракет серии Д и Е 1516—1819 кг в зависимости от варианта. На некоторых ракетах были смонтированы установки для спасения корпуса.

Всего за истекший период проведено 14 подъемов ракет на высоту 100 км. При этом были поставлены следующие задачи:

1. Исследование химического состава воздуха на больших высотах.
2. Получение экспериментальных данных по направлению ветров в высоких слоях атмосферы.
3. Проведение проверки методов измерения плотности ионизации и разработка для этой цели аппаратуры, изучение физических процессов в ионосфере, влияющих на плотность ионизации, и определение плотности ионизации на высотах порядка 100 км.
4. Получение экспериментальных данных по аэродинамике, о структуре пограничных слоев, по сопротивлению поверхностного трения при скоростях полета до $M=4$.

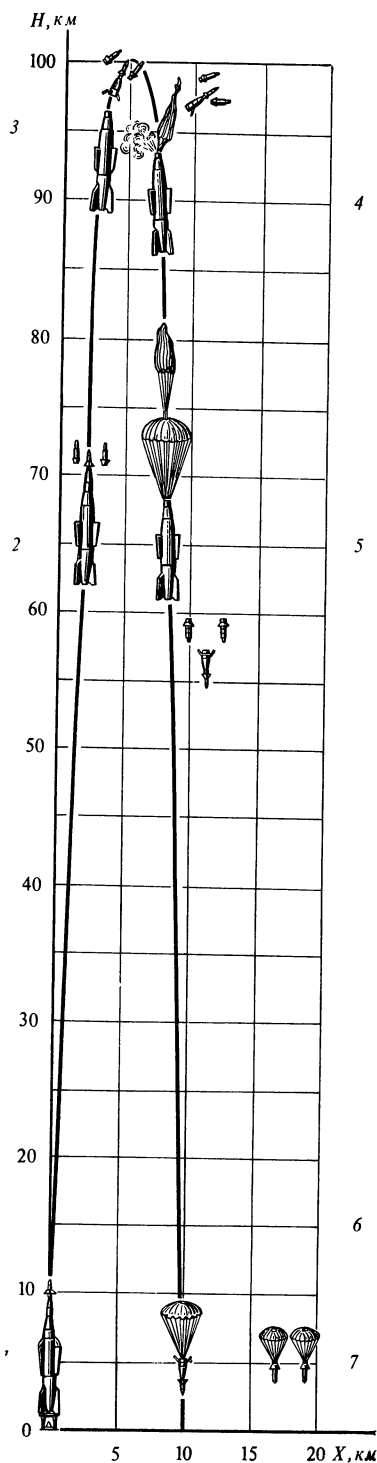


Рис. 1

Схема действия спасательных систем ракеты В-1В

- | | |
|---------------------------------|---------------------------------|
| 1 — $v=0$, $t=0$, $H=0$; | 5 — $v=825$ м/сек, $t=273$ сек; |
| 2 — $v=800$ м/сек, $t=103$ сек; | 6 — $v=128$ м/сек, $t=388$ сек; |
| 3 — $v=35$ м/сек, $t=188$ сек; | 7 — $v=146$ м/сек, $t=400$ сек |
| 4 — $v=433$ м/сек, $t=253$ сек; | |

5. Изучение состава первичного космического излучения и его взаимодействия с веществом.

6. Изучение спектрального состава излучения Солнца.

7. Исследование жизнедеятельности животных при подъемах в герметическом и в негерметическом контейнерах с последующей выброской этих животных в полете на высоте от 40 до 100 км и спасением их на парашютах.

8. Разработка и испытание систем спасения головной части, корпуса изделия и приборных контейнеров.

На схеме системы спасения головной части, контейнеров и лотков с животными показано 5 этапов.

В верхней точке на высоте 100 км отделяется головная часть. После этого корпус и головная часть свободно падают. На высоте 90 км производится катапультирование лотка с животным с принудительным открытием парашюта и спуском его с высоты 90 км. В этой же зоне срабатывает один из пакетов дымового контейнера и создается облако, которое наблюдается на следующих четырех высотах: 75, 60, 50 и около 40 км.

На высоте около 40 км второе животное катапультируется из головной части и совершает затяжной полет до 4 км, после чего открывается парашют.

Для контроля параметров траектории и наблюдения за поведением животных в полете использовались многочисленные средства измерения и наблюдения и в том числе оптические средства, которые при последнем испытании ракеты В-1Е в 1955 г. состояли из 12 теодолитов, 3 дальномеров и 2 ночных аэрофотоаппаратов. Принятая методика обеспечила возможность получения после соответствующей обработки результатов и записи наблюдений и измерений следующих данных:

1. Координаты траектории полета и данные о высоте подъема самой ракеты.

Этот вопрос чрезвычайно важен, так как он, по существу, является привязкой всех исследований к высотам, а без точного знания высот и характеристик движения по траектории полученные данные были бы недостоверны.

2. Координаты траекторий отдельных частей ракеты, головной части, контейнеров с аппаратурой и лотков с животными.

3. Координаты дымового облака.

4. Кинонегативные снимки (пленки) о срабатывании отдельных частей ракеты в интересный момент, например в момент выбрасывания и развязывания парашютно-спасательной системы корпуса ракеты, при катапультировании лотков с животными и т. д.

Для справки можно назвать некоторые цифры по точности измерений. Например, ошибка в определении положения головной части изделия в пределах на высоте 30 км будет порядка 60 м, для головной части на высоте 100 км эта ошибка составляет порядка 20 м. Ошибки по размерам дымовых контейнеров при высотах порядка 70 км составили по определению квадрата высоты порядка 150—200 м, то же самое примерно относится и к лоткам с животными.

Несколько меньшая точность получена при определении положения дымовых облаков от 300—330 м, вообще говоря, в точных выражениях эти ошибки невелики, в частности для быстро

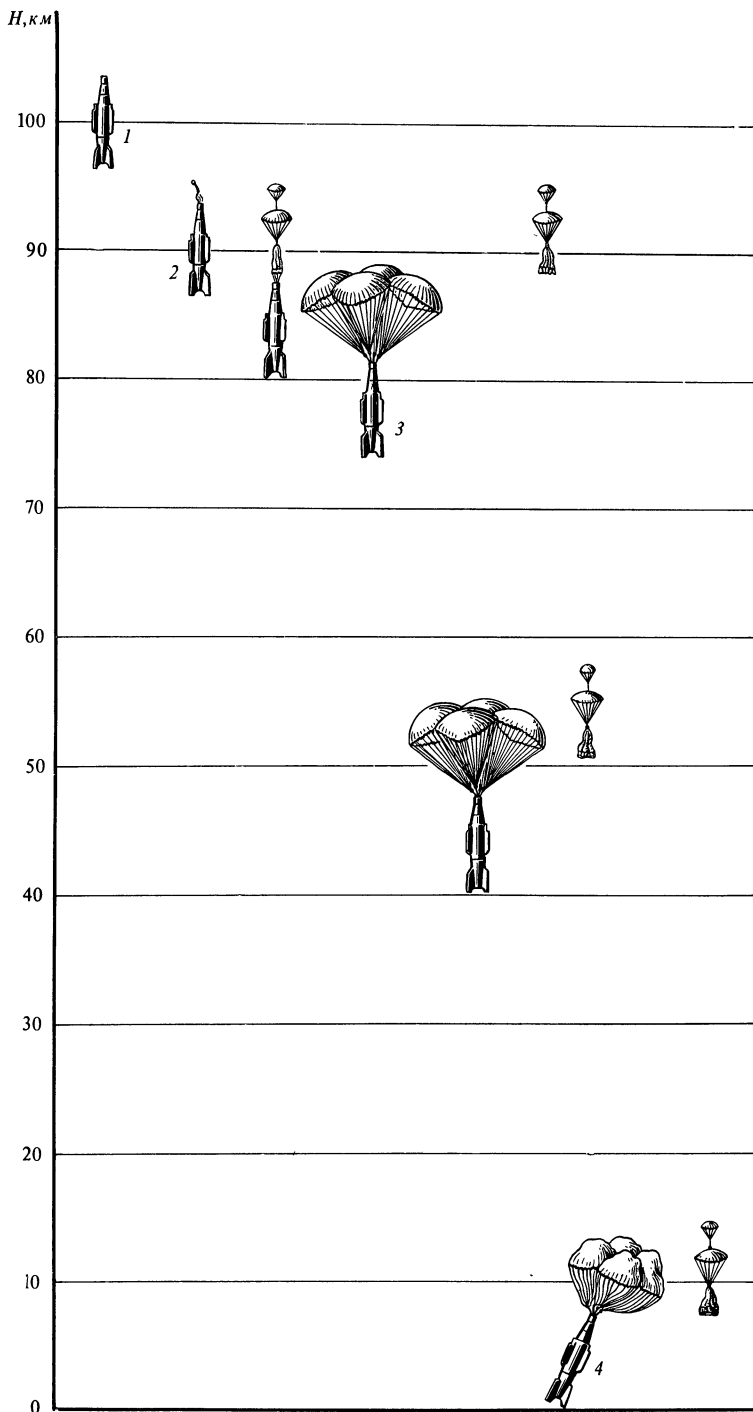


Рис. 2

Схема действия системы спасения корпуса ракеты В-1Е

1 — $t=0$, $v_y=0$; 2 — $t=45$ сек,

$v_y = 450$ м/сек; 3 — $t = 62$ сек, $v_y = 635$ м/сек; 4 — $t = 40$ мин, $v_{пр} = 7$ м/сек

движущихся предметов, таких, как головная часть. Для контейнеров эти ошибки в среднем составляют 1—2% по скоростям.

Это обстоятельство дает нам основание утверждать, что те замеры, которые были произведены по установлению подвижных характеристик для каждого данного опыта, определены с достаточной степенью точности.

Наряду с оптическими средствами использовались также радиотелеметрические исследования. Точность этих измерений составляла 1,5—2% при разрешающей способности 62,5 опроса в секунду.

Однако надо сказать, что точность работы радиотелеметрической системы определялась в основном не точностью самой системы, а точностью датчиков. Точность срабатывания датчиков, которые мы применяли для фиксирования процессов, происходящих на поверхности ракеты, в среднем достигает в некоторых случаях большой величины и доходит до 5—6%. Однако некоторые датчики имели точность порядка 25—30%, что сильно снижает ценность и достоверность полученных результатов.

Необходимо отметить, что значительный вес и габариты аппаратуры позволяли устанавливать измерительную систему только на самой ракете. В связи с этим хочется отметить, что срочной задачей является создание малогабаритных радиотелеметрических систем, достаточно легких, с легкими и малогабаритными источниками питания, что позволило бы устанавливать их на головной части и значительно расширить тем самым область наших исследований.

Наконец, о надежности измерения. Опыт показал, что в основном надежность измерений определялась надежностью датчиков, не было ни одного отказа самой радиотелеметрической системы при проведении наших испытаний. Надо отметить, что надежность и достоверность измерений определялись еще и тем, насколько в самих методах измерения учитывались реальные условия полета ракеты.

В ряде случаев нам кажутся недостаточно глубокими исследования вопросов измерений отдельных параметров с учетом местных условий. Нельзя считать окончательно отработанным применявшийся метод измерений давления атмосферы на больших высотах, а также расположение на конусовой части датчиков, чтобы измерять давление в пограничном слое.

Вызывает сомнение метод определения степени ионизации атмосферы, так как концентрация заряженной части в пограничном слое зависит от собственного заряда, а возможно, и от целого ряда других факторов.

Можно было бы расширить те претензии, которые могут быть предъявлены в этом направлении, но я считаю, что этих примеров достаточно.

Как можно кратко характеризовать итоги и результаты применения ракеты в качестве средства исследования атмосферы на первом этапе, который занял шесть лет (по настоящее время) и был посвящен исследованию высоких слоев атмосферы на высотах до 100 км?

Систематические подъемы на высоты порядка 100 км ракет, оборудованных аппаратурой и различными средствами для исследовательских целей, для методов непосредственных измерений, дали ценные положительные результаты.

Ракеты в основном обеспечили с достаточной точностью подъем аппаратуры, контейнеров и агрегатов и их срабатывание в полете в соответствии с заданными условиями.

Можно считать, что исследовательские работы для высот порядка 100 км с помощью ракет в основном были обеспечены ракетами в соответствии с заданными условиями. Вместе с тем мы имели и ряд существенных недочетов в работе.

Во-первых, я хочу остановиться на двух случаях неправильного полета ракеты. Вследствие неправильного полета ракеты не были получены полноценные результаты от этих опытов. В первом случае сам пуск был проведен неправильно. Машина была с обесточенной экспериментальной системой, т. е. сама машина летала, а все остальное не работало.

Во втором случае вследствие поломки силового бандажа произошел совершенно невероятный в нашей практике случай: головка оторвалась от ракеты, ракета продолжала лететь без головки — отсюда все последствия.

Во всех остальных случаях ракета обеспечивала многочисленные очень сложные, иногда не совсем ясные требования, которые постоянно предъявлялись нашими смежниками.

В связи с этим хотелось бы сказать о наших претензиях к товарищам по работе. Имели место значительные недоработки конструктивного и эксплуатационного характера, что особенно опасно в тех случаях, когда от этого снижается надежность действия и особенно надежность действия спасательной системы.

В качестве большой неудачи, которая постигла нас при этой работе, необходимо отметить, что нам не удалось до сих пор в нашей совместной работе с создателями парашютной системы добиться спасения корпуса ракеты, несмотря на целый ряд попыток и усилий, приложенных к этому делу. Над этой задачей необходимо дальше работать, так как, по нашему мнению, парашютная спасательная система несомненно имеет большое значение для дальнейших работ в области ракетной техники.

Я хотел в нескольких словах высказать и известную неудовлетворенность результатами физических исследований атмосферы. Должен сказать, что недооценка целого ряда таких серьезных факторов, как фактор аэродинамический, в производстве этих исследований не может не внушать нам сомнений. Собственно говоря, это было бы естественно, если бы это было началом работы, но ведь работы эти ведутся в течение шести лет, и самое приискорбное заключается в том, что мы сегодня ждали, что товарищи, работники Геофизического института, выскажут какие-то предложения и возникающие отсюда положения, но ничего сказано не было. «Мы измеряли, мы брали, мы получили результаты с такой-то степенью точности, но мы не учитывали, что контейнер кувыркается, мы не учитывали аэродинамического фактора» и т. д. Правильно ли это, научна ли такая постановка вопроса? Мне кажется, что коллективу работников Геофизического института надо серьезно продумать эти вопросы, и вот почему. Я не случайно задал вопрос — снимали ли характеристики атмосферных слоев для высоты 100 км.

Другая область — область больших высот, где нам придется столкнуться с целым рядом больших трудностей, гораздо больших, чем мы столкнулись при исследовании физических свойств атмосферы на высоте 100 км.

Как мы к этому готовимся?

Никак. И в докладах по этой группе никаких ясных мыслей не было высказано.

При обсуждении тезисов моего выступления мы сознательно постарались сказать — исследуйте, мы беремся поднять на ту высоту, на какую вы захотите. Но этих требований мы сегодня не слышали. Должен сказать, что по известным причинам нас будут интересовать, в связи с перспективными работами, высоты до 800 км. Я имею в виду вопросы, которые интересуют медиков, конструкторов летательных аппаратов. И если говорить о сегодняшних выступлениях из Геофизического института, мне кажется, что они прозвучали несколько бледно. Может быть, это объясняется тем, что эти работы идут без должного внимания.

Несомненно, в таком большом деле многое значит опыт, который приобретает коллективом, работающим над этими вопросами. И мы верим в силу этого коллектива, в силу товарищей, которые выступали. Необязательно привлекать к этому делу кого-то другого, но чтобы эта вера была оправдана, она должна быть подтверждена, доказана делами.

Мы должны знать физические свойства атмосферы для тех высот, которые нам нужны. В частности, нас будет интересовать наличие в среде на больших высотах газов. Хотелось бы, чтобы эти вопросы в дальнейшем при обсуждении были освещены.

Имеется некоторая робость, неясность в выводах работников ИПГ. Это должно быть поправлено в тех предложениях, которые будут вынесены на обсуждение нашей конференции при принятии решения.

Нельзя также не отметить отказов в работе аппаратуры, поломки фрикционных спектрометра, сведшей на нет ценный опыт, недоработку в конструкции дымовых контейнеров, которая едва не привела к тяжелой аварии на старте, и, наконец, невозможность использования аппаратуры Геофизического института в исследованиях, что, естественно, снижает эффективность нашего эксперимента. Необходимо серьезно поработать всем участникам исследований высоких слоев атмосферы, с тем чтобы добиться резкого повышения надежности всех систем, устанавливаемых на ракетах. Необходимо серьезно повысить надежность работы измерительных систем и добиться совершенно безотказной работы спасательных систем.

Другое дело, если бы случаи отказа происходили из-за каких-то неизвестных нам трудностей, по вопросам, возникшим в процессе испытаний, но тут речь идет о самых обычных технологических, эксплуатационных и производственных причинах, по которым происходит отказ той или иной системы. Необходимо также подвести итоги первого этапа исследований на высотах до 100 км, наметить дальнейшие исследования в этой области. Мы считаем, что нужно систематически проводить 10—15 пусков ракет на высоту до 100 км. В настоящее время имеется возможность на базе одной из небольших и наиболее дешевых ракет создать ракету со стабилизированным контейнером весом 200—400 кг.

Нам кажется, что эти работы должны будут заинтересовать институты Академии наук и эти работы нужно провести. Особенно важно было бы создать эти ракеты в связи с проведением Международного геофизического года.

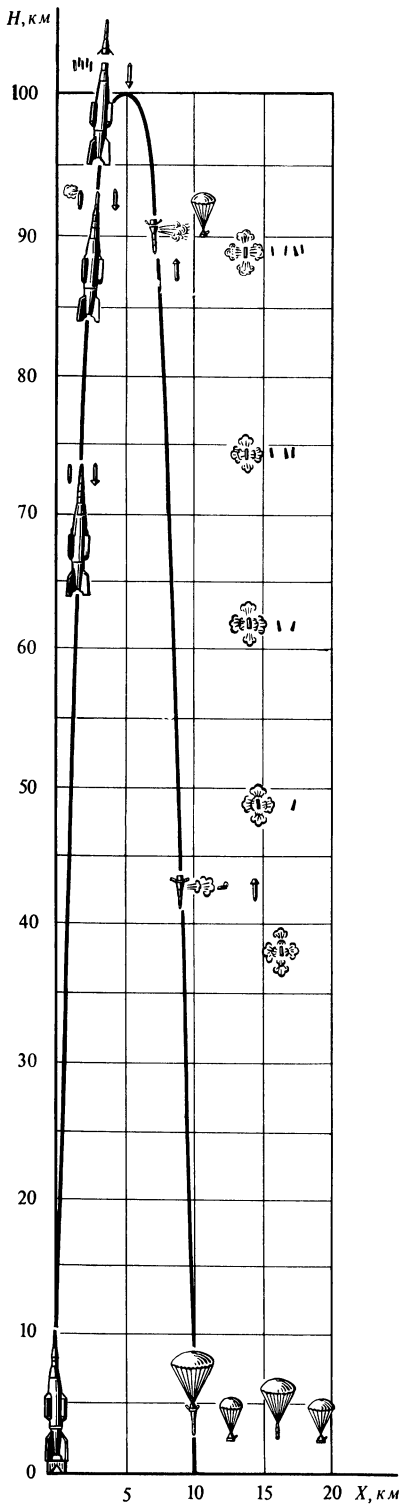


Рис. 3

Схема действия системы спасения полезного груза ракеты В-1Е

$t = 103 \text{ сек}$, $v_y = 800 \text{ м/сек}$, $H = 67,5 \text{ км}$

Следующий этап работ — это исследования на высотах 200 км. Для этой цели изготавливаются в настоящее время ракеты В-2А. При разработке этой ракеты использован тот опыт, который был получен при испытании ракет первых серий с некоторыми нововведениями. Так как высота подъема значительно больше и возможность наблюдений при помощи оптических средств будет несколько затруднена, то на борту этой ракеты установлена специальная аппаратура системы радиоконтроля за ракетой.

При проведении работ на высоте до 200 км ставятся следующие основные задачи:

1. Исследование химического состава воздуха и измерение давления воздуха на высотах 150—200 км.
2. Регистрация радиации спектра Солнца и фотографирование окружающего пространства.
3. Исследование возможности выживания и жизнедеятельности животных при подъеме их в герметической кабине в головной части ракеты на высоту 200 км, а также при свободном падении головной части с указанной высоты с последующим торможением и спуском головной части на Землю с помощью парашютной системы спасения.
4. Разработка и изготовление системы спасения контейнеров с научной аппаратурой и системы спасения головной части при спуске с высоты 200 км.
5. Изучение работы аппаратуры, предназначенной для исследования ионосферы в условиях вертикального полета на высоте от 100—200 км.
6. Разработка и изготовление электронной системы спасения головной части с аппаратурой для спуска на высоте 200 км.

Надо отметить, что здесь настойчиво выдвигаются требования стабилизации головной части для того, чтобы обеспечить проведение у нас ряда физических исследований, а также исследований, связанных с исследованием Солнца.

На первых машинах эта задача пока у нас не решена, в принципе эта задача разрешима и технически возможна.

Вот, собственно говоря, что определяет круг наших ближайших работ.

Заканчивая на этом обзор работ за последние годы, мне хочется воспользоваться приятной возможностью отметить работу научно-исследовательских организаций и конструкторских бюро промышленности, которые внесли большой творческий вклад в испытания и отработку ракет для высотных исследований. Я имею в виду конструкторские научно-исследовательские коллективы, работавшие под руководством главных конструкторов Н. А. Пилюгина, В. П. Глушко и других.

Мне хотелось бы также поблагодарить здесь работников нашего конструкторского бюро, которые работали по этой тематике.

Несколько теплых слов благодарности я хотел бы сказать в адрес товарищей, производивших пуски ракет.

Чрезвычайно интересным вопросом является вопрос наших дальнейших перспектив. Несомненно, участники нашей конференции интересуются, а что же мы будем делать дальше, какие есть технические возможности расширить наши исследования высоких слоев атмосферы и каким мерилom во времени и в наших возможностях можно измерить реальность того, что может быть положе-

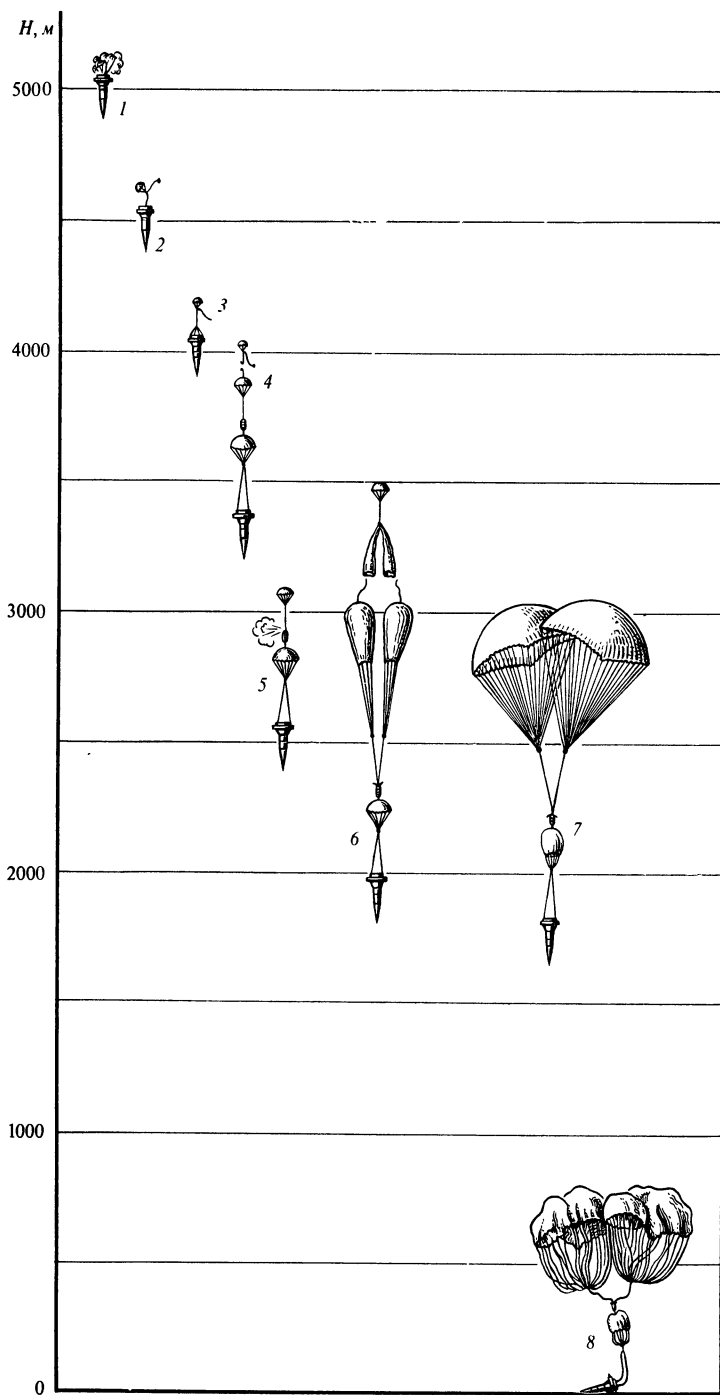


Рис. 4
Схема действия системы спасения ракеты В-2А

1 — выстрел пушки, $t = 0$, $v = 200$ м/сек, $H = 5000 \div 4000$ м; 2 — выход вспомогательного вытяжного купола, $F = 0,52$ м²; 3 — вытягивание основного вытяжного купола, $F = 2$ м²; 4 — наполнение основного вытяжного купола, отделение вспомогательного вытяжного купола, выход парашютной камеры, выход тормозного купола ($F = 5,3$ м²) из парашютной камеры, наполнение тормозного купола; 5 — отделение основного вытяжного купола от парашютной камеры, $t = 24$ сек, $v = 65,5$ м/сек, $H = 3000 \div 2000$ м; 6 — вытягивание основных куполов из парашютной камеры, стягивание чехлов и отделение основного вытяжного купола с чехлами от основных куполов, $t = 27$ сек, $v = 68$ м/сек, $H = 2790 \div 1790$ м; 7 — наполнение основных куполов, $F = 418 \times 2 = 836$ м², $v = 6,7$ м/сек, $H = 2660 \div 1660$ м; 8 — $t \approx 452$ сек, $v_{\text{приз}} = 5,9$ м/сек, $H = 0$

но в основу этих работ? На этот вопрос можно ответить довольно коротко и просто: в соответствии с имеющимися на этот счет решениями — это задача освоения высоты порядка 500 км.

Эта задача теперь реальная и осуществимая. Мы считаем, что вполне реальной и осуществимой в настоящее время является задача достижения тысячи километров и больше.

Говоря о перспективах, нельзя не остановиться и на одном из самых злободневных вопросов — полете человека в ракете. В настоящее время эта задача становится все более и более реальной. Она издавна привлекала внимание всех, работавших в области ракетной техники, а полет человека на ракете является и сейчас одной из основных задач в области ракетной техники.

Большое внимание этой проблеме уделяли К. Э. Циолковский и многие ученые, исследователи и конструкторы, работающие в области ракетной техники. Этому вопросу будет посвящен специальный доклад на нашей конференции. Я только несколько слов скажу по этому поводу. До сих пор основная трудность состояла в обеспечении жизненных условий для человека при значительных перегрузках в полете. Однако за последнее время достигнут значительный прогресс в области преодоления воздействия перегрузки на человеческий организм в полете. Большой положительный опыт также получен из наблюдений за животными, поднимавшимися на ракетах на высоту до 100 км и затем различными способами опускавшимися на землю. Надо отметить, что продолжительность воздействия перегрузки на человеческий организм при полете на ракете не будет очень длительной и не будет достигать слишком больших величин, хотя воздействие ускорения в разные моменты полета будет различным как по величине, так и по направлению действия, что, по-видимому, само по себе будет весьма неприятным. В настоящее время можно сказать достаточно определенно, что перегрузка не будет препятствовать полету человека на ракете.

Другим серьезным вопросом является посадка ракеты с человеком на землю. Здесь известен ряд самых разнообразных схем, но мы рассмотрим схему с крыльями. Имеются два варианта — с неподвижными крыльями и с вращающимися крыльями. Конструктивно обе схемы можно получить, особенно учитывая, что в жидкостной ракете после израсходования основного запаса топлива нагрузка на несущую поверхность достигает вполне приемлемых величин и тем самым обеспечивается допустимое значение посадочной скорости.

Очень важен выбор траектории для полета такой ракеты. Необходимо отметить, что при вертикальном подъеме человека на ракете условия будут труднее, чем при полете ракеты по наклонной, выбранной определенным образом траектории.

В связи с этим возникает такой вопрос — имеет ли практический смысл для исследования вертикальный подъем человека на ракете с последующим катапультированием и его спуском на парашюте на землю?

Хотелось бы услышать на конференции мнения товарищей об этом. Более целесообразно основное внимание уделить вопросу о создании ракеты с человеком для подъема по наклонной траектории. Для решения этой задачи могла бы иметь очень большое прикладное практическое значение система нового сверхскорост-

ного транспорта со средними скоростями для первого этапа порядка 1000—2000 м/сек при дальности полета 600—1000 км.

При всех этих высотах полет такой ракеты устанавливал бы все то, что имеет значение, и, следовательно, указал бы возможность использования такой ракеты в качестве элементарной лаборатории для исследовательских целей на больших высотах порядка 60—100 км.

При подобном решении мы могли бы подойти наиболее близко к вопросам нашей ближайшей перспективы, таким, как вопрос о спуске аппаратуры и, наконец, человека с искусственного спутника Земли.

Очень интересен и важен круг вопросов, связанных с искусственным торможением при полете на ракете при подходе к Земле.

Здесь может быть рассмотрена схема активного торможения при помощи реактивного двигателя, а также система механического торможения.

Можно привести некоторые экспериментальные данные из опыта, который удалось поставить в последние годы по торможению посредством специальных тормозных частей головки ракеты весом порядка 1500 кг при разных скоростях. Я назову цифры для случая такого торможения: со скоростью 2050 м/сек на высоте 40 км и скоростью у Земли 144 м/сек.

Температура тормозных устройств составляла 20° С, так как они были защищены специальным защитным слоем. На высоте 3 км, почти у Земли, через 48 сек после начала торможения скорость составляла 185 м/сек, температура тормозных щитков 110° С.

При этом надо сказать, что вопрос о защите от воздействия высоких температур при торможении и посадке ракеты с человеком может быть разрешен путем выбора рациональной траектории снижения, учитывающей разность температурных режимов, а также путем выбора формы ракеты и расчетов торможения, а в некоторых случаях путем применения защитных и теплоотдающих средств, что потребует некоторых дополнительных затрат.

Таким образом, нам кажется, что в настоящее время можно преодолеть трудности и осуществить полет человека на ракете, это неизмеримо расширит возможности исследования, не говоря о чисто прикладном значении такого полета.

В заключение хотел бы сформулировать некоторые основные задачи.

1. Проведение дальнейших комплексных исследований атмосферы до высоты минимум 800 км. При этом необходимо активное продолжение исследований на высотах 100 км, а в дальнейшем от 200—500 км. Эти исследования могут быть полностью обеспечены применением ракет для подъемов на такие высоты. Необходимо значительное расширение фронта исследовательских работ и увеличение числа пусков ракет для целей исследования верхних слоев атмосферы.

2. Проведение серьезной модернизации, усовершенствования и отработки всех технических средств для исследования верхних слоев атмосферы, в первую очередь повышение надежности их, повышение прочности и расширение объема исследований, упрощение эксплуатации и разработка целого ряда конструктивных усовершенствований и улучшений.

3. Осуществление полета человека на ракете.

В заключение необходимо остановиться и на дальнейших задачах.

Современное развитие техники таково, что можно ожидать в ближайшее время создания искусственного спутника Земли, о чем мы все знаем из печати, может быть, спутника просто на сравнительно малых высотах, а затем постоянного спутника.

Реальной задачей является разработка полета ракеты на Луну и обратно от Луны. Эта задача наиболее просто решается при старте со спутника, но она решается и при старте с Земли.

Несколько труднее будет обстоять дело с возвращением на Землю той аппаратуры, которая будет установлена на спутнике или на ракете, пущенной к Луне. Не надо только думать, что высказанные мною предположения являются очень далекими. Это перспективы, но перспективы реальные и не такие уж далекие.

В связи с этим проводившиеся до сих пор нами вертикальные полеты ракет выглядят как органически связанные с названными выше перспективными работами.

В известной мере имеет место некоторая боязнь высоты, т. е. мы с точки зрения нашей готовности для исследовательской работы на большой высоте несколько отстали. И когда речь идет о больших высотах исследований в атмосфере и тем более исследований в атмосферном пространстве, то часто приходится слышать такие заявления, что для науки нам этого не нужно.

Поэтому мы вносим в качестве последнего пожелания предложение, чтобы все дальнейшие работы по исследованию высоких слоев атмосферы строго координировались с перспективными работами. Необходимо готовиться к ним теперь же, и особенно готовить исследовательскую аппаратуру, работать над методикой, работать над огромным кругом вопросов, связанных с измерительной техникой, методами измерений и всеми другими многочисленными сложными и совершенно новыми проблемами и задачами, которые возникают в связи с дальнейшим расширением наших возможностей.

Нам кажется, что вопросы ближайшей перспективы должны быть всесторонне обсуждены на нашей конференции, равно как и вопросы координации ведущихся в этой области работ.

Тезисы доклада о разработке эскизного проекта искусственного спутника Земли¹

[1956 г.]

Решением от 30 января 1956 г. предусматривается создание в 1957—1958 гг. на базе разрабатываемой в настоящее время ракеты неориентированного искусственного спутника Земли (объекта Д) со следующими основными данными:

вес спутника 1000—1400 кг,

вес аппаратуры для научных исследований 200—300 кг,

срок первого пробного пуска объекта Д 1957 г.

В настоящем докладе будут изложены основные результаты разработки эскизного проекта ракеты как носителя спутника.

Необходимо отметить, что создание этого эскизного проекта не является случайностью, а подготовлено всей предшествующей работой организаций, занимавшихся разработкой РДД. В числе работ этих организаций необходимо отметить работы по ЖРД, по системам управления, по комплексу систем измерения и наблюдения за полетом спутника, по комплексу наземного оборудования, по гироскопии, а также ряда организаций АН СССР: Отделения прикладной математики Математического института им. В. А. Стеклова, Института автоматики и телемеханики и др. Особо должны быть отмечены первые работы М. К. Тихонравова и его группы и его участие в эскизном проекте искусственного спутника.

По ракетам ДД последние 5—7 лет велись работы ОКБ и отделов головного НИИ по научно-исследовательским темам, а также осуществлен ряд РДД на все бóльшие дальности силами всей промышленности. Подробно на этих работах не останавливаюсь, так как присутствующим о них известно.

1. Основные задачи исследований с помощью спутника

На первом спутнике предусматривается проведение довольно широкой программы комплексных научных исследований.

1. Измерение плотности, давления и ионного состава атмосферы на высотах от 200 до 500 км.

¹ Проект объекта Д был реализован в полном объеме запуском третьего советского ИСЗ 15 мая 1958 г.

Работа публикуется впервые по оригиналу, подписанному автором 25 сентября 1956 г.

2. Исследование корпускулярного излучения Солнца.
3. Измерение концентрации положительных ионов вдоль орбиты.
4. Измерение собственного электрического заряда.
5. Измерение магнитных полей на высотах от 200—500 км.
6. Изучение космических лучей.
7. Исследование ультрафиолетового и рентгеновского участка спектра Солнца.
8. Исследование возможности выживания и жизнедеятельности животных при длительном пребывании их на спутнике².

Для решения этих задач на спутнике должна быть размещена различная по своему составу и назначению бортовая аппаратура для научных исследований:

телеметрическая аппаратура для регистрации научных наблюдений с программным устройством, регулирующим проведение измерений;

запоминающее устройство и командная радиолиния для подачи команд с Земли и передачи данных, зарегистрированных при научных исследованиях, на Землю, на приемные наземные станции, при прохождении спутника над территорией СССР.

Наряду с перечисленными задачами научных исследований пуски первого спутника должны обеспечить получение следующего ряда первых экспериментальных данных, необходимых для создания в будущем более совершенного, ориентированного спутника, рассчитанного на полет на значительно больших высотах и со значительно большим временем существования:

- 1) данных о характере движения спутника, о его работе и о точности измерения координат и получения параметров орбиты;
- 2) данных о характере движения спутника относительно центра тяжести;
- 3) данных о торможении спутника в атмосфере, учитывая скудность наших знаний в этой области;
- 4) данных по тепловому режиму спутника на орбите;
- 5) данных по вопросам энергоснабжения.

Таковы вкратце наши задачи по спутнику.

Несомненно, что работы по созданию первого искусственного спутника Земли являются важным шагом по пути проникновения человека во Вселенную, и несомненно, что мы вступаем в новую область работ по ракетной технике, связанную с созданием межпланетных ракет.

В итоге тщательной проработки плана исследовательских работ, проводимых на спутнике, в комиссии Академии наук под председательством академика М. В. Келдыша было установлено, что нельзя ограничиться одним вариантом спутника, и приняты три варианта, отличающихся составом аппаратуры.

Вес спутника, исходя из состава научной аппаратуры, с учетом наличия на борту существующих источников электропитания и РТС, радиоаппаратуры контроля орбиты и др., составляет ~1250 кг. В том числе вес одной оболочки ~250 кг.

² Эти исследования были проведены на втором советском ИСЗ, запущенном 3 ноября 1957 г.

2. Особенности конструкции спутника

1. Безусловная герметичность и необходимость подпитки воздухом для поддержания постоянного давления.
2. Напряженный тепловой режим и необходимость терморегулирования в пределах $+5 \div 30^\circ \text{C}$ (так, например, для работы аппаратуры по изучению космических лучей необходима температура $10 \div 20^\circ \text{C}$).
3. Значительное количество конструктивных элементов аппаратуры, блоков, крепления и пр.
4. На спутнике устанавливается много датчиков с проводкой к каждому из них и т. д.

Для выведения спутника нужного веса на орбиту оказалось необходимым и выгодным изменить режимы работы ДУ центрального блока, приблизив их к оптимальным для данного изделия, с учетом имеющихся исходных энергетических данных ракеты. Принято дросселирование центрального двигателя до ~ 60 т тяги с момента старта. Более подробно об экспериментальных работах по созданию двигателя сообщает В. П. Глушко.

3. Выбор параметров орбиты

Для данных энергетических условий и параметров ракеты при данном весе спутника возможно выведение его на различные орбиты. Выбор рациональных параметров орбиты проводился, во-первых, исходя из получения достаточно большого времени существования (близкого к максимальному) и, во-вторых, при условии, что высоты перигея с учетом погрешности выведения не слишком малы (> 200 км). Это особенно существенно, если плотность атмосферы выше предполагаемой.

В проекте был принят способ выключения двигателя от интегратора, настроенного исходя из уменьшенного в 2 раза гарантийного запаса топлива (по отношению к номинальному).

При этом выключение двигателя от интегратора имеет место для 90% всех пусков, причем скорость в конце активного участка для указанных 90% изделий (7915 ± 20 м/сек) превышает скорость, имеющую место при номинальном гарантийном запасе, на 65–70 м/сек. Остальные 10% изделий имеют разброс скорости в пределах указанных 65–70 м/сек (7850–7915 м/сек).

Соответственно получают параметры орбиты для двух случаев:

- а) при выключении от интегратора с использованием 50% гарантийных остатков $G_{\text{гар}} = 0,5 G_{\text{гар}}^{\text{ном}}$ (90% пусков);
- б) при выключении по выгоранию топлива в самом неблагоприятном случае (соответствующем $v_{\text{к}} = 7850$ м/сек).

При этом следует иметь в виду добавление ~ 190 м/сек за счет вращения Земли при пуске на северо-восток с учетом широты места старта (азимут 35°).

Для каждого из этих двух случаев могут быть даны номинальные значения параметров орбиты (при отсутствии разброса параметров движения в конце активного участка) и предельные значения параметров орбиты (соответствующие наиболее неблагоприятному сочетанию разброса параметров в конце активного участка).

Предельные параметры вычислялись, исходя из следующих отклонений:

$$\Delta v_k = \pm 20 \text{ м/сек}; \quad \Delta \vartheta_k = \pm 0,6^\circ; \quad \Delta h_k = \pm 6 \text{ км.}$$

Следует отметить, что времена существования спутника вычислены, исходя из данных Митра по плотности атмосферы, которые были рекомендованы ГеоФИАНом.

По некоторым из других данных (напр[имер], по Шпитцеру) плотность атмосферы на высотах 200–230 км в несколько раз больше, чем по данным Митра, а на высотах 300–400 и более километров плотность больше на 1–2 порядка. Время же существования объекта примерно обратно пропорционально плотности на высотах 200–250 км.

Поэтому коэффициент сопротивления объекта при определении времени существования был принят вдвое больше расчетного с тем, чтобы получить его оценку по верхнему пределу, учитывая возможную неточность теоретического расчета аэродинамических коэффициентов на столь больших высотах. Было принято условие обеспечивать высоту перигея не менее 200 км.

Можно было бы использовать еще большую часть гарантийных запасов или полностью отказаться от выключения двигателя от интегратора, но тогда сильно возрос бы разброс параметров орбиты (при выключении по полному выгоранию топлива разброс периода обращения составляет 7 мин).

4. Особенности разделения ступеней

Дросселирование центрального двигателя ухудшает процесс разделения и создает опасность соударения разделяемых частей ввиду малых относительных ускорений. Решение вопроса получено путем затягивания разделения на большую высоту за счет дросселирования бокового двигателя (до 75% начальной тяги) за ~17 сек до разделения. Дросселирование бокового двигателя уменьшает скоростной напор при разделении со 145 до ~100 кг/м², но одновременно приводит к снижению скорости v_k на ~15 м/сек. Одновременно дросселирование БДУ снижает нагрузки в процессе разделения и позволяет сохранить конструкцию топливного отсека центрального изделия.

Таким образом, основные отличия и изменения в изделии состоят в следующем:

тяга центрального двигателя снижается до ~60 т (у Земли);
вводится дросселирование БД за ~17 сек до разделения;
снимается аппаратура радиоуправления (экономия веса ~300 кг);
радиоотсек заменяется переходным отсеком, обеспечивающим сопряжение изделия со спутником;

сокращается до минимума система измерений на ракете.

При этом обеспечивается старт изделия, устойчивость его полета, разделение ступеней и выведение на орбиту спутника заданного веса с погрешностями $\Delta \vartheta_k = 0,5^\circ$, $\Delta v_k = \pm 20 \text{ м/сек}$.

Давление наддува и толщина всех силовых оболочек изделия сохраняются.

**Высоты и продолжительность полета спутника над территорией СССР,
стран народной демократии и Северной Америки**

Параметры	Номер витка орбиты																Итого за сутки
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	
Полет над террито- рией СССР и стран народной демокра- тии	20	18	19	13	15	10	6	4	«Мирный»	—	—	—	8	16	17	17	163 мин (11%) Всего ~ 15 в. (12 витков)
Высота миним., км	230	230	230	240	240	260	280	280	—	—	—	—	230	230	230	240	
Высота макс., км	290	310	320	310	310	350	330	300	—	—	—	—	240	260	270	280	
Полет над террито- рией Северной Аме- рики	—	—	—	—	—	—	10	17	14	12	19	20	16	13	3	—	124 мин (8,5%) (9 витков)
Высота миним., км	—	—	—	—	—	—	220	240	250	230	230	240	240	250	—	—	
Высота макс., км	—	—	—	—	—	—	240	250	330	260	300	320	340	330	260	—	

Общее время полета над территорией СССР за сутки 137 мин (9,5%).

П р и м е ч а н и е. Данные соответствуют номинальной орбите в первые сутки и номинальному гарантийному запасу топлива.

5. Краткие сведения по орбите

Орбита спутника будет проходить над большей частью территории Земли. Высота полета и время прохождения над территорией СССР, Северной Америки и особо в районе поселка Мирный при прохождении в районе геомагнитного максимума приведены в таблице.

6. Узловые вопросы при создании спутника

Обеспечение требуемого температурного режима на спутнике ($0-30^{\circ}\text{C}$, для отдельных приборов $10-20^{\circ}\text{C}$).

Энергопитание бортовой аппаратуры.

Управление работой бортовых приборов (осуществление заданной временной программы).

Создание РТС с запоминающим устройством.

Создание комплекса внешнетраекторного измерения.

Герметизации спутника на длительное время.

Создание системы всенаправленных антенн.

7. Особенности теплового режима

Для теплового режима характерна резкая переменность тепловых воздействий: от солнечной радиации и солнечной радиации, отраженной от Земли, а также от значительного внутреннего тепловыделения бортовой аппаратуры.

Составляющие теплового баланса:

непосредственная солнечная радиация ($\sim 1160 \text{ ккал}/(\text{м}^2 \cdot \text{час})$);

солнечная радиация, отраженная от Земли ($\sim 40\%$ солн. радиац.);

собственное излучение Земли;

трение об атмосферу;

тепло от рекомбинации атомарного кислорода на поверхности спутника;

внутреннее тепловыделение при работе аппаратуры (от 200 до $1600 \text{ ккал}/\text{час}$).

Тепловой режим обеспечивается наличием радиационной стенки гермокабины, которая излучает тепло в пространство благодаря большой степени черноты ($\epsilon > 0,8$) в инфракрасной части спектра ($\epsilon - \kappa$ [коэффициент] степени черноты полного нормального излучения). Специальное покрытие этой стенки обеспечивает малое поглощение солнечной радиации (коэффициент поглощения $A_s \leq 0,3$ для видимой и ультрафиолетовой части спектра, в которой находится максимум энергии солнечной радиации).

Перенос внутреннего тепловыделения осуществляется принудительной циркуляцией (вентилятором) азота в гермокабине через канал, прилегающий к радиационной стенке. При понижении температуры этот канал перекрывается клапаном, чем достигается резкое уменьшение теплоотдачи в окружающее пространство. Дополнительное средство терморегулирования — жалюзи на радиационной стенке. Вес системы терморегулирования для основной гермокабины вместе с источниками питания $60-70 \text{ кг}$.

Учитывая особые требования, для аппаратуры по исследованию

космических лучей выделяется специальный термостатированный отсек, изолированный от внешних воздействий.

На участке выведения поверхность гермокабины защищается от аэродинамического нагрева сбрасываемым колпаком и щитками. На старте температурный режим спутника должен обеспечиваться наземными средствами из-за отсутствия лимитов веса для дополнительного бортового устройства.

Особую роль для обеспечения теплового режима играет указанное покрытие ($\epsilon > 0,8$; $A_s \leq 0,3$). Необходимо исследование его свойств в условиях орбиты. Работы в этом направлении ведутся слабо.

Расчеты показывают осуществимость заданного теплового режима при выбранной схеме спутника.

8. Энергопитание бортовой аппаратуры

Энергопитание обеспечивается применением электрохимических источников тока — серебряно-цинковых аккумуляторов и окислортутных батарей.

Весовые характеристики системы питания тем не менее плохие (вес до 450 кг), а время работы — мало. Это объясняется как относительно малой энергоемкостью батарей (практически в среднем 50–70 *вт·час* с кг веса), так и большим энергопотреблением существующей бортовой аппаратуры.

В дальнейшем нужно работать над созданием солнечной батареи и снижением потребления энергии аппаратуры.

9. Экспериментальная отработка конструкции спутника

1. Экспериментальная отработка функционирования всей аппаратуры и телеизмерительной аппаратуры.

2. Отработка герметики, выводов и пр.

3. Экспериментальная отработка вопросов теплового режима: создание натурального теплового макета с действующей аппаратурой; экспериментальное исследование нагрева конструкции спутника на участке выведения; экспериментальные исследования свойств специальных покрытий для радиационной поверхности.

Тепловой макет для исследования внутреннего теплового режима испытывается в специальной установке, где обеспечивается расчетная температура оболочки гермокабины и таким образом воспроизводятся внутренние тепловые условия в спутнике.

Внешние радиационные тепловые воздействия, определяющие температуру оболочки, могут быть рассчитаны достаточно точно.

4. Чрезвычайно важными являются также эксперименты по изучению свойств специальных покрытий в условиях орбиты, учитывая глубокий вакуум, соударения с молекулами и ионами разреженного газа при скоростях > 10 км/сек, ультрафиолетовое излучение Солнца и т. д. Эти эксперименты могут быть проведены только специализированными организациями Академии наук СССР.

5. Работы с электрохимическими источниками тока (выделение водорода и взрывобезопасность).

Предложения
о первых запусках
искусственных спутников Земли
до начала
Международного
геофизического года¹

[1957 г.]

Просим разрешить подготовку и проведение первых пусков двух ракет, приспособленных в варианте искусственных спутников Земли, в период апрель — июнь 1957 г., до официального начала Международного геофизического года, проводящегося с июля 1957 г. по декабрь 1958 г.

В настоящее время производится стендовая отработка ракет, а к марту 1957 г. будет подготовлена первая ракета для пусков согласно программе испытаний.

Подготовительные работы к первым пускам ракеты идут со значительными трудностями и отставанием от установленных сроков, однако полученные к настоящему моменту результаты лабораторных и стендовых испытаний позволяют уверенно надеяться, что при напряженной работе в марте 1957 г. начнутся пуски ракет. Ракету путем некоторых переделок можно приспособить для пуска в варианте искусственного спутника Земли, имеющего небольшой полезный груз в виде приборов весом около 25 кг.

Таким образом, на орбиту искусственного спутника вокруг Земли на высоте 225—500 км от поверхности Земли можно запустить центральный блок ракеты весом 7700 кг и отделяющийся шаровидный контейнер собственно спутника диаметром около 450 мм и весом 40—50 кг.

В числе приборов на спутник может быть установлена специальная коротковолновая передаточная станция с источниками питания из расчета на 7—10 суток действия.

Две ракеты, приспособленные в этом варианте, могут быть подготовлены в апреле — июне 1957 г. и запущены сразу же после первых удачных пусков межконтинентальной ракеты.

Пуски этих ракет одновременно позволят проверить в полете ряд вопросов, намеченных для проверки программой летных испытаний ракет (старт, работу двигательных установок боковых и центральных частей, работу системы управления, процесс разделений и т. д.).

Согласно решению от 30 января 1956 г. на базе межконтиненталь-

¹ Докладная записка, направленная С. П. Королевым в правительство. В итоге было принято решение о разработке и запуске двух вариантов простейшего спутника ПС-1 и ПС-2, на которые была перенесена часть исследовательской программы, планировавшейся для объекта Д. Запуск спутников ПС-1 и ПС-2 был осуществлен соответственно 4 октября и 3 ноября 1957 г.

Документ публикуется впервые.

ной ракеты разрабатывается ракета-носитель искусственного спутника Земли с весом контейнера спутника около 1200 кг, куда входит большое количество разнообразной аппаратуры для научных исследований, подопытные животные и т. д.

Первый запуск этого спутника установлен в 1957 г. и, учитывая большую сложность в создании и отработке аппаратуры для научных исследований, может быть произведен в конце 1957 г.

Вместе с тем в Соединенных Штатах Америки ведется весьма интенсивная подготовка к запуску искусственного спутника Земли. Наиболее известен проект под названием «Авангард» на базе трехступенчатой ракеты, где в одном из вариантов в качестве первой ступени используется ракета «Редстоун». Спутники представляют собой шаровидный контейнер диаметром 50 см и весом около 10 кг.

В сентябре 1956 г. США сделали попытку запустить на базе Патрик, штат Флорида, трехступенчатую ракету и на ней спутник, сохраняя это в секрете.

Американцам не удалось запустить спутник, и третья ступень их ракеты, по-видимому, с шаровидным контейнером пролетела около 3000 миль, или примерно 4800 км, о чем они объявили после этого в печати, как о выдающемся национальном рекорде, и подчеркнули при этом, что американские ракеты летают дальше и выше всех ракет в мире, в том числе и советских ракет.

По отдельным сведениям, имеющимся в печати, США готовятся в ближайшие месяцы к новым попыткам запуска искусственного спутника Земли, желая, очевидно, любой ценой добиться приоритета.

Большое внимание в США уделяется всем службам наблюдения за будущим полетом искусственного спутника Земли, для чего, помимо использования технических средств армии и флота США, широко привлекается население, в частности любители-астрономы, радиолюбители и все желающие вести наблюдения под общим руководством Академии наук.

Докладывая о современном состоянии вопроса о возможности запуска в ближайшее время искусственного спутника Земли в СССР и в США, просим одобрить следующие предложения:

1. Промышленным министерствам по сложившейся кооперации с участием Академии наук СССР подготовить две ракеты в варианте искусственного спутника Земли к запуску в апреле — июне 1957 г.
2. Организовать авторитетную Координационную междуведомственную комиссию для руководства всеми работами по первым двум запускам искусственного спутника Земли в СССР.
3. Провести необходимые мероприятия для использования всех имеющихся в распоряжении Академии наук СССР и промышленных министерств технических средств и создать на территории СССР в 3-месячный срок систему наблюдений всех видов (радиотехнических, оптических и др.) за полетом искусственного спутника Земли.
4. Опубликовать по шаровому контейнеру искусственного спутника Земли информацию в печати.

Отчет о научной деятельности за 1956 г.¹ [1957 г.]

1. За 1956 г. были успешно закончены две темы. В ходе их разработки были найдены положительные решения в новых принципиальных направлениях и удалось достичь совершенно новых и весьма важных результатов в области ракетной техники.

В этих работах исполнитель настоящего отчета участвовал в разработке проектно-исследовательских и теоретических вопросов, а также в разработке конструкции и в проведении экспериментов и практических испытаний с изделиями. Эти работы были выполнены в основном в установленные сроки.

2. В 1956 г. начаты работы исследовательского характера по выяснению сравнительных данных и возможных путей развития для объектов новой техники, обладающих сверхвысокими характеристиками, с использованием как известных, так и новых видов топлив (химических и др.). Эта работа рассчитана на длительный период и, видимо, будет носить широкий комплексный характер с привлечением многих организаций и лиц для ее выполнения.

Пока что сделано очень немного, а именно: с участием исполнителя определены основные направления работ и подготовлены самые общие соображения методического характера (само собой разумеется, в дальнейшем многое подвергнется переработке, корректировке и т. д.). Вероятно, нет необходимости обосновывать значение для нашей области такого рода общего научного исследования дальнейших перспектив развития новых изделий.

3. В истекшем году с участием исполнителя проводились экспериментальные, проектно-исследовательские, конструкторские работы по исследованию высоких слоев атмосферы. Была проведена группа экспериментов с использованием самолета и специальных изделий в I полугодии. Получены положительные результаты.

В соответствии с решениями правительства, Президиума АН СССР и Междуведомственной комиссии проводились и проводятся работы по трем типам ракет для исследований в период Международного геофизического года. Эти работы проходили с некоторым отставанием ввиду сильной загрузки коллектива исполнителей другими заданиями.

4. В значительной мере продвинулись работы по разработке искусственного спутника Земли. Был защищен эскизный проект

¹ Отчет направлен С. П. Королевым в Академию наук СССР 24 января 1957 г. Публикуется впервые.

спутника. Ведутся практические работы по созданию первых образцов спутника. Развернуты довольно широким фронтом исследовательские работы. В конце 1956 г. были начаты работы по созданию варианта простейшего искусственного спутника Земли.

5. Продолжались работы над статьей об исследовании высоких слоев атмосферы и над монографией, посвященной специальной тематике. Эти работы отстали из-за большой загруженности исполнителя другими заданиями. По этой же причине задержались работы над последующими главами специального курса лекций.

6. Был прочитан доклад на научной конференции, созванной АН СССР в апреле 1956 г.

7. Проводились занятия с двумя аспирантами.

Предложения по ориентированному искусственному спутнику Земли¹

[1957 г.]

Работы, проведенные по ракетам, обеспечивающим возможность запуска искусственных спутников Земли, и в частности работы по объекту Д, а также исследования в ряде других организаций показали, что в настоящее время имеется возможность приступить к разработке специализированного варианта ориентированного искусственного спутника Земли — объекта ОД.

Исследования, проведенные в Отделении прикладной математики АН СССР по простейшему способу ориентации объекта ОД, привели к выводу о принципиальной возможности создания спутника с постоянной ориентацией на Землю. Указанный способ основан на использовании свойств неоднородности гравитационного земного поля и в случае его реализации не потребует дополнительных источников энергии (пассивная система ориентации и стабилизации).

С другой стороны, проведены работы, показывающие, что имеется техническая возможность создания системы активной ориентации искусственного спутника.

Поскольку в настоящее время, без детальных проработок, неясно, какой из указанных методов ориентации окажется проще реализовать, целесообразно разрабатывать для ИСЗ параллельно оба варианта. Это обеспечит выбор наилучшего решения и создание спутника в наиболее короткие сроки.

Исследования, проведенные в Отделении прикладной математики АН СССР и ОКБ, показали, что проблема спуска с ИСЗ кассеты принципиально разрешима современными техническими средствами. Предварительные исследования Института прикладной геофизики АН СССР показали, что задача отыскания сброшенной со спутника кассеты является реальной.

Проведенные в Государственном оптическом институте им. С. И. Вавилова и других организациях эскизные проработки по созданию аппаратуры для фотографирования земной поверхности с ИСЗ указывают на возможность создания такой аппаратуры, обеспечивающей получение снимков, удовлетворяющих научным целям.

¹ Проект совместного письма Академии наук СССР и ОКБ в Совет Министров СССР.

Документ был подготовлен в ОКБ 12 апреля 1957 г., подписан С. П. Королевым и направлен на согласование академику М. В. Келдышу.

Публикуется впервые.

В то же время, как показали предварительные проработки, проведенные в ОКБ, наличие на ИСЗ фотоаппаратуры и кассеты, а также систем, обеспечивающих ориентацию объекта, управление фотографированием и сбросом кассеты, приводит к увеличению конечного веса изделия с объектом ОД-1 по сравнению с конечным весом разрабатываемого в настоящее время изделия на 400 кг.

В связи с этим создание объекта ОД-1 на базе существующего носителя без повышения удельной тяги двигательной установки и снижения весов отдельных систем невозможно. Для того чтобы обеспечить выведение на орбиту объекта ОД-1 при указанных весовых характеристиках, необходимо:

увеличить удельную тягу двигательной установки в пустоте, отнесенную к расходу всех компонентов;

разработать радиосистему для объекта ОД-1, обеспечивающую контроль орбиты, управление фотографированием и сбросом кассеты, контроль процессов на объекте и программное включение всех устройств, имеющую вес бортовой аппаратуры порядка 150 кг:

провести доработку системы управления носителем, уменьшив ее вес на центральном блоке на 110 кг.

Следует отметить, что работы по повышению удельной тяги двигателей на 15—20 кг·сек/кг и снижению веса системы управления предусматриваются как основные мероприятия по дальнейшему совершенствованию носителя. Поэтому разработку ракеты для запуска объекта ОД нужно рассматривать в неразрывной связи с созданием модернизированного варианта ракеты-носителя. Работы по созданию объекта ОД-1, по нашему мнению, должны явиться развитием и дополнением работ, предусмотренных ранее принятым решением. Указанные работы по ОД-1 касаются конкретного объекта с определенным целевым назначением и не исключают разработки других вариантов ОД.

Ввиду того что в настоящее время трудно определить полный состав смежных организаций, участвующих в работах по объекту ОД-1, представляется целесообразным обязать основных разработчиков объекта в течение II квартала 1957 г. определить полный состав смежных организаций и работы, которые эти организации должны выполнить.

О практическом значении научных и технических предложений К. Э. Циолковского в области ракетной техники ¹

[1957 г.]

В наши дни ракетная техника является одной из ведущих областей современной науки и техники. Давно минуло то время, когда с ракетой связывались далекие представления об «огненных стрелах» древнего Китая и Индии, о ракетных снарядах англичанина Конгрева и русского генерала К. И. Константинова.

В годы второй мировой войны гвардейские минометные части Советской Армии, вооруженные ракетными снарядами на твердом топливе, защищая нашу Родину, не один раз подвергали уничтожающему разгрому полчища фашистских захватчиков.

В послевоенные годы самолеты с реактивными двигателями разных типов получают все большее и большее распространение. На воздушных линиях летает реактивный экспресс Ту-104. Созданы новые замечательные образцы скоростных реактивных самолетов; самолетами достигнуты значительные скорости и высоты полета; остался позади так называемый «звуковой барьер». Новые типы самолетов и, в частности, самолеты военного назначения разрабатываются, как правило, с реактивными двигателями.

У скоростной авиации в настоящее время наступил как бы переходный критический период — от самолета к ракете. Советскими летчиками успешно совершены полеты на самолетах с жидкостными ракетными двигателями.

При вертикальных подъемах высотных ракет Академии наук СССР проводятся обширные исследования высоких слоев атмосферы и надатмосферного пространства. На ракетах поднимаются сложная исследовательская аппаратура и подопытные животные, которые затем благополучно спускаются на землю. В период проходящего сейчас Международного геофизического года будут пущены многие десятки ракет с целью проведения научных исследований по

¹ Доклад, прочитанный С. П. Королевым 17 сентября 1957 г. на торжественном собрании, посвященном столетию со дня рождения К. Э. Циолковского, которое было проведено в Колонном зале Дома Союзов. Представляет большой интерес сравнение текста этого доклада, сделанного за полмесяца до открытия космической эры человечества, с текстом доклада 1947 г.

В сокращенном виде под названием «Основоположник ракетной техники» доклад был опубликован 17 сентября 1957 г. в газете «Правда» за подписью «С. Королев, член-корреспондент АН СССР». Затем с незначительными сокращениями он публиковался в сборниках «Из истории авиации и космонавтики», вып. 4. М., 1966, с. 7—21; «Впереди своего века». М., 1970, с. 72—87 (под названием «Путь в космос»). В настоящем издании публикуется по машинописному тексту с правой и рукописными вставками автора, хранящемуся у Н. И. Королевой.

разнообразным программам для разных высот подъема и в различных районах Советского Союза, включая районы Дальнего Севера и советские экспедиции в Антарктиде. Советские ракеты совершают полеты на очень больших, еще никем не достигнутых высотах над поверхностью земного шара.

В Советском Союзе произведено успешное испытание сверхдальней межконтинентальной многоступенчатой баллистической ракеты. Полученные результаты показывают, что имеется возможность пуска ракет в любой район земного шара.

В ближайшее время с научными целями в СССР и США будут произведены первые пробные пуски искусственных спутников Земли.

Советские ученые работают над многими новыми проблемами ракетной техники, например: над проблемой посылки ракет на Луну и облета Луны, над проблемой полета человека на ракете, над вопросами глубокого проникновения и исследования космического пространства.

Таков далеко не полный обзор выдающихся событий в области научно-технического прогресса, связанных с развитием и достижениями ракетной техники в Советском Союзе за последние 15—20 лет.

Сбываются замечательные предсказания Константина Эдуардовича Циолковского о полетах ракет и полетах в межпланетное пространство, высказанные им более 60 лет тому назад.

С огромной силой и убежденностью в одном из своих писем Константин Эдуардович писал: «Человечество не останется вечно на Земле, но, в погоне за светом и пространством, сначала робко проникнет за пределы атмосферы, а затем завоюет себе все околосолнечное пространство»*.

Самое замечательное, смелое и оригинальное создание творческого ума Циолковского — это его идеи и работы в области ракетной техники. Здесь он не имеет предшественников и намного опережает ученых всех стран и современную ему эпоху.

Константин Эдуардович Циолковский — ученый и экспериментатор, самоучка по образованию, неустанными трудами самостоятельно поднявшийся до необычайных высот науки и научного предвидения. Он изобретатель, утвердивший приоритет нашей Родины рядом выдающихся изобретений и технических предложений в области воздухоплавания, авиации и особенно в области ракетной техники, имеющей сейчас столь актуальное значение.

Он ученый, исследователь, смело прокладывавший пути в новое, еще неизведанное в науке и тут же, как истинный ученый, блестяще научно обосновывавший свои открытия. И, наконец, он горячий патриот Советской Родины, неутомимый труженик и пламенный энтузиаст науки, которой он целиком посвятил и отдал всю свою жизнь.

В 1873 г. шестнадцатилетний Циолковский попадает в Москву. В период московской жизни вырисовывается общее направление будущих стремлений, технических идей и работ, которым затем всю жизнь следовал Циолковский.

* Письмо К. Э. Циолковского Б. Н. Воробьеву от 12 августа 1911 г.— Собр. соч., т. II. М., Изд-во АН СССР, 1954, с. 3.

Это мысли о том, нельзя ли воспользоваться теми или иными свойствами вещества для осуществления того или иного типа движущегося аппарата. Циолковского занимают мысли о тяжести и о средствах борьбы с тяжестью.

Так, в сознании Циолковского уже тогда зарождаются смутные идеи о возможности вылета человека за пределы земного тяготения, или, как он сам говорил впоследствии, «обворожительные мечты». Первые замыслы оказались несостоятельными, первые попытки изобретать окончились неудачно, но это не охладило энергии Циолковского.

Прошло много лет упорного труда, мучительных раздумий в полном одиночестве, без поддержки, без какого-либо сочувствия, а зачастую при явном неодобрении и даже насмешках по адресу чудаковатого, полуглухого учителя школы и «сумасшедшего изобретателя», каковым считало Циолковского местное чиновничество и бюрократическая верхушка инженерно-технических слоев царской России.

В 1883 г. в своей работе «Свободное пространство», представляющей своеобразный научный дневник, Циолковский рассматривает протекание простейших явлений механического движения в пространстве без действия сил тяготения и сил сопротивления среды.

Рассматривая способы сообщения движения телу в свободном пространстве, Циолковский приходит к своему самому основному и важнейшему принципиальному выводу, что проще всего сообщить движение неподвижному телу (или изменить имеющееся движение) отбросом массы, т. е. реакцией отбрасываемых от данного тела частиц. Вот что пишет Циолковский в своей работе «Свободное пространство»:

«28 марта. Утро.

...Положим, что дана бочка, наполненная сильно сжатым газом. Если отвернуть один из ее... кранов, то газ непрерывной струей устремится из бочки, причем упругость газа, отталкивающая его частицы в пространство, будет также непрерывно отталкивать и бочку.

Результатом этого будет непрерывное изменение движения бочки.

...Посредством достаточного количества кранов (шести) можно так управлять отбрасыванием газа, что движение бочки или полого шара будет совершенно зависеть от желания управляющего кранами, т. е. бочка может описать какую угодно кривую и по какому угодно закону скоростей.

...Изменение движения бочки возможно только до тех пор, пока не вышел из нее весь газ.

...Вообще, равномерное движение по кривой или прямолинейное неравномерное движение сопряжено в свободном пространстве с непрерывною потерей вещества (опоры)»*.

Таким образом, принцип реактивного движения был осознан Циолковским в самом начале его самостоятельной научной деятельности.

В статье «Свободное пространство» еще нет количественных результатов, все заключения строятся на качественных выводах из закона сохранения количества движения для замкнутых механи-

* Циолковский К. Э. Собр. соч., т. II. М., Изд-во АН СССР, 1954, с. 52.

ческих систем, но целесообразность использования реакции истекающей струи для перемещений в свободном пространстве сформулирована отчетливо и ясно!

В 1896 г. Циолковский окончательно приходит к выводу, что единственным техническим средством для вылета в падатмосферное пространство является ракета. В 1903 г. Циолковский опубликовал свою работу «Исследование мировых пространств реактивными приборами». Эта классическая работа по праву считается первой в мире научной работой, посвященной вопросам теории движения и целому ряду важнейших принципиальных технических предложений в области ракетной техники.

Циолковский видел огромное будущее в развитии ракетной техники, но одновременно он отлично понимал, какие трудности стоят на пути. Вот что он писал: «...в качестве исследователя атмосферы предлагаю реактивный прибор, т. е. род ракеты, но ракеты грандиозной и особенным образом устроенной. Мысль не новая, но вычисления, относящиеся к ней, дают столь замечательные результаты, что умолчать о них было бы недопустимо.

Эта моя работа далеко не рассматривает всех сторон дела и совсем не решает его с практической стороны относительно осуществимости; но в далеком будущем уже виднеются сквозь туман перспективы, до такой степени обольстительные и важные, что о них едва ли теперь кто мечтает» *.

В дополнениях к этой работе, опубликованных в 1911—1912 и 1914 гг., и далее, в многочисленных работах, статьях, проектах и рукописях, над которыми Циолковский работал до последних дней жизни, им рассматривается обширный круг вопросов теоретического, исследовательского и расчетного характера, а также многочисленные вопросы, имеющие прикладное техническое, конструктивное и технологическое значение.

При разработке теории, при исследовании законов движения ракет Циолковский придерживается в своих работах строгой последовательности. Вначале он решает простейшую задачу в предположении, что при полете ракеты отсутствуют сила тяжести и сопротивление воздуха. Эта задача называется сейчас первой задачей Циолковского.

Им вводится предположение о постоянстве относительной скорости отброса частиц для определенных веществ отброса. Это предположение называется гипотезой Циолковского.

Им написано основное уравнение движения ракеты в среде без воздействия внешних сил, известное под названием формулы Циолковского. В этом уравнении член, обозначающий отношение веса топлива к конечному весу пустой ракеты, называется числом Циолковского. Им написан ряд теорем, носящих его имя.

При расчете движения ракеты усложняющим фактором является значительное изменение массы ракетного аппарата во время его движения. Это условие не позволяет использовать для расчета формулы классической механики. Несомненной заслугой Циолковского при создании теории ракет является разработка ряда прикладных задач нового раздела классической механики — механики тел переменной массы,— выполненная им самостоятельно, независимо от других подобных работ.

* Циолковский К. Э. Собр. соч., т. II, с. 73.

Рассмотрев движение ракеты в среде без воздействия внешних сил, Циолковский тщательно исследует влияние сил тяжести и сил сопротивления воздуха на полет ракеты. Необходимо отметить характерную черту Константина Эдуардовича — он был упорным борцом за преодоление силы тяжести, считал силу земного тяготения как бы цепью, приковывающей человечество к поверхности нашей планеты. Область действия сил тяготения он называл панцирем тяготения.

Почти во всех своих работах Циолковский неизменно возвращается к вопросу о борьбе с тяжестью. Им были проведены исследования и расчеты по определению запасов топлива, необходимых для преодоления панциря тяготения, и нахождению тех оптимальных условий, при которых затрата энергии при взлете ракеты была бы наименьшей.

Значительное место в исследованиях занял вопрос и о влиянии сил сопротивления воздуха движению ракеты, о запасах топлива и наиболее выгоднейших условиях полета, необходимых для того, чтобы пробить толщу земной атмосферы. Циолковский называл область действия сил сопротивления воздуха панцирем атмосферы.

В своих теоретических работах Циолковский приходит к целому ряду фундаментальных выводов, которые и по сей день широко используются в ракетной технике.

Более того, по мере все большего развития практических работ и совершенствования ракетной техники все больше и все точнее подтверждаются многие выводы и предположения Константина Эдуардовича, высказанные им очень давно.

Его исследования показали, что скорость, а следовательно, и дальность полета ракеты возрастают с увеличением относительного запаса взрывчатых веществ (топлива) на борту ракеты. Запасаясь разными количествами их, возможно достигнуть любой конечной скорости движения и любой дальности полета.

Скорость движения в конце горения (в конце активного участка траектории полета ракеты) оказывается тем больше, чем выше относительная скорость отбрасываемых частиц. Скорость ракеты в конце активного участка увеличивается также с ростом отношения начального веса ракеты к весу ее в конце горения.

Из формулы Циолковского следует весьма важный практический вывод: осуществление возможно более высоких скоростей движения ракеты достигается эффективнее путем увеличения относительных скоростей отбрасываемых частиц, т. е. повышением энергетического совершенства двигательной установки, чем путем увеличения относительного запаса топлива на борту ракеты, т. е. путем совершенствования ее конструкции.

Циолковский впервые определил степень полезной утилизации или коэффициент полезного действия ракеты, указав на выгодность применения ракетных двигателей лишь при больших скоростях движения. Он пришел к отрицательным выводам, рассматривая вопросы использования жидкостных ракет для полета в плотных слоях атмосферы.

Циолковским были произведены расчеты и исследования, относящиеся к старту ракеты и выбору оптимальных условий старта, был рассмотрен старт вертикальный, наклонный и старт с заданной начальной высоты.

Им были выполнены первые вычисления по выбору наиболее выгодней-

шого угла подъема ракеты с учетом потерь на преодоление сил тяготения, сил сопротивления воздуха при полете в среде переменной плотности и изменения высотных характеристик двигателя и многие другие расчеты и исследования.

Особенность творческого метода Циолковского заключалась в глубокой практической разработке каждой рассматриваемой задачи.

В условиях дореволюционной России Циолковский имел ограниченные возможности для экспериментирования, он не располагал ни оборудованными лабораториями, ни опытными стендами, ни конструкторскими бюро и заводами. Он не имел помощников, ему были свойственны крайняя независимость и самостоятельность.

Но он не просто теоретизировал, а с исключительной проницательностью и глубиной окружал все свои, иногда столь необычайные, теоретические выводы такими серьезными и подробными практическими соображениями, что огромное большинство из них нашло применение и широко используется по сей день во всех странах мира, занимающихся ракетной техникой.

Вот некоторые наиболее интересные из этих вопросов.

Константин Эдуардович много занимался исследованием энергетики ракеты, выбором топлива для двигателей и их устройством. Им были сформулированы основные требования к топливам и предложения о выборе топлив по наибольшей энергопроизводительности на единицу массы, по возможно большей плотности топлива и по ряду других важных характеристик. Циолковский остановил свой выбор на жидком топливе с использованием жидкого кислорода и, поначалу, жидкого водорода, а затем нефти и ее производных. Им была предложена специальная взрывная труба в виде расширяющегося конуса и камеры сгорания, в которую топливо подавалось насосами, при этом предполагалось автоматическое регулирование процессов горения в двигателе, связывающее режим его работы с определенными условиями движения ракеты по траектории.

Для создания наиболее благоприятных условий горения топлива имелось в виду установить на входе во взрывную трубу решетки с косыми отверстиями. Число, размер и наклон отверстий в решетках Циолковский предполагал лучше всего определять опытным путем.

Особые опасения у него вызывали вопросы охлаждения взрывной трубы, где должны развиваться огромнейшие температуры. Эту задачу предполагалось решить путем охлаждения трубы компонентами топлива или каким-либо жидким металлом, располагаемым в специальном кожухе.

Циолковским очень подробно исследовались возможности, связанные с предохранением взрывной трубы от воздействия высоких температур, рассматривались различные материалы для изготовления трубы и предлагалась защита ее тугоплавкими и теплостойкими материалами.

Им производилось определение потребных для работы насосов мощностей при различных давлениях сгорания и схемах подачи, а также исследовались процессы подачи, распыления, воспламенения и сжигания топлива.

В работах Циолковского можно найти упоминание о вероятном использовании для сообщения движения ракете атомной энергии, лучистой энергии Солнца и энергии космических излучений.

Однако он тут же говорил, что вычисления его не дали желаемых результатов и что, хотя «всякие открытия возможны и мечты неожиданно могут осуществиться», он хочет в своих работах стоять по возможности на практической почве.

Циолковским была высказана интересная мысль об управлении полетом ракеты путем использования энергии струи вытекающих газов. Им предлагалось устройство для поворачивания конца раструба взрывной трубы либо газовых рулей в виде поворачивающихся пластинок, устанавливаемых в потоке вытекающих газов. Циолковский предвидел, что ручное управление полетом ракеты окажется не только затруднительным, но и практически невозможным. Поэтому для выработки нужных сигналов управления должны были устанавливаться на борту ракеты автоматическая аппаратура и гироскопические приборы. Ориентирование в пространстве при полете ракеты могло производиться автоматически следящей системой, использующей магнитные свойства либо настроенной на Солнце или на какую-нибудь звезду.

Одновременно им предлагались и воздушные рули направления, высоты и нечто вроде элеронов, предназначавшиеся для работы при полете ракеты в достаточно плотных слоях атмосферы.

Циолковским разрабатывался целый ряд интересных вопросов, связанных с конструкцией ракеты, с выбором ее формы, внутренней компоновки, размещением масс внутри ракеты и возможными схемами различных силовых и герметических соединений с учетом примерных условий их работы в полете.

Им было предложено использовать внутреннее давление в ракете для повышения ее прочности и рассматривался вопрос о поддержании и регулировании получающихся перепадов давления в наиболее выгодных пределах, что в свою очередь связывалось им с задачей снижения пассивного веса ракеты в конце горения. Им исследовались условия и возможные режимы нагревания ракеты при ее движении в плотных слоях атмосферы и были предложены различные схемы охлаждения и тепловой защиты.

При разработке одиночной ракеты Циолковского не покидали мысли о достижении таких скоростей полета, которые сделали бы возможным преодоление земного тяготения и полет человека на ракете в космическое пространство. Это стремление красной нитью проходит во всех работах Циолковского. Замечательными и грандиозными являются его проекты составных многоступенчатых ракет и ракетных поездов, задуманные им очень давно.

Вот что писал Циолковский в 1929 г. в работе «Космические ракетные поезда»: «Под ракетным поездом я подразумеваю соединение нескольких одинаковых реактивных приборов, двигающихся сначала по дороге, потом в воздухе, потом в пустоте вне атмосферы, наконец, где-нибудь между планетами или солнцами.

Но только часть этого поезда уносится в небесное пространство, остальные части, не имея достаточной скорости, возвращаются на Землю.

Одиночной ракете, чтобы достигнуть космической скорости, надо давать большой запас горючего... Это затрудняет устройство реактивных приборов.

Поезд же дает возможность или достигать больших космических скоростей, или ограничиться сравнительно небольшим запасом составных частей взрывания»*.

Несомненны выгоды составной многоступенчатой ракеты и ракетного поезда в отношении достижения наибольшей окончательной скорости в сравнении с одиночным реактивным прибором.

Циолковским проводились большие исследования основных технических и летных характеристик, исходных данных и параметров составных многоступенчатых ракет в разных вариантах.

Трудно переоценить все значение предложений Константина Эдуардовича о составных многоступенчатых ракетах и ракетных поездах². По существу, это предложение открыло дорогу человечеству в космическое пространство.

Рассмотренные выше отдельные разделы работ Циолковского, изобилующие массой технических подробностей, предложений и мыслей, органически соединены в его трудах с теоретическими идеями и обоснованиями. Очень многое из этого в настоящее время уже используется, и притом совсем незаметно, как нечто обычное и само собой разумеющееся.

Разве не очевидно сейчас, в наше время, использование ракеты как летательного аппарата, жидкого кислорода — как одного из компонентов топлива и, например, газовых рулей — для управления полетом. А ведь все это было предложено Циолковским 60 лет тому назад, когда еще не существовало летательного аппарата тяжелее воздуха и ракета была лишь пиротехнической игрушкой! Сегодня советская общественность торжественно отмечает 100-летие со дня рождения выдающегося деятеля науки в области ракетной техники и звездоплавания Константина Эдуардовича Циолковского. Советские ученые помнят и ценят его идеи, труды и работы и творчески их развивают и продолжают.

К сожалению, этого нельзя сказать о некоторой части зарубежных ученых. Ими широко используются идеи и технические предложения, опубликованные в трудах Константина Эдуардовича, написанных им десятки лет назад. Можно указать, что в довоенное время в ракетных институтах и организациях Германии были переведены на немецкий язык и изданы, но только для служебного пользования все основные работы Циолковского. Специалисты в области ракетной техники в Европе и Америке используют его технические идеи, но при этом они сознательно замалчивают имя их автора — Циолковского. В печатных зарубежных работах повторяются мысли Циолковского и переписываются его формулы и расчеты и зачастую даже без ссылки на Циолковского. В связи с этим здесь уместно отметить, что все равно идеи и технические предложения советского ученого К. Э. Циолковского, по праву являющегося основоположником ракетной техники, настолько глубоки и обширны по своему замыслу и содержанию, что при создании любой современной ракеты миновать их просто невозможно.

Наиболее интересным и увлекательным разделом в трудах Константина Эдуардовича, несомненно, являются работы, относящиеся к проблеме межпланетных путешествий. Вернее было бы ска-

* Циолковский К. Э. Собр. соч., т. II, с. 299—300.

² См. прим. на с. 205.

зять, что почти все работы Циолковского целеустремленно направлены и связаны с тематикой межпланетных полетов.

Даже свои работы над реактивными аппаратами для полетов в атмосфере Циолковский рассматривал лишь как этап к вылету в космическое пространство. Он предсказывал, что за эрой аэропланов винтовых последуют стратопланы реактивные и, наконец, ракетные поезда будущего и искусственные спутники Земли в виде обитаемых межпланетных станций.

С появлением и разработкой идеи составных многоступенчатых ракет и ракетных поездов стала достаточно реальной технической задачей и проблема космических полетов с использованием известных в настоящее время химических источников энергии.

Циолковским были проведены обширные исследования и расчеты, относящиеся к задачам вылета межпланетной ракеты за пределы земного тяготения, ее дальнейшему движению в свободном пространстве и возможности обратного возвращения на Землю. Им определялись оптимальные условия подобных полетов в самых различных вариантах и при разных начальных исходных данных.

Циолковским были впервые исследованы варианты траекторий и характеристики различных орбит движения космических ракет при взлете с Земли, а также с поверхности планет и астероидов. Им были рассмотрены вероятные жизненные условия будущих межпланетных путешественников в ракете. Для предохранения людей от воздействия ускорения при взлете и торможении ракеты им предлагалось погружать их в особых костюмах в ванны с жидкостью, обладающей плотностью, близкой к плотности человеческого тела.

Предугадывая, что длительное пребывание в среде без тяготения может оказаться для человеческого организма труднопереносимым, Циолковский предлагал создавать искусственное поле тяготения при полете на межпланетной ракете или искусственном спутнике Земли.

Циолковский снова обратился к мысли об использовании лучистой энергии Солнца для пополнения энергетических ресурсов межпланетной ракеты и для использования этой энергии на искусственной межпланетной станции, особенно если она окажется обитаемой в течение длительного времени.

Вопрос о запасах располагаемой энергии возникал перед Циолковским с огромной остротой в связи с разработкой задачи возвращения на Землю либо при необходимости высадки на одну из планет с последующим взлетом с нее и спуском затем на Землю.

Циолковским было предложено очень интересное решение задачи о спуске ракеты на Землю почти без затраты топлива. В этом случае ракета, войдя в атмосферу Земли, тормозится, совершая движение по орбите вокруг земного шара в течение времени, достаточного для того, чтобы погасить огромные скорости входа, при сохранении при этом приемлемых для ракеты режимов нагрева и перегрузок при торможении. Эта мысль в дальнейшем была развита Ю. В. Кондратьевым.

Особенно большое значение придавалось Циолковским проблеме создания межпланетных станций. В решении этой грандиозной задачи он видел не только огромное принципиальное облегчение для полетов космических ракет, которые, по его мысли, должны были базироваться на эти станции, не только величайшее научное

достижение, но и возможность осуществления своей давней мечты о реальном завоевании человеком околосолнечного пространства. Само устройство межпланетной станции представлялось Циолковскому как создание из нескольких ракет, соединенных вместе после их выхода на орбиту, хорошо оборудованного, обязательно просторного помещения, залитого светом Солнца и лишенного обременительных уз земного тяготения.

Путем дожигания небольшого количества топлива при необходимости предполагалось изменять орбиту движения межпланетной станции. Связь станции с Землей, по мысли Циолковского, могла поддерживаться специальными ракетами.

Вылет космических ракет из района межпланетной станции происходил бы в значительно облегченных условиях, так же как и их посадка по возвращении, так как имелась бы возможность добавления в ракету топлива, заранее накопленного на межпланетной станции.

Циолковским предлагалась схема теплового устройства, обеспечивающего разнообразную температуру и необходимые условия в жилой части межпланетной станции, используя солнечное тепло.

Вот что он говорил по этому поводу: «Непрозрачная часть жилища снаружи черная. На небольшом расстоянии от нее находится вторая блестящая с обеих сторон чешуя. Ее части могут вращаться и становиться нормально к поверхности, как иглы ежа. Тогда же получается низшая температура. Когда же эта броня закрывает черную поверхность, то получается высшая степень тепла. Такая же чешуя может быть и на прозрачной части жилища. Тогда можно получить более низкую температуру. В зависимости от назначения эфирных камер их устройство может быть очень разнообразно.

...Первое время будут простейшие дома, пригодные как для людей, так и для растений. Они заполнены кислородом плотности в одну пятую атмосферы, небольшими количествами углекислого газа, азота и паров воды. Тут же находится немного плодородной и влажной почвы. Она, освещенная Солнцем и засеянная, может давать богатые питательными веществами корнеплодные и другие растения. Люди будут своим дыханием портить воздух и поедать плоды, а растения будут очищать воздух и производить плоды» *.

«Для существования в течение неопределенно долгого времени без атмосферы и планеты можно воспользоваться силою солнечных лучей. Как земная атмосфера очищается растениями при помощи Солнца, так может возобновляться и наша искусственная атмосфера. ...Как на земной поверхности совершается нескончаемый механический и химический круговорот вещества, так и в нашем маленьком мирке он может совершаться» **.

Таким образом, могут быть обеспечены нужные жизненные условия на межпланетной станции в течение достаточно длительного периода.

Подсчеты показывают, «...что одного квадратного метра оранжевых, обращенной к солнечному свету, уже достаточно для питания человека.

* Циолковский К. Э. Собр. соч., т. II, с. 253.

** Там же, с. 128, 129.

Но кто мешает захватить нам оранжерею с громадной поверхностью в упакованном виде, т. е. в малом объеме! Когда круговое движение вокруг Земли или Солнца установится, мы собираем и выдвигаем из ракеты наши герметически закрытые цилиндрические ящики с разнообразными зачатками растений и подходящей почвой» *.

Таким образом, могут быть обеспечены нужные жизненные условия на межпланетной станции в течение достаточно длительного периода.

Но тяжесть! Есть ли она необходимое условие растительной жизни? По всей вероятности, нет, потому что, как показывает опыт, изменение направления и силы тяжести посредством центробежной силы не уничтожает процесса растительной жизни.

Циолковский не подвергал сомнению возможность жизни человека в космическом пространстве при создании определенных условий.

О ракетах знали и запуски пиротехнических ракет наблюдали очень многие и задолго до Циолковского. Однако только Циолковский предложил реактивный прибор, подобный жидкостной ракете, как новое и единственное техническое средство для достижения невиданных скоростей и высот полета и вылета в безграничный мир космоса. В этом величие таланта Циолковского, его исключительная самобытность и оригинальность.

Циолковский расширил границы человеческого знания, и его идеи о проникновении на ракете в мировое пространство только в наши дни начинают познаваться во всей их грандиозности.

Долгие годы, большую часть своей жизни прожил и трудился Константин Эдуардович в тяжелой обстановке царской России, окруженный непреодолимой стеной невежества и равнодушия.

«Основной мотив моей жизни,— писал он в то время в одном из писем,— сделать что-нибудь полезное для людей, не прожить даром жизнь, продвинуть человечество хоть немного вперед. Вот почему я интересовался тем, что не давало мне ни хлеба, ни силы. Но я надеюсь, что мои работы, может быть, скоро, а может быть в отдаленном будущем, дадут человечеству горы хлеба и бездну могущества» **.

Великая Октябрьская социалистическая революция была той могучей силой, которая вдохновила шестидесятилетнего Циолковского на новые творческие дерзания и предоставила ему неслыханные возможности. Его имя и его труды стали известны и близки советскому народу. Будучи уже в преклонном возрасте, страдая болезнью, Константин Эдуардович с огромным подъемом взялся за работу.

Он дожил до тех дней, когда его заветные мысли о ракетах и о покорении человеком звездных пространств перестали считаться несбыточной фантазией и сделались научной технической проблемой нашего времени.

Циолковский завещал все свои труды по авиации, ракетоплаванию и межпланетным сообщениям партии большевиков и Советской

* Циолковский К. Э. Собр. соч., т. II, с. 130.

** Циолковский К. Э. Первая модель чистометаллического аэроната из волнистого железа. Калуга, 1913, с. 1.

власти — подлинным руководителям прогресса человеческой культуры.

Сегодня мы можем сказать, что научное наследство Циолковского, переданное большевистской партии и Советской власти, не хранится без движения и не воспринимается догматически, а творчески развивается и успешно продолжается советскими учеными.

В настоящее время, видимо, еще невозможно в полной мере оценить все значение научных идей и технических предложений Константина Эдуардовича Циолковского, особенно в области проникновения в межпланетное пространство.

Время иногда неумолимо стирает облики прошлого, но идеи и труды Константина Эдуардовича будут все более и более привлекать к себе внимание по мере дальнейшего развития ракетной техники.

Константин Эдуардович Циолковский был человеком, жившим намного впереди своего века, как и должно жить истинному и большому ученому.

Исследование космического пространства¹

[1957 г.]

Прошло более двух месяцев со дня запуска -- 4 октября 1957 г. -- первого в мире советского искусственного спутника Земли и более месяца с момента, когда -- 3 ноября -- покинул нашу планету второй советский спутник -- летающая космическая лаборатория.

Две светлые звезды мира, запущенные могучей рукой советского народа, совершают свой стремительный полет вокруг земного шара, непреложно свидетельствуя о величайших достижениях социалистического строя, советской науки, техники и культуры. Запуск советских искусственных спутников Земли был восторженно принят всеми прогрессивными людьми мира, увидевшими в этом осуществление дерзновенной мечты человечества.

9 декабря первый советский искусственный спутник совершил свой тысячный оборот вокруг Земли, пройдя путь в 43,2 миллиона километров. На это же время второй спутник совершил 511 оборотов, пролетев свыше двадцати миллионов километров.

Впервые в истории

Впервые в истории человечества летательные аппараты, созданные и запущенные человеком, совершили столь длительные полеты. Пройденный первым искусственным спутником путь вокруг земного шара по своей протяженности более чем в сто раз превышает расстояние от Земли до ее естественного спутника -- Луны. Конечно, это еще только начало открытого советской наукой великого пути исследований, ведущего в необъятные глубины Вселенной. Для достижения Луны и других небесных тел потребуются новые качественные и количественные решения, но первый шаг в космос уже сделан запуском советских спутников.

Советскими учеными, инженерами и рабочими была создана межконтинентальная баллистическая ракета, явившаяся выдающимся достижением отечественного ракетостроения и всей советской промышленности. Успешное разрешение этой задачи было обеспечено высоким уровнем развития науки и техники в СССР, четкой и организованной работой научно-исследовательских институтов, конструкторских бюро и промышленных предприятий.

¹ Статья С. П. Королева, опубликованная в газете «Правда» от 10 декабря 1957 г. под псевдонимом «Профессор К. Сергеев».

Располагая столь мощным средством, как межконтинентальная баллистическая ракета, Советский Союз, неуклонно следующий политике мира, использовал это замечательное достижение для целей науки, произведя в соответствии с программой Международного геофизического года запуск искусственных спутников Земли.

Советские люди под руководством Коммунистической партии своим вдохновенным трудом превратили казавшуюся далекой мечту в реальное достижение наших дней.

В первые же дни появления советских спутников в советской печати были широко опубликованы их подробные технические данные, описания, помещены фотоснимки спутников и научной аппаратуры, систематически сообщались подробные прогнозы их движения для наблюдения в различных частях земного шара. Советские искусственные спутники Земли стали доступны для наблюдения всем ученым, всем научным организациям, миллионам людей на земном шаре.

Запуск в СССР искусственных спутников Земли неизмеримо расширил границы мировой науки, расширил возможности познания человеком окружающей его Вселенной. Сейчас, отмечая первую тысячу оборотов, совершенных первым советским спутником вокруг нашей планеты, трудно переоценить этот крупнейший вклад Советского Союза в сокровищницу мировой науки и культуры.

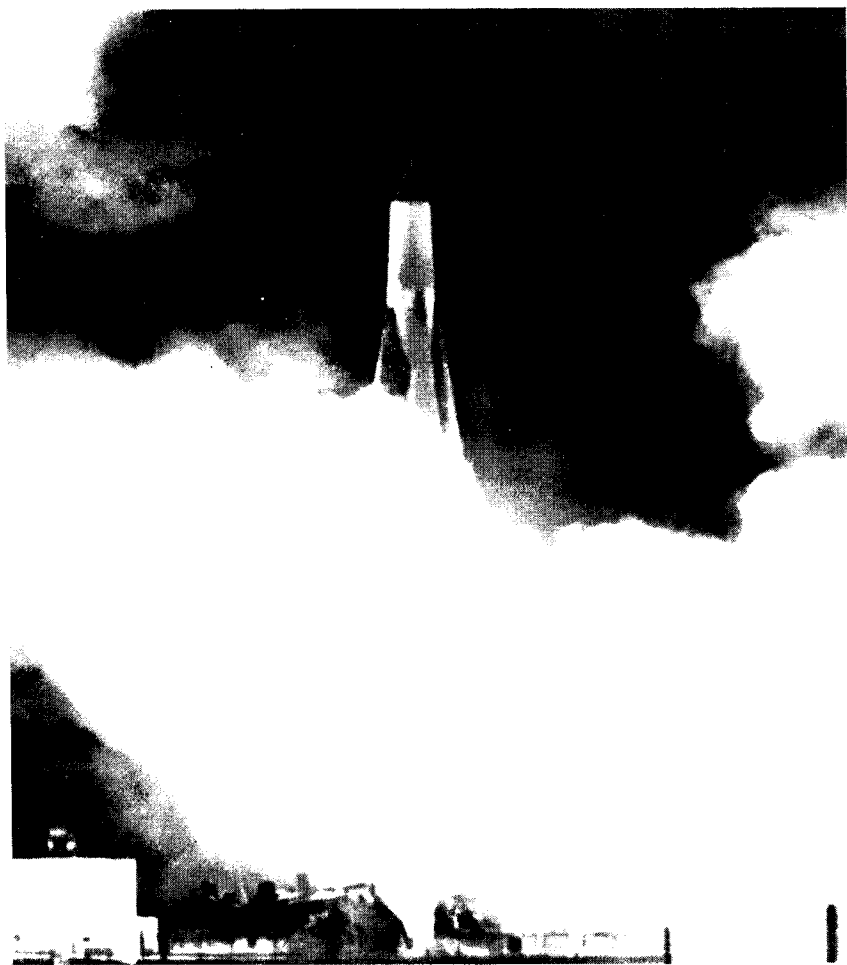
Обработка научных результатов

В итоге наблюдений, проводившихся за движением обоих спутников, и регистрации многочисленных данных измерений получены совершенно уникальные материалы, представляющие исключительную научную ценность. Это результаты десятков тысяч радионаблюдений, тысяч оптических наблюдений и многие сотни записей всевозможных научных данных с борта спутников, произведенных на наземных телеметрических и наблюдательных станциях. В настоящее время производится обработка всех этих материалов.

Блестяще подтвердились все основные исходные положения, которые были изложены при создании советских спутников. Оба спутника достигли заданного значения конечной скорости и с величайшей точностью вышли на свою орбиту. Результаты всесторонних наблюдений, проводившихся в СССР и во многих странах мира за движением спутников, показали прекрасное совпадение расчетных и экспериментальных данных. С астрономической точностью спутники появлялись в установленное время над указанными районами земного шара, совершая движение по строго заданной траектории.

Полученные в итоге тщательной обработки результаты траекторных измерений позволяют установить полностью весь процесс эволюции параметров орбит спутников и получить новые данные о фактическом изменении плотности в верхних областях атмосферы.

Интересные данные получены по тепловым режимам на спутниках в процессе их обращения вокруг земного шара в течение первых месяцев полета. Сравнение расчетных и эксперименталь-



Старт ракеты-носителя «Спутник» 4 октября 1957 г.

ных данных подтвердило правильность выбранных значений коэффициентов излучения и поглощения солнечной радиации, что обеспечивалось специальной обработкой поверхностей контейнеров с аппаратурой и герметической кабины. Оправданной по своей схеме оказалась и система автоматического терморегулирования, основанная на поддержании заданной температуры в контейнерах и кабине путем периодического отвода тепла к оболочке за счет внутренней принудительной циркуляции газа.

Удачное разрешение было найдено для такого вопроса, как обеспечение на протяжении длительного времени полной герметизации приборных контейнеров и кабины с подопытным животным в условиях глубокого вакуума и при частых периодических изменениях температурного режима.

Следует отметить, что надежное и достаточно точное соблюдение заданного теплового режима и обеспечение полной герметизации на спутниках всегда будет связано со значительными затрудне-

ниями. Но без успешного разрешения этих задач не могут быть созданы требуемые условия для экспериментов и исследований. В связи с этим можно вспомнить о тех опасениях, которые высказывались по поводу вероятности встречи спутников с метеоритами или с космическими частицами, способными с большой силой пробить либо даже разрушить спутник. За период работы радиостанций советских спутников они неоднократно проходили через метеоритные потоки, но никаких повреждений зафиксировано не было.

Установленные на спутниках измерительные системы обеспечили достаточно надежное, полное и точное проведение необходимых измерений на борту спутников в соответствии с намеченной программой. Как известно, программы научных исследований, принятые для первого и второго искусственных спутников, были полностью и успешно выполнены.

Ценные материалы получены в результате проводившихся десятиками станций систематических радионаблюдений за спутниками с пунктов, расположенных на различных географических широтах и долготах.

Полученные данные позволяют практически оценить распространение радиоволн в ионосфере, включая и области, находящиеся выше максимума ионизации основного ионосферного слоя, что недоступно при обычных измерениях, проводимых с поверхности Земли либо при отдельных подъемах высотных ракет. Оказалось, что сигналы на волне 15 м принимались на очень больших расстояниях, намного превышающих расстояния прямой видимости, достигая 12—15 тыс. км. Таким образом, интересные результаты получены по распространению радиоволн путем ионосферных волноводов.

Чрезвычайно важное значение для проведения радиоисследований имеет сам характер систематического движения спутников по эллиптическим орбитам. Это дает неограниченную возможность для исследований и накопления экспериментальных статистических данных при самых различных положениях источников радиоизлучения по отношению к максимуму электронной концентрации в земной атмосфере. Ценные данные получены по наблюдению эффекта Доплера, а также по изучению функционирования радиоаппаратуры на больших высотах в условиях вероятного воздействия внешних излучений.

Радионаблюдения за полетом спутников дали огромное количество материалов и данных, которые после их обработки позволяют достаточно уверенно судить о процессах и особенностях ионизации в верхних слоях атмосферы, о поглощении и распространении в них радиоволн.

Разгадывая тайны Вселенной...

Большую ценность представляет полученный при полетах второго спутника материал по изучению космических лучей. Исследуя природу изменений интенсивности космического излучения и распределения частиц по энергиям, представляется возможным понять и оценить некоторые из процессов, происходящих в космическом пространстве на огромном удалении от Земли и даже от

нашей Солнечной системы. Отчетливо выявилась зависимость числа частиц космического излучения от геомагнитной широты. Обработка большого числа полученных измерений энергетического спектра первичных космических частиц дает возможность исследования изменений этого спектра со временем. Она позволяет также сопоставить эти изменения с теми процессами, которые одновременно происходили в окружающем мировом пространстве. Земная атмосфера полностью поглощает ультрафиолетовые излучения Солнца, пропуская лишь область близкого ультрафиолетового излучения, примыкающую к фиолетовому краю видимого спектра. Это свойство земной атмосферы предохраняет живые организмы от губительного воздействия коротковолнового излучения Солнца и в то же время делает невозможным исследование этого излучения с земной поверхности. Поглощение атмосферы настолько велико, что для наблюдения этого коротковолнового излучения необходимо выйти за пределы земной атмосферы, поместив аппаратуру на искусственном спутнике. Хотя применение для этих исследований высотных ракет и дало некоторые результаты, но только на спутнике оказалось возможным проведение систематических и достаточно длительных измерений, необходимых для изучения вариаций интенсивности коротковолнового ультрафиолетового излучения.

Одновременно с наблюдениями со спутника процессы, происходящие на Солнце, наблюдались сетью наземных станций службы Солнца.

Огромный интерес представляет впервые осуществленное на втором спутнике изучение биологических явлений при полете живого организма в космическом пространстве.

Важным фактором здесь явилось достаточно продолжительное нахождение подопытного животного в условиях невесомости при полете вне атмосферы на больших высотах.

Состояние и поведение подопытного животного были удовлетворительны в процессе подъема и выхода спутника на орбиту, а также и при дальнейшем его движении, до завершения этого эксперимента.

Наличие невесомости, в условиях которой находилось подопытное животное при движении спутника на орбите, не должно было вызывать каких-либо ненормальностей, хотя отдельные явления расстройства координации движений и кровообращения могли иметь место. Наиболее интересным является возможность изучения воздействия первичного космического излучения на организм животного, что в лабораторных условиях не удастся воспроизвести в полной мере. Серьезной опытной проверке было подвергнуто то оборудование, которое обеспечивало необходимые жизненные условия для животного на втором спутнике. Полученный богатый практический опыт послужит полезной основой для дальнейших исследований и будущих космических полетов.

Вдохновляющие перспективы

Огромный интерес представляет дальнейшее развитие исследований в высоких областях земной атмосферы и космического пространства сперва неподалеку от Земли, а затем в перспективе — осуществление дальних космических полетов на другие планеты. Здесь могут быть рассмотрены различные задачи.

Исследования физических свойств и характеристик высоких областей земной атмосферы, очевидно, не потребуют достижения высот, превышающих 600—800 км над поверхностью земного шара. Эти задачи могут быть разрешены посредством запуска сравнительно низко летающих искусственных спутников с небольшой продолжительностью существования, но обладающих значительным полезным весом для размещения всего комплекса научной аппаратуры, необходимой для такого рода исследований. Изучение космического излучения связано с необходимостью получения значительного количества экспериментального материала, накопления определенной статистики измерений на больших высотах вне атмосферы, в космическом пространстве. Для проведения таких исследований и получения достаточных оснований для выводов о природе и характере космических лучей, приходящих к Земле, возможно, извне нашей Солнечной системы, потребуются весьма длительные и систематические наблюдения. Для этой цели могли бы быть созданы «вечные» искусственные спутники Земли, обращающиеся вокруг нее по круговой орбите на значительных высотах. Это были бы автоматические космические научные станции с большой длительностью существования.

Создание таких станций представляло бы значительный интерес и для постоянного изучения солнечного излучения и малоизученных физических процессов, протекающих в хромосфере и короне Солнца, оказывающих, как известно, значительное влияние на многие геофизические явления, происходящие на Земле. Искусственные спутники такого назначения должны быть ориентированными в пространстве. Естественным было бы в этом случае широко воспользоваться энергией Солнца для удовлетворения технических нужд на борту подобной «вечной» космической станции. **Практическая возможность достаточно надежного использования энергии солнечных источников электропитания для научной аппаратуры и других целей на всех искусственных спутниках представляет исключительно важное значение и во многом определяет условия их создания.**

Особое место в исследованиях, несомненно, занимают вопросы о возможности осуществления полета человека в космическом пространстве. Здесь важным является, безусловно, надежное и всестороннее изучение жизненных условий и необходимых для этого мероприятий, подтвержденных большим, серьезным экспериментальным материалом, полученным на подопытных животных. Исследования целесообразно было бы проводить при длительном пребывании подопытных животных на больших высотах и желательно с их последующим спуском на Землю для всесторонних исследований. Следует особо отметить, что разрешение проблемы спуска необходимых предметов с искусственных спутников на Землю (например, кассет с записями на пленке, подопытных животных и т. д.), по-видимому, является в настоящее время уже необходимым тре-

бованием для дальнейшего развития научных исследований. При пуске высотных ракет в СССР эта задача успешно разрешена. При спуске со спутников возможно использовать торможение земной атмосферы и построить режим движения таким образом, чтобы не допустить нагрева конструкции выше допустимого предела. По-видимому, все же в чистом виде эта задача не решится полностью, и для благополучного спуска потребуется небольшая дополнительная затрата топлива.

Заглядывая в будущее...

Наилучшим техническим решением, которое позволило бы неограниченно широко развернуть научные исследования в космическом пространстве, было бы создание постоянной, обитаемой, т. е. приспособленной для жизни людей, межпланетной станции в виде искусственного спутника Земли. Идея такой станции была предложена и разрабатывалась К. Э. Циолковским. По его мысли, такая станция монтировалась бы на высоте 2—3 тыс. км над Землей путем соединения последних ступеней нескольких космических ракет, приспособленных для этой цели и выведенных на заданную орбиту. Связь с Землей могла бы поддерживаться с помощью специальных ракет, доставляющих людей, грузы, запасы топлива и все необходимое. Использование солнечной энергии позволило бы выращивать на межпланетной станции растения и овощи для питания ее жителей. Придав межпланетной станции вращение вокруг своей оси, возможно было бы воспроизвести искусственную тяжесть для создания условий, сходных с земными. Современное развитие энергетики при рациональном использовании химических топлив и особенно ядерного горючего позволит решить все эти задачи уже не в столь отдаленном будущем, какими бы трудными эти задачи ни казались в настоящее время. Создание постоянной межпланетной станции около Земли неизмеримо далеко продвинуло бы исследования околосолнечного пространства. Если бы подобная станция существовала, то при старте с нее потребовались бы относительно небольшие космические ракеты для достижения Луны, ближайших к Земле планет и для обратного возвращения.

Задача достижения Луны технически осуществима в настоящее время даже при помощи ракеты, взлетающей с Земли. В дальнейшем, по мере совершенствования техники ракетостроения, повышения энергетических возможностей и развития космических полетов, было бы очень интересным основание на Луне постоянной космической станции, служащей примерно тем же целям, что и упоминавшаяся искусственная станция.

Здесь представляется заманчивым использование недр Луны для устройства помещений станции и создания своей мощной атомной энергетической системы с использованием лунных полезных ископаемых. Сила лунного притяжения меньше земного в шесть раз, и это, по-видимому, обеспечило бы условия жизни, похожие на земные.

Можно предположить, что в будущем именно Луна, являющаяся естественным и вечным спутником нашей планеты, станет основ-

ной промежуточной станцией на пути с Земли в глубины космоса.

Наступит и то время, когда космический корабль с людьми покинет Землю и направится в путешествие на далекие планеты, в далекие миры.

Сегодня многое из сказанного кажется еще лишь увлекательной фантазией, но на самом деле это не совсем так. Надежный мост с Земли в космос уже перекинут запуском советских искусственных спутников, и дорога к звездам открыта!

Нет сомнений, что далее последуют поиски новых, более совершенных спутников, космических ракет, будут созданы автоматические космические станции, обитаемые межпланетные станции и, наконец, достигнуты другие планеты.

Сбылись вещи слова выдающегося советского ученого Константина Эдуардовича Циолковского, который, раскрывая перспективы развития авиации и ракетной техники, говорил: «В одном я твердо уверен — первенство будет принадлежать Советскому Союзу». Запуск советских искусственных спутников проложил дорогу к межпланетным полетам, и, по-видимому, нашим современникам суждено быть свидетелями того, как освобожденный и сознательный труд людей нового, социалистического общества сделает реальностью самые дерзновенные мечты человечества.

Перечень научных трудов и проектно-конструкторских работ¹

[1958 г.]

Раздел I Печатные работы, технические отчеты, проекты

1. Крылатые ракеты для полета человека. Статья в журнале «Техника воздушного флота», № 7 за 1935 г.
2. Ракетный полет в стратосфере. Военгиз, 1934 г.
3. Ракеты для полета человека. Выдержки из доклада; Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы при Академии наук СССР, 1934 г.
4. Летные характеристики планерлетов. Статья в журнале «Самолет», № 1 за 1935 г.
5. Весовые характеристики планеров. Статья в журнале «Самолет», № 11 за 1932 г.
6. Легкий самолет дальнего действия. Статья в журнале «Вестник воздушного флота», № 12 за 1930 г.
7. Крылатая торпеда с порохвым ракетным двигателем, предназначенная для поражения движущихся целей. Технический отчет за 1935 г. и 1936 г. (совместно с М. П. Дрязговым).
8. Крылатая ракета с жидкостным ракетным двигателем для поражения удаленных площадей. Технический отчет за 1935—1936 гг. (совместно с Е. С. Щетинковым).
9. Предварительный отчет об испытаниях планера З18-1, оборудованного ракетным двигателем. НИИ № 3, 1940 г.
10. Высотный истребитель ВИ с жидкостным ракетным двигателем. Проект — 3 книги и атлас, 1944 г.
11. Технический отчет о заводских испытаниях реактивной установки РД на самолете Пе-2, 1945 г.
12. Крылатые ракеты. Краткий обзор работ, проводившихся в 1932—1936 гг., монография, 1944 г.
13. Сборник материалов по изучению трофейной реактивной техники. 13 томов (составление и редактирование), 1946 г.
14. Краткий технический отчет о проведении экспериментов с трофейными ракетами А-4 (Фау-2) (совместно с группой конструкторов), 1947 г.²

¹ Перечень был составлен С. П. Королевым в начале 1958 г. в связи с движением его кандидатуры в действительные члены Академии наук СССР. Несмотря на то что перечень составлен автором лично, он не является исчерпывающим, а содержит лишь основные работы.

В разделе II, в пункте 7, например, в серию крылатых ракет, наряду с указанной ракетой 216, входили ракеты 06, 212 (312) и 301. Не включены конструкции, создание которых не было завершено, такие, как планерлет СК-7 и ракетопланы РП-1 и РП-318. Документ публикуется впервые.

² Изучение трофейной техники показало, что конструктивные решения,

15. Технические отчеты о летных испытаниях ракеты дальнего действия Р-1, 1948—1949 гг. (совместно с главными конструкторами по отдельным системам).
16. Проект экспериментальной геофизической ракеты В-1А с отделяющейся головной частью — 1 том и атлас чертежей, 1949 г. (участие в разработке и руководство проектом).
17. Технический отчет о заводских летных испытаниях экспериментальной геофизической ракеты В-1А в 1949 г.
18. Краткий технический отчет о подготовке и проведении летных испытаний приборов «ФИАР-1» с подъемом на высоту до 100 км (совместно с группой конструкторов).
19. Проект экспериментальной ракеты дальнего действия — 2 тома и атлас чертежей, 1949 г. (участие в разработке и руководство проектом).
20. Технический отчет о заводских испытаниях экспериментальных ракет В-2Э в 1949 г. (совместно с главными конструкторами по отдельным системам).
21. Проектирование ракет дальнего действия. Специальный курс лекций (литограф. изд.), читанных в МВТУ им. Баумана в 1949—1950 гг.
22. Отчет по научно-исследовательской работе «Исследования условий работы ракет дальнего действия, их агрегатов и аппаратуры в полете» — 5 томов, 1949 г. (участие совместно с группой авторов).
23. Технический проект ракеты дальнего действия Р-2, 1949—1950 гг. (участие в разработке и руководство проектом).
24. Эскизный проект ракеты Р-3 с большой дальностью полета — 20 томов и атлас чертежей, 1949 г. Руководство разработкой проекта и участие в разработке разделов:
 - а) Принципы и методы проектирования ракет большой дальности (том I);
 - б) Исследование летно-тактических данных и проектных параметров ракет дальнего действия (том II);
 - в) Ракета В-2Э — этап экспериментальных работ по ракетам (том IV);
 - г) Исследование эффективности боевой головки с большой скоростью встречи с целью (том V);
 - д) Выбор конструктивной схемы и описание конструкции ракеты Р-3 (том VI);
 - е) Соображения по наземному и стартовому оборудованию ракеты Р-3 (том XIV).
25. Проект экспериментальной ракеты В-1Б для высотных поле-

принятые в ракете А-4, во многом технически устарели: несовершенная конструктивно-компоновочная схема (стальная каркасная конструкция корпуса, подвесные баки, неотделяющаяся головная часть), недостаточно точная система управления, неоправданно усложнены многие системы, агрегаты и узлы. С. П. Королев предложил создать свою, более совершенную ракету, рассчитанную на достижение дальности 600 км. Это предложение получило одобрение, и вместе с тем было решено, продолжая работы по созданию перспективных ракет, параллельно в кратчайший срок создать ракету Р-1, аналогичную ракете А-4, для того чтобы в процессе ее освоения промышленность накопила опыт производства, испытаний и эксплуатации крупных ракет, подготовившись тем самым к освоению перспективных советских ракет оригинальной конструкции и обеспечив выигрши во времени, хотя бы частично восполняющий урон, нанесенный войной.

- тов до 100 км для научных исследований — 4 тома и атлас чертежей, 1950—1951 г. (участие в разработке и руководство проектом).
26. Проект экспериментальной ракеты Р-3А с увеличенной дальностью полета — 5 томов и атлас чертежей, 1951 г. (участие в разработке и руководство проектом).
27. Технические отчеты об испытаниях ракет Р-2 в комплексе с наземным оборудованием в 1950—1952 гг. (совместно с главными конструкторами по отдельным системам).
28. Проект ракеты дальнего действия, 1952—1953 гг. — материалы эскизного и технического проектов (участие в разработке и руководство проектом).
29. Отчеты по летным испытаниям ракет в комплексе наземного оборудования, 1953—1955 гг. (совместно с главными конструкторами по отдельным системам).
30. Проект ракеты дальнего действия, 1952—1953 гг. — материалы эскизного и технического проектов (участие в разработке и руководство проектом).
31. Отчет по летным испытаниям ракет, 1953—1955 гг. (совместно с главными конструкторами по отдельным системам).
32. Отчет по научно-исследовательской работе «Исследование перспектив создания ракет с большой дальностью полета с целью получения их основных конструктивных и летно-технических характеристик» — 3 тома, 1952 г. (участие совместно с группой авторов).
33. Отчет по научно-исследовательской работе «Исследование вариантов ракет дальнего действия с применением топлив на основе высококипящего окислителя», 1952 г. (участие совместно с группой авторов).
34. Эскизный проект крылатой ракеты — 5 томов и атлас чертежей, 1953 г. (участие в разработке и руководство проектом).
35. Проект ракеты дальнего действия — 5 томов и атлас чертежей, 1954 г. (участие в разработке и руководство проектом).
36. Проект экспериментальной ракеты дальнего действия — 2 тома и атлас чертежей, 1955 г. (участие в разработке и руководство проектом).
37. Проект экспериментальной ракеты дальнего действия, 1956 г. — 1 том и атлас чертежей (участие в разработке и руководство проектом).
38. Проект ракеты дальнего действия длительного хранения, 1955—1956 гг. — материалы эскизного и технического проектов (участие в разработке и руководство проектом).
39. Предэскизный проект ракеты дальнего действия, 1956 г. — 7 томов и атлас чертежей (участие в разработке и руководство проектом).
40. Проект экспериментальных ракет В-1Д и В-1Е для высотных полетов до 100 км — 2 тома и атлас чертежей, 1954 г. (участие в разработке и руководство проектом).
41. Проект экспериментальной ракеты В-2А для высотных полетов до 200 км — 5 томов и атлас чертежей, 1956 г. (участие в разработке и руководство проектом).
42. Проект экспериментальной ракеты В-5А для высотных полетов до 450 км для научных исследований — 3 тома и атлас чер-

- тежей, 1956 г. (участие в разработке и руководство проектом).
43. Проект ракеты дальнего действия длительного хранения — 1 том и атлас чертежей, 1956 г. (участие в разработке и руководство проектом).
44. Технические отчеты по испытаниям ракет в комплексе с наземным оборудованием, 1955—1956 гг. (совместно с главными конструкторами по отдельным системам).
45. Технические отчеты по испытаниям ракет длительного хранения, 1955—1956 гг. (совместно с главными конструкторами по отдельным системам).
46. Эскизный проект межконтинентальной ракеты — 15 томов и атлас чертежей, 1954 г. (участие в разработке и руководство проектом).
47. Эскизный проект искусственного спутника Земли — 4 тома и атлас чертежей, 1956 г. (участие в разработке и руководство проектом).
48. Проект простейшего искусственного спутника № 1 (ПС-1) — 1 том и атлас чертежей, 1957 г. (участие в разработке и руководство проектом).
49. Проект простейшего искусственного спутника № 2 (ПС-2) — 1 том и атлас чертежей, 1957 г.

Раздел II

Конструкции

1. Рекордный двухместный планер СК-5 «Коктебель». Конструкция, разработанная и построенная в 1929 г. (совместно с С. Н. Люшиным). На этом планере летчиком К. К. Арцеуловым был установлен всесоюзный рекорд дальности парящего полета в 1929 г.
2. Пилотажный планер СК-3 «Красная Звезда». Конструкция, разработанная и построенная в 1930 г. специально для фигурных полетов и пилотажа. На этой машине летчиком В. А. Степанчиком был впервые произведен в 1930 г. высший пилотаж. В дальнейшем высший пилотаж на планерах был введен повсеместно при обучении летчиков.
3. Экспериментальный двухместный планер СК-6. Конструкция, разработанная и построенная в 1931 г. Впервые был широко применен в авиаконструкции электрон.
4. Легкий двухместный самолет СК-4. Конструкция разработана и построена в 1930 г. (дипломный проект по окончании МВТУ им. Баумана). Самолет был испытан летчиком Д. А. Кошицем.
5. Экспериментальный двухместный буксировочный планер СК-9. Конструкция разработана и построена в 1935 г. На этом планере был совершен перелет в 1935 г. по маршруту: Москва — Феодосия — Москва и ряд других перелетов. В дальнейшем на этой машине был установлен ЖРД (см. ниже, п. 9).
6. Серия крылатых ракет № 48 (варианты I—IV) с пороховым двигателем. Конструкция разработана, построена и испытана в 1935 г. (совместно с М. П. Дрягзовым).
7. Серия крылатых ракет № 216 с жидкостным двигателем. Конструкция разработана, построена и испытана в 1936 г. (совместно с Е. С. Щетинковым).
8. Серия крылатых ракет № 217 (варианты I и II) с пороховым

двигателем. Конструкция разработана, построена и испытана в 1936 г. (совместно с М. П. Дрязговым).

9. Экспериментальный планер № 318-1 РП-СК-9 с жидкостным ракетным двигателем. Конструкция разработана, построена и опробована в период 1936—1940 гг. На этой машине летчик В. П. Федоров впервые совершил полет с жидкостным ракетным двигателем.

10. Модификация самолета Пе-2 с реактивной установкой с жидкостным двигателем. Конструкция разработана и построена в 1943—1944 гг., прошла совместные заводские летные испытания в 1945 г.

11. Ракета дальнего действия Р-1, 1947—1949 гг., ракета была принята на вооружение Советской Армии в 1950 г.

12. Экспериментальная ракета дальнего действия с отделяющейся головкой, 1949 г. Ракета прошла испытания с положительным результатом.

13. Экспериментальная ракета дальнего действия В-2Э с увеличенной дальностью полета. Ракета прошла испытания с положительным результатом.

14. Ракета дальнего действия Р-2, 1950—1951 гг., ракета принята на вооружение Советской Армии в 1951 г.

15. Ракета дальнего действия, 1953—1955 гг. Ракета прошла испытания с положительными результатами.

16. Ракета дальнего действия длительного хранения, 1953—1955 гг.

17. Ракета дальнего действия, 1954—1956 гг.

18. Экспериментальные ракеты В-1Б и В-1В, 1950—1951 гг., ракеты В-1Д и В-1Е — 1954—1956 гг. Ракеты прошли летные испытания, в результате которых получен ценный научный материал.

19. Ракета дальнего действия длительного хранения, 1955—1956 гг. Ракета прошла испытания с положительным результатом.

20. Экспериментальная ракета, 1955—1956 гг. Ракета прошла испытания с положительным результатом.

21. Экспериментальная ракета В-5Р, 1955—1956 гг. Ракета прошла испытания с положительным результатом.

22. Межконтинентальная баллистическая ракета дальнего действия, 1954—1958 гг. Ракета проходит летные испытания.

23. Ракета дальнего действия длительного хранения, 1956—1957 гг. Ракета успешно прошла экспериментальные и зачетные испытания.

24. Экспериментальная ракета В-2А для исследования верхних слоев атмосферы, 1956—1957 гг. Ракета прошла испытания, в результате которых получен ценный научный материал.

25. Первый искусственный спутник Земли ПС-1, 1957 г. Произведен успешный запуск 4 октября 1957 г.

26. Второй искусственный спутник Земли ПС-2. Произведен успешный запуск 3 ноября 1957 г.

27. Третий искусственный спутник Земли, 1956—1958 гг. Находится в стадии изготовления.

Примечание. Некоторые работы, а также незаконченные в настоящем перечне не приводятся.

О программе исследования Луны¹

[1958 г.]

Уровень развития техники, достигнутый к настоящему времени, позволяет осуществить полет ракеты к Луне. Имеется возможность осуществить облет Луны с возвращением к Земле и попадание в Луну. В обоих случаях на всей траектории полета можно провести комплекс научных исследований космического пространства, а при приближении к Луне изучить окрестности Луны и строение ее поверхности. Такие полеты подготовят необходимые предпосылки для осуществления в недалеком будущем посадки на Луну аппаратов — автоматических станций для непосредственного исследования физических условий на Луне, изучения состава ее пород и недр, а в будущем — создания на Луне промежуточных станций для дальнейшего изучения межпланетного пространства и планет Солнечной системы.

Первые исследования Луны и межпланетного пространства на расстояниях от Земли, достигающих 400—500 тыс. км, создадут также необходимые предпосылки для проникновения в межпланетное пространство, на Луну и планеты человека.

1. Научные исследования, которые предполагается провести при первых полетах ракет к Луне

1. Обнаружение и изучение магнитного поля Луны.
2. Изучение космического излучения вне магнитного поля Земли на расстояниях до 400—500 тыс. км.
3. Обнаружение и изучение радиоактивного излучения Луны.
4. Изучение газовой компоненты межпланетного вещества.
5. Изучение потоков микрометеоритов в межпланетном пространстве.
6. Изучение электростатических полей.
7. При облете Луны предусматривается фотографирование невидимой с Земли части поверхности Луны.

Рассмотрение методики этих исследований, устройства аппаратуры, вопросы ее отработки и т. д. будут предметом отдельного рассмотрения на специальной комиссии АН СССР под председательством академика М. В. Келдыша.

¹ Тезисы доклада С. П. Королева, с которым он выступил в начале 1958 г. Публикуется впервые.

2. Технические проблемы, которые должны быть решены при разработке ракеты для полета к Луне

1. Создание многоступенчатой ракеты, способной достигнуть второй космической скорости (около 11 тыс. *м/сек*).

Эта проблема может быть решена созданием на базе двухступенчатой ракеты-носителя «Спутник» трехступенчатой ракеты, способной развить необходимую скорость.

В эскизном проекте рассматриваются два варианта трехступенчатой ракеты с разными двигателями на третьей ступени и разными запасами топлива.

2. Создание системы управления ракетой на активном участке траектории, которая имела бы высокую точность для обеспечения попадания в Луну и ее облета.

По предварительным данным, система управления должна обеспечить в конце активного участка траектории отклонения, не превосходящие по скорости 2–3 *м/сек* и по углу вектора скорости 5–10 *мин*.

Система активной коррекции на пассивном участке траектории в проекте не рассматривалась ввиду большой технической сложности такой системы и ограничения в весовых лимитах, отводимых на аппаратуру системы управления.

3. Разработка научной и измерительной аппаратуры, а также специальных контейнеров, обеспечивающих нормальную работу аппаратуры в условиях космического полета. Для обеспечения нормальной работы приборов, телеметрической системы и источников питания внутри контейнеров АЛС необходимо обеспечить в них постоянство давления и тепловой режим в пределах от 0 до 40° С. Для поддержания необходимого давления внутри контейнера он должен быть герметичным, а для обеспечения теплового режима должна быть разработана специальная система терморегулирования.

4. Задача фотографирования поверхности Луны требует создания на борту контейнера специальной системы ориентации и стабилизации контейнера.

5. Для фотографирования поверхности Луны необходимо создание фототелевизионной системы, которая обеспечит передачу изображений при возвращении контейнера к Земле с расстояний порядка 20–30 тыс. *км*. Это требует размещения приемных радиостанций около южного полярного круга. Для приема на территории СССР необходимо увеличение указанных расстояний до 400 тыс. *км*.

6. При полете к Луне необходимо обеспечить надежный контроль траектории с целью подтверждения фактов попадания в Луну или ее облета и изучения траектории полета. Для этого необходимо создать систему для связи с объектом на расстояниях до 400 тыс. *км* и предусмотреть специальные средства, делающие возможным оптические наблюдения.

3. Полезный груз, размещаемый на ракетах для полета к Луне

Ракета-носитель достигает скорости, необходимой для полета к Луне, при весе полезного груза 170 кг (без учета резервного веса).

Полезный груз ракеты для полета к Луне состоит из двух частей: герметичного контейнера с аппаратурой (АЛС) и контейнера со специальными системами, обеспечивающими оптические наблюдения.

В эскизном проекте рассматриваются четыре варианта контейнера (объекта «Луна») с различным составом аппаратуры.

Первый объект — «Луна-А»², вес 170 кг, неориентированный, предназначен для попадания в Луну. Объект представляет собой отделяемый от III ступени ракеты герметичный сферический контейнер, заполненный гелием до давления 1,5 ата.

Внутри контейнера расположены:

система терморегулирования, обеспечивающая непрерывную циркуляцию газа с помощью вентилятора;

телеметрическая аппаратура, включающая коммутационное устройство, датчики давления и температур;

радиосистема для контроля траектории и передачи данных телеметрии.

Радиосистема работает в диапазоне волн 1,6—2,5 м. Дальность от Земли до объекта измеряется методом активной радиолокации. Импульсный сигнал запроса дальности ретранслируется в виде сигнала дальности и используется на Земле для измерения расстояния «Земля — объект». Начиная с расстояний до Луны 20—30 тыс. км, одновременно с измерением расстояний «Земля — объект» начинает измеряться расстояние «Луна — объект».

Кроме импульсных сигналов, бортовой радиопередатчик посылает на Землю непрерывный сигнал мощностью порядка 10 вт для измерения скорости объекта. Это обуславливает уровень сигнала на Земле порядка всего лишь 0,1 мкв. Прием такого сигнала будет осуществляться на радиоастрономические антенны в г. Си-меизе.

Научная аппаратура на объекте включает приборы для изучения космического излучения, радиоактивности Луны, магнитного поля Луны, ядер тяжелых элементов в космическом излучении, газовой компоненты межпланетного вещества.

Второй объект — «Луна-Б»³, вес 280 кг, ориентированный, предназначен для фотографирования обратной стороны Луны и для проведения научных экспериментов вблизи Луны. Объект представляет собой герметичный контейнер, заполненный гелием до давления 1,5 ата.

² По этому варианту были осуществлены первые советские автоматические лунные станции. «Луна-1», запущенная 2 января 1959 г., прошла на расстоянии 5—6 тыс. км от Луны, впервые выполнила исследования окололунного пространства и стала первой искусственной планетой, выведенной со второй космической скоростью в окололунное пространство. «Луна-2» была запущена 12 сентября 1959 г. и достигла поверхности Луны 14 сентября.

³ По этому варианту была осуществлена советская автоматическая лунная станция «Луна-3», запущенная 4 октября 1959 г. и впервые выполнившая фотографирование обратной стороны Луны.

Система ориентации объекта работает в два этапа. Сначала объект ориентируется на Солнце, затем солнечная ориентация выключается и объект ориентируется на Луну. Показания датчиков обрабатывает счетно-решающий блок, который подает команды на управляющие клапаны исполнительных органов — реактивных двигателей, работающих на сжатом азоте.

Фототелевизионная система состоит из следующих узлов:

- а) фотоаппарата с двумя объективами, с фокусным расстоянием 200 и 500 мм. Это позволяет фотографировать лунную поверхность в большом диапазоне расстояний (35—150 тыс. км), фотографирование производится на пленку шириной 35 мм;
- б) автоматического проявляющего устройства;
- в) телевизионного устройства, преобразующего фотографическое изображение на пленке в электрические импульсы.

Фототелевизионная система производит экспонирование 40 кадров. Полученные кадры передаются на Землю по радиолинии.

Для управления системами на объекте установлено бортовое программное устройство. Научная аппаратура на объекте включает приборы для изучения магнитного поля Луны, газовой компоненты межпланетного вещества, ядер тяжелых элементов в космическом излучении, радиоактивности Луны, потоков микрометеоритов, космического излучения.

На объекте установлена система терморегулирования, состоящая из следующих элементов: вентилятора; термодатчика; жалюзи, открывающих радиационные поверхности; экрана, увеличивающего тепловую инерцию объекта.

Третий объект — «Луна-В»⁴, ориентированный так же, как и объект второй, предназначен для фотографирования обратной стороны Луны и проведения научных экспериментов. Он имеет следующие особенности по сравнению с «Луной-Б»:

системы радиоконтроля траектории, передачи изображения и телеметрических данных другого типа;

фототелевизионная система другого типа;

фотоаппарат с одним объективом, с фокусным расстоянием 750 мм; отсутствует лунная ориентация;

применяется система оптического сканирования (система поиска), которая обеспечивает фотографирование всех светил, попавших в поле зрения (видимости) этой системы (60°).

Четвертый объект — «Луна-Г»⁵, с зарядом ВВ. На нем устанавливается:

полный комплект аппаратуры первого объекта;

специальное снаряжение (с автоматикой, прибором высотного подрыва и контактно-взрывательными устройствами), которое предназначается для организации взрыва-вспышки на поверхности Луны или на некоторой высоте, что позволит зафиксировать факт попадания ракеты в Луну и, возможно, определить состав лунных пород при помощи спектрального анализа раскаленных газов, образующихся при взрыве.

⁴ Этот вариант был запасным и не осуществлялся.

⁵ Этот вариант разрабатывался для решения задачи Р. Годдарда по созданию на поверхности Луны вспышки, визуально наблюдаемой с Земли. Необходимость его осуществления отпала, так как факт достижения Луны был надежно зафиксирован при попадании в нее станции «Луна-2» и без осуществления вспышки.

4. Средства, создающие условия для оптических наблюдений

Для обеспечения оптических наблюдений за полетом необходимо применение особых средств, поскольку непосредственное наблюдение самой ракеты и контейнера будет невозможно. К этим средствам относятся:

баллон диаметром 30 м из терилена толщиной 5—10 мм с максимальной возможной отражательной способностью;

«искусственная комета», представляющая собой облако натрия или лития, испаренного в космическом пространстве. По расчетам Государственного астрономического института им. П. К. Штернберга, для фотографирования светящегося облака и регистрации его положения относительно звезд достаточно испарить 1 кг натрия.

Эти системы не требуют жесткого теплового режима и поэтому размещаются вне контейнера, на самой ракете. Вес системы для испарения составляет 6—7 кг. Для обеспечения надежности предполагается устанавливать не менее 5 кг натрия, что требует для всей системы веса не менее 30—35 кг.

Полет объектов два, три, четыре к Луне может быть осуществлен только при использовании усовершенствованной ракеты. При этом вместе с объектами два и три предусматривается установка баллона и «искусственной кометы».

Полет первого объекта к Луне может быть осуществлен при использовании как первого, так и второго варианта ракеты. В последнем случае вместе с АЛС предусматривается установка баллона и «искусственной кометы». Если используется первый вариант ракеты и будет иметь место резерв полезного груза, то предусматривается установка облегченного варианта «искусственной кометы».

5. Ограничения по времени пуска

Полет ракеты к Луне имеет ту особенность, что невозможно пускать ракету в любое время.

Для обеспечения попадания можно пускать ракету в любые сутки, но в определенный, выдержанный с точностью до 2—3 мин момент.

С точки же зрения максимального веса полезного груза пуск можно осуществлять только в течение трех определенных суток каждого месяца. Пуск в другие сутки приведет к резкому уменьшению полезного груза.

В случае применения фототелевизионной системы, устанавливаемой на втором объекте для фотографирования обратной стороны Луны, нельзя пускать ракету в декабре, январе и феврале, так как при пуске в эти месяцы в поле зрения лунного датчика системы ориентации будет попадать Луна и Земля и объект не будет ориентироваться на Луну. Для указанной системы наиболее благоприятными месяцами в 1959 г. являются октябрь и ноябрь.

О перспективных работах по освоению космического пространства¹

[1958 г.]

Околосолнечное пространство должно быть освоено и в необходимой мере заселено человечеством. Первый этап освоения космического пространства должен заключаться в исследовании его автоматическими аппаратами с целью детального изучения как условий полета в нем, так и способов возвращения на Землю.

Параллельно с этим должны проводиться широкие исследования и разработки по обеспечению нормальных условий существования человека на всех этапах космического полета, включая участки подъема и спуска с поверхности Земли и планет. Для осуществления перечисленных задач необходимо, наряду с наиболее полным использованием существующей техники, создавать новые типы ракетных аппаратов, с помощью которых станет возможным решать в полном объеме указанные задачи.

Поэтому целесообразно программу исследований изложить в четырех разделах.

I. Проведение исследований на базе ракеты-носителя «Спутник» и ее трехступенчатых модификаций.

II. Создание новых, специальных ракет-носителей для обеспечения дальнейших достижений по освоению космического пространства и двигателей к ним.

III. Проведение исследований в космическом пространстве на базе новых перспективных ракет-носителей.

IV. Проведение научно-исследовательских работ по развитию межпланетной техники и отысканию новых, более совершенных путей освоения космического пространства.

1. Исследования на базе ракеты-носителя «Спутник»

1. Создание искусственных спутников для исследования космического пространства в окрестностях Земли:

а) ориентированных спутников Земли, выводимых с помощью ракет-носителей, имеющих непрерывный активный участок, выполнение работ 1958—1960 гг.;

¹ Предварительные соображения, подготовленные совместно С. П. Королевым и М. К. Тихомировым для правительственных органов планирования. Публикуется впервые по копии, подписанной авторами 5 июля 1958 г.

б) спутников Земли с практически неограниченным временем существования и функционирования, выполнение работ 1961—1965 гг.;

в) спутников Земли на «высоких» орбитах, выводимых ракетами-носителями с включением третьей ступени в вершине переходного эллипса (выведение с «дожогом»), выполнение работ 1961—1965 гг.

2. Создание аппаратов для исследования Луны:

а) исследовательской станции (10—20 кг), снабженной солнечными батареями и радиоаппаратурой и спускаемой на поверхность Луны. Для обеспечения посадки станции на Луну последняя ступень ракеты-носителя должна быть снабжена системами ориентации и управления посадкой, выполнение работ 1958—1961 гг.;

б) искусственного спутника Луны с целью фотографирования ее поверхности (составление карты), выполнение работ 1959—1961 гг.;

в) спутника Земли, облетающего Луну, с обеспечением спуска на поверхность Земли кассеты с информацией, фотоленкой и т. п. Все намеченные исследования Луны осуществляются на базе ракеты-носителя «Спутник» с дополнением специальной четвертой ступени, особой для каждой задачи, выполнение работ 1960—1964 гг.

3. Создание первых спутников с человеком на основе использования баллистической схемы возвращения. Работа осуществляется по следующим этапам:

а) отработка системы тепловой защиты аппарата возвращения на моделях, устанавливаемых в головной части изделия. Пуск осуществляется по пологой траектории;

б) создание и отработка аппарата возвращения и пуск его с помощью изделия по пологой траектории (без выведения на орбиту);

в) создание спутника и его пуски с помощью трехступенчатых ракет-носителей с выводением его на орбиту с временем функционирования 10 суток, выполнение работ 1958—1960 гг.

4. Создание спутника с человеком на основе использования планирующей схемы возвращения, выполнение работ 1959—1965 гг.

5. Исследование возможностей создания на базе ракеты-носителя «Спутник» автоматических аппаратов для осуществления полетов к Марсу и Венере с последующим возвращением в район Земли с целью фотографирования Марса и Венеры с относительно небольших расстояний и исследования условий радиосвязи на очень больших расстояниях. Передача информации осуществляется радиотелевизионным способом, выполнение работ 1959—1961 гг.

6. Отработка процесса сближения между собой двух аппаратов, движущихся по близким орбитам. Эта работа потребует предварительной научно-исследовательской работы (см. раздел IV); выполнение работ 1962—1966 гг.

II. Создание новых ракет-носителей как базы для дальнейшего развития космических полетов и исследований

1. Создание новой космической ракеты-носителя, обеспечивающей доставку на орбиту полезного груза весом 15—20 т. Эта ракета должна обеспечить возможности дальнейшего освоения космического пространства, создания внеземной станции и открыть путь к осуществлению межпланетных перелетов. Конец работы — 1963—1964 гг.
2. Создание ионной (или другой) двигательной установки для обеспечения межпланетных полетов и полета человека к Луне и ближайшим планетам.

III. Исследования на базе космической ракеты-носителя

1. Создание спутника с экипажем 2—3 человека с целью отработки условий длительного пребывания человека в космическом пространстве и исследование основных проблем создания спутника-станции. Выполнение работ — 1961—1965 гг.
 2. Создание космического корабля с ионным двигателем для обеспечения облета Луны человеком и возвращения его на Землю или орбиту временной внеземной станции. Выполнение работ — 1961—1965 гг.
 3. Создание космического автоматического аппарата для осуществления полета к Марсу и Венере с последующим возвращением в район Земли и передачей информации по радио и телевидению с целью исследования поверхности этих планет. Выполнение работ — 1963—1966 гг.
 4. Сооружение искусственных поселений в космическом пространстве (межпланетных станций):
 - а) внеземной станции для проведения научных исследований с целью: изучения длительного влияния условий невесомости или искусственной тяжести на развитие растений, животных и человека; исследования длительного воздействия различных типов радиации на развитие растительных и животных организмов. Начало работ — 1962 г.;
 - б) внеземной станции как пункта приема и отправления космических ракет с целью: монтажа межорбитальных аппаратов; создания пункта связи с Землей посредством транспортных ракет; приема возвращающихся межорбитальных аппаратов. Начало работ — 1962 г.
- После осуществления намеченных выше работ в дальнейшем могут быть поставлены следующие задачи: полет человека к Марсу и Венере; полет человека к Луне с посадкой и возвращением на Землю; сооружение постоянно действующей станции-колонии на Луне (начало исследовательских работ с 1960 г.).

IV. Основные научно-исследовательские работы

1. Исследование перспектив использования ракет на химическом топливе и атомных ракет с большим весом полезного груза для сообщений с искусственными спутниками и внеземными станциями. Выполнение работ — 1959—1960 гг.
2. Исследование перспектив использования межорбитальных аппаратов с малой тягой и большим запасом энергии (с ионными, плазменными и другими двигателями). Выполнение работ — 1959—1960 гг.
3. Решение задачи по сближению аппаратов между собой в космическом пространстве. После теоретических изысканий необходима экспериментальная проверка (см. раздел I). Выполнение работ — 1958—1961 гг.
4. Разработка технологии сборки и сооружения внеземных станций и разработка специальных ракет-носителей, допускающих использование их корпусов в качестве готовых отсеков станции. Выполнение работ — 1959—1963 гг.
5. Исследование возможностей обеспечения замкнутого цикла жизнедеятельности в ограниченном пространстве. Исследование по созданию космических скафандров. Выполнение работ — 1960—1965 гг.
6. Разработка энергетических систем для обеспечения нужд внеземных станций и межорбитальных аппаратов. Выполнение работ — 1958—1962 гг.
7. Исследование перспектив использования радиосвязи на очень больших расстояниях и изыскание новых методов связи. Выполнение работ — 1959—1965 гг.

Примечания. 1. В настоящем разделе указаны только некоторые из научно-исследовательских работ; без сомнения, все темы по разделам I—III будут сопровождаться целым рядом соответствующих научно-исследовательских работ.

2. Все сроки названы только как совершенно предварительные.

3. Настоящий материал не обсуждался и не согласовывался с основными разработчиками, что и необходимо провести в дальнейшем.

О развитии научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по освоению космического пространства¹

[1959 г.]

I. В настоящее время работы по исследованию космического пространства проводятся в основном теми же организациями, которые разрабатывают ракеты дальнего действия. Это обстоятельство несомненно имеет определенное положительное влияние на ход этих работ. Но уже в настоящее время, поскольку задачи и объем намечаемых в ближайшем будущем исследований космического пространства чрезвычайно расширяются, назрела необходимость привлечения к этим работам новых сил и новых организаций.

Целесообразно было бы сохранить за основными промышленными организациями, работающими над ракетами, разработку ракет-носителей, включая сюда и ракетную часть дополнительных ступеней, вводимых специально для достижения космических скоростей и полета в космос.

Вновь привлекаемым организациям промышленности целесообразно было бы передать разработку, изготовление и лабораторно-стендовую экспериментальную отработку всех тех конструкций, систем и установок, которые предназначаются только для действия в космическом пространстве, т. е. искусственных спутников Земли разных назначений, космических ракет (без ракет-носителей, осуществляющих их вывод на космические орбиты), контейнеров с научной аппаратурой, а в будущем и межпланетных станций. Сюда следует отнести и соответствующие энергетические (двигательные) установки, используемые при полете в космосе для управления и корректировки, и другие связанные с этим вопросы.

Все это, как нам кажется, требует создания достаточно развитой научно-исследовательской и проектной организации с экспериментальной производственной базой и комплексом необходимых лабораторий и стендовых установок. Несомненно, при этом должна быть в какой-то мере сохранена возможность использования соответствующей производственной кооперации в промышленности.

Нам кажется, что было бы правильным эту центральную научно-исследовательскую организацию по космическим исследованиям создать в виде Института межпланетных исследований.

¹ Проект докладной записки, подготовленный С. П. Королевым как главным конструктором ракетно-космических систем и направленный им на согласование и подпись академику М. В. Келдышу. После согласования несколько измененный текст был подписан М. В. Келдышем и С. П. Королевым 27 мая 1959 г. и направлен в правительство. Публикуется впервые.

Поскольку в наблюдении за советскими спутниками и ракетами, запускаемыми для научных исследований, участвуют многочисленные организации и наблюдатели социалистических стран, было бы целесообразным официальное участие в нем Китая, Чехословакии и других социалистических стран.

Подобная организация могла бы стать в дальнейшем научным центром международного значения по исследованию космического пространства, учитывая, что Советский Союз в этом направлении добился первых положительных результатов, и в содружестве с социалистическими странами эти результаты могли бы быть плодотворно развиты и приумножены в будущем.

II. Опыт работы последних лет над советскими спутниками и космической ракетой показал, что решающее значение для успеха исследований имеют радиотехнические средства, установленные на борту космических аппаратов для дальней радиосвязи, получения информации, введения коррекции при движении, радиосвязи для целей наблюдения и программирования и т. д. В данном случае здесь нужно говорить о радиосвязи с дальностью действия в несколько сот миллионов километров.

На борту спутников и космических ракет большое место также занимают автономные и комбинированные системы управления, стабилизации и коррекции в полете.

В связи с этим необходимо было бы организовать еще четыре специализированных института: один институт по разработке автономных систем управления и регулирования для космических аппаратов, другой институт — для дальней космической радиосвязи, третий — для радиотелеметрических измерений (тоже на расстояниях порядка сотен миллионов километров) и четвертый институт должен заниматься разработкой систем энергопитания (в том числе и с использованием атомной энергии).

III. В настоящее время разработка и изготовление аппаратуры для научных исследований производится непосредственно в лабораториях и институтах в основном в системе Академии наук СССР. Методически это, видимо, правильно, эта работа и должна проводиться соответствующими лабораториями и институтами, но изготовление этой аппаратуры в довольно большом количестве экземпляров и при обязательной гарантии определенной высокой надежности действия — эта задача не по силам Академии.

В этом отношении в соответствующих промышленных организациях имеются другие условия и навыки, безусловно обеспечивающие техническую надежность.

Необходимо было бы иметь специализированное конструкторское бюро с хорошей производственной базой (в основном приборной) для разработки и изготовления подобной аппаратуры для научных исследований по заданиям организаций Академии наук СССР и других научных организаций.

IV. В области космических исследований есть вопросы, значительно отдаленные по своему содержанию от вопросов, разрабатываемых в промышленных организациях.

Для их разработки целесообразно было бы создать специализированные институты, в первую очередь здесь можно было бы назвать Институт медико-биологического направления и специальный Научно-исследовательский планетный институт.

V. Для координации всех работ целесообразно было бы иметь

Межведомственный научный совет при Академии наук СССР, возглавляемый вице-президентом Академии наук СССР.

В связи со сказанным выше вносятся следующие предложения:

1. Для разработки космических летательных аппаратов (искусственных спутников Земли и спутников других планет, космических ракет для полета к другим планетам, автоматических аппаратов (коптейнеров) с приборами для научных исследований, межпланетных кораблей с людьми, искусственных межпланетных станций и станций на других планетах) необходимо создать Центральный научно-исследовательский институт с опытно-конструкторским бюро, экспериментальным производством и лабораторно-стендовой базой.

Указанный институт целесообразно создать на базе привлеченного к работам в этой области авиационного КБ и завода, освободив его от его тематики (за исключением тематики конструкторского коллектива, работающего над крылатым вариантом космического летательного аппарата), переведя туда ряд лабораторий, групп и отдельных специалистов, занимающихся в настоящее время космической тематикой*.

Этот институт целесообразно организовать как Международный научный центр по освоению космического пространства с участием социалистических стран.

2. Разработку автономных систем управления искусственными спутниками Земли и космическими летательными аппаратами поручить одному из приборных НИИ авиационной промышленности, освободив его от всяких других заданий.

Для усиления проектно-исследовательской части передать в этот НИИ другие коллективы, имеющие опыт в данной области.

Для усиления производственной базы подключить к этому НИИ один из приборостроительных заводов.

3. Разработку радиотехнических систем для искусственных спутников Земли и космических летательных аппаратов поручить одному из НИИ Государственного комитета по радиоэлектронике, освободив его от других заданий и сделав головной организацией по всем радиотехническим системам.

Необходимо будет его усиление как за счет специалистов-радиотехников, передаваемых из уже имеющих опыт в данной области, так и путем значительного расширения его производственной базы.

4. Разработку специальных телеметрических систем для искусственных спутников Земли целесообразно оставить за коллективом, ведущим ее в настоящее время.

5. Разработку систем энергоснабжения (в том числе с использованием атомной энергии, для чего привлекаются соответствующие организации) поручить специальной организации, оставив при этом разработку химических источников тока и источников тока с использованием солнечной энергии за НИИИТ Главниипроекта Госплана СССР.

* Разработка двигателей (ЖРД, двигателей на твердом топливе, ионных двигателей) для космических летательных аппаратов должна производиться соответствующими специализированными ОКБ и НИИ. Установка этих двигателей и комплексная отработка в системе космического аппарата — производиться в Центральном институте межпланетных исследований.

6. Разработку специальной аппаратуры для искусственных спутников Земли и космических летательных аппаратов по техническим заданиям их разработчиков и институтов Академии наук СССР поручить отделу, ведущему ее в настоящее время, реорганизовав его в самостоятельное ОКБ, освободив от всякой другой тематики.

В качестве производственной базы ОКБ необходимо подключить соответствующий завод.

7. Следует организовать специальный Аэрогазодинамический институт на базе подразделений, ведущих эти исследования, возложив на него задачи по космической аэрогазодинамике.

В связи с этим, а также по соображениям производственной целесообразности из состава нового института необходимо вывести и передать в конструкторские бюро подразделения материаловедения и прочности.

8. Целесообразно реорганизовать существующий двигательный НИИ, превратив его в специализированный научно-исследовательский институт по двигателям для космических летательных аппаратов.

9. Научно-исследовательские и опытные работы по медико-биологическому обеспечению космических полетов человека должны производиться в соответствующих медицинских учреждениях.

10. Для более глубокого и комплексного изучения планет с использованием космических летательных аппаратов целесообразно создать в системе Академии наук СССР специальный Планетный научно-исследовательский институт на базе сектора астроботаники Казахской Академии наук.

Для координации работ по освоению космического пространства, проводимых всеми организациями, необходимо создать Междуминистерственный научный совет при АН СССР под руководством вице-президента АН СССР.

О перспективах космической астрономии¹

[1959 г.]

Глубокоуважаемая Алла Генриховна!

Большое спасибо Вам за «Справку», присланную с письмом от 16 сентября 1959 г.

Еще в прошлом году мы беседовали с Вами в Московском университете (и, кажется, с академиком В. А. Амбарцумяном) о разработке проекта и создании тяжелого спутника Земли, приспособленного для проведения астрономических наблюдений от внешних границ земной атмосферы и даже за пределами ее. Здесь я имею в виду систему «Восток» с весом отсека ракеты, предназначенного для аппаратуры, порядка 4—5 т.

В этот вес входит вес полезного груза порядка двух тонн.

Нам кажется, что в этом вопросе остановка не за нами, а за астрономами. Непонятно, почему так много упущено времени, а, по сути дела, нет даже проекта задания на разработку первой автоматической системы для проведения астрономических наблюдений со спутника.

Мы вносим предложение — немедленно начать работы в этом направлении под руководством Астрономического совета. В нужный момент ОКБ готово принять в этом участие.

Нам кажется, кроме того, что было бы правильным разработать достаточно широкий общий план действий с учетом перспективных задач в этой области. Видимо, в ближайшие 2—4 года можно ожидать, что вес тяжелых спутников возрастет в несколько раз, а полезный груз космических ракет может составить тоже порядка нескольких тонн.

Интересен и такой вопрос, как организация автоматической астрономической межпланетной станции, рассчитанной на длительное существование; видимо, возможно создать автоматическую станцию и на поверхности Луны.

В одном письме трудно охватить все вопросы, могущие представить определенный интерес в области надатмосферных астрономических исследований, да и не в этом задача.

Хотелось бы, чтобы дело сдвинулось с застойной точки, и не хотелось бы оказаться в отстающих.

Может быть, будет полезным какое-то обсуждение в этой области, мы просим Вас проявить инициативу.

С искренним уважением.

С. Королев

¹ Письмо заместителю председателя Астрономического совета АН СССР доктору физико-математических наук А. Г. Масевич.
Публикуется впервые.

Об ускорении работ над автоматическими лунными станциями¹

[1960 г.]

В результате проектно-исследовательских работ установлена принципиальная возможность высадки на поверхность Луны контейнера с аппаратурой (объект «Луна-Е») ², а также создания искусственного спутника Луны (объект «Луна-Ж») ³.

Обе эти задачи могут быть практически разрешены при использовании для полета к Луне ракеты-носителя «Спутник» в варианте с дополнительными ступенями.

Прошел 1959 год, однако до сих пор дело не сдвинулось с места и практически объекты «Луна-Е» и «Луна-Ж» не разрабатываются. По утвержденному плану работ «Луна-Е» намечена к запуску в 1961 г., а работы по «Луна-Ж» не предусматриваются вовсе.

Между тем обе эти работы несомненно представляют большой интерес и могли бы быть успешно проведены еще в текущем 1960 г. при должном внимании и хорошей организации этих работ. Основные затруднения при этом возникают в части разработки и создания аппаратуры для управления полетом и дальней связи объектов, находящихся на Луне либо около Луны, с Землей.

Высадить на поверхность Луны автоматическую межпланетную станцию (АМС), равно как и создать спутник Луны, целесообразно только в том случае, если совершенно надежно будет обеспечена работа бортовой аппаратуры АМС и устойчивая связь с Землей в течение достаточно длительного времени.

Отсутствие в настоящее время такой аппаратуры и задержки с ее разработкой и являются, по-видимому, главным препятствием для скорейшего осуществления объектов «Луна-Е» и «Луна-Ж» и их запуска.

¹ Письмо С. П. Королева от 26 марта 1960 г. Публикуется впервые.

² По варианту «Луна-Е» были осуществлены автоматические лунные станции конструкции С. П. Королева от станции «Луна-4», запущенной 2 апреля 1963 г. с промежуточной орбиты с помощью четырехступенчатой ракеты-носителя «Молния», до станции «Луна-9», запущенной 31 января 1966 г. и впервые осуществившей мягкую посадку на Луну 3 февраля, а также станция «Луна-13», доработанная под руководством Г. Н. Бабакина и запущенная 21 декабря 1966 г.

³ По этому варианту коллективом под руководством Г. Н. Бабакина были осуществлены автоматическая станция «Луна-10», запущенная 31 марта 1966 г. и 3 апреля ставшая первым в мире искусственным спутником Луны, и станции «Луна-11» и «Луна-12», выведенные на окололунные орбиты 28 августа и 25 октября 1966 г.

Известны некоторые планы в этом отношении, намеченные к осуществлению в США в 1960—1961 гг. Если США произведут запуск спутника Луны, то они несомненно получат много уникальных фотографий Луны и научных данных.

В настоящее время сложилось не совсем ясное положение с разработкой объектов «Луна-Е» и «Луна-Ж», в связи с чем просим Вас рассмотреть вопрос о ходе работ по этим объектам и принять необходимые решения.

Нам казалось бы также необходимым принятое решение по этим работам доложить ЦК КПСС ввиду важности вопроса.

Основные положения для разработки и подготовки космического корабля «Восток-В»¹

[1960 г.]

1. Назначение объекта

Объект «Восток-В» предназначен для осуществления первых полетов человека продолжительностью до одних суток.

2. Состав объекта и основные особенности систем

1. Система ориентации создается на базе солнечной системы ориентации объекта «Восток-А» с использованием трех комплектов чувствительных элементов и электронных блоков управления системы. Дополнительно вводится ручное управление. Исполнительные органы на спускаемом аппарате и приборном отсеке (повышенной эффективности) дублируют друг друга.

Система стабилизации спускаемого аппарата не устанавливается.

2. Тормозная двигательная установка, система терморегулирования, система космолечения с двумя телевизионными камерами, телеметрическая система контроля орбиты, пеленгаторы спускаемого аппарата, автономный регистратор, командная радиолиния с дешифратором сложных команд создаются на основе систем объекта «Восток-А» с проведением дополнительных испытаний и необходимых доработок в части повышения надежности систем.

3. Система управления на участке ТДУ, программно-временное устройство, оптический ориентатор, радиотелефонные линии системы «Заря», катапультируемое кресло пилота, скафандр, неприкосновенный аварийный запас пилота с радиосредствами пеленгации пилота и радиосвязи после его приземления используются в том виде, в котором они разработаны для объекта «Восток-Б».

¹ Документ подготовлен в головном ОКБ по инициативе и под руководством С. П. Королева с целью привлечь особое внимание к обеспечению надежности в процессе разработки, изготовления, испытаний и подготовки к запуску пилотируемых космических аппаратов и их ракет-носителей. После согласования документа с главными конструкторами систем и агрегатов, входящих в ракетно-космический комплекс «Восток», изложенные в нем требования стали законом для всей отрасли при подготовке космических аппаратов для полетов человека.

Публикуется впервые.

4. Автоматика приземления объекта «Восток-А» дорабатывается в связи с введением аварийного спасения пилота при авариях на участке выведения.
5. Разрабатывается упрощенный пульт пилота на базе пульта объекта «Восток-Б».
6. Система регенерации должна обеспечить регенерацию воздуха в кабине в течение 10 суток. Пилот снабжается скафандром, обеспечивающим возможность его пребывания в течение 4–5 час в разгерметизированном объекте. (Прорабатывается вопрос о возможности увеличения этого промежутка времени.)
7. Системы питания, водоснабжения и ассенизации разрабатываются в упрощенном варианте, исходя из обеспечения пилота в течение 10 суток.
8. В спускаемом аппарате (СА) устанавливается комплект системы для передачи оперативной телеметрической информации и радиотелеграфной передачи. Антенна этого комплекта устанавливается на корпусе СА и раскрывается после разделения.
9. Медицинская исследовательская аппаратура устанавливается в упрощенном варианте, обеспечивающем контроль пульса, дыхания и кардиограмму.
10. Должна быть обеспечена возможность включения и выключения системы «Заря» по КРЛ.
11. Должна быть обеспечена блокировка включения ТДУ при неориентированном положении объекта (отсутствие сигнала с датчика ориентации).

3. Схема и программа полета

1. Для возможности осуществления аварийного спуска объекта с орбиты в случае отказа тормозной двигательной установки:

а) объект выводится на орбиту с минимальным временем существования около 2–3 суток и максимальным не более 8–10 суток (с учетом разброса параметров активного участка);

б) прорабатываются мероприятия по тепловой защите кабины при естественном торможении объекта в атмосфере.

2. Источники питания должны обеспечивать работу аппаратуры объекта в течение 10 суток при работе аппаратуры по аварийной программе.

3. Аварийное спасение пилота производится по следующей схеме:

при аварии ракеты-носителя на начальном участке полета (до 40-й секунды) производится аварийное катапультирование пилота из спускаемого аппарата по команде, подаваемой по КРЛ, с последующим спасением его на парашюте;

при аварии ракеты-носителя с 40-й по 150-ю секунду полета (момент отделения головного обтекателя) производится аварийное выключение двигательной установки ракеты от концевых контактов giroприборов. При дальнейшем снижении до высоты $H \approx 7$ км производится катапультирование пилота и спуск его на парашюте.

Система приземления спускаемого аппарата взводится от автономного временного устройства на 70-й секунде полета:

при аварии ракеты-носителя со 150-й до ~700-й секунды полета

производится аварийное выключение двигательной установки ракеты от концевых контактов гиросприборов и отделение спускаемого аппарата. При снижении спускаемого аппарата система приземления срабатывает в штатном режиме;

при аварии ракеты-носителя в конце участка выведения (с ~700-й до ~730-й секунды) от концевых контактов гиросприборов производится аварийное выключение двигательной установки ракеты и отделение всего объекта от ракеты. При дальнейшем снижении объекта производится разделение спускаемого аппарата и приборного отсека. Система приземления срабатывает в штатном режиме.

Моменты времени, соответствующие границам участков, подлежат уточнению.

4. Меры по повышению надежности систем объекта

Предусматриваются следующие меры повышения надежности основных систем объекта:

а) по системе ориентации: устанавливаются две системы ориентации: автоматическая система ориентации на Солнце (с тремя комплектами датчиков и электронных блоков) и система ручной ориентации; предусматриваются две независимые пневмосистемы для ориентации;

б) по системе управления на участке работы ТДУ и схеме разделения: дублируются отдельные элементы схемы, в том числе источники тока; дублируются пиротехнические узлы системы разделения;

в) по двигательной установке 3-й ступени ракеты-носителя и тормозной двигательной установке объекта проводятся отборочные испытания в следующем порядке.

Изготавливается 8 комплектов сборок и узлов двигателей. На двух комплектах проводятся их чистовые испытания. Из числа собираемых шести комплектов двигательных установок два комплекта подвергаются чистовым доводочным испытаниям. При положительном результате этих испытаний четыре остальных комплекта идут на сборку;

г) по программно-временным устройствам: устанавливаются два комплекта программно-временного устройства;

д) по системе терморегулирования: применяются независимые приводы створок жалюзи; дублируются гидроприводы;

е) по системе космовидения: дублируются телевизионные камеры и радиопередатчики;

ж) по системе радиоконтроля орбиты: устанавливаются два комплекта системы; система может быть использована для грубого определения параметров орбиты;

з) по командной радиолинии: устанавливаются два комплекта КРЛ; основные команды (на включение цикла спуска) проходят по обоим комплектам;

и) по автоматике приземления: дублируются элементы схемы и пиропатроны; вводится пироприставка для дублирования замка открытия катапультного люка;

к) по радиотелефонной линии «Заря»: устанавливаются 3 независимые двухсторонние линии связи: (2 канала КВ и 1 канал УКВ);

л) по катапультируемому креслу: дублируются элементы автоматики кресла; на кресле размещаются основной и запасной парашюты пилота.

5. Организационные меры по повышению надежности ракет-носителей и объектов «Восток-В»

1. Устанавливается личная ответственность главных конструкторов, директоров заводов и руководителей служб за качество технической документации, правильность конструктивных решений, отработанность и надежность элементов конструкции, за качество изготовления, сборки и испытаний.
2. Главными конструкторами или руководителями предприятий в развитие этого положения выпускаются специальные положения, предусматривающие усиление контроля за технологией сборки, испытаний агрегатов и личной ответственности исполнителей за качество технической документации, правильность конструктивных решений, отработанность и надежность элементов конструкции, за качество изготовления, сборки, испытания узлов и агрегатов для ракет-носителей и объекта «Восток-В».
3. Вводится приемка этапов сборки и испытаний узлов и агрегатов для ракет-носителей и объектов «Восток-В» силами специальной контрольной службы.
4. Вводится следующий порядок оформления работ по ракетам-носителям и объектам «Восток-В» на заводах-изготовителях:
 - а) агрегаты и сборки, устанавливаемые с серийных изделий и изготавливаемые для этих изделий, должны иметь заключение главных конструкторов о годности на ракету-носитель или объект «Восток-В»;
 - б) разрабатываются ведомости контроля операций сборки и испытаний изделия с указанием конкретных исполнителей, отвечающих за качество сборки и испытания в соответствии с документацией на ракету-носитель и объект «Восток-В»;
 - в) вводятся ведомости отступлений от технической документации главного конструктора ракеты-носителя и объекта «Восток-В», утверждаемые лично главным конструктором, с приложением их к формуляру ракеты-носителя и объекта «Восток-В»;
 - г) заключение о допуске ракеты-носителя и объекта «Восток-В» к испытаниям дается совместным решением главных конструкторов по результатам сборки и комплексных испытаний ракеты-носителя или объекта «Восток-В».

О мирном использовании космического пространства¹

[1960 г.]

В процессе подготовки к принятию международной программы по исследованию космического пространства можно обмениваться информацией чисто научного характера, под которой можно понимать следующее:

давление и состав атмосферы в верхних слоях;

концентрация положительных ионов;

величины электрического заряда спутников и напряженности электростатического поля Земли;

напряженность магнитного поля Земли;

интенсивность корпускулярного излучения Солнца;

состав и вариации первичного космического излучения, распределение фотонов и тяжелых ядер в космических лучах;

микрометеориты;

температура внутри и на поверхности спутника.

В части международной программы по мирному использованию космического пространства можно рекомендовать создание усилиями нескольких стран наиболее совершенного комплекса аппаратуры для научных исследований типа поименованных выше. Подобная исследовательская аппаратура могла бы быть установлена и на советских спутниках, если это будет признано целесообразным и по этому вопросу будет принято соответствующее решение.

В этом случае имеется в виду, что для установки исследовательской аппаратуры других стран представляется «космическая часть», будь то спутник или контейнер.

Можно отметить в связи с этим, что проведение радиотехнических, оптических и других наблюдений, как правило, не связано с ракетой-носителем и местом ее запуска.

При рассмотрении вопроса о привлечении иностранных ученых, кроме поставки исследовательской аппаратуры, еще и к наблю-

¹ Эти соображения подготовлены С. П. Королевым в связи с предстоявшей в марте 1960 г. второй сессией Комитета ООН по мирному использованию космического пространства и изложены им в письме академику М. В. Келдышу.

Публикуется впервые по копии, подписанной С. П. Королевым 15 марта 1960 г.

Работа является одним из немногих документов, отражающих мнение С. П. Королева по правовым проблемам исследования космического пространства и международного сотрудничества в этой области, и представляет интерес с точки зрения предьсторичи успешно развивающейся в настоящее время программы «Интеркосмос».

дням за полетом в каждом отдельном случае должен быть прежде всего решен вопрос о необходимости и возможности такого участия. По-видимому, в большинстве случаев на наблюдательных станциях при осуществлении радиотехнических, оптических и других наблюдений этот вопрос может быть решен положительно.

В качестве примеров международной программы сотрудничества можно было бы назвать вопросы создания «навигационных спутников» для общего пользования типа «космических маяков», спутников всеобщей метеорологической службы, одновременный запуск высотных ракет с исследовательскими целями в разных странах и т. д. Можно для примера рекомендовать следующие формы активного сотрудничества ученых различных стран: приглашение специалистов другой страны в лабораторию, подготовляющую тот или другой эксперимент (в части научной аппаратуры); назначение ученого в стране запуска для осуществления эксперимента, разработанного ученым другой страны; посылка ученым какой-либо страны подготовленной им аппаратуры для установки на космическом объекте в страну, осуществляющую запуск.

По вопросу распределения радиочастот следует согласиться с предложением Министерства связи СССР о том, чтобы, основываясь на решении Административной конференции Международного союза электросвязи, ожидать, когда в 1963 г. этот вопрос будет внесен на рассмотрение Чрезвычайной конференции Международного союза электросвязи.

Целесообразно предложить, чтобы в случае падения космического аппарата на территорию другого государства или в открытое море государство, в распоряжении которого окажется указанный аппарат, обязано было бы незамедлительно вернуть его владельцу. По вопросам о возможности столкновения космических аппаратов между собой и с самолетами. Целесообразно отвести обсуждение этой проблемы в ближайшее время, поскольку практическая возможность таких столкновений исключается.

По вопросу об ответственности за ущерб, причиненный иностранным государствам космическими аппаратами, следует считать, что в соответствии с общепризнанными принципами международного права государство, причинившее вред другому государству или его гражданам в результате запуска космических аппаратов, не может уклоняться от материальной ответственности.

В дополнение к указанному было бы своевременно рассмотреть вопрос об организации Института межпланетных сообщений и космических исследований, а также об учреждении в СССР научно-технического журнала по проблемам межпланетных полетов и космических исследований. Это значительно облегчило бы решение вопросов, которые сейчас неизбежно возникают в большом количестве и будут возникать дальше в этой области науки и техники.

Возможно, что этот межпланетный институт будет целесообразно организовать с участием социалистических стран подобно тому, как организован Институт по мирному использованию атомной энергии в г. Дубна. На такой институт можно было бы возложить координацию многих вопросов, связанных с международным сотрудничеством, и научно-технические консультации.

Творчество, воодушевленное Октябрем¹

[1960 г.]

Социалистическая революция в нашей стране пробудила могучие силы, таившиеся в народе. Небывалое развитие за 43 года Советской власти получила экономика нашей страны, ее культура, подлинного расцвета достигла советская наука — самая передовая наука современности. Под руководством родной Коммунистической партии она претворила в жизнь самые смелые идеи, дерзновенные мечты, которые еще совсем недавно многим казались несбыточными.

Весь мир видит, каких вершин достигло в нашей стране научное творчество, воодушевленное животворными идеями Октябрьской революции, как успешно развивается драгоценное наследие, полученное советскими учеными от своих славных предшественников. Иллюстрацией этому могут служить многочисленнейшие примеры. К их числу относится научное наследие, оставленное великим русским ученым Константином Эдуардовичем Циолковским, чьи гениальные идеи стали претворяться в жизнь только после Октября 1917 года. Еще в прошлом веке он начал создавать работы огромной научной важности. Но до революции, как отмечал ученый, его «мечта не могла осуществиться. Лишь Октябрь принес признание трудам самоучки»... Он с глубокой благодарностью подчеркивал ту действительную помощь, которую оказали ему Советская власть и партия. «Все свои труды по авиации, ракетоплаванью и межпланетным сообщениям,— писал Циолковский незадолго до смерти,— передаю партии большевиков и Советской власти — подлинным руководителям прогресса человеческой культуры. Уверен, что они успешно закончат эти труды».

Радостно видеть, что завещание великого ученого выполняется. Его идеи живут в том особенно увлекательном и бурно развивающемся разделе науки, который связан с исследованиями космического пространства, с достижениями Советского Союза в ракетной технике. Именно в них с небывалой яркостью проявились творческие силы советского народа, народа-труженика, народо-творца, созидателя.

В наши дни особенно ясным становится значение научного подвига, совершенного К. Э. Циолковским, который в условиях царской России бедствовал, его смелые мысли не получали признания. Еще в 1883 году он написал работу «Свободное простран-

¹ Статья С. П. Королева, опубликованная в газете «Правда» от 10 ноября 1960 г. под псевдонимом «Профессор К. Сергеев».

во», где доказывал принципиальную целесообразность использования реакции истекающей струи для перемещения в пространстве летательного аппарата. В 1896 г. он твердо убедился в том, что единственным техническим средством для вылета в заатмосферное пространство является ракета.

Классический труд К. Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами», опубликованный в 1903 г., по праву считается первым в мире научным трудом в области космических полетов.

В своих дальнейших работах К. Э. Циолковский пришел к ряду капитальных выводов и решений, которые и по сей день не потеряли значения и ценности. Он исследовал проблемы преодоления земного тяготения, сопротивления атмосферы, вопросы использования для ракет жидкого топлива, рациональной конструкции ракет, их формы, внутреннего устройства, изучал огромный круг сложнейших вопросов.

Особо необходимо отметить работу Константина Эдуардовича над теорией и проектами составных ракет, или, как он их называл, ракетных поездов. Эти его работы по существу открыли человечеству дорогу в космическое пространство.

Венцом всех мечтаний К. Э. Циолковского было создание искусственного спутника Земли и в отдаленном будущем — полет к планетам Солнечной системы.

Говорят, что обычно мечта опережает действительность. Это часто бывает и в жизни, и в науке. Наша действительность уже опередила многие самые смелые надежды основоположника учения о межпланетных полетах.

Прошло немногим более трех лет со времени запуска первого в мире искусственного спутника Земли. Светлая звезда, поднятая в небо 4 октября 1957 г. могучей рукой советского народа, возвестила всему миру об осуществлении дерзновенной мечты человечества. С тех пор советская наука уверенно и планомерно движется вперед по пути изучения и освоения космического пространства.

Второй и третий советские искусственные спутники Земли в значительной степени умножили достижения на этом пути. Большой вес советских спутников, высокая степень их оснащенности сложной аппаратурой для различных исследований принесли ценнейшие научные результаты, привели к выдающимся научным открытиям.

Полет на втором спутнике собаки Лайки показал принципиальную осуществимость полета живого существа в космосе.

Продолжавшийся почти два года полет вокруг нашей планеты третьего спутника — этой крупнейшей космической лаборатории — принес небывалые по своей значимости и объему всевозможные данные.

Три советские космические ракеты, преодолев, по терминологии К. Э. Циолковского, «панцирь тяготения и сопротивления», ушли в безграничные просторы космоса к Солнцу, к Луне. Одна из них, обогнув Луну, открыла сокровенные тайны обратной стороны естественного спутника Земли.

Совсем недавно за одни сутки советский корабль-спутник, пройдя вокруг Земли свыше семисот тысяч километров космического пути, с величайшей точностью впервые в истории возвратился из кос-

моса на поверхность нашей планеты. Собаки Белка и Стрелка и другие живые существа — участники этого необычайного путешествия — вернулись на Землю в самом отличном состоянии. В таком же состоянии находится и сам возвратившийся из этого полета корабль-спутник, вполне пригодный для повторных полетов.

Пуск искусственных спутников Земли, космических ракет и кораблей-спутников позволил советским ученым провести широкие научные исследования свойств верхней атмосферы и прилегающего к Земле космического пространства, магнитных полей Земли и Луны, электромагнитного и корпускулярного излучений Солнца, космических лучей, межпланетной пылевой и газовой среды, метеороидов и ряда других явлений.

Трудно переоценить научную значимость полученных таким путем результатов. Ценность их огромна. В настоящее время советская наука располагает в этой области достаточными данными для того, чтобы двигаться все дальше по пути изучения космоса. Огромную ценность представляет также накопленный за последние годы опыт разработки, испытания в полете и совершенствования многочисленных технических систем, устройств и конструкций, действующих на борту космических ракет и кораблей или относящихся к комплексу наземных средств. Среди них, в частности, — многочисленные измерительные радиотехнические и оптические системы, автоматические системы и агрегаты, приборы и устройства для регулирования движения, системы, обеспечивающие необходимые условия для жизнедеятельности животных и растений при их полете в космосе.

В настоящее время советская наука и техника располагают обширным арсеналом средств, надежно обеспечивающих проведение сложнейших исследований космического пространства.

Дальнейшее развитие науки и техники позволит перейти, как об этом мечтал и К. Э. Циолковский, к планомерному изучению других небесных тел. Ближайшим из них является Луна — естественный спутник нашей планеты. Очень заманчиво было бы провести дальнейшие углубленные исследования Луны, так успешно начатые советской наукой. Особенный интерес представляет возможность непосредственного изучения Луны сперва путем посадки на ее поверхность автоматических научных станций, связанных с Землей по радио, а затем — путем высадки там экспериментаторов и сооружения на Луне обитаемой научной станции.

Но на этом не остановится проникновение в космос пытливого человеческого мысли.

Космические ракеты, несущие на своем борту автоматические научные станции с различной аппаратурой, стремительно двинутся к ближайшим планетам Солнечной системы. Из них наибольший интерес представляют Марс и Венера. Вначале возможно будет обследовать эти планеты, так сказать, извне, но с достаточно близкого расстояния, произвести фотографирование поверхности Марса и облачного покрова Венеры, попытаться определить их атмосферу и хотя бы в самом первом приближении оценить возможность наличия на этих планетах жизни.

Несомненно, что дальнейшим этапом явится посадка на эти планеты автоматических научных станций, могущих систематически производить определенный цикл научных наблюдений и

измерений, передавать полученные там данные по радио на Землю.

В дальнейшем автоматические аппараты, сделанные рукою человека, могут проникнуть и в иные удаленные места нашей Солнечной системы — к поясу астероидов, к Юпитеру и другим дальним планетам.

Но одной из самых главных задач является осуществление полета человека в космос с исследовательскими целями. Как бы ни были совершенны приборы и аппаратура на автоматических станциях, все же ничто не может заменить разум пытливого исследователя, способного познать, проанализировать и обобщить увиденные им либо записанные с помощью аппаратуры явления и процессы в космосе и на далеких небесных телах.

О полете человека много говорят, пишут, делают прогнозы, но задача советской науки состоит в том, чтобы обеспечить надежный полет и безусловно гарантированное возвращение на Землю советского человека из космического полета. Нам чужды рекордсменство и легкомысленность в этом вопросе, присущие определенным кругам на Западе, и особенно в США, где хотят «забросить» человека в космос на ракете в авантюристических рекламных целях.

В настоящее время уже имеются условия и средства, необходимые для того, чтобы советский исследователь мог совершить космический полет. Но следует накопить дальнейший практический опыт по запуску кораблей-спутников и осуществлению их благополучной и надежной посадки обратно на Землю. Нужно надежно отработать в условиях многократных полетов в космосе всю сложную технику этого дела. Советские ученые, инженеры, техники, рабочие со всей серьезностью, с чувством высокой ответственности работают над решением этой задачи, и нет сомнения в том, что она будет успешно разрешена.

Осуществление полета человека в космосе откроет новые, невиданные перспективы развития науки. За первыми полетами туда следует создание на орбите около Земли постоянной орбитальной обитаемой станции, где научные сотрудники будут систематически вести разносторонние наблюдения, проводить опыты на высоте сотен километров над Землей. Ракеты, предназначенные для связи, будут совершать регулярные рейсы с Земли на станцию и обратно.

Появятся искусственные спутники Земли для различных народнохозяйственных целей. Они будут предназначены, например, для ретрансляции радиопередач и телевидения, для службы погоды, для астрономических наблюдений. Появятся и многоместные корабли-спутники экскурсионного назначения. Любознательные космические туристы в воскресный день смогут обстоятельно осмотреть с них весь земной шар. Пусть это сегодня еще фантазия, но вспомним еще раз, что в нашей жизни действительность иногда обгоняет самую смелую мечту.

Нет сомнения в том, что не за горами и то время, когда могучие космические корабли весом во много десятков тонн, оснащенные всевозможной научной аппаратурой, с многочисленным экипажем, покинут Землю и, подобно древним аргонавтам, отправятся в далекий путь. Они отправятся в заоблачное путешествие, в многолетний космический рейс к Марсу, Венере и другим далеким

мирам. Можно надеяться, что в этом благородном, исполинском деле будет все более расширяться международное сотрудничество ученых, проникнутых желанием трудиться на благо всего человечества, во имя мира и прогресса.

Развитие могучей советской индустрии, достижения нашей науки и техники, творческий созидательный труд освобожденного человека — человека социалистического общества, вдохновленного великими идеями коммунизма, идеями Октября, обеспечивают решение всех этих грандиозных задач.

Победа Октябрьской революции окрылила науку, поставила ее на службу самым высоким гуманистическим идеалам, создала все условия для ее процветания и прогресса. Коммунистическая партия любовно развивает и направляет советскую науку, вырашивает многочисленные кадры специалистов, способных решать сложнейшие проблемы во всех областях знаний, в том числе и в области изучения космических просторов. Научное наследие, переданное К. Э. Циолковским партии большевиков и Советской власти, успешно разрабатывается, претворяется в жизнь, творчески развивается советскими учеными.

Мы живем в замечательное время, когда волею пробужденных Октябрем народов воплощаются в жизнь самые смелые замыслы, когда наша Отчизна достигла невиданного в истории величия. В короткий исторический срок под руководством Коммунистической партии наш народ добился крупных побед в строительстве социализма и коммунизма. Завоевания советской науки и техники в области исследования космического пространства, в мирном использовании энергии атома, в создании современной ракетной техники и в других отраслях знания свидетельствуют о великих творческих возможностях социализма.

Эти возможности поистине неисчерпаемы!

Проблема овладения космическим пространством¹

[1961 г.]

Большие возможности в открытии новых явлений и законов природы, в исследовании планет и Солнца создали искусственные спутники Земли и космические ракеты, позволившие человеку проникнуть в космос.

Из проекта Программы
Коммунистической партии Советского
Союза

Вдохновляющие грандиозные задачи стоят перед советской наукой в эпоху построения коммунистического общества. В числе научных проблем, отмеченных в проекте Программы партии, поставлена задача овладения космическим пространством.

В нынешнем году 4 октября исполнилось четыре года с того знаменательного дня, когда был запущен первый в мире советский искусственный спутник Земли, открывший эру космических полетов. Впервые летательный аппарат, созданный руками человека, разорвал извечные пути земного притяжения, достиг первой космической скорости и превратился в небесное тело, стремительно обращающееся вокруг Земли.

В последующие полтора года совершили длительные полеты второй и третий советские спутники, намного превосходившие первый как по весу, так и по своему научному оснащению. Это были летающие лаборатории, оборудованные разнообразной автоматической аппаратурой, выполнявшей программу сложных уникальных научных исследований в космическом пространстве.

В течение 1959 г. были запущены три советские космические ракеты. Была достигнута и несколько превышена вторая космическая скорость.

Солнце получило свой первый искусственный спутник. Пришедшие из безграничных глубин космоса, зазвучали на Земле радиосигналы советских автоматических межпланетных станций.

Задача выведения космических ракет с исключительно высокой точностью на сложные орбиты была разрешена и подтверждена экспериментальным путем. Успешно выполнена необычайно сложная, но перспективная задача — с борта тяжелого искусственного спутника Земли, с высоты около 235 км над ее поверхностью, был произведен старт космической ракеты, несущей межпланетную автоматическую станцию к Венере.

Эти полеты щедро обогатили науку результатами первостепенного значения.

Получены экспериментальные данные о верхних слоях атмосферы, о ее составе и строении, а также о ее плотности. Исследовались границы и состав радиационных поясов Земли. Получены

¹ Статья С. П. Королева, опубликованная в газете «Правда» от 14 октября 1961 г. под псевдонимом «Профессор К. Сергеев».

данные о потоках заряженных частиц, идущих от Солнца, о его коротковолновых излучениях, а также о составе первичного космического излучения.

Получены сведения о плотности материи в межпланетном пространстве.

Произведено фотографирование значительной части обратной стороны Луны, до сих пор остававшейся неизвестной. Установлено отсутствие магнитного поля Луны. Получены интересные результаты по концентрации заряженных частиц на больших высотах, что имеет важное значение для изучения условий распространения радиоволн.

Проводились систематические исследования жизнедеятельности подопытных животных и изучение комплекса вопросов, связанных с обеспечением жизненных условий человека при космических полетах. Сюда входили вопросы полета на ракетных аппаратах с учетом воздействия перегрузок, длительного пребывания в условиях невесомости.

Весь обширный комплекс работ по исследованию космического пространства проводился на основе успешного развития и непрерывного совершенствования советской ракетной техники, с использованием новейших достижений отечественной науки и промышленности. К этим работам был привлечен широкий круг советских ученых, конструкторов, испытателей и высококвалифицированных рабочих различных специальностей.

Задача проникновения в космос может быть отнесена к разряду самых новых и наиболее сложных комплексных проблем современной науки и техники. В постановке исследований в этом направлении и их успешном и планомерном осуществлении наиболее полно и ярко воплотились мудрость и прозорливость Коммунистической партии, преимущества советского строя, могучие творческие силы, талантливость и упорный, самоотверженный труд советских людей.

Эти работы повседневно пользовались неослабным вниманием партии и правительства и всегда получали поддержку и необходимую помощь.

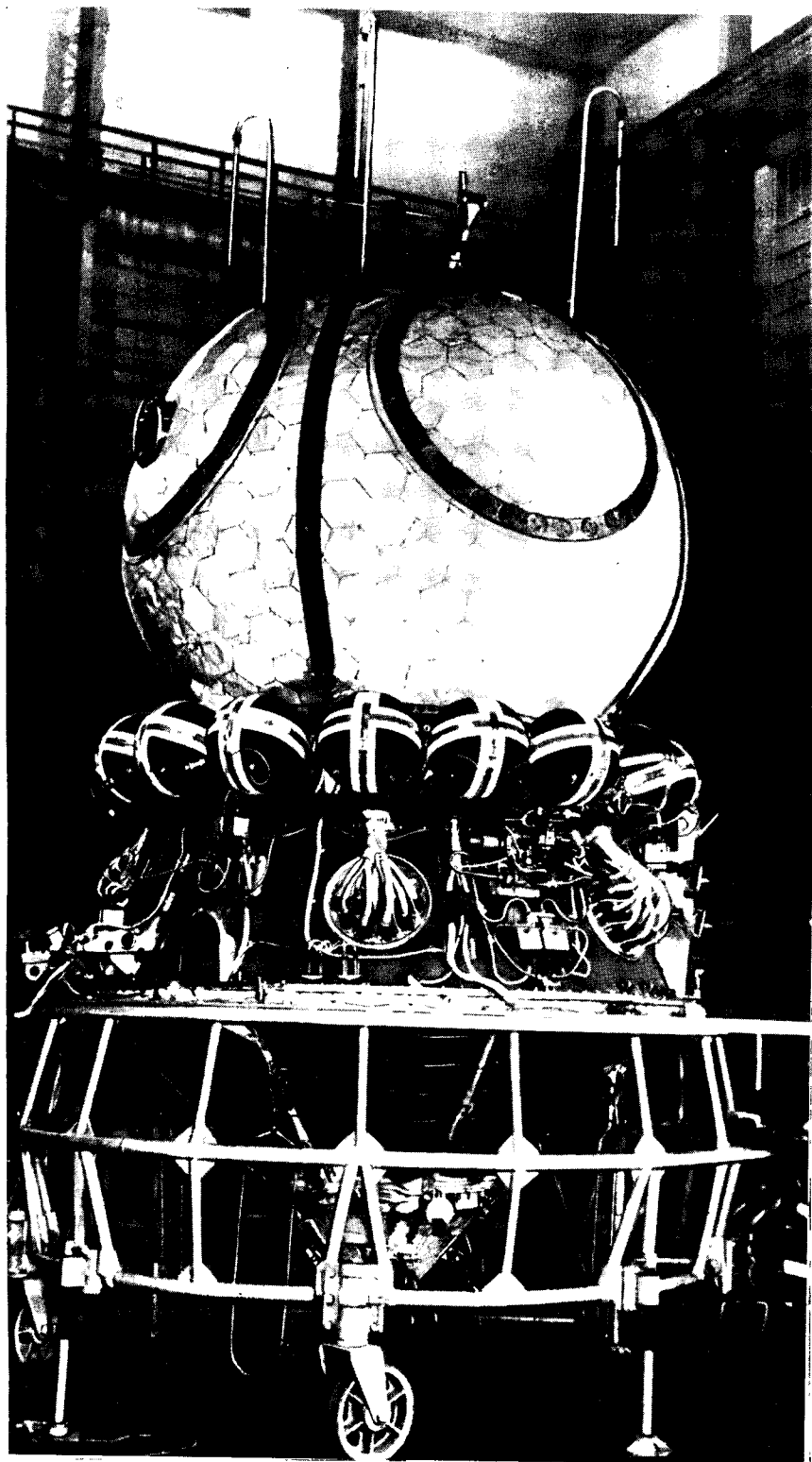
Советская наука решительно продвигалась дальше вперед в борьбе за овладение космическим пространством. Новый шаг был сделан с большой перспективой и с новым качеством. Весной 1960 г. появились могучие советские корабли-спутники. Была поставлена задача осуществления управляемого космического полета и возвращения из космоса на Землю.

19 августа 1960 г. впервые из полета с первой космической скоростью по орбите спутника Земли благополучно возвратился на ее поверхность советский корабль. Серия дальнейших полетов кораблей-спутников позволила накопить достаточный опыт для первого в истории полета на корабле «Восток-1» летчика-космонавта СССР Юрия Гагарина 12 апреля 1961 г.

С этого дня советская земля стала берегом Вселенной.

Прошло совсем немного времени, как был совершен длительный 25-часовой полет летчика-космонавта СССР Германа Титова на корабле «Восток-2».

Эти первые рейсы советских космонавтов показали, что орбитальные длительные полеты человека на управляемых кораблях-спутниках являются делом реальным и перспективным. Вывод был



Космический корабль «Восток»
в сборочном цехе

ясен: человек должен и может свободно и вполне надежно летать в космосе.

Задача овладения космическим пространством может быть успешно разрешена советской наукой, техникой и промышленностью. Уже в настоящее время, на современном начальном этапе развития искусственных спутников Земли, орбитальные космические аппараты этого типа представляют значительный интерес как для научных исследований околоземного пространства и Земли, как планеты нашей Солнечной системы, так и для разрешения целого ряда прикладных задач, имеющих народнохозяйственное значение. Создание системы нескольких спутников на высотах порядка 36 тыс. км с их суточным периодом обращения вокруг Земли позволит обеспечить всеобщую связь и ретрансляцию радио- и телевизионных передач. Экономически такая схема выгоднее, чем сооружение сложных радиорелейных линий связи на Земле. Эти вечные спутники нашей планеты, осуществляя с высокой точностью свое движение, послужат надежными ориентирами при решении навигационных задач для морских судов и самолетов. Система, состоящая из спутников, совершающих свое движение вокруг Земли на меньших высотах, может обеспечить постоянную информацию о состоянии погоды и прогнозирование ее по изменениям, происходящим в верхних слоях атмосферы и в облачном покрове.

В дальнейшем, по всей вероятности, будут разработаны методы активного воздействия на климатические условия.

Система таких спутников позволит осуществлять глубокое и, что самое важное, непрерывное изучение высоких слоев атмосферы и космического пространства, окружающего Землю.

Большие перспективы сулит использование системы спутников для несения службы радиационного наблюдения за земной атмосферой, для службы Солнца и астрономических наблюдений. Здесь плотная атмосфера, окружающая Землю, уже не окажет своего влияния и не будет препятствовать этим исследованиям.

И, наконец, космические полеты орбитальных аппаратов открывают перспективы сверхбыстрых грузовых, почтовых и пассажирских сообщений. Ведь средняя скорость полета корабля «Восток-2» составила около 28 тыс. км/час. Любые, самые большие расстояния могут быть пройдены за немногие минуты полета. Следует иметь в виду, что еще пять-десять лет назад пассажирские полеты на реактивных самолетах казались неосуществимыми, а в настоящее время это наиболее быстрый и надежный вид транспорта.

Для проведения комплексных исследований научного характера, а также для обеспечения необходимого порядка при эксплуатации и контроля за работой различных систем спутников, которые со временем будут нести службу на различных орбитах у Земли, целесообразно будет, на наш взгляд, создание постоянных орбитальных станций вокруг Земли. Их автоматическая аппаратура, а при необходимости дежурный персонал, состоящий из инженеров, механиков, экспериментаторов, обеспечат проведение необходимых отладочных, ремонтных и прочих работ.

Овладение космическим пространством связано с наличием новых, необычных для земных условий особенностей. При работе в космосе должна быть обеспечена совершенная система автома-

тизации всех операций и процессов с необычайно высокой степенью надежности действия на протяжении, быть может, ряда лет при непрерывной эксплуатации. Решение этой задачи представляет большие трудности и потребует качественно нового подхода при создании радиоэлектронной аппаратуры, систем регулирования, источников питания, систем связи и т. д.

Было бы невыгодным для решения той или иной практической задачи во всех случаях выводить на орбиту с помощью ракет каждый раз свой спутник, как это делается сейчас. Видимо, в космосе должна быть осуществлена хорошо продуманная система космических орбитальных сооружений в виде спутников, станций, других аппаратов, вечно существующих на своих орбитах около Земли и выполняющих свои функции с надежностью и неизменной точностью, подобно движению небесных тел.

При этом, учитывая условия невесомости, разработка и сборка таких конструкций должна производиться в космосе, что открывает новые необычайные возможности в области конструирования, использования новых материалов, энергии Солнца, создания сперва частичного, а впоследствии и более полного биологического круговорота веществ для длительного обеспечения жизни космонавтов. Освоение прилегающих к Земле областей космического пространства послужит надежной базой для дальнейшего развития дальних космических полетов. Сперва это будут полеты автоматических научных станций к Луне со спуском на ее поверхность. Затем облет человеком Луны и высадка на ее поверхности. Организация на Луне постоянной научной станции, а впоследствии и промышленного объекта позволит использовать те нетронутые и еще неизвестные ресурсы этого наиболее близкого к нам небесного тела для науки и народного хозяйства.

Расстояние от Земли до Луны (около 385 тыс. км) не представляет непреодолимого препятствия для современной ракетной и космической техники.

Большой интерес представляет изучение ближних планет Солнечной системы — Марса и Венеры. Посылка к этим планетам автоматических межпланетных научных станций — дело вполне реальное и осуществимое в ближайшие годы. Сперва облет планет и проведение исследований и фотографирования, а затем и высадка научных станций на поверхность Марса, а также попытка проникновения в облачный покров Венеры для исследования непосредственными методами.

Создание огромных, весом в десятки тонн, межпланетных кораблей с экипажем, состоящим из нескольких человек, позволит впервые осуществить длительные, порядка двух-трех лет, космические полеты к ближним мирам нашей Солнечной системы. А далее, в перспективе, — возможность проникновения в глубины Вселенной, что позволит получить новые научные данные и сведения о планетах, Солнце, звездах и туманностях безбрежного космического пространства...

*

Советские ученые с честью выполняют грандиозные задачи, возложенные на них проектом Программы партии. Они приложат все силы, чтобы добиться еще более значительных побед в овладении космическим пространством.

Советская земля стала берегом Вселенной! ¹

[1961 г.]

Стремителен бег времени. Прошел всего лишь год, но как много событий свершилось в минувшем, 1961 году!

Ныне светлые зори коммунизма освещают людям социалистического мира, всему прогрессивному человечеству дорогу к коммунизму. Мечта становится явью, реальным планом наших дней. Нынешнее поколение советских людей будет жить при коммунизме!

Замечательных успехов в минувшем году достигли советская наука, техника и промышленность, что ярко отразилось в осуществлении впервые космических полетов Ю. А. Гагарина и Г. С. Титова на кораблях-спутниках «Восток-1» и «Восток-2». Трудно переоценить все огромное значение этих полетов, воистину открывших для человечества эру космического летания.

Полет Юрия Гагарина по своим техническим показателям не имеет себе равных в истории: средняя скорость в этом полете составила около 28 тыс. км/час, высота полета до 327 км, длительность маршрута свыше 40 тыс. км вокруг земного шара за фантастическое время — 108 мин!

Расстояние, почти равное по протяженности трассе от Земли до Луны и обратно, за 25 час 18 мин пролетел Герман Титов. Столь необычайный и длительный полет происходил строго по расписанию. Отважный космонавт в условиях, по его же словам, полного комфорта выполнял сложную программу научных исследований, поддерживал постоянную связь по всем радиоканалам с Советским Союзом, передал из космоса приветствия народам всех континентов Земли, обедал, спал и даже делал гимнастические упражнения. «Восток-2» стремительно двигался по своей орбите, проходя с секундной точностью заданные районы, сменяя каждые полтора часа день и ночь, в то время как на советской земле многие десятки наблюдательных пунктов вели строгий учет и регистрацию самых мельчайших событий, явлений и процессов, происходивших на его борту. Герман Титов спал, а удары его пульса были известны всем людям нашей планеты. Его сон продлился на 35 минут больше, чем было предусмотрено расписанием, но специалисты говорили: «Это ничего, он хорошо спит, пусть поспит еще немного!».

¹ Статья С. П. Королева, опубликованная в газете «Правда» от 31 декабря 1961 г. под псевдонимом «Профессор К. Сергеев».

Советская земля, весь мир восторженно встречали героев-космонавтов. Они были первыми. Но можно не сомневаться, что семья летчиков-космонавтов будет расти и крепнуть.

И с берега Вселенной, которым стала священная земля нашей Родины, не раз уйдут в еще неизведанные космические дали советские корабли. Каждый их полет и возвращение будут великим праздником советского народа, всего передового человечества — победой Разума и Прогресса!

Важнейшим итогом полетов кораблей-спутников «Восток-1» и «Восток-2» является полное подтверждение осуществимости космического полета человека, отработка сложной ракетной техники для выведения кораблей-спутников на орбиту и для их полета по орбите, а также решение не менее сложной задачи обратного возврата на Землю с посадкой в заданном районе. Проблема полетов человека в космическом пространстве, несомненно, является одной из наиболее сложных и новых комплексных научных проблем.

Огромное внимание и повседневная забота родной Коммунистической партии, вдохновенный самоотверженный труд советских людей, расцвет отечественной науки — вот те могучие силы, которые подняли советских космонавтов в их беспрецедентных полетах. Еще мало изученные пространства космоса, несомненно, представляют большой практический интерес для решения целого ряда прикладных задач народнохозяйственного и научного значения.

Можно ожидать в ближайший период времени создания системы спутников-станций для целей связи и ретрансляций радио- и телевизионных передач, для обеспечения навигации судов и самолетов, для систематического наблюдения за погодой, а в будущем, быть может, и для некоторого активного воздействия на формирование погоды.

С помощью спутников и пилотируемых орбитальных аппаратов будут проводиться научные исследования Земли как планеты Солнечной системы, будут изучаться прилегающие к земной атмосфере области космического пространства и явления, связанные как с деятельностью Солнца, так и зависящие от процессов, происходящих в далеких просторах Вселенной. И наконец, видимо, найдет свое практическое решение проблема сверхскоростной почтовой связи, грузового транспорта и пассажирских перевозок на ракетных кораблях-спутниках. А ведь всего каких-нибудь десять-пятнадцать лет назад полеты даже на реактивных самолетах были только экспериментальными, доступными лишь для квалифицированного летчика. Сейчас же советские реактивные пассажирские самолеты — один из самых быстрых, удобных и надежных видов транспорта.

Можно ожидать, что пассажирский полет через космос в пределах примерно половины околоземного витка орбиты займет для достижения любого заданного района на поверхности земного шара от одного до двух часов. Сегодня это еще лишь прогнозы. Конечно, эта техника не придет сразу и не сразу станет доступной, удобной и надежной. Для этого еще потребуются очень много труда и усилий ученых, конструкторов, рабочих.

Несомненно, нужны будут и многие полеты космонавтов. Нужно будет многократно, систематически и в длительных полетах отра-

батывать материальную часть кораблей-спутников, все их бортовые системы, средства связи с Землей, средства приземления, совершенствовать наземные службы.

Одной из важнейших задач является проблема встречи в космосе с другим кораблем-спутником либо с орбитальной станцией, система подхода и стыковки их на орбите.

По всей видимости, в дальнейшем орбитальные аппараты в космическом пространстве у Земли будут создаваться по определенной системе с расчетом на их существование на своей орбите в течение весьма длительного времени. Ведь очевидно, что нельзя дальше мириться с таким относительно непродолжительным полезным существованием спутников и орбитальных станций, как это имеет место в настоящее время. Куда лучше будет послать к такой орбитальной станции корабль-спутник, который доставит туда дежурный персонал для контроля и ремонта, а возможно, и новую смену бортового экипажа такой станции, аппаратуру для замены, топливо и т. д. Стыковка и в дальнейшем сборка межпланетных кораблей на орбите в условиях невесомости позволят использовать новые возможности для совершенствования конструкции, а также накопить необходимые запасы топлива для старта с орбиты, как это было уже осуществлено при запуске с борта тяжелого спутника советской автоматической межпланетной станции к планете Венера.

Для этого будущие орбитальные аппараты и корабли-спутники должны обладать необходимой маневренностью при движении в космосе, а также при стыковке на орбите и иметь возможность сравнительно длительного нахождения в космическом полете, порядка 15—30 суток. Кроме того, для членов экипажа корабля должны обеспечиваться не только нормальные жизненные и рабочие условия, но и определенный комфорт и удобства, например, такие, как возможность принять душ либо совершить прогулку типа комнатной, а в дальнейшем, вероятно, и с возможностью выхода из корабля в космическое пространство.

Важным вопросом является изучение влияния невесомости при длительном пребывании человека в космосе и приспособление организма к этим условиям. Здесь одним из путей явится воспроизведение хотя бы весьма малой искусственной силы тяжести на борту космического аппарата. Однако все эти требования пригодны лишь для космонавтов-профессионалов, а для будущих пассажиров орбитальных кораблей-спутников нужно резко снизить либо почти совсем снять существующие сейчас медицинские ограничения. Здесь много и смело должны потрудиться медики, а также и конструкторы кораблей. Необходимо существенно снизить перегрузки, возникающие при выводе на орбиту и при посадке, за счет, конечно, известных потерь в использовании энергетического баланса ракеты-носителя, изменения самого характера полета и некоторого допустимого уменьшения средней рейсовой скорости полета.

Одной из самых увлекательнейших проблем, волнующих на протяжении веков умы человечества, является проблема полета к другим планетам и далеким мирам Вселенной. Сначала к наиболее близкому к Земле небесному телу — вечному спутнику нашей планеты Луне, несущей ныне на своей поверхности вымпел Советской страны, затем к ближайшим к Земле планетам Солнеч-

ной системы — опаленному Меркурию, окутанной плотной облачностью Венере, загадочному Марсу, далекому Юпитеру и остальным четырем естественным планетам.

Таковы вероятные межпланетные маршруты советских исследователей. А далее — гигантские солнца и миры других галактик. Нет необходимости говорить о необычайной трудности осуществления таких полетов даже к ближайшим планетам нашей Солнечной системы. Центральное место среди всех вопросов занимают проблемы энергетики с возможностями использования эффективных химических топлив, ядерной энергии и сочетаний этих энергетических систем в межпланетном корабле. А в дальнейшем, быть может, и применение колоссальной энергии превращения антивещества и создание фотонной ракеты либо использование межпланетным кораблем для своего движения энергии космических электромагнитных полей, существование которых можно предположить в безграничном космическом пространстве. Используя современные космические ракеты, можно выполнить полеты к планетам со скоростью порядка 12—15 км/сек, т. е. со скоростью, по величине близкой и несколько большей значения второй космической скорости. В перспективе на химических топливах можно увеличить значение скорости при полете в космическом пространстве до 50—100 км/сек. Сочетая химические и ядерные источники энергии, по всей видимости, в будущем окажется возможным достичь скоростей полета до 500—1000 км/сек. Но эти огромные скорости невероятно малы по сравнению с протяженностью тех маршрутов, которые предстоит пройти. Необходимо добиваться скоростей полета порядка пятидесяти — ста тысяч километров в секунду, и при этом окажется возможным совершение полетов лишь в небольшой области Вселенной.

В ближайшие годы продолжительность будущих полетов примерно со второй космической скоростью к Марсу и Венере при оптимальных условиях и с возвращением обратно на Землю составит около 2—3 лет. Такой же полет, например, к планете Юпитер потребует около 6 лет, а более дальние маршруты будут достигнуты лишь по мере принципиального совершенствования энергетики и роста скоростей полета.

Здесь, помимо огромных технических трудностей, возникает и преграда времени, ограничивая возможности проникновения человека на протяжении его жизни к далеким мирам. Общепринятым является утверждение, что лишь резкое увеличение скорости движения, возможно, позволит преодолеть «временной барьер». Но не только эти вопросы определяют реальность дальних межпланетных полетов. Проблема обеспечения жизнедеятельности в таком полете может быть разрешена лишь путем создания на борту межпланетного корабля замкнутой экологической системы с постоянным круговоротом вещества для обеспечения жизни космонавтов. Энергия Солнца здесь будет использоваться в полной мере, как это предвидел в своих работах К. Э. Циолковский, и в то же время придется надежно защищать космонавтов от вредного излучения Солнца и других видов излучений, которые возможны в космосе. Должны найти свое решение и многие другие проблемы — сверхдальняя радиосвязь на протяжении многих сотен миллионов километров, астронавигация, обеспечивающая необходимую точность при длительном космическом полете, и т. д.



Закончился 1961 год. Это был год великих подвигов и свершений советского народа, год XXII съезда партии, принявшего программу построения коммунизма, год триумфальных достижений советской науки и выдающегося проявления мужества наших летчиков, проложивших первые дороги в космическом пространстве. Впереди человека ждут бескрайние просторы космоса, бесчисленные трассы новых космических полетов. И они будут, эти полеты! Нет предела смелым дерзаниям свободного человека, строящего новое, коммунистическое общество!

Основные особенности проекта спутника связи «Молния-1»¹

[1962 г.]

1. Введение

Экспериментальный спутник связи «Молния-1» предназначен для проверки принципов построения и выявления эксплуатационных особенностей систем дальней радиосвязи с использованием искусственных спутников. Экспериментальная система дальней связи через спутник «Молния-1» должна быть организована между Москвой и Уссурийском. Подключение этой системы к существующим радиорелейным линиям позволит осуществлять связь Дальнего Востока (г. Владивосток) с основными городами европейской части СССР и Западной Европы.

Аппаратура ретрансляции спутника позволяет вести передачу телевизионной программы (один канал) или осуществлять двустороннюю многоканальную телеграфную и телефонную связь (40—60 каналов).

По своим основным техническим характеристикам спутник «Молния-1» должен явиться прототипом спутников, входящих в будущем в эксплуатационную систему связи по территории СССР и со странами северного полушария. Предварительные данные такой системы приведены в разделе 5 настоящего проспекта.

Отличительными особенностями спутников связи типа «Молния-1» являются:

необходимость обеспечения надежной работы комплекса бортовой аппаратуры в течение длительного времени. При малой длительности работы аппаратуры для обеспечения непрерывности связи потребуется производить последовательные пуски большого числа спутников, в связи с чем система связи будет экономически нецелесообразной. Требуется ресурс аппаратуры более 5000—10 000 час.

В настоящее время аппаратура космических объектов имеет в большинстве случаев меньший ресурс;

необходимость точного выведения спутников на высокие орбиты (до 40 тыс. км) и точной коррекции орбит;

использование в ряде бортовых систем (например, система ориентации) новых принципов в связи со специфическими требованиями к спутнику;

необходимость надежной отработки взаимосвязи элементов комплекса, включающего в себя спутник, наземные приемно-передаю-

¹ Проспект первого советского ИСЗ народнохозяйственного назначения, подготовленный головным ОКБ под руководством С. П. Королева. Публикуется впервые.

шие пункты связи, командно-измерительные пункты, линии связи и управления.

В связи с этим для создания спутника «Молния-1» и экспериментальной системы дальней связи необходимо осуществить большую экспериментальную отработку надежности и ресурсные испытания бортовой аппаратуры в наземных условиях и в полете и вместе с тем отработать все элементы комплекса на ряде последовательных опытных пусков, обеспечив достижение требуемых характеристик.

Первые пуски спутника «Молния-1», проведение которых желательно в кратчайшие сроки, должны иметь целью отработку выведения спутника на орбиту и получение первых данных о работе линии дальней радиосвязи через спутник.

На этих пусках, проводимых до окончания ресурсных испытаний и наземной доводки аппаратуры, не ставится задача обеспечения длительной ее работы. Для решения поставленных задач на первых пусках достаточна длительность работы аппаратуры в несколько недель. После выхода из строя аппаратуры спутник может быть ликвидирован путем его подрыва.

Основной задачей последующих пусков должна явиться отработка надежности и проверка ресурса аппаратуры и оборудования в условиях космоса, а также получение практических данных по принципам построения и эксплуатационным особенностям систем дальней радиосвязи через спутники.

Более детально предложения по плану отработки спутника «Молния-1» изложены в разделе 4.

2. Основные данные экспериментальной системы дальней радиосвязи

Экспериментальная система дальней радиосвязи в соответствии с ТЗ включает в себя два наземных приемно-передающих пункта и один спутник на орбите.

Наземные приемно-передающие пункты экспериментальной системы размещаются на территории измерительных пунктов в Подмоскowie и в Уссурийске.

Наземные пункты оборудованы приемно-передающей аппаратурой связанной радиолинии, аппаратурой командно-измерительного комплекса и снабжены антеннами диаметром параболоида 15 м (по 2 антенны на каждом пункте), а также другими антеннами.

Выбранная орбита спутника, при условии ее периодической коррекции, позволяет обеспечить в экспериментальной системе сеансы связи (при одновременной радиовидимости спутника из указанных выше пунктов) длительностью около 8—10 час в сутки (один сеанс через каждые 14—16 час). В дальнейшем в эксплуатационной системе, состоящей из трех спутников, эта же орбита обеспечит непрерывную круглосуточную связь. При отсутствии коррекции орбиты длительность сеансов связи может меняться в пределах от 4 до 10 час в сутки в зависимости от положения трассы, которое меняется с течением времени.

В сеансах связи система должна обеспечивать один из следующих режимов работы:

ретрансляция телевизионной программы (1 канал) в соответствии с принятым в СССР стандартом;

ретрансляция дуплексных, телефонных или телеграфных передач по 60 каналам.

Экспериментальная система обеспечивает указанную связь между Москвой и Уссурийском.

Вместе с тем использование этой системы совместно с существующими радиорелейными и кабельными линиями Советского Союза и стран Европы позволит осуществить передачи телевизионных программ из основных городов европейской части СССР, стран народной демократии и Западной Европы на Дальний Восток (г. Владивосток и г. Уссурийск).

На основе международной договоренности имеется возможность использовать систему для передачи телевизионных программ из Москвы или Владивостока в страны северного полушария, включая страны Северной Америки, например в Кубу.

Для приема таких передач могут быть использованы имеющиеся в ряде стран антенны больших размеров и приемная аппаратура. Приспособление и использование такой аппаратуры возможно при условии опубликования основных технических характеристик системы передачи (частоты, вида модуляции и др.) и периодического сообщения целеуказаний для наведения антенн на основе соответствующего соглашения.

3. Краткая характеристика спутника и его бортовых систем

1. Выведение спутника

Выведение спутника связи «Молния-1» на орбиту производится носителем «Молния».

Предварительно спутник с последней ступенью носителя выводится на промежуточную низкую орбиту с высотой перигея 200 км, высотой апогея 500 км и наклоном 65°. Апогей промежуточной орбиты находится в южном полушарии.

В районе апогея указанной орбиты через 50 мин после выведения производится запуск двигателей последней ступени, которая сообщает спутнику дополнительную скорость $\Delta v = 2,5$ км/сек.

В результате спутник переходит на эллиптическую орбиту с апогеем высотой 40 тыс. км в северном полушарии. Высота перигея эллиптической орбиты 500 км, период обращения спутника 12 час, наклонение орбиты 65°.

После выведения спутника на орбиту необходимо обеспечить его движение таким образом, чтобы трасса его движения занимала определенное положение по отношению к наземным пунктам, обеспечивая максимальную продолжительность сеансов связи. Эта задача решается системой коррекции. Система коррекции предназначена также для периодической коррекции орбиты в связи с ее постепенной деформацией под действием притяжения Луны и Солнца.

2. Состав бортовой аппаратуры

Вес спутника 1600 кг.

На борту спутника установлена радиоаппаратура ретрансляции для осуществления дальней радиосвязи.

Кроме того, в состав бортовой аппаратуры спутника входят:

система ориентации спутника и коррекции орбиты;
корректирующая двигательная установка;
система терморегулирования;
система единого энергопитания с солнечной батареей;
аппаратура командно-измерительного комплекса;
программно-временное устройство;
система коммутации и управления аппаратурой;
антенные устройства.

Система ориентации и коррекции

Система осуществляет постоянную ориентацию корпуса спутника с закрепленными на нем панелями солнечных батарей на Солнце с точностью $\pm 10^\circ$. Кроме того, в сеансах связи система обеспечивает с помощью специального привода ориентацию поворотных бортовых антенн ретрансляционной радиоаппаратуры на Землю с точностью около $\pm 7^\circ$.

В системе используется принцип гиросиловой стабилизации с помощью специального маховика-гироскопа. Коррекция силовой стабилизации и необходимые программные развороты спутника осуществляются системой реактивных сопел. В качестве чувствительных элементов в системе ориентации используются оптические и инфракрасные датчики.

Прорабатывается возможность использования в качестве датчика ориентации антенн на Землю специальной радиоаппаратуры. На участках коррекции система осуществляет необходимую ориентацию спутника в пространстве и управляет работой корректирующего двигателя.

Корректирующая двигательная установка

Двигательная установка работает на топливе АК+ДМГ и рассчитана на трехкратный запуск в полете.

Номинальная тяга в пустоте 200 кг.

Суммарный импульс 8000 кг·сек.

Общее время работы 40 сек.

Система терморегулирования

Система терморегулирования обеспечивает поддержание температуры газа внутри спутника в необходимых пределах ($0-40^\circ\text{C}$) и отвод тепла, выделяемого при работе бортовой аппаратуры.

Для теплообмена с внешней средой в системе используются радиационные поверхности, связанные с внутренней частью спутника жидкостным контуром. Терморегулирование производится изменением расхода жидкости (изооктана) в контуре.

Для обеспечения длительной работы в системе отсутствуют подвижные элементы, работающие в условиях космического пространства.

Система единого энергоснабжения

Система состоит из солнечных батарей, буферной батареи химических источников тока и коммутирующей автоматики.

Площадь солнечных батарей 26 м² (на первых спутниках 14 м²).

Номинальное напряжение в системе 27 в.

Мощность системы питания в сеансах связи до 1000 вт.

Бортовая аппаратура командно-измерительного комплекса

Аппаратура командно-измерительного комплекса обеспечивает: определение координат спутника на орбите;

прием с Земли 60 разовых команд и программы работы бортовой аппаратуры в объеме 1000 двоичных единиц с передачей на Землю квитанций о прохождении команд;

передачу на Землю телеметрической информации о работе всех бортовых систем;

наведение антенн наземных пунктов дальней радиосвязи.

Для повышения надежности предусматривается дублирование наиболее ответственных элементов и приборов.

Система управления аппаратурой спутника

Автономное управление работой бортовой аппаратуры (включение и выключение, переключение режимов, задание циклов коррекции) обеспечивается бортовым программно-временным устройством по программам, передаваемым с Земли через радиолинию. Программа работы бортовой аппаратуры может задаваться на 1–3 суток.

Передача команд от программно-временного устройства и командной радиолинии отдельным приборам производится системой коммутации и управления бортовыми системами.

Антенные устройства

На борту спутника установлены две параболические антенны (основная и резервная) для аппаратуры ретрансляции и командно-измерительной аппаратуры, а также две всенаправленные антенны командной радиолинии.

Диаметр параболических антенн 1,2 м, диаграмма направленности по уровню 0,5–25°.

Конструктивное выполнение

Спутник имеет герметичный корпус, внутри которого устанавливается приборная рама с бортовой аппаратурой. На верхней части корпуса установлена корректирующая двигательная установка. К корпусу жестко прикреплены лопасти солнечной батареи, а также на специальных штангах подвижные антенны. На корпусе установлены, кроме того, выносные радиаторы системы терморегулирования и оптические датчики системы ориентации.

На участке выведения панели солнечной батареи и антенны находятся в сложенном состоянии и раскрываются после отделения спутника от носителя.

3. Основные проектные данные спутника «Молния-1»

Номинальные параметры орбиты:		Размах панелей солнечных батарей	14 м
высота апогея	40 000 км	Точность ориентации:	
высота перигея	500 км	на Солнце	$\pm 10^\circ$
период обращения	12 час	на Землю	$\pm 7^\circ$
наклонение орбиты	65°	Дальность действия радиосистем	50 000 км
Вес спутника	1600 кг	Длительность сеансов связи (на линии Москва — Уссурийск)	до 8—10 час*
Вес бортовой аппаратуры	1200 кг		
Диаметр корпуса	1,3 м		
Общая длина спутника	4,0 м		

4. План отработки спутника «Молния-1» и экспериментальной системы связи

Основными техническими задачами, которые должны быть решены для создания спутника «Молния-1», являются:

создание надежной бортовой аппаратуры и оборудования с ресурсом, на порядок большим практически достигнутого в настоящее время в ракетной технике;

экспериментальная проверка работоспособности и сохранения технических характеристик ряда элементов спутника (солнечные батареи, оптические датчики, антенный привод) при длительном воздействии на них специфических факторов космического пространства (радиация, метеорная эрозия, глубокий вакуум и др.); отработка точного выведения спутника на высокую орбиту с последующей ее периодической коррекцией;

отработка взаимодействия бортовых систем спутника с наземным оборудованием системы связи и командно-измерительного комплекса.

Особенно большие трудности представляет решение задачи обеспечения надежной работы бортовой аппаратуры при достигнутом уровне разработки элементов и полуфабрикатов, применяемых в аппаратуре.

Исходя из этих задач, предлагается следующий план отработки спутника «Молния-1».

1. Отработка выведения спутника на орбиту в соответствии с принятой схемой выведения. Получение первых опытных данных о работе аппаратуры дальней радиосвязи, командно-измерительного комплекса, системы ориентации, основанной на новых принципах, и других бортовых систем спутника. Для решения этих задач должны быть предусмотрены два-три пуска.

2. Проведение ресурсных испытаний бортовой аппаратуры на нескольких комплектах для получения статистических данных. Дююдка аппаратуры по надежности. Эта работа должна быть нача-

* При системе из 3 спутников может быть обеспечена непрерывная круглосуточная связь по территории СССР и с основными странами северного полушария.

та в ближайшее время и проводится параллельно с осуществлением первых пусков спутника.

3. Отработка систем и аппаратуры спутника по надежности и длительности работы в условиях полета в космическом пространстве. Дальнейшая отработка элементов системы связи и командно-измерительного комплекса и накопление опытных данных для уточнения ее расчетных характеристик (диаграммы направленности, энергетических характеристик и др.). Для этих задач следует предусмотреть не менее двух-трех пусков спутника.

4. Проведение пусков с целью получения уточненных данных о работе всего комплекса связи и разработки окончательных рекомендаций по построению эксплуатационной системы.

При такой организации работ по спутнику «Молния-1» будет подготовлена надежная база для осуществления в 1964—1965 гг. достаточно долговечной эксплуатационной системы связи через искусственные спутники Земли.

5. Эксплуатационная система дальней радиосвязи на основе спутников типа «Молния-1»

На базе спутников связи типа «Молния-1» в будущем возможно создание эксплуатационной системы радиосвязи по территории Советского Союза и со странами северного полушария. Такая система в сочетании с местными радиорелейными линиями сможет обеспечить передачу телевизионных программ Центрального телевидения во все основные районы СССР.

Для осуществления круглосуточной связи по территории СССР и стран социалистического лагеря система должна включать три спутника, находящихся на одинаковых эллиптических орбитах с апогеями в северном полушарии. Высота апогея орбит должна составлять 40 000 км, наклонение 65°. Большие оси орбит должны быть развернуты друг относительно друга на 120°.

Движение спутников по орбитам должно синхронизироваться путем периодических коррекций их орбит. В этом случае может быть обеспечено последовательное прохождение спутников над одними и теми же районами со сдвигом по времени 8 час, что при длительности сеансов связи каждого спутника 8—10 час и обеспечивает непрерывную круглосуточную связь.

Для осуществления приема телевизионных программ, передаваемых через спутники на территорию СССР, должны быть созданы 20—25 узловых приемных пунктов, расположенных в основных административно-хозяйственных центрах СССР. Пункты должны быть оборудованы большими антеннами и необходимой радиоаппаратурой. Принимаемые узловыми приемными пунктами телевизионные программы должны ретранслироваться далее местным телецентром по радиорелейным линиям.

При такой схеме связи система спутников заменяет собой телевизионные магистральные радиорелейные линии, общая сеть которых по территории СССР по генеральному плану должна быть создана только к 1980 г.

С помощью спутников эта задача может быть решена в более короткие сроки и с меньшими капитальными затратами. Как показывает предварительная оценка, эксплуатационные затраты при

использовании системы спутников также оказываются меньшими, чем при использовании радиорелейных линий.

Для использования в эксплуатационной системе спутники должны быть снабжены ретрансляционной аппаратурой, усовершенствованной по сравнению с аппаратурой, разрабатываемой для экспериментальной системы. Работы в направлении усовершенствования аппаратуры в настоящее время проводятся.

Эксплуатационная система связи, включающая три спутника, может быть использована также для осуществления постоянной связи с большинством стран северного полушария в рамках международного сотрудничества.

Для этого необходимо создание на территории соответствующих стран приемно-передающих пунктов, оборудованных специальной аппаратурой с большими антеннами.

Длительности сеансов связи между отдельными пунктами зависят от их относительного географического положения.

Предложения по созданию средств для орбитальной сборки¹

[1962 г.]

1. Задачи и цели сборки космических аппаратов на орбите

Одной из важнейших задач, стоящих в настоящее время перед техникой, является решение проблемы сближения и сборки космических аппаратов на орбитах спутников Земли.

Существующие отработанные носители, созданные на базе ракеты-носителя «Спутник», способны выводить на околоземную орбиту аппараты весом от 4,5 до 6,5 т. Сближение и сборка на орбите двух, трех и большего числа блоков, выведенных с помощью ракет-носителей «Спутник», даст возможность создать спутники весом соответственно 10, 15 т и более.

Применение метода сборки на орбите позволит решить при использовании существующих носителей ряд задач, имеющих большое народнохозяйственное и научное значение.

К таким задачам относятся:

- 1) создание орбитальной пилотируемой станции;
- 2) создание космических кораблей-спутников, обладающих возможностями значительного маневра на орбите;
- 3) создание спутника-ретранслятора на круговой экваториальной суточной орбите для обеспечения глобальной связи и передач телевидения;

Решение всех этих задач возможно путем сборки на промежуточной (так называемой «монтажной») орбите ракетной системы весом 15–25 т, состоящей из нескольких блоков весом 5–6 т каждый.

Решение проблемы сближения и стыковки на орбите явится также и решением основных вопросов, без которых ближний космос нельзя считать освоенным.

Обслуживание постоянно действующих пилотируемых спутников (смена экипажа, доставка продовольствия, специального снаряжения и др.) связано с регулярным использованием процессов сближения и стыковки на орбите. Освоение процессов сборки на орбите позволит осуществлять спасение экипажей спутников и космических кораблей в случае необходимости.

Сборка на орбите имеет принципиальное значение при осуществлении межпланетных экспедиций. Так, для осуществления экспедиций на поверхность Марса и Венеры стартовый вес ракеты на

¹ Научно-техническая справка, подводящая первые итоги исследованиям по проблеме орбитальной сборки, подготовленная ОКБ под руководством С. П. Королева. Публикуется впервые.

орбите спутника Земли должен составлять 500—1000 т и более. Поэтому даже при наличии тяжелых носителей нельзя будет решить эти задачи без использования метода сборки. Следует отметить, что за рубежом (в США) уделяется большое внимание разработке вопросов сборки на орбите. Американские специалисты связывают решение многих проблем дальнейшего освоения космоса с развертыванием работ по использованию метода сборки на орбите.

2. Общие сведения о полуавтоматическом комплексе сборки, создаваемом на базе корабля «Восток». Схема сборки

В качестве первого этапа освоения сборки в условиях полета по орбите предлагается создание на базе корабля «Восток» полуавтоматического комплекса сборки.

Идея полуавтоматического комплекса заключается в том, чтобы сборку аппаратов на орбите производить с участием пилота корабля, с использованием специальной автоматической аппаратуры и целеуказаний наземных измерительно-вычислительных средств. Комплекс полуавтоматической сборки включает в себя:

пилотируемый корабль «Восток-Ж», снабженный аппаратурой и специальными координатными двигателями для проведения сближения и стыковки,

ракетные блоки, из которых будут собираться космические ракеты на орбите,

навесные отсеки на ракетные блоки с аппаратурой и координатными двигателями, обеспечивающими сближение и стыковку.

Создание этого комплекса позволит приступить к первым практическим работам по сборке тяжелых кораблей и космических ракет на орбите спутника Земли.

Сборку аппаратов на орбите с помощью полуавтоматического комплекса предполагается производить в следующем порядке.

1. Первым на монтажную орбиту выводится корабль «Восток-Ж» с пилотом-монтажником на борту. Орбита выбирается такой, чтобы раз в сутки трасса полета проходила через точку старта. После измерений параметров фактической орбиты корабля наземным комплексом и необходимых вычислений пилот по указаниям с Земли включает координатные двигатели и тем самым производит коррекцию орбиты для компенсации отклонений параметров орбиты от расчетных.

Корректирующие импульсы выбираются такими, чтобы через сутки после старта фактическая трасса полета проходила через точку старта.

2. При прохождении корабля над районом старта производится старт следующего носителя с первым ракетным блоком и выведение его на орбиту.

3. После этого с Земли производятся измерения параметров фактической орбиты вновь выведенного блока, вычисления и передача пилоту целеуказаний. По целеуказаниям с Земли пилот включает координатные двигатели, и корабль «Восток-Ж» начинает

сближаться с ракетным блоком. Этот процесс (этап дальнего сближения) продолжается до тех пор, пока корабль не подойдет к ракетному блоку на расстояние 5—10 км.

4. С этого расстояния пилот с помощью аппаратуры радиопоиска и наведения ориентирует ось корабля в направлении на ракетный блок. Одновременно включается аппаратура автоматического наведения и сближения, управляющая ориентацией корабля и работой координатных двигателей.

5. По командам этой аппаратуры корабль приближается (этап автоматического сближения) к ракетному блоку до расстояния 100—200 м.

С расстояния 100—200 м пилот берет управление в свои руки, подводит корабль к ракетному блоку (этап причаливания) и осуществляет стыковку корабля и ракетного блока с помощью механических замков. Производится соединение электрических разъемов, контроль механических замков и электрических цепей, соединяющих ракетный блок с кораблем. Таким образом, в конце этого этапа мы получаем на орбите «поезд» (состоящий из корабля «Восток-Ж» и ракетного блока) весом около 12 т. После стыковки часть навесного отсека с аппаратурой сбрасывается. Координатные двигатели ракетного блока с запасом топлива остаются.

6. Затем в том же порядке производится коррекция орбиты собранного «поезда» с тем, чтобы трасса полета «поезда» опять проходила над точкой старта.

7. При прохождении «поезда» над районом старта производится старт следующего носителя с очередным блоком и выведение его на орбиту.

Затем в порядке, описанном выше, производится измерение фактической орбиты вновь выведенного блока, дальнейшее сближение «поезда», автоматическое сближение, причаливание «поезда» и его стыковка с новым блоком. Этот процесс повторяется столько раз, сколько нужно для сборки космической ракеты или сборного спутника — орбитальной станции.

8. После окончания сборки, проверки механических и электрических соединений ступеней космической ракеты и ее полезного груза производится сброс оставшихся частей навесных отсеков ракетных блоков, пилот с пульта корабля «Восток-Ж» раскрывает механические замки и электрические разъемы, соединявшие его с первым блоком, и отчаливает от космической ракеты.

Затем корабль «Восток-Ж» с пилотом-монтажником идет на посадку.

3. Основные особенности конструкции и систем корабля «Восток-Ж»

Корабль «Восток-Ж» создается на базе корабля «Восток-В» с использованием основных систем и унифицированной конструкции. В качестве носителя для корабля «Восток-Ж» и доставляемых для сборки на орбиту блоков используется ракета типа «Восток».

Для проведения сборки на орбите на корабле «Восток-В» устанавливаются дополнительно следующие системы:

аппаратура управления сближением, входящая в систему ориентации и управления;

аппаратура поиска и наведения;
межбортовая командная радиолиния;
система координатных двигателей, в которую входят 8 двигателей с запасами топлива и аппаратурой;
оптическая система пилота для наблюдения за сближением и сборкой;
стыковочные узлы с автоматикой, механические замки и электрические разъемы;
аппаратура контроля механических и электрических соединений;
дополнительные источники тока.
Применительно к задачам сборки дорабатываются следующие системы корабля «Восток-В»:
система ориентации и управления,
система индикации и пульты пилота,
телевизионная система,
аппаратура радиотелефонной линии «Заря» (с целью повышения надежности),
тормозная двигательная установка (с целью увеличения тормозного импульса).
Остальные системы корабля «Восток-В» остаются без изменений. Пилот корабля участвует в управлении на этапах коррекции орбиты, дальнего сближения, поиска цели (ракетного блока) перед началом автоматического сближения, управляет ориентацией корабля и работой координатных двигателей при причаливании и стыковке, в случае необходимости управляет ориентацией корабля и двигателями при спуске с орбиты.

4. Основные особенности ракетного блока и аппаратура навесного блока

Ракетные блоки являются унифицированными ступенями космической ракеты, собираемой на орбите спутника Земли. Космическая ракета может состоять из двух-трех ракетных блоков (и более — в зависимости от назначения) и полезного груза. Полезным грузом сборной космической ракеты может являться спутник-ретранслятор системы глобальной связи или маневрирующий спутник. В состав ракетного блока входят:

двигатель,
арматура запуска, управления и остановки двигателя,
баки с топливом,
система обеспечения теплового режима,
приводы системы управления космической ракеты,
механические замки, электрические разъемы, БКС.

Двигатель ракетного блока устанавливается в кардановом подвесе. На ракетном блоке устанавливается следующая аппаратура, размещаемая в отсеках, сбрасываемых после окончания сборки:

система координатных двигателей,
система ориентации,
система измерения параметров орбиты,
командная радиолиния «Земля—борт»,
ответчик системы наведения и поиска,
приемная аппаратура межбортовой КРЛ,
телевизионные камеры,

световые сигнализаторы для телевизионной и оптической систем наблюдения,
система «Сигнал»,
стыковочные узлы с автоматикой.
аппаратура контроля механических и электрических соединений,
система терморегулирования,
источники тока.

5. Пример космических аппаратов, создаваемых с помощью орбитальной сборки

Спутник связи на круговой экваториальной орбите

Глобальная связь для народнохозяйственных целей может быть обеспечена путем создания системы высокоорбитальных спутников-ретрансляторов. В состав системы должны входить 3 спутника связи на круговой экваториальной орбите, имеющие суточный период обращения (высота орбиты 35 800 км).

Выведение спутника на такую орбиту энергетически является более трудной задачей, чем полет к Марсу или Венере. Для выведения спутника весом 1100—1200 кг на монтажной орбите производится сборка ракетной системы из трех ракетных блоков весом 4,8 т каждый.

После старта с монтажной орбиты ракетная система со спутником движется по переходной эллиптической орбите с апогеем, равным 35 800 км. В апогее переходной орбиты включается последняя ступень ракетной системы, сообщающая спутнику дополнительную скорость, равную 2,25 км/сек. В результате спутник переходит на круговую экваториальную орбиту с суточным периодом обращения.

Спутник связи указанного веса при современном состоянии радиотехники способен осуществить ретрансляцию одной телевизионной программы и обеспечить двустороннюю многоканальную телефонно-телеграфную связь (40—60 каналов) при условии, что наземные приемно-передающие пункты оснащены остронаправленными антеннами достаточно больших размеров (10—12 м в диаметре).

Заметки по тяжелому межпланетному кораблю и тяжелой орбитальной станции¹

[1962 г.]

14.9.62 г. Надо бы начать разработку «Оранжереи по Циолковскому» (ОР), с наращиваемыми постепенно звеньями или блоками, и надо начинать работать над «космическими урожаями» (?): каков состав этих посевов, какие культуры? их эффективность, полезность? обратимость (повторяемость) посевов из своих же семян из расчета длительного существования ОР? какие организации будут вести эти работы? по линии растениеводства (и вопросов почвы, влаги и т. д.), по линии механизации и пр. ОР, по линии «свето-тепло-солнечной» техники и систем ее регулирования и т. д. для ОР.

Видимо, к ОР надо одновременно начать разработку и «космической фермы» (КФ) для животных и птицы. Надо бы эту задачу уточнить — имеет ли она практический смысл для экологического цикла (институты Академии наук и Академии медицинских наук).

Что можно иметь на борту ТМК или ТОС (либо в ОР) из декоративных растений, требующих минимума затрат и ухода?

Надо, очевидно, положительно решить вопрос о возможности выхода из аппарата человека в космическое пространство.

Основное здесь — скафандр и его системы автономного питания для жизнеобеспечения.

Системы связи, средств передвижения и т. д.

Надо поставить в ближайшее время опыты на животных с их выводом из аппарата в космическое пространство (может быть, этот опыт совместить с серией опытов с весьма длительным пребыванием животных в космическом пространстве и при этом на разных высотах и на разных орбитах — может быть, для оценки воздействия различных поясов).

Как наладить *постоянную радиационную службу на Земле?* (и не только радиационную, но и по другим вопросам):

надо, очевидно, иметь систему постоянно (и очень длительно) работающих спутников для этой цели и систематически получать информацию, ее записывать, автоматически обрабатывать и т. д.

¹ Выдержки из записных книжек С. П. Королева. Публикуются впервые.

См. к предыдущему пункту и др.:

Надо решить проблему «постоянных спутников», или «орбитального пояса», для несения ряда функций в течение очень длительного времени.

Как их (эти спутники) ремонтировать, регулировать, перезаряжать и т. д.? *Нужна целая система или служба около Земли.*

Очевидно, что в «орбитальном поясе» следует расположить и «запасные базы-спутники» для кораблей, которым это будет вдруг нужно! По типу туристских запасных баз, *со всем необходимым для крайнего случая* (воздух, влага и питание, энергетика запасная, связь, медикаменты, аппаратура для создания искусственной тяжести и др.).

Но, возможно, следует создать вечный спутник Луны для этих целей, а на Луне — основную базу. Создание вечного (и достаточно крупного) спутника-станции Луны выгодно тем, что пролетающим кораблям не надо будет садиться на Луну либо опускаться на ее поверхность ракетные (планетные) зонды, что связано со значительными затратами топлива и другими трудностями. Видимо, к спутнику-станции Луны можно будет «причалить» с минимальными затратами энергии (это надо тщательно проверить и сравнить с посадкой на Луну и с возвратом на орбиту с поверхности Луны). Но на Луне надо иметь, видимо, и капитальную базу для космических целей, а именно:

решение задач связи с кораблями,

решение задач навигации кораблей (в обоих случаях при очень дальних полетах),

снабжение кораблей некоторыми необходимыми материальными средствами, в том числе питанием, средствами жизнеобеспечения, ядерным топливом (включая и рабочее тело) и т. д.

Вопросы, связанные с невесомостью — основные!

Видимо, здесь опыты на «Союзе» и на ТОС дадут возможность получить большие и очень большие длительности (до 1 года) пребывания в условиях невесомости (что при 1 годе решает проблему полета к ближним планетам, так как сроки 3—5 лет будут уже примерно того же порядка).

В условиях длительного космического полета можно будет основательно проверить:

влияние невесомости на разных людях и на достаточно большом числе людей,

разные медико-биологические средства,

разные механические средства временного и постоянного искусственного тяготения.

Можно будет впервые развернуть в космическом пространстве настоящие медико-биологические исследования и наблюдения в действительных условиях и т. д.

Тут же будет проверяться и вся вообще техника для более длительных полетов.

Видимо, создание *ТОС* есть необходимый этап для длительных полетов в космическом пространстве, так как здесь будут отрабатываться у Земли (т. е. легко доступны с Земли) люди и вся техника.

Это важный методический шаг!, без которого не пройти.

Ему предшествовать должна тщательная и длительная подготовка

на Земле, в земных условиях людей и техники, хотя это будет во многих случаях и не совсем то, что нужно.

См. вопросы создания «максимальной защиты» от излучений и т. д. Это, несомненно, одна из особых проблем, и создать такую систему будет нелегко.

Какая организация может заниматься такими делами?

Важный вопрос о непосредственной связи корабля с Землей или планетой путем посылки человека (из числа экипажа) с его возвратом обратно на борт корабля.

Очевидно, это должны быть особые аппараты; их разработка наше дело.

Все это надо прежде всего отработать на Земле по связи (спуск человека и подъем его на борт) с орбитальным поясом.

Это отдельная тема для разработки, с вариантами для условий: земных, лунных, на Марсе и на Венере.

Неплохо бы для АМС «Марс—Венера» разработать также «(ракетные) планетные зонды» и вернуть их с поверхности Марса и Венеры. А в первую очередь с Луны при ее облете с тем, чтобы получить все данные пленки и непосредственно пробы с Луны к нам на Землю.

В связи с предыдущим пунктом, может быть, облет Луны сделать, создав АМС для изучения Луны, т. е. иметь возможность:

много основательнее изучить Луну (всеми средствами и способами);

послать и вернуть «планетные зонды» и получить результаты всевозможных записей прямо на пленке, получить пробы породы и т. д. на поверхности Луны;

а затем вернуть «Зонд» к Земле;

методически все раньше отработать на Земле, включая и «планетные зонды»;

полет к Луне с созданием «спутника Луны»;

это будет репетиция к полету к планетам.

Надо сразу решить, что в далекие рейсы (начиная с полета вокруг Луны) одиночные корабли с экипажем посылать не будем!

Отсюда и вся схема экспедиции, ее организация, связь и пр.

Надо обеспечить возможность оказания кораблями друг другу помощи: каким путем?

прямо стыковкой,

посредством бортовых (малых) связных (спасательных) ракет, но могущих нести человека и грузы.

А что делать, если надо перелить топливо?

Могут ли спасательные ракеты быть того же типа, что и «планетные зонды»?

Все это надо очень подробно продумать и проверить в условиях «орбитального пояса».

Для ТОС это дублирование не нужно, так как ТОС должна иметь всегда возможность с помощью кораблей «Союз» получать все необходимое и спускать, что надо, на Землю. Но все продумать для ТОС тоже надо!

Приборное бортовое оборудование следует делать:

а) со световыми разноцветными шкалами, стрелками, полем от-

счета, цифрами и т. д. Цвет систематизировать по группам приборов;

б) со звуковым оформлением (негромко), и тона разбить по группам приборов (особо важные — аварийные, контрольные, посадочные, тепло, жизненные условия и т. д.), должен быть ручной регулятор громкости (среднего уровня) — он же выключатель;

в) надо, чтобы при резком изменении параметров на приборе менялся звук и яркость света. На особо важных приборах должен появляться аварийный свет и звук;

г) надо продумать особую систему для регистрации нужных параметров на пленку (учитывая очень большую длительность полета и записи), но главное, это создать бортовое автоматическое малогабаритное устройство для расшифровки этих пленок и для удобного просмотра и анализа как полученных в итоге обработки материалов, так и просмотра любого места на пленке для микроанализа и т. д.

Вообще, похоже, что разработке ТМК (и ТОС, учитывая, что сегодня еще неясно: может быть, ТМК на первом этапе и станет ТОС, что очень будет способствовать надежной отработке всех систем около Земли, например, в течение 1 года) должен сопутствовать ряд работ, без которых просто нельзя идти в длительный космический полет, а именно:

надо тщательно исследовать радиационные облака, их форму и стабильность, поле напряжения и т. д.;

условия связи и прохождения радиоволн;

интенсивность солнечного излучения на высотах и т. д. (длительное пребывание животных на больших высотах с их возвратом).

Очень интересная и нужная мысль о длительном пребывании животных на больших высотах, желательно с возвратом их на Землю.

Один из вариантов — облет Луны, т. е., видимо, в комплексный план по ТМК надо включать целую серию полетов с помощью носителей «Зонд» и, может быть, «Протон» (?) с исследовательскими целями.

Наверное, под термином «околоземные космические полеты» следует понимать и полеты вокруг Луны с возвратом к Земле и, пожалуй, все полеты до выхода ко второй космической скорости (т. е. до ухода от Земли).

Особое внимание необходимо уделить разработке кабины ТМК: система амортизации,

мебель и возможность ее перестановки,

что из себя должны представлять стены, пол, потолок, люки, окна и пр.?

расположение аппаратуры,

место командира, его пульт, его система управления (если такая СУ будет ручной, а может быть, кнопочной), вопросы дублирования вторым пилотом,

система аварийных выходов,

связь (и не только телефонная?) с другими отсеками,

как вести вообще наблюдение вокруг ТМК и как его самого осмотреть (если где нужно?),

все оборудование (вплоть до мелочей, посуды и т. д.) должно быть приготовлено, закреплено, амортизировано,

вопросы питания и аварийные запасы,

автономное аварийное жизнеобеспечение кабины, как ходить в кабине? (магнитный пол либо искусственная тяжесть, искусственное ускорение, пусть небольшое!).

О метеоритной опасности:

надо рассчитать две аварийных позиции:

а) небольшой (примерно 5 диаметров ТМК) «линейный» уход с траектории возможен ли, при каких начальных условиях и, главное, какие при этом будут перегрузки;

б) небольшой «угловой» уход в функции расстояния до метеорита и скорости сближения обоих тел при движении прямо навстречу; при этом интересно знать возможные размеры метеорита, при которых еще можно разойтись, при приемлемых перегрузках.

Видимо, такие системы защиты должны быть автоматическими; каков принцип самого обнаружения? Во всех ли случаях радиолокация? Ведь могут быть случаи слабого отраженного (либо сильно рассеянного) сигнала, а в принципе и вообще неотражаемого сигнала; как быть в этом случае? может быть, тогда тепловая и оптическая локация?

Можно ли разрушать метеориты с борта ТМК? Какие это будут средства для их разрушения?

Что делать с малыми метеоритами, пылью и пр., если все это в большом количестве? как защищаться?

Вопросы защиты от излучений (всех видов):

надо установить *все* известные в настоящее время (реальные и предполагаемые) виды излучений и их характеристики с точки зрения воздействия на человеческий организм;

надо всесторонне исследовать все возможные методы пассивной защиты («массовой блокады») от излучений и определить каковы исходные параметры для нормальных и особых условий полета:

а) около Земли,

б) около Луны,

в) к ближним планетам — Марсу и Венере;

надо исследовать возможности «максимальной защиты» (пассивной, массовой). Во что это может вылиться в ТМК с расчетом на большую длительность;

вопросы активной защиты; биологические меры, средства, препараты;

вопросы с уходом от излучений (баллистическое решение); реально ли такое решение и конкретно у Земли из радиационных поясов ее.

Каким образом сохранять ТМК (ТОС) практически вечно на орбите (весьма длительное время); ведь очевидно, что невыгодно сжигать каждый раз корабли в атмосфере (так ли это? см. ниже!). Возможно, что ТМК, сохраняющийся на орбите у Земли, тем самым превращается в ТОС (возможно, в законсервированном виде).

Спрашивается, сколько времени выгодно иметь (сохранять) ТМК в космосе на орбите у Земли? (имея в виду консервацию, снова снаряжение и пр. и, конечно, устаревшие конструкции со временем, его стоимость и т. д.). Может быть, по сравнению с остальными затратами на экспедицию стоимость корпуса корабля не велика? А наиболее ценную аппаратуру можно снять и вернуть на Землю. Проверить это!

→ Видимо, создание ТАС есть нечто. Это
для государства. посыл в ком. правит. с. и.
Здесь будут разработаны у Земли (с. с.
Земли с Земли) - Модель и вид структуры.

Это будет многоуровневый иссл.! Он должен
и быть.

= В эту структуру войдут данные исследования
и фундаментальные направления на Земле, в
земельных участках Модель и структура,
какой это будет во многих случаях и
не совсем то, что нужно.

→ Ст. Вопросы создания "Максимальная защита"
от искусств "т. с."

= Это, несомненно, одна из основных
проблем и состав другой структуры
будет нельзя.

= Как организовать работу Земельных
поданных земель?

→ Вопрос важен относительно каждого Земельного
или планового проекта повышения плодородия
(на основе Эксперта) с его взаимодействием
среди на большом континенте.

= Видимо это важные вопросы; их
разработка нужна здесь.

= Все это надо принять всего, организацию
на Земле по схеме (Судебные исследования
и на его на большом) с взаимодействием
между ними.

= Это важные вопросы исследования,

Конечно, важна типизация кабин, ракетных блоков, спускаемых аппаратов, танкеров, основных систем на борту и аппаратуры, вообще разного бортового оборудования и т. д.

Надо разработать рациональную и стандартизовать схему и конструкцию стыковки, причаливания, креплений, шлюзования и т. д.

Это сильно упростит все работы в будущем.

Вообще по ТМК с самого начала надо вводить разумную систему нормализации и даже стандартизации многих узлов стыковки, оборудования, дверей, люков, мебели, поручней, аппаратуры и пр. и т. д., очень это важно!

Какие средства на борту ТМК надо предусмотреть для высадки на другие планеты, т. е. планетолеты, ну а для них, что надо, предусмотреть для пребывания на планете и, главное, для передвижения на ее поверхности.

Тоже надо думать и о каких-то укрытиях под поверхностью.

Тоже какие-то радиомаяки связи и пр.

Здесь, по этому вопросу, для пребывания на планете надо разработать особую систему.

Видимо, все дальние полеты должны быть групповыми; как в этом случае один корабль может передать людей и довольно большие грузы (топливо, питание и т. д.) другому кораблю?

Какие средства (кроме радио) могут быть для связи между кораблями и между кораблями и планетолетами и поверхностью планет? Это, очевидно, должны быть небольшие сигнальные и связные ракеты; что в них должно быть и что они должны передавать?

Может быть, в сигнальных ракетах разных размеров могут быть и небольшие грузы, например баллончики с кислородом для дыхания, инструменты, аппаратура, средства для радиосвязи, медикаменты и пища и т. д.

Хорошо бы иметь «дубль-сигнальные связные ракеты», т. е. чтобы, послав их куда-то, там, на месте, иметь еще один заряд (либо еще экземпляр) для ответа на борт корабля, и т. д.

О возможности использования корабля «Восток» для экспериментальных исследований по перспективным проблемам космонавтики¹

[1963 г.]

1. Введение

12 апреля 1961 г. на космическом корабле-спутнике «Восток» летчик-космонавт Ю. А. Гагарин осуществил первый в мире космический полет вокруг Земли.

В августе 1961 г. на корабле «Восток» был осуществлен многовитковый полет летчика-космонавта Г. С. Титова. Затем последовали многосуточные групповые полеты в августе 1962 г. летчиков-космонавтов А. Г. Николаева и П. Р. Поповича и в июне 1963 г. летчика-космонавта В. Ф. Быковского и первой в мире женщины летчика-космонавта В. В. Терешковой.

За прошедшие два года на космических кораблях «Восток» было совершено 6 пилотируемых полетов общей продолжительностью 380 час; за 260 витков вокруг Земли покрыто расстояние 10,6 млн. км. При этом выполнена обширная программа научно-технических и медико-биологических исследований, имеющих большое значение для подготовки дальнейших длительных полетов человека в космос.

Проведенные полеты показали, что космический корабль «Восток» и его бортовое оборудование обладают высокой степенью надежности.

Возможности корабля «Восток» в плане осуществления исследований и отработки методов и отдельных элементов использования космических кораблей, а также расширения программы медико-биологических исследований в условиях длительного космического полета еще далеко не исчерпаны.

Корабли «Восток» серии 1963—1964 гг. сохраняют основную конструктивно-компоновочную и схемную завязку кораблей «Восток», на которых были совершены первые исторические космические полеты. Для расширения возможностей использования кораблей «Восток» и повышения безопасности полета на них человека на кораблях «Восток» серии 1963—1964 гг. осуществляется ряд мероприятий. Ниже излагаются основные задачи, решаемые кораблями серии 1963—1964 гг., и мероприятия, осуществляемые на этих кораблях.

¹ Научно-техническая справка, подготовленная ОКБ под руководством С. П. Королева. Публикуется впервые. Эксперименты на кораблях «Восток» больше не проводились. Частично эти предложения были реализованы на кораблях «Восход».

2. Основные задачи, решаемые кораблями серии 1963—1964 гг.

1. Осуществление длительных пилотируемых полетов на срок до 10 суток.
2. Осуществление полетов по орбитам с высотой апогея до 1000—1200 км.
3. Летная тренировка космонавтов в реальных условиях космического полета.
4. Исследование и отработка методов и элементов прикладного применения пилотируемых космических кораблей, в том числе: наблюдение космонавтами за космическими объектами (последняя ступень ракеты-носителя, Луна и др.) с помощью телевизионных средств в интересах отработки вопросов стыковки в космосе; наблюдение земной поверхности с помощью телевизионных средств с передачей телевизионного изображения как космонавту, так и на Землю; наблюдение за световыми сигналами, подаваемыми с Земли, с целью получения необходимых данных для решения вопросов о рациональности использования световых средств обеспечения полетов космических летательных аппаратов; фотографирование земной поверхности, Луны и звезд с целью получения данных о возможных фонах, на которых могут проводиться процессы сборки в космосе, а также использования этих материалов в тренажерах; осуществление радиосвязи между космическими кораблями с целью уточнения требований к системам космической связи (при групповых полетах); опыты по ведению радиосвязи с морскими кораблями и самолетами.
5. Проведение космонавтами научных исследований (спектрографирование верхней атмосферы, изучение спектральных характеристик системы «Земля—атмосфера», фотографирование на маркированную пленку со специальной маской-фильтром, получение цветных фотографий и т. п.).
6. Расширение медико-биологических исследований, в том числе: исследования влияния длительной невесомости и перехода к перегрузкам и нормальной гравитации на систему кровообращения, анализаторы и мышечный тонус человека; исследования влияния длительной невесомости на газообмен, обмен веществ, функции пищеварения; проверка эффективности различных видов наземной тренировки и фармакологических средств на повышение работоспособности космонавта; определение относительной биологической эффективности космической радиации; исследования методов биологической и физической дозиметрии; исследования на животных эффективности химической и фармакохимической защиты от повреждающего действия космического излучения.
7. Осуществление «мягкой» посадки спускаемого аппарата с целью создания более комфортабельных условий при спуске и приземлении.
8. Осуществление «выхода» подопытных животных из корабля в космос.

3. Особенности оборудования кораблей в связи с новыми задачами

1. Установка парашютно-реактивной системы приземления спускаемого аппарата

Парашютно-реактивная система приземления предназначена для обеспечения «мягкой» посадки спускаемого аппарата со скоростью 0—2 м/сек (ударные перегрузки 0—15 ед.).

В парашютно-реактивной системе основные функции по обеспечению безопасности посадки аппарата (со скоростью 8—10 м/сек) выполняются парашютом, а реактивный двигатель предназначен для гашения этой скорости в непосредственной близости от Земли.

2. Расширение медико-биологических исследований

На пилотируемых кораблях дополнительно устанавливаются датчиковая, усилительная и коммутирующая аппаратура для дальнейшего расширения исследований поведения, работоспособности и воздействия условий космического полета на человека.

На беспилотных кораблях устанавливаются контейнеры с крупными (собаки) и мелкими животными.

3. Эксперимент по «выходу» из космического корабля

На беспилотных кораблях намечается постановка эксперимента по разгерметизации специального контейнера с заключенным в нем животным, находящимся в скафандре. После разгерметизации животное будет выдвинуто (или совершит самостоятельный выход) из космического корабля с последующим возвратом в корабль и приземлением совместно с кораблем.

4. Научные эксперименты

На корабле предусматривается установка аппаратуры для проведения космонавтом научных экспериментов, в частности: фотографирования Земли и атмосферы, захода Луны и планет, зодиакального света и др. на маркированную пленку с последующим фотометрированием; спектрографирования дневного свечения верхней атмосферы в области 3000—6300 ангстрем и проведение других работ.

5. Доработки корабля, связанные с осуществлением перечисленных мероприятий

В связи с перечисленным выше объемом дополнительного оборудования потребуются доработки корабля в части конструкции, обеспечения оборудования энергоснабжением, обеспечения дополни-

тельной аппаратурой управления и контроля. В частности, необходимо доработать оптический ориентатор для обеспечения его работы на более высоких орбитах, программно-временное устройство, систему «Заря» для повышения надежности ее работы и обеспечения УКВ-связи между кораблями при групповом полете, увеличить энергоресурс и количество рабочего тела в системе ручного управления ориентацией и провести ряд других работ.

4. Заключение

Корабли «Восток» серии 1963—1964 гг. сохраняют основную конструктивно-компоновочную и схемную завязку кораблей «Восток».

Намечаемые мероприятия по установке дополнительных систем и вытекающие отсюда доработки конструкции и отдельных приборов расширяют возможности использования кораблей «Восток», повышают безопасность полета человека на них, позволяют осуществить программу экспериментальных исследований методов и элементов прикладного использования космических кораблей и медико-биологических исследований в условиях длительного космического полета.

Полеты кораблей «Восток» серии 1963—1964 гг. и намечаемые при этом эксперименты будут иметь большое значение для предстоящих полетов кораблей системы «Союз» и дальнейших работ по освоению космического пространства.

Основные особенности системы искусственных спутников Земли «Электрон»¹

[1963 г.]

1. Введение

Одним из важных научных результатов, полученных при запусках первых искусственных спутников, является открытие радиационных поясов Земли, состоящих из заряженных частиц, движущихся по замкнутым траекториям вдоль магнитных силовых линий. Пояса радиации расположены над экваториальными и средними широтами на высотах от 400 км до 50—60 тыс. км. Частицы, находящиеся в радиационных поясах, обладают энергиями от тысяч до миллионов электрон-вольт.

Исследование радиационных поясов имеет важное значение как для изучения верхней атмосферы и космического пространства, так и для конкретных практических задач, связанных с выбором орбит космических кораблей таким образом, чтобы избежать встречи с поясами радиации или сократить до минимума время пребывания в них, а также для решения проблем защиты космонавтов от радиации при прохождении их кораблей через радиационные пояса во время полетов к Луне или другим планетам Солнечной системы.

Изучение радиационных поясов позволит также сделать прогнозы о существовании и свойствах радиационных поясов у других планет.

Разработка объекта «Электрон», предназначенного для длительного исследования радиационных поясов Земли, была начата в мае 1961 г.

Научная аппаратура спутников предназначена:

1) для исследования основных характеристик поясов: состава частиц, их пространственного распределения, энергетического спектра, изменения состава во времени и напряженности магнитного поля в поясах;

2) для обнаружения искусственного радиационного пояса, образованного высотными ядерными взрывами.

На объекте «Электрон» установлена также научная аппаратура для исследования рентгеновского излучения Солнца, радиоизлучения космического пространства, ионного состава атмосферы и микрометеоритов.

¹ Проспект системы исследовательских ИСЗ «Электрон», подготовленный головным ОКБ под руководством С. П. Королева. Публикуется впервые.

2. Краткая характеристика объекта «Электрон» и его бортовых систем

1. Выведение спутников Э-I и Э-II на орбиты

Объект «Электрон» (вес 890 кг) состоит из двух спутников Э-I и Э-II, выводимых одним носителем типа «Восток» на разные орбиты, причем спутник Э-II отделяется от последней ступени ракеты-носителя на активном участке через ~600 сек после старта с помощью пороховой двигательной установки (тяга ПДУ 3350 кг, время работы 0,12–0,14 сек, относительная скорость отделения спутника от последней ступени ракеты-носителя 10–12 м/сек). Спутник Э-II выводится на орбиту с апогеем 7000 км при высоте перигея 400 км.

После отделения спутника Э-II последняя ступень ракеты-носителя продолжает движение по заданной траектории до набора скорости, необходимой для выведения спутника Э-I на орбиту с апогеем 66 000 км при высоте перигея 450 км (команда на выключение двигателя последней ступени ракеты-носителя подается на ~670 секунде, через 10 сек после этого отделяется спутник Э-I, т. е. на ~680 секунде).

Выведение двух спутников на разные орбиты, лежащие почти в одной плоскости (~61°), производится для одновременного изучения внутреннего и внешних радиационных поясов.

Орбиты спутников эллиптические, с расположением перигеев в северном полушарии. Спутники, максимально удаляясь от поверхности Земли на 66 000 (Э-I) и 7000 км (Э-II), позволяют изучать космическое пространство в большом диапазоне высот. Расположение перигеев орбит в пределах широт территории СССР обеспечивает управление спутниками и прием информации.

Плоскость орбит спутников Э-I и Э-II расположена в пространстве так, что при выбранных положениях перигеев спутники пересекают радиационные пояса на восходящих и нисходящих витках на одинаковых географических широтах, позволяя производить измерения в поясах радиации на различной высоте от поверхности Земли, при этом спутник Э-I, выходя за границу внешних радиационных поясов, производит измерения фона космического излучения.

Выбором времени старта и наклона орбит спутников Э-I и Э-II можно обеспечить устойчивость орбит в пространстве в течение длительного времени (5–10 лет) с учетом влияния гравитационного поля Луны и Солнца и нецентральности поля тяготения Земли. Ниже приведены характеристики орбит.

	Спутник Э-I	Спутник Э-II
Высота перигея, км	~450	~400
Высота апогея, км	66 000	7000
Скорость в перигее, м/сек	10 333	8841
Скорость в апогее, м/сек	974	4476
Период обращения, час.мин.сек	21.46.53	2.47.35
Наклонение орбиты	60°52'	60°51'

Спутник Э-I на двух—семи последовательных витках может не проходить над территорией СССР, а спутник Э-II — приблизительно на одном витке.

2. Основные особенности объекта «Электрон»

Основными особенностями объекта «Электрон» являются: конструкция объекта и аппаратура, установленная на нем, разработаны с учетом длительного функционирования в условиях космического пространства; выведение на одном носителе двух спутников на разные орбиты; спутник Э-II отделяется от последней ступени ракеты-носителя на активном участке; солнечные батареи и антенны спутника, находящиеся в сложном положении на активном участке, открываются по команде от программно-временного устройства после отделения от ракеты-носителя; наличие на борту спутников радиокомплекса, позволяющего управлять с помощью командной радиолинии бортовыми системами с наземных станций; наличие на борту спутников радиотелеметрической системы, позволяющей производить запись показаний датчиков основной и научной аппаратуры при движении спутников по орбите и передавать эти данные наземным станциям; обеспечение энергопитанием бортовых систем от системы единого питания с солнечными батареями; спутники Э-I и Э-II неориентированные, но имеют в приборном составе датчики солнечной ориентации, по которым можно определить положение объекта по отношению к Солнцу в момент проведения научных измерений на орбите.

3. Конструкция объекта «Электрон»

Спутники Э-I и Э-II имеют форму цилиндров со сферическими днищами. Максимальный поперечный размер спутника Э-I 1,8 м, спутника Э-II 0,75 м (с уложенными штангами солнечных батарей), длина Э-I 2,4 м (без штанги магнитометра), Э-II 2 м (указанные размеры даны без учета антенн). Выводимый вес спутника Э-I 465 кг, а Э-II 355 кг; вес установленной на них научной и основной аппаратуры составляет соответственно 316 и 200 кг. Тонкостенные герметичные оболочки спутников выполнены из алюминиевого сплава АМГ-6.

Внутри них размещена на рамах и панелях основная и научная аппаратура с буферными батареями химических источников тока. Снаружи установлены датчики научной аппаратуры, антенны и секции солнечных батарей.

Спутники ставятся на рамы, принадлежащие последней ступени ракеты-носителя; рама, в которой крепится Э-II, представляет из себя трубу с направляющими.

4. Состав основной и научной аппаратуры, устанавливаемой на объекте «Электрон»

Спутники Э-I и Э-II — это космические аппараты, оснащенные сложным комплексом разнообразной аппаратуры. На борту спутников установлены следующие основные системы.

Система единого питания, состоящая из солнечных батарей, буферной батареи химических источников тока (типа КНГ)

и блока контроля источников питания. Площади батарей: у спутника Э-I $S=4,8 \text{ м}^2$, у спутника Э-II $S=4,3 \text{ м}^2$.

Форма солнечной батареи на каждом спутнике выбрана из условия обеспечения равномерности отдаваемой батареей мощности при разных положениях спутника по отношению к Солнцу.

Система единого питания обеспечивает нормальное напряжение 14 в, среднее энергопотребление электроэнергии на спутниках: Э-I 30 вт, Э-II 26 вт.

Во время сеансов связи спутников с наземными станциями потребление бортовой аппаратуры составляет: на спутнике Э-I 320 вт, на спутнике Э-II 140 вт.

Система терморегулирования, осуществляющая поддержание температуры газовой среды (азота) внутри контейнеров в диапазоне $0-+40^\circ \text{С}$, обеспечивает отвод тепла, выделяемого приборами, через специальную радиационную поверхность в окружающее космическое пространство. Для регулирования теплоотдачи снаружи корпуса спутников установлены жалюзи, открывающие радиационную поверхность при повышении температуры газа внутри спутников и закрывающие — при понижении.

Для улучшения теплообмена в состав системы терморегулирования входит вентилятор, работающий в импульсном режиме (через каждые 64 мин включается в работу на 8 мин).

Радиотелеметрическая система, позволяющая производить непосредственную передачу результатов измерений и запоминание значений измеряемых параметров на протяжении всего витка с последующей передачей их на наземные станции в момент пролета над ними.

Запоминающее устройство (ЗУ) радиотелеметрической системы работает в импульсном режиме. Управление ЗУ осуществляется от программно-временного устройства, которое обеспечивает включение ЗУ в двух режимах:

- а) в режиме запоминания в течение 10 сек через каждые 2 мин (режим № 1);
- б) в режиме запоминания в течение 10 сек через каждые 8 мин (режим № 2).

Запоминающее устройство, работающее в режиме № 1, обеспечивает запоминание в течение 20 час, в режиме № 2 — 80 час.

Суммарное время запоминания составляет 100 мин.

Время воспроизведения запомненной информации не превышает 3,5 мин.

На спутниках устанавливаются разные запоминающие устройства, отличающиеся количеством каналов: ЗУ на спутнике Э-I имеет 17 каналов, ЗУ на спутнике Э-II имеет 13 каналов.

Дальность действия радиотелеметрической системы до 3000 км при углах места не менее 7° .

Командная радиолиния, обеспечивающая управление аппаратурой спутников Э-I и Э-II, а также переключение режимов запоминающих устройств, необходимые включения и переключения с основного комплекта аппаратуры на дублирующие комплекты.

На каждом спутнике устанавливаются комплекты аппаратуры командной радиолинии (КРЛ), позволяющие передавать на борт до 20 команд.

Системы КРЛ спутников Э-I и Э-II работают одновременно на разных частотах.

Время прохождения одной команды не превышает 20 сек. Командная радиолиния в комплексе с наземной аппаратурой обеспечивает прохождение команд на борт при любом положении спутника в пространстве в зоне действия наземной передающей станции.

Дальность действия КРЛ до 3000 км при углах места в пределах от 7 до 85°.

Программно-временное устройство, предназначенное для выдачи периодических сигналов включения и выключения научной аппаратуры, вентилятора системы терморегулирования, запоминающего устройства радиотелеметрической системы и для временной привязки результатов измерений как в режиме запоминания, так и в режиме непосредственной передачи.

Система, предназначенная для передачи телеметрической информации и определения параметров орбит спутников с помощью штатных пеленгационных средств; система обеспечивает передачу телеметрической информации по 15 каналам. Частоты излучения передатчиков выбраны на спутниках Э-I и Э-II разными для обеспечения возможности одновременности связи.

Система, предназначенная (совместно с наземными станциями) для измерения параметров орбиты спутника Э-I; система обеспечивает измерение на дальностях 3—5 тыс. км при углах места от 5 до 85° и азимуте от 0 до 360°.

Передающее устройство, предназначенное для излучения сигналов, при помощи которых осуществляется исследование структуры и ионосферы и определение координат спутника Э-II. Устройство состоит из трех передатчиков и модулятора.

Передачики работают на трех когерентных частотах: 20,005; 30,0075 и 90,0225 мГц с длительностью 2,5 сек и промежутками между ними не более 0,5 сек.

Для проведения научных измерений на борту спутников установлены:

на спутнике Э-I:

комплекс приборов НИИЯФ МГУ для исследования пространственного распределения, состава и энергетического спектра частиц, а также обнаружения заряженных частиц малых энергий;

аппаратура ФИАН для исследования ядерной компоненты космических лучей;

аппаратура НИРФИ Горьковского университета для измерения интенсивности космического радиоизлучения на двух фиксированных волнах средневолнового диапазона (200 и 400 м);

аппаратура ФИАН для измерения интенсивности мягкого рентгеновского излучения Солнца;

аппаратура ИЗМИР для изучения магнитного поля Земли в области внешних радиационных поясов;

аппаратура ИПГ для использования ионного состава атмосферы на высотах от 400 до 3000 км;

аппаратура ФИАН для измерения концентрации положительных ионов;

на спутнике Э-II:

комплекс приборов НИИЯФ МГУ, в основном аналогичный устанавливаемому на спутнике Э-I;

аппаратура ИФА для исследования электронов малых энергий; аппаратура для изучения микрометеоритов; аппаратура ИПГ для исследования ионного состава атмосферы Земли на высотах от 400 до 1000 км.

3. Управление бортовой аппаратурой спутников

Управление всеми бортовыми системами спутников осуществляется по командной радиолинии (КРЛ) и программно-временным устройством.

При подходе спутника к наземной станции подается команда по КРЛ на включение непосредственной передачи. В момент входа спутника в зону надежной радиосвязи с наземной станцией подается команда на воспроизведение информации, записанной в ЗУ радиотелеметрической системы.

Воспроизведение проводится до полного очищения ЗУ и заканчивается при срабатывании концевого выключателя. Время воспроизведения составляет 3,5 мин.

С помощью команд по КРЛ проводятся необходимые включения и переключения на дублирующие комплекты бортовой аппаратуры.

Расчеты орбит спутников показывают, что спутник Э-I может на двух-семи последовательных витках не проходить над территорией СССР, а спутник Э-II — приблизительно на одном.

Для учета этого обстоятельства в программе предусмотрены два режима работы научной аппаратуры, управляемой программно-временным устройством.

Включение непосредственной передачи производится по КРЛ подачей соответствующей команды; оно также дублируется временником радиотелеметрической системы через 20 мин после начала сеанса.

С Новым космическим годом!¹

[1963 г.]

В преддверии Нового года мысленно оглядываемся на прошедшее и задумываемся о будущем.

С недавнего времени новогодний праздник перестал быть обычным: Новый год стал космическим! Это началось 4 октября 1957 г. в день, когда впервые в истории человечества летательный аппарат, созданный разумом и руками советских людей, покинул Землю и стал стремительно обращаться вокруг нее. Он был мал, этот самый первый искусственный спутник нашей старой планеты, но его звонкие позывные разнеслись по всем материкам и среди всех народов как воплощение дерзновенной мечты человечества.

В те незабываемые дни далекое небо тоже перестало быть обычным: среди облаков и далеких звезд светлой точкой быстро двигался самый молодой в мире советский спутник. За ним следили, его ожидали, о нем говорили на всей Земле.

Наша великая социалистическая Отчизна предстала перед всем миром как страна прогресса, как носитель самой высокой культуры и передовой науки, могущественной индустрии.

Но это было только начало. Именно советский человек должен был первым подняться в космос и пройти в нем уверенным шагом никем еще не хоженные пути-дороги. И этот день тоже наступил: гражданин Союза Советских Социалистических Республик коммунист Юрий Гагарин на советском космическом корабле «Восток» немногим более чем за полтора часа совершил 12 апреля 1961 г. свой исторический рейс вокруг земного шара.

С той поры не минуло еще и трех лет, а советские корабли «Восток» и целая плеяда отважных космонавтов проложили многочисленные космические трассы. В общей сложности в космических полетах советские космонавты провели более 380 час и, совершив 259 оборотов вокруг Земли, прошли в сумме около 10,7 млн. км.

Теперь уже достаточно надежно проверена возможность многосуточных орбитальных полетов человека в условиях невесомости на огромных высотах над поверхностью Земли; изучена его работоспособность в этих условиях, многократно опробованы и отработаны различные системы космических кораблей и сложные наземные службы.

¹ Статья С. П. Королева, опубликованная в газете «Правда» от 1 января 1964 г. под псевдонимом «Профессор К. Сергеев».

В 1963 г. советская автоматическая станция «Марс-1» прошла вблизи планеты Марс, поддерживая на расстоянии около 106 млн. км радиосвязь с советскими наземными пунктами. В итоге полета получены уникальные научные результаты и данные: было зарегистрировано значительное изменение границ известных в настоящее время трех радиационных поясов Земли; область максимальной интенсивности во внутреннем радиационном поясе оказалась более удаленной от земной поверхности, чем это считалось ранее; было установлено, что в период с 1959 г. интенсивность космического излучения в околоземном и межпланетном пространстве возросла примерно вдвое. Проведены измерения плотности потоков электронов с энергией более 50 электрон-вольт, регистрировались потоки ионизованного газа, идущие от Солнца (так называемый «солнечный ветер»), получена информация о напряженности магнитного поля в космическом пространстве и о распределении метеорного вещества в космосе вне орбиты Земли. Последние данные были получены при прохождении станции «Марс-1» через метеорный поток Таурид. Интересно, что предельное расстояние, на котором осуществлялась радиосвязь со станцией «Марс-1», было столь велико, что радиосигнал с борта доходил до Земли за время около 12 мин.

Много исследований выполнено спутниками серии «Космос», осуществляющими обширную программу научных исследований. Эти полеты систематически пополняют и расширяют наши познания о ближнем космосе.

Станция «Луна-4» прошла в непосредственной близости от поверхности Луны, обогатив науку новыми сведениями и дав первый опыт обработки столь сложных автоматических межпланетных систем.

Управляемый маневрирующий космический аппарат «Полет-1» успешно выполнил сложную и разнообразную программу маневрирования в околоземном космическом пространстве. Этим полетом был достигнут новый качественный уровень в развитии советской космической техники. Возможность осуществления широких маневров в космическом полете является важным качеством космических аппаратов, способных решить новые научно-исследовательские задачи.

Летом 1963 г. состоялся беспримерный пятисуточный полет Валерия Быковского, подтвердивший еще раз реальную возможность многосуточных орбитальных полетов. Валерий Быковский установил абсолютные мировые рекорды продолжительности и дальности космического полета. Следует отметить, что корабль «Восток-5» на всем протяжении своего пятисуточного полета работал превосходно, а сам космонавт В. Быковский чувствовал себя после полета настолько хорошо, что мог бы его повторить заново.

Но 1963-й космический год оставит в памяти людей еще одно незабываемое воспоминание.

К вершине огромной космической ракеты поднялась и вошла в кабину корабля «Восток-6» простая советская девушка, ярославская текстильщица и, когда ракета вырвалась в заоблачные дали, уверенно сказала на весь мир:

— Я «Чайка»! Я «Чайка»! Полет проходит нормально, самочувствие отличное, задание будет выполнено! Как слышите меня? Я «Чайка», прием!

Советский Союз не побоялся послать в далекий космос юную дочь своего народа. Валентина Терешкова — член великой ленинской партии, гражданка Союза Советских Социалистических Республик, своим беспримерным полетом показала, на что способны советские женщины. В этом полете была снова продемонстрирована исключительно высокая надежность советской ракетной техники, ее простота и доступность в эксплуатации.

Коммунистическая партия, Советское правительство проявляют постоянную заботу о развитии нашей отечественной науки, благодаря чему и стали возможны все эти достижения.

Провожая уходящий год, невольно хочется воскликнуть: «Так много сделано и пройдено!» И в то же время нельзя не сказать: «Как еще мало достигнуто, как много еще предстоит осуществить!»

Впереди многочисленные полеты, в первую очередь по орбитам вокруг Земли, а в более отдаленном будущем и по дальним космическим трассам — к Луне и ближним планетам Венере и Марсу. Несомненно, сейчас уже наступило время, когда бок о бок с отважными летчиками-космонавтами в просторных кабинах новых космических кораблей займут свое место ученые, исследователи, штурманы-астронавигаторы и бортовые инженеры различных специальностей. Быть может, недалеко время, когда космические корабли после длительного пребывания в ледяной пустыне космоса причалят к орбитальной околоземной станции, а их экипажи соберутся в уютной кают-компани, включают бортовое космическое видение и с волнением поздравят с наступающим Новым космическим годом друг друга, своих близких и друзей на Земле и на борту других звездных кораблей.

Наступит время, когда почтовые, а затем и пассажирские скоростные рейсы будут совершаться через ближний космос. В самом деле, зачем затрачивать 10—15 часов на полет, если можно добраться до пункта назначения за 1—2 часа! Ведь еще совсем недавно полеты на реактивных самолетах считались уделом избранных. А сейчас реактивные пассажирские лайнеры — это самый удобный, распространенный и надежный вид скоростного транспорта по трассам, проходящим на стратосферных высотах, еще так недавно считавшихся недоступными.

Так называемые «суточные искусственные спутники» обеспечат всеобщую радиосвязь и телевидение. Системы геофизических, гелиофизических и других спутников будут нести службу Земли и Солнца, четко следить за формированием погоды, за радиационным состоянием околоземных областей космического пространства и т. д.

Чрезвычайный интерес представляет дальнейшее углубленное изучение проблем, связанных с жизнедеятельностью человеческого организма при весьма длительном нахождении в условиях невесомости во время дальних космических полетов продолжительностью 3—5 лет.

Все ближе становятся к своему разрешению и такие задачи, как изучение и прямое исследование управляемыми автоматическими аппаратами далеких планет нашей Солнечной системы.

Советская наука уверенно прокладывает все новые пути в космос. С Новым космическим годом, дорогие товарищи!

О возможности создания трехместного космического корабля «Восход»¹

[1964 г.]

1. Введение

В 1961—1963 гг. на космических кораблях-спутниках «Восток» были совершены первые в мире полеты летчиков-космонавтов СССР Ю. А. Гагарина, Г. С. Титова, А. Г. Николаева, П. Р. Поповича, В. Ф. Быковского и В. В. Николаевой-Терешковой по орбите искусственного спутника Земли. При этом выполнена обширная программа научно-технических и медико-биологических исследований, имеющих большое значение для подготовки дальнейших полетов в космос.

Проведенные полеты показали, что космический корабль «Восток» и его бортовое оборудование обладают высокой степенью надежности.

На базе этого корабля может быть создан многоместный космический корабль «Восход» с экипажем из трех человек. Корабли «Восход» сохраняют основную конструктивную завязку и схемные решения кораблей «Восток».

Для обеспечения возможности полета трех человек в корабле «Восход» необходимо (по сравнению с кораблями «Восток») провести перекомпоновку оборудования в спускаемом аппарате (СА), установить три кресла для пилотов, соответственно сняв катапультируемое кресло и скафандр, доработать ряд бортовых систем и установить дополнительное оборудование.

2. Основные характеристики кораблей «Восход»

1. Экипаж корабля — три человека.
2. Корабли осуществляют полет по орбите с высотой перигея 180 км и высотой апогея 240 км.
3. Продолжительность полета от одного витка до одних суток.
4. Приземление космонавтов осуществляется в кабине корабля.
5. Выведение корабля на орбиту производится носителем «Восход».
6. Вес корабля на орбите около 5,5 т.

¹ Проспект первого в мире многоместного космического корабля «Восход», подготовленный головным ОКБ под руководством С. П. Королева. Публикуется впервые.

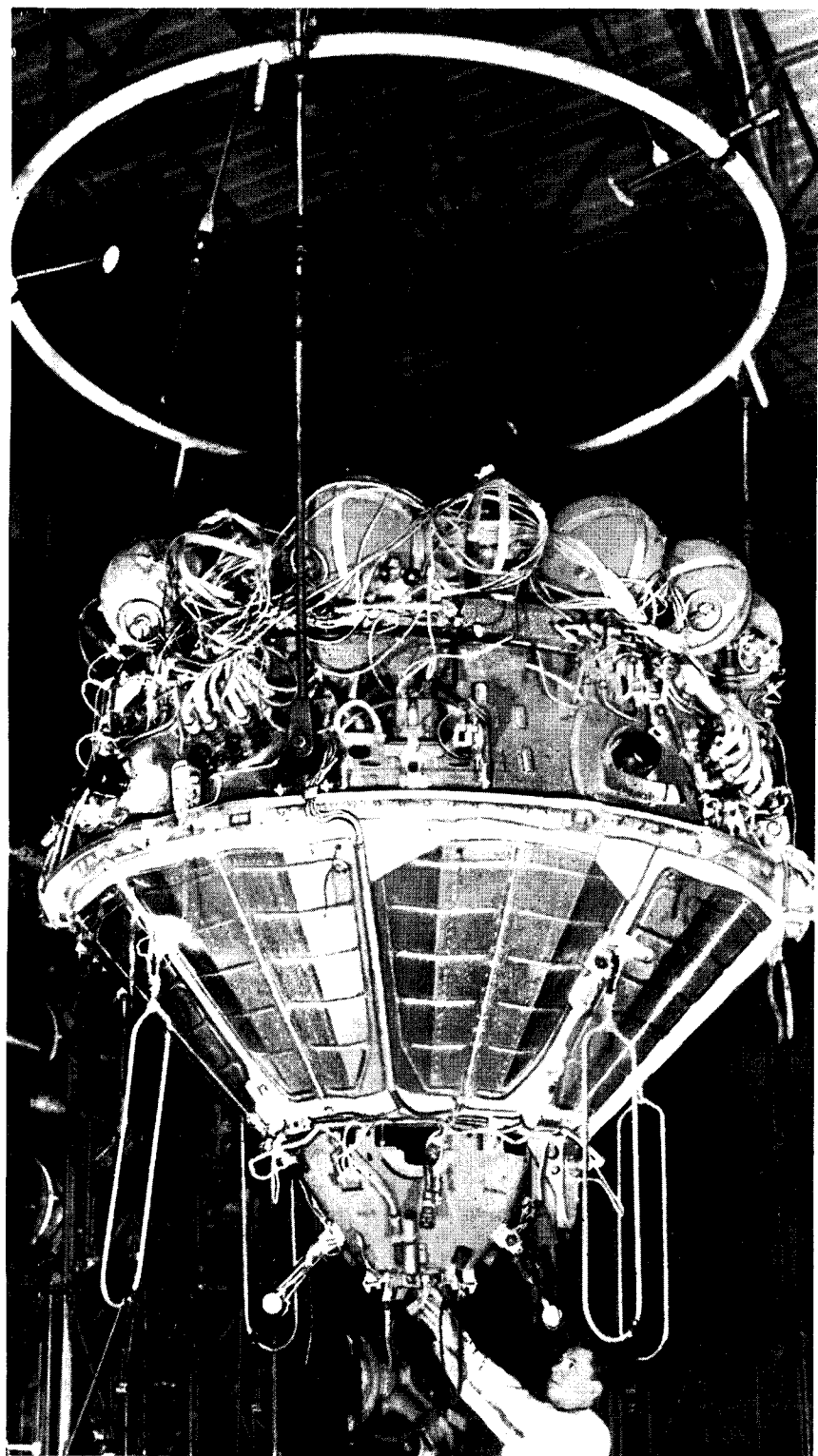


Рис. 1
Приборно-агрегатный отсек корабля
«Восход»

3. Изменения в составе оборудования по сравнению с кораблями «Восток-5» и «Восток-6», связанные с переходом к трехместному кораблю

А. Снимаются:

- 1) скафандр с системой вентиляции;
- 2) катапультируемое кресло с его НАЗом и парашютной системой пилотов;
- 3) киноаппарат;
- 4) оборудование биологических экспериментов.

Б. Устанавливаются:

- 1) 3 кресла с амортизацией;
- 2) НАЗ для трех пилотов.

4. Основные изменения в составе оборудования, связанные с ограничением времени полета и модернизацией оборудования

1. Устанавливается запасной пороховой тормозной двигатель.
2. Устанавливается система управления по ионным датчикам.
3. Телевизионная система 10 кадров/сек заменяется на систему 25 кадров/сек.
4. Командная радиоперехватная линия заменяется на модернизированную.
5. Система пеленгования СА заменяется на модернизированную.

5. Особенности конструкции корабля «Восход»

Конструкция корабля «Восход» создается на базе конструкции корабля «Восток».

Сверху спускаемого аппарата устанавливается запасной тормозной пороховой двигатель и закрепляется с помощью стяжных лент. Конструкция, компоновка приборного отсека и корпус спускаемого аппарата остаются практически без изменений.

Космонавты размещаются в трех амортизированных некатапультируемых креслах и совершают полет без скафандров. Для установки трех кресел аппаратура кабины перекомпоновывается.

6. Схема посадки

Экипаж корабля «Восход» при возвращении из космического полета приземляется внутри спускаемого аппарата. При этом используется отработанная схема (и оборудование) приземления кораблей «Восток»:

на высоте 5000 м по команде от барореле производится отстрел крышки парашютного люка и введение тормозного парашюта спускаемого аппарата;

после снижения скорости спускаемого аппарата по команде от барореле производится отцепка тормозного парашюта и введение основного парашюта;

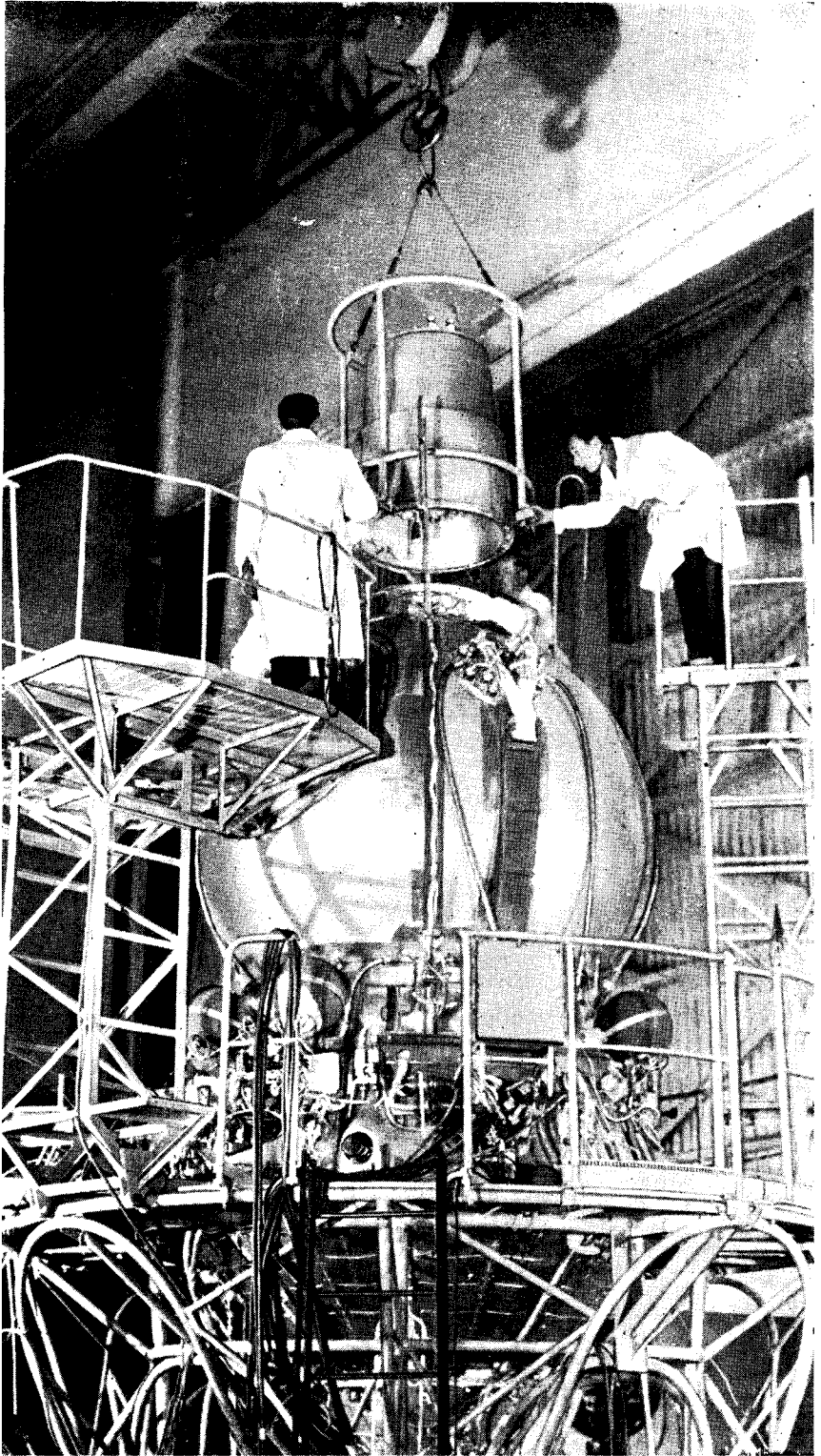


Рис. 2
Сборка корабля «Восток»

спуск и приземление на основном парашюте со скоростью 10 м/сек . Снижение перегрузок, действующих на космонавтов при приземлении, осуществляется за счет амортизации кресел. Ход амортизации в области плеч космонавтов $200\text{--}300 \text{ мм}$, что обеспечивает снижение ударных перегрузок до $20\text{--}30 \text{ ед}$. Такие перегрузки при кратковременном их действии (порядка $0,05 \text{ сек}$) являются допустимыми.

Для улучшения условий посадки на корабле может быть использована парашютно-реактивная система приземления. Парашютно-реактивная система позволяет осуществить «мягкую» посадку экипажа в кабине со скоростью $0\text{--}2 \text{ м/сек}$. При применении парашютно-реактивной системы спуск осуществляется с помощью парашютов (со скоростью $8\text{--}10 \text{ м/сек}$), непосредственно перед приземлением производится гашение этой скорости до $0\text{--}2 \text{ м/сек}$ с помощью порохового двигателя (РДТТ). Подобная система в настоящее время разработана.

Перед применением парашютно-реактивной системы на пилотируемом корабле «Восход» необходимо произвести отработку этой системы при экспериментальных пусках.

7. Вопросы аварийного спасения

На кораблях «Восход» используется доработанная система аварийного спасения корабля «Восток».

В связи с отсутствием катапультирования на кораблях «Восход» затруднено аварийное спасение экипажа на малых высотах (до $25\text{--}44 \text{ секунд}$ полета).

Повышение надежности аварийного спасения экипажа кораблей «Восход» на малых высотах можно получить за счет использования системы, подобной системе аварийного спасения кораблей «Союз». Поэтому для оптимального решения вопросов спасения при аварии на малых высотах необходимо форсировать экспериментальную отработку систему аварийного спасения корабля «Союз».

В случае аварии носителя после 44-й секунды полета схема спасения и ее надежность одинаковы у обоих кораблей (за исключением того, что в корабле «Восход» приземление экипажа всегда осуществляется внутри спускаемого аппарата).

8. Дополнительный тормозной пороховой двигатель малого импульса

Корабли «Восток» до настоящего времени совершали полеты по орбитам со временем существования от 7 до 12 суток. Это обуславливалось необходимостью обеспечить возвращение космонавта на Землю при отказе тормозной двигательной установки, используя аэродинамическое самоторможение корабля.

Поскольку время полета корабля «Восход» ограничено одними сутками, использовать для корабля принцип аэродинамического самоторможения нельзя.

Для обеспечения надежного спуска корабля с орбиты устанавли-

вается тормозной пороховой ракетный двигатель, дублирующий основную тормозную двигательную установку. Пороховой двигатель используется пилотом при посадке с помощью ручного управления.

Основные характеристики дополнительного тормозного порохового двигателя:

Вес снаряженного двигателя	143 кг
Вес топлива	87 кг
Суммарный импульс	19 600 кг·сек
Время работы двигателя	около 2 сек
Максимальная тяга	12 000 кг

Пороховой двигатель с импульсом 19 600 кг·сек обеспечивает при включении двигателя в апогее спуск корабля на территорию Советского Союза.

В качестве основной тормозной двигательной установки используется ТДУ корабля «Восток».

9. Система ионных датчиков направления вектора скорости

Для обеспечения ориентации корабля перед включением порохового двигателя кроме визуальных средств ручной ориентации на корабле устанавливается система ионных датчиков, использующая эффекты, связанные с движением корабля в разреженной ионизированной среде, окружающей Землю.

Ионные чувствительные элементы позволяют получить объективную информацию о положении продольной оси корабля относительно вектора скорости.

Важным преимуществом ионной системы является возможность ориентации как на дневной, так и на затененной стороне Земли. Сигналы с датчиков после усиления и преобразования поступают на электронно-лучевой индикатор (видеоконтрольное устройство) телевизионной системы и дают возможность пилоту ориентировать корабль по направлению вектора скорости, т. е. в направлении, необходимом для запуска тормозного двигателя перед посадкой корабля.

10. Телевизионная система

На корабле устанавливается модернизированная телевизионная система, которая укомплектовывается телевизионными камерами, устанавливаемыми в кабине для наблюдения за космонавтами, камерой наружного обзора, видеоконтрольным устройством космонавтов, передатчиками и обслуживающей аппаратурой.

Это позволяет осуществлять телевизионное наблюдение за космонавтами в полете, наблюдение за последней ступенью носителя, наблюдение других космических объектов (например, Луны) и земной поверхности.

Одновременно с подачей изображения с наружной телекамеры на видеоконтрольное устройство информация может передаваться по радиоканалу на Землю.

Для освещения кабины при телесеансах используются экономичные светильники дневного света.

11. Заключение

На кораблях «Восход» может быть осуществлен первый полет экипажа из трех человек по орбите искусственного спутника Земли. Корабли «Восход» сохраняют основную конструктивную и схемную завязку кораблей «Восток».

Космический корабль «Восход-2»¹

[1964 г.]

I. Назначение корабля «Восход-2»

Двухместный космический корабль-спутник «Восход-2» создается с целью осуществления первых экспериментов по выходу человека из корабля непосредственно в космическое пространство.

При этом проводятся исследования с целью экспериментальной проверки конструктивных решений по обеспечению выхода человека из корабля в космическое пространство, отработки космических скафандров, получения экспериментальных данных для проектирования систем, обеспечивающих передвижение и действия человека вне корабля-спутника.

Указанные исследования имеют большое значение для создания перспективных систем, обеспечивающих жизнедеятельность человека в космическом пространстве, производство монтажных работ в космосе, высадку экспедиций на Луну и другие планеты.

II. Основные особенности корабля «Восход-2»

Корабль «Восход-2» создается на базе корабля «Восход». Экипаж корабля состоит из командира корабля и второго летчика-космонавта.

На участке орбитального полета второй летчик-космонавт совершает выход из корабля в космическое пространство. Выход второго летчика-космонавта из корабля и последующее возвращение его в корабль осуществляются методом шлюзования. Полет космонавтов в корабле и выход второго летчика-космонавта в космическое пространство совершаются в скафандрах.

Общая конструктивная схема корабля «Восход-2» представлена на общем виде². На крышке люка № 3 спускаемого аппарата устанавливается надувной шлюз. Для перехода космонавта в шлюз и возвращения обратно в крышке люка № 3 предусматривается специальный люк-лаз с герметичной крышкой, открывающейся внутрь спускаемого аппарата. Для выхода космонавта из шлюза в космическое пространство служит люк-лаз в верхней части шлюза с герметичной крышкой, открывающейся внутрь шлюза.

¹ Проспект космического корабля «Восход-2», подготовленный головным ОКБ под руководством С. П. Королева. Публикуется впервые.

² См. Приложение, с. 585.

Крышки люков СА и шлюза открываются электроприводами, управляемыми дистанционно. Предусматривается также возможность ручного открытия (закрытия) крышек при отказе электроприводов.

В спускаемом аппарате устанавливаются:

- 1) два амортизируемых кресла, доработанных для сопряжения с космическими скафандрами. Кресла опущены в нижнее рабочее положение, что создает дополнительные удобства при посадке экипажа в корабль на старте и при выполнении операций, связанных с переходом второго летчика-космонавта в шлюз. Выведение кресел производится при введении парашютной системы;
- 2) бортовая система вентиляции скафандров (во время пребывания космонавтов в корабле);
- 3) автономная система кислородного питания (ранец) для выходящего космонавта;
- 4) кислородно-вентиляционное устройство (КВУ), обеспечивающее питание космонавтов кислородом на участке приземления;
- 5) автоматика системы шлюзования, вентиляции скафандров и наддува СА и шлюза;
- 6) специальный клапан перепуска для выравнивания давления между СА и шлюзом перед открытием крышки люка-лаза СА. Клапан управляется дистанционно. Предусматривается возможность закрытия клапана вручную при отказе электропривода;
- 7) пульт управления шлюзованием.

На приборном отсеке устанавливаются дополнительные баллоны бортовой системы вентиляции скафандров и системы наддува спускаемого аппарата. Остальная аппаратура и оборудование корабля «Восход-2» аналогичны аппаратуре и оборудованию корабля «Восход».

Схема посадки корабля «Восход-2» сохраняется такой же, как у корабля «Восход», что обеспечивает «мягкое» приземление космонавтов непосредственно в спускаемом аппарате.

Спасение экипажа при аварийных ситуациях на участке выведения производится по той же схеме, что и на корабле «Восход», с дополнительным отстрелом шлюза.

III. Основные характеристики корабля «Восход-2»

Экипаж корабля	2 чел.
Вес корабля на орбите	5685 кг
Продолжительность полета	1 сут
Выход в космическое пространство	в конце первого — начале второго витка
Максимальное удаление от корабля (на фале)	5 м
Время пребывания космонавта вне корабля	10—15 мин
Диаметр люка-лаза СА	650 мм

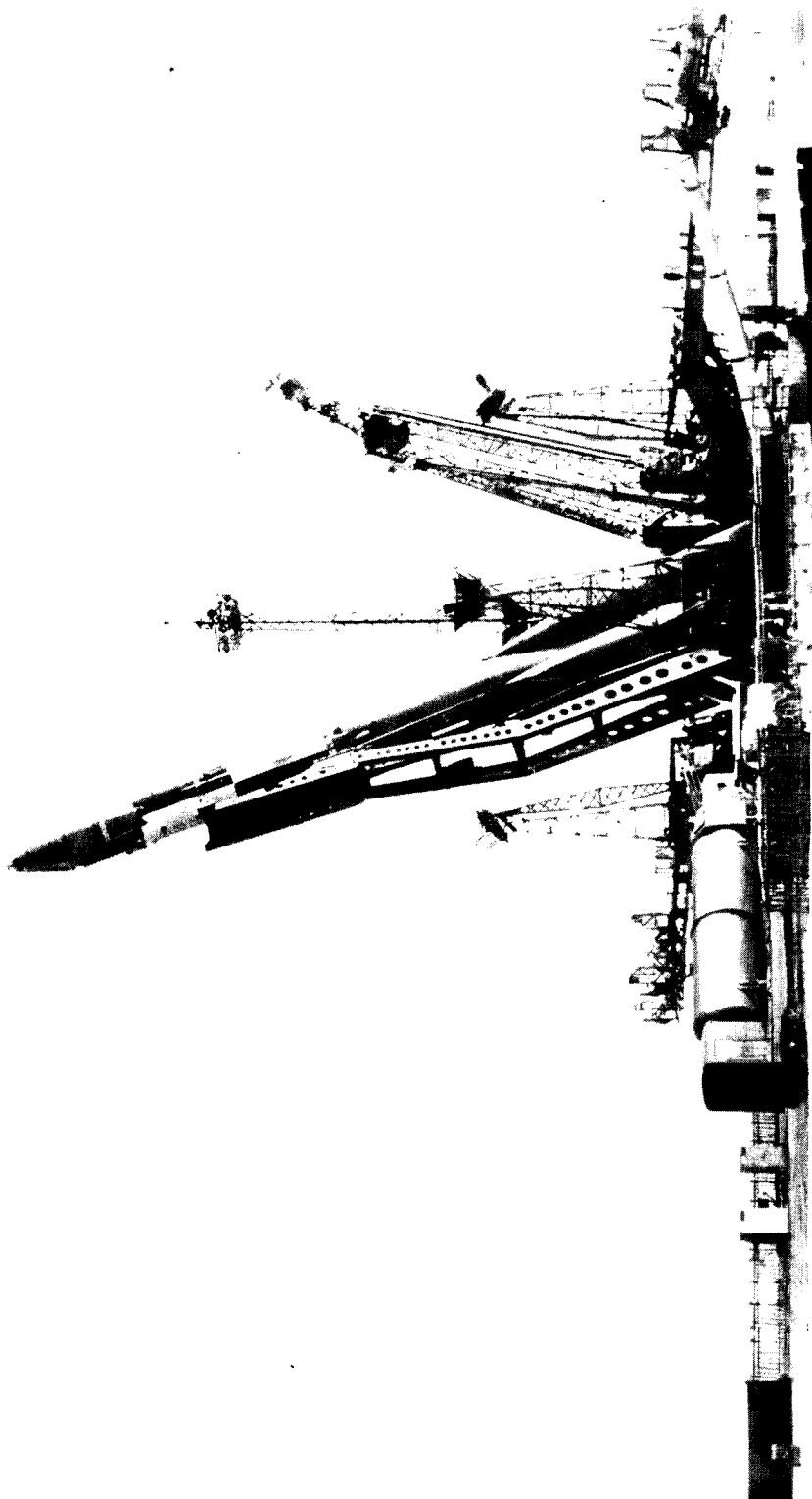


Рис. 1
Подъем ракеты-носителя «Союз»
с кораблем «Восход» на пусковую
систему

IV. Программа полета корабля и схема выхода

Корабль «Восход-2» совершает полет по орбите искусственного спутника Земли с высотой перигея 180 км и высотой апогея 400 км (номинальные значения). Программа предусматривает полет корабля в течение одних суток и выход космонавта из корабля в космическое пространство в конце первого — начале второго витка. По выведении корабля на орбиту начинается подготовка к выходу. Операции производятся в следующей последовательности.

1. С пульта управления шлюзованием запрашивается система шлюзования, производится расчехловка замков шлюза и наполнение надувного каркаса (аэробалок) шлюза. По наполнении каркаса шлюз принимает рабочее положение.
2. Второй летчик-космонавт, освободившись от привязной системы кресла, с помощью командира корабля надевает наспинный ранец автономного питания кислородом, производит проверку функционирования ранца и скафандра.
3. Производятся перепуск воздуха из спускаемого аппарата в шлюз клапаном перепуска, проверка герметичности шлюза и после выравнивания давлений в СА и шлюзе открывается крышка люка-лаза СА.
4. Второй летчик-космонавт, подсоединившись к кислородной системе шлюза и присоединив страховочный фал, переходит в шлюз.
5. После вторичной проверки ранца и скафандра люк СА закрывается, включается сброс давления из шлюза за борт.
6. Командир корабля производит ориентацию корабля для обеспечения освещения шлюза Солнцем; при подлете корабля к территории Советского Союза открывается крышка люка-лаза шлюза и второй летчик-космонавт, подключив наспинный ранец и отсоединившись от шланга кислородного баллона шлюза, выходит из шлюза в космическое пространство. Выход осуществляется на специальном фале, который позволяет космонавту удалиться от корабля на расстояние 5 м.

Находясь вне корабля, космонавт ведет визуальные наблюдения, фотографирование корабля и земной поверхности. Результаты своих наблюдений космонавт передает по телефону командиру корабля и по радиоканалу на Землю.

При возвращении космонавта в корабль все операции шлюзования выполняются в обратном порядке.

1. Космонавт входит в шлюз, крышка шлюза закрывается, осуществляется наддув шлюза из автономного баллона, космонавт, подключившись к шлангу кислородного баллона, освобождается от ранца и оставляет его в шлюзе.
2. После выравнивания давлений в шлюзе и СА открывается люк-лаз СА, космонавт переходит в СА, садится в кресло, отсоединяет шланг и фал и переходит на штатную систему вентиляции.
3. Крышка люка-лаза СА закрывается, осуществляется наддув СА до номинального давления. Эксперимент закончен.

Управление шлюзованием осуществляет командир корабля с помощью пульта, установленного в спускаемом аппарате. В случае необходимости управление основными операциями шлюзования может осуществляться вторым летчиком-космонавтом с помощью пульта, установленного в шлюзе. После завершения программы

выхода шлюз отделяется от корабля. Заключительная часть полета корабля осуществляется без шлюза по программе, аналогичной программе полета корабля «Восход». В конце суток (на 17-м витке) включается тормозной двигатель, и корабль совершает посадку в заданном районе.

Прием телеметрической информации с борта корабля о работе систем, обеспечивающих шлюзование, осуществляется наземными приемными пунктами (при пролете корабля над территорией СССР) и кораблями в Тихом океане.

У. Системы, обеспечивающие выход в космическое пространство

Шлюз

Наличие шлюза позволяет избежать разгерметизации спускаемого аппарата при осуществлении выхода космонавта из корабля. Шлюз корабля «Восход-2» изготавливается складывающимся для обеспечения размещения его под головным обтекателем корабля на участке выведения. Шлюз состоит из средней надувной части, выполненной из двух прорезиненных герметичных оболочек, разделенных на 40 надувных элементов (аэробалок), и жестких нижней и верхней частей. Для обеспечения надежности надувные элементы сгруппированы в три независимые секции и при наполнении воздухом образуют каркас шлюза. В сложенном (нерабочем) положении шлюз зачековывается пирозамками. После выведения корабля на орбиту производится расчеховка шлюза, наполнение воздухом надувного каркаса, в результате чего шлюз занимает рабочее положение.

Нижней жесткой частью шлюз крепится с помощью пирозамков к кораблю. На нижней части размещены баллоны наддува каркаса и внутренней полости шлюза и баллоны с запасом кислорода. На верхней части устанавливается открывающаяся внутрь шлюза герметичная крышка с электроприводом и кронштейн с кинокамерой для наружной съемки. Для удобства входа космонавта в шлюз при возвращении в корабль на верхней части установлен обтекатель (воронка).

В шлюзе размещены две 16 мм кинокамеры для киносъемки процесса входа космонавта в шлюз и выхода из него, система освещения, пульт управления шлюзованием, агрегаты системы шлюзования. Предусмотрена аварийная система отделения шлюза при помощи пиропула, дублирующая основную систему отделения. Для обеспечения теплового режима шлюза внешняя поверхность шлюза теплоизолирована экранно-вакуумной теплоизоляцией.

Основные характеристики шлюза:

Наружный диаметр	1200 мм
Внутренний (рабочий) диаметр	1000 мм
Высота в сложенном состоянии	700 мм
Высота в раскрытом положении	2500 мм
Диаметр люка-лаза шлюза	700 мм
Вес шлюза	250 кг.

Космические скафандры

Полет космонавтов в корабле и выход второго летчика-космонавта в космическое пространство совершаются в специальных скафандрах мягкой конструкции.

Скафандры экипажа корабля «Восход-2» вентиляционного типа. Для обеспечения необходимых жизненных условий при нахождении космонавтов в корабле и при выходе одного из них в космическое пространство предусмотрены системы вентиляции скафандров и кислородного питания экипажа. Скафандр имеет двойную герметичную оболочку, позволяющую поддерживать избыточное давление внутри скафандра при выходе космонавта в космическое пространство и обеспечивающую нормальную жизнедеятельность космонавта и необходимую подвижность. При необходимости для увеличения подвижности давление в скафандре может быть уменьшено.

Шлем скафандра имеет двойное герметичное остекление из органического стекла, обеспечивающее космонавту необходимый обзор. Для защиты глаз космонавта от прямых солнечных лучей предусмотрен защитный фильтр. При длительном пребывании космонавтов в корабле шлемы могут сниматься.

Характеристики скафандра:

Давление в скафандре рабочее	0,35—0,4 <i>ати</i>
аварийное (для увеличения подвижности)	0,2—0,27 <i>ати</i>
Парциальное давление кислорода в шлеме скафандра	не менее 160 мм рт. ст.
Утечка из скафандра	не более 5 <i>мл/мин</i>
Вес скафандра	20 <i>кг.</i>

Системы кислородного питания и вентиляции

По назначению системы вентиляции и обеспечения кислородом подразделяются на:

- 1) систему штатной вентиляции скафандров кабинным воздухом при нахождении космонавтов в СА;
- 2) систему кислородного питания выходящего космонавта, состоящую из автономного наспинного ранца и резервной кислородной системы, размещенной на шлюзе;
- 3) аварийную систему вентиляции и кислородного питания, предназначенную для вентиляции скафандров и подачи кислорода в шлем при аварийной разгерметизации СА (размещается на приборном отсеке);
- 4) систему кислородного питания экипажа при спуске в разгерметизированном СА (КВУ).

Вентиляция скафандров во время пребывания космонавтов в спускаемом аппарате осуществляется кабинным воздухом с помощью двух вентиляторов (для дублирования). При отказе одного вентилятора оставшийся вентилятор обеспечивает расход воздуха, достаточный для нормальной вентиляции.

Расход воздуха для каждого космонавта:

при работе двух вентиляторов	150 <i>мл/мин</i>
при работе одного вентилятора	75 <i>мл/мин.</i>

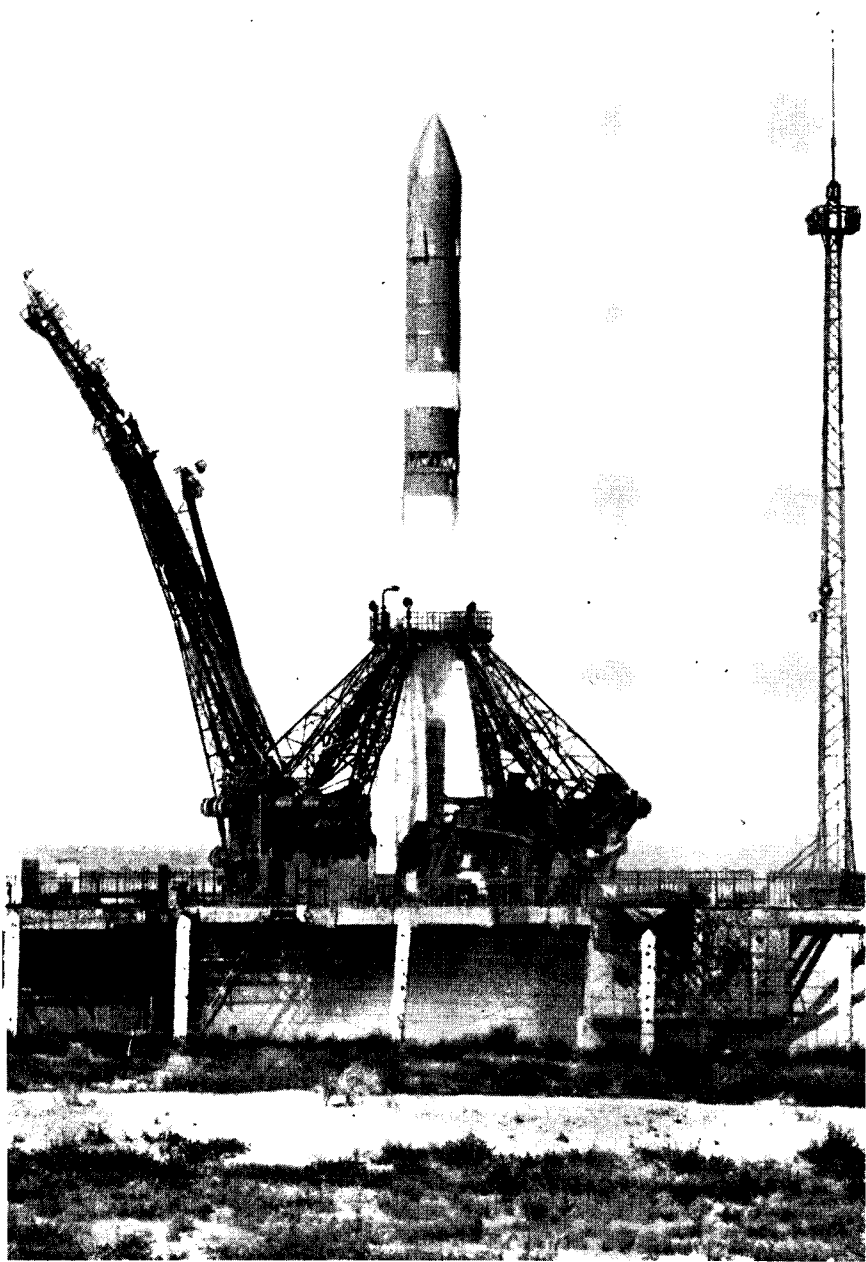


Рис. 2
Старт ракеты-носителя «Союз»
с кораблем «Восход»

При выходе космонавта из СА в шлюз питание кислородом осуществляется от баллонов шлюза. При выходе в космическое пространство космонавт отсоединяется от переходного шланга шлюза и питание кислородом осуществляется от ранца. Ранец состоит из трех кислородных баллонов и системы подачи кислорода. Ранец размещается в СА и надевается космонавтом непосредственно перед выходом.

Расход кислорода из ранца	20—25 л/мин;
запас кислорода в ранце	на 45 мин;
запас кислорода в баллонах шлюза	на 80 мин;
вес ранца	25 кг.

В случае необходимости оказания помощи вышедшему космонавту возможна временная разгерметизация СА.

При разгерметизации СА и понижении давления в СА до 430 мм рт. ст. производится автоматическое переключение с системы штатной вентиляции на систему аварийной вентиляции и кислородного питания из баллонов ПО.

Аварийная система обеспечивает:

подачу кислорода в шлем	12,5 л/мин;
расход воздуха в скафандр (в течение ~ 3 час)	40 л/мин.

Эта же система обеспечивает наддув СА для восстановления нормального давления. При восстановлении нормального давления в СА производится переключение на штатную систему вентиляции. Если восстановление давления в СА не произошло, совершается спуск экипажа в разгерметизированном СА. При этом обеспечение кислородом осуществляется из кислородно-вентиляционного устройства (КВУ), размещенного в СА. КВУ включается при разделении СА и ПО и обеспечивает питание экипажа кислородом в течение 40 мин при расходе 14 л/мин на одного человека. Так как продолжительность спуска СА не превышает 25 мин, излишки кислорода из баллона перед приземлением стравливаются за борт с расходом ~500 л/мин.

Наблюдение за выходом

Выход в космическое пространство второго летчика-космонавта производится над территорией Советского Союза в конце первого — начале второго витка.

Для наблюдения за вышедшим космонавтом используются телевизионные камеры системы «Топаз», установленные снаружи. С помощью этих телекамер осуществляется передача изображения на экран внутри корабля и на наземные приемные пункты. Кроме того, производится киносъемка прохождения космонавтом шлюза, а также киносъемка вышедшего космонавта специальными 16 мм кинокамерами, расположенными снаружи и внутри шлюза. Эти камеры при возвращении космонавт демонтирует и переносит внутрь корабля.

С помощью индикаторов на пульте шлюзования командир корабля контролирует состояние вышедшего космонавта и работу си-

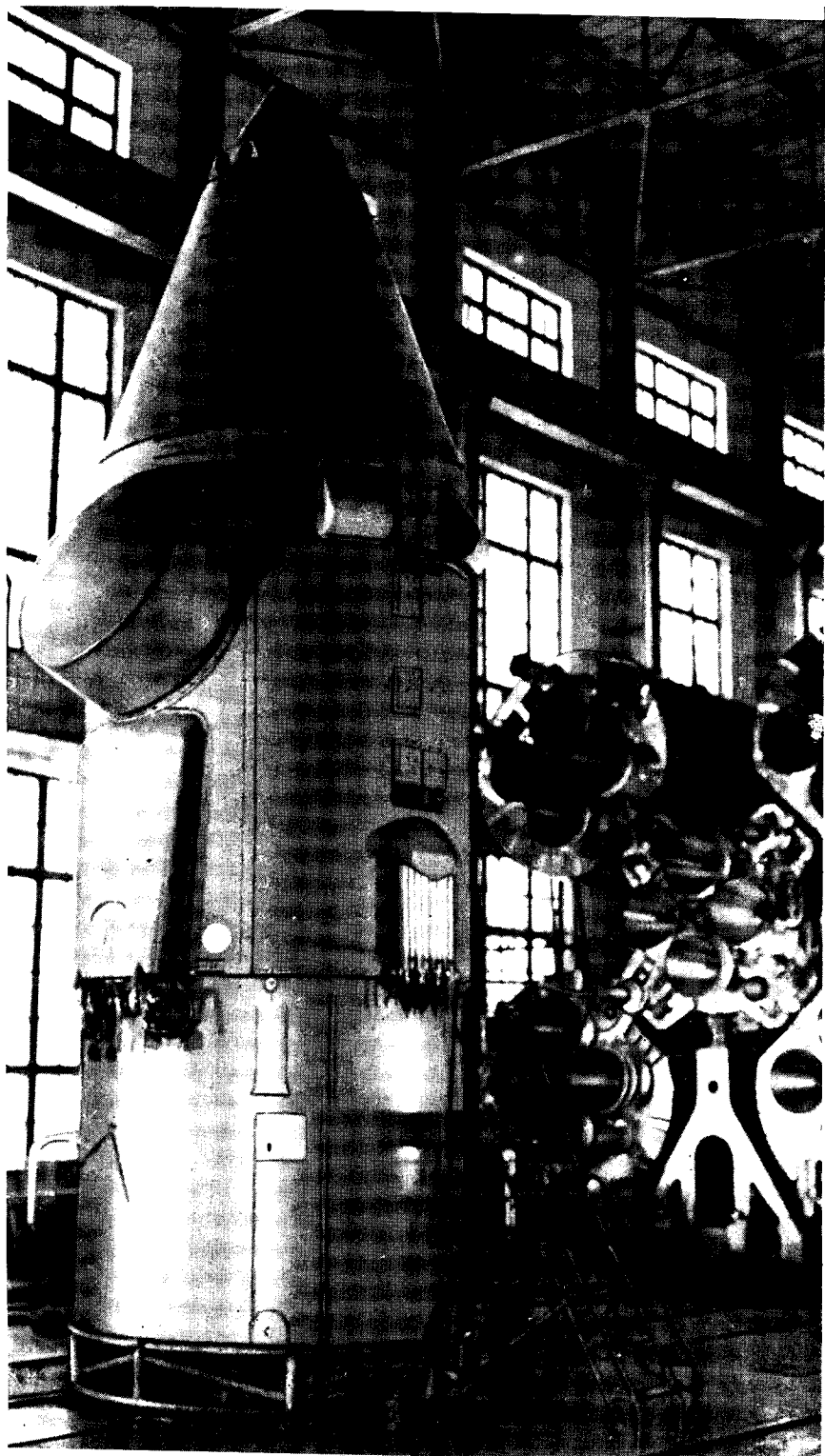


Рис. 3
Корабль «Восход-2» под головным обтекателем

стем шлюзования. На пульте постоянно контролируются: пульс вышедшего космонавта, частота дыхания, давление в скафандре, давление в шлюзе, ранце, системах вентиляции и кислородного питания.

В процессе выхода между космонавтами поддерживается непрерывная двухсторонняя телефонная связь.

VI. Экспериментальная отработка систем

До пусков пилотируемых кораблей «Восход-2» производится экспериментальная отработка систем корабля, обеспечивающих выход человека в космическое пространство:

по программам заводских испытаний;

в условиях невесомости (на летающей лаборатории Ту-104);

в условиях вакуума (в термобарокамере);

при пуске беспилотного корабля.

Испытания на Ту-104 проводятся с целью отработки в условиях невесомости комплекса действий космонавтов при осуществлении выхода, проверки удобства пользования приборами и агрегатами системы шлюзования в условиях невесомости, отработки способов и методики аварийного спасения вышедшего космонавта.

Испытания проводятся на макете, представляющем собой натуральный шлюз и часть спускаемого аппарата с креслами, натурным люком-лазом и имитацией компоновки.

Испытания в термобарокамере проводятся с целью комплексной проверки в условиях вакуума систем, обеспечивающих шлюзование и жизнеобеспечение экипажа корабля «Восход-2», получения данных о реальном протекании процессов наддува шлюза, перепуска воздуха из СА в шлюз, сброса давления из шлюза в условиях вакуума.

Макет для испытаний представляет собой натуральный СА с натурным шлюзом.

Макет комплектуется двумя креслами, штатными системами шлюзования, обеспечения кислородом и вентиляции, системой открытия люка-лаза СА, системой физиологического контроля.

При испытаниях проверяется:

работа штатных систем, обеспечивающих шлюзование;

работа штатных систем при шлюзовании выходящего испытателя;

работа систем при возвращении вышедшего испытателя в аварийных случаях, требующих разгерметизации СА.

Макеты для испытаний на летающей лаборатории Ту-104 и в термобарокамере используются также для тренировки экипажа корабля «Восход-2» в условиях, близких к условиям реального полета.

При полете беспилотного корабля «Восход-2» проводится проверка и отработка всех систем корабля в условиях реального полета, в том числе и систем, обеспечивающих шлюзование, при этом предусматривается работа системы шлюзования по штатной программе. Управление работой системы шлюзования осуществляется с Земли по командной радиолнии.

При этом последовательно производятся следующие операции шлюзования: расчехление шлюза; наддув каркаса и раскрытие шлюза;

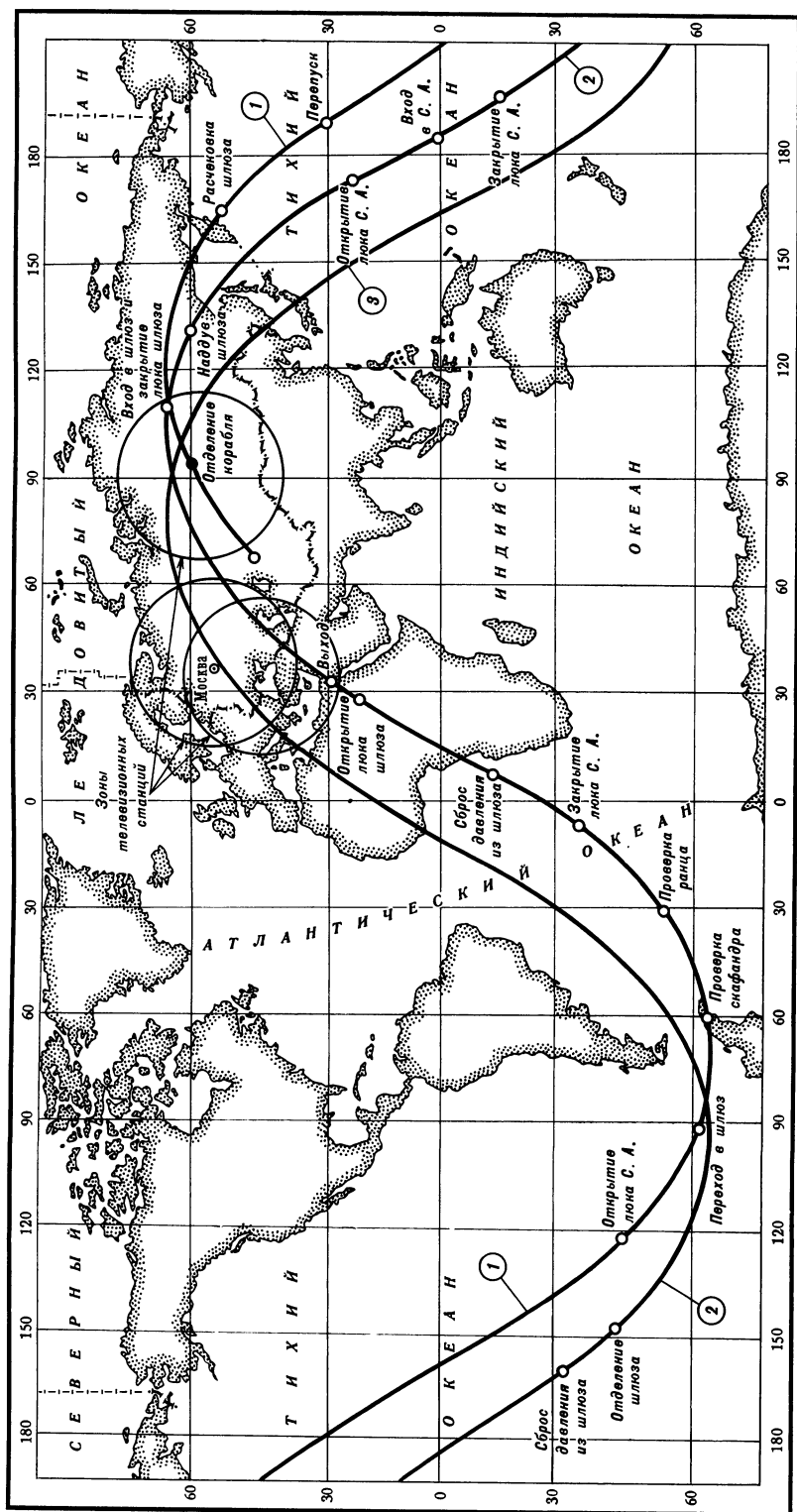


Рис. 4
 Схема последовательности операций
 при выходе космонавта в открытое
 космическое пространство

перепуск воздуха из СА в шлюз; сброс давления из шлюза; включение подачи кислорода из баллонов шлюза в имитатор скафандра, установленный в шлюзе; открытие крышки люка-лаза шлюза; закрытие крышки люка-лаза и наддув шлюза из баллона наддува шлюза; вторичный сброс давления из шлюза; отстрел шлюза (при включении циклов спуска на 16-м витке).

При пролете над территорией Советского Союза и местами расположения кораблей телеметрическими системами корабля производится передача информации о работе системы шлюзования.

Результаты, полученные при испытаниях на Ту-104, в термобарокамере и при пуске беспилотного корабля, будут использованы для корректировки программы полета пилотируемого корабля «Восход-2», инструкций и заданий на полет экипажу корабля «Восход-2».

Орбитальный ракетный комплекс «Союз»¹

[1964 г.]

2. Общие сведения о комплексе «Союз». Схема полета

Комплекс «Союз» включает в себя:
пилотируемый корабль «Союз-А», снабженный аппаратурой и двигателями для проведения сближения и стыковки;
ракетный блок «Союз-Б», являющийся одноступенчатой космической ракетой, заправляемой на орбите, с навесным отсеком, в котором расположены системы, обеспечивающие стыковку и заправку;

танкеры-заправщики «Союз-В», имеющие в своем составе емкость с доставляемым компонентом и отсек с системами, обеспечивающими сближение, стыковку и перелив компонента топлива в космическую ракету.

Разрабатываемый комплекс предусматривает возможность осуществления сборки на орбите как с участием человека, так и с помощью автоматических систем.

Автоматическая сборка ракетной системы на орбите осуществляется следующим образом.

1. Первым на монтажную орбиту выводится объект «Союз-Б». Монтажная орбита выбирается такой, чтобы объект ежедневно пролетал над районом старта.

2. После измерения и обработки параметров фактической орбиты наземным измерительным комплексом по командам с Земли производится ориентация объекта «Союз-Б» и включение двигателей

¹ Проспект орбитального ракетного комплекса «Союз», подготовленный головным ОКБ под руководством С. П. Королева. Публикуется впервые. Первый раздел «Задачи и цели сборки космических аппаратов на орбите», повторяющий аналогичный раздел работы «Предложения по созданию средств для орбитальной сборки» (см. с. 445—449 настоящего издания), здесь опущен.

В данной работе можно видеть углубление идеи орбитальной сборки, в частности, во-первых, отказ от корабля-монтажника «Восток-Ж» и переход на автоматическую сборку с использованием навесных отсеков, во-вторых, отказ от стыковки ряда идентичных ракетных блоков с их заменой одним ракетным блоком, заправляемым на орбите с помощью танкера-заправщика.

Из комплекса «Союз» был осуществлен пилотируемый космический корабль, испытания которого начались с 1967 г., а идея дозаправки была осуществлена при разработке и пусках грузовых транспортных кораблей «Прогресс». Первый пилотируемый полет на корабле «Союз-1» был осуществлен летчиком-космонавтом В. М. Комаровым 23—24 апреля 1967 г. 30 октября 1967 г. два космических корабля «Союз», запущенных в беспилотном варианте по программе «Космос», впервые в мире осуществили автоматическую стыковку на орбите.

с целью коррекции орбиты для компенсации отклонений параметров от расчетных, т. е. обеспечения ежесуточного прохождения над районом старта. Таким образом осуществляется коррекция прохождения.

3. При прохождении объекта «Союз-Б» над районом старта производится запуск следующего носителя с объектом «Союз-В», доставляемым на орбиту с запасом компонента топлива для заправки топливных баков объекта «Союз-Б».

Система управления носителя обеспечивает в конце активного участка предельные отклонения выводимого блока относительно ранее выведенного объекта «Союз-Б» не более 20 км, т. е. обеспечивает выведение в зону автоматического сближения.

4. Если по каким-либо причинам блок не вошел в зону 20 км, то предварительно проводится дальнейшее сближение.

С Земли производятся измерение параметров фактической орбиты вновь выведенного блока и расчет изменения орбиты объекта «Союз-Б», необходимого для его сближения с выведенным блоком. По командам с Земли осуществляются ориентация объекта «Союз-Б» и включение его корректирующего двигателя.

5. Перед входом объекта «Союз-Б» в зону автоматического сближения включается аппаратура радиопоиска системы ориентации и управления движением, установленная на объектах «Союз-Б» и «Союз-В», и начинается процесс параллельного наведения объекта «Союз-В» на «Союз-Б». В конце сближения производится взаимная ориентация объектов и происходит причаливание объекта «Союз-В» и «Союз-Б».

6. После причаливания производится соединение механических замков, гидравлических и электрических разъемов «Союза-Б» и «Союза-В».

Затем происходит автоматическая заправка объекта «Союз-Б» компонентом топлива, доставленным в танкере объекта «Союз-В». После окончания заправки объект «Союз-В» отделяется от объекта «Союз-Б».

7. Далее в порядке, указанном в п. 2, производится «коррекция прохождения», обеспечивающая прохождение объекта «Союз-Б» над районом старта.

8. При последующем прохождении объекта «Союз-Б» над районом старта производится старт носителя с очередным танкером (объектом «Союз-В») и в порядке, изложенном выше, производится сближение, причаливание, стыковка объекта «Союз-В» с объектом «Союз-Б» и перелив компонента топлива. В случае необходимости производится «дальнее сближение» объекта «Союз-Б» с вновь выведенным танкером.

Необходимое количество танкеров-заправщиков «Союз-В» и ракет-носителей, предназначенных для выведения их на монтажную орбиту, определяется из условия обеспечения заданной заправки

Рис. 1

Ракетный блок «Союз-Б»

1 — бак окислителя; 2 — двигатель космической ракеты; 3 — приборный отсек с аппаратурой; 4 — двигатель причаливания и ориентации; 5 — узел стыковки заправочной магистрали; 6 — жалюзи системы терморегулирования; 7 — топливные баки сближающе-корректирующего двигателя (СКД); 8 — СКД, 9 — узел механической стыковки с танкером; 10 — инфракрасная вертикаль; 11 — бак горючего; 12 — узел механической стыковки с космическим кораблем

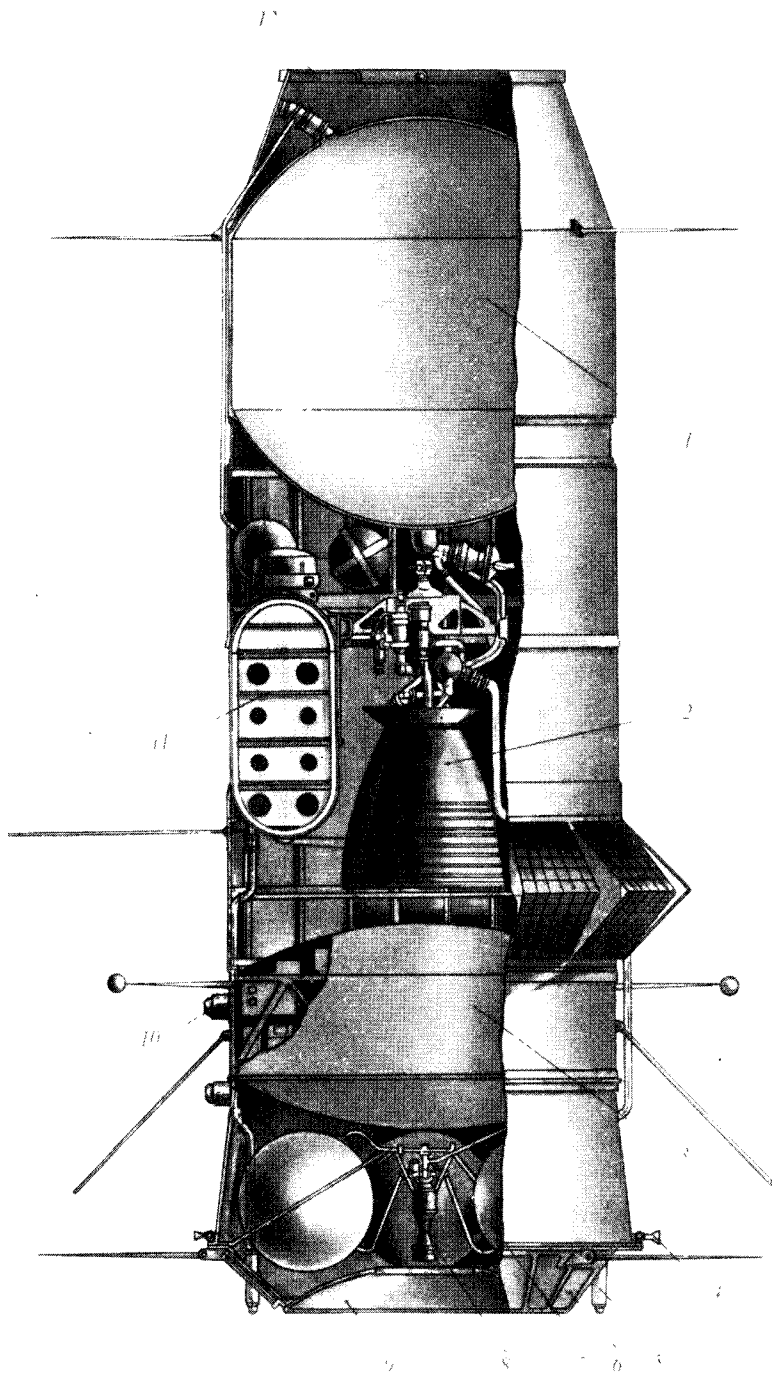


Рис. 1

топливом баков объекта «Союз-Б». Полная заправка обеспечивается четырьмя танкерами.

По мере необходимости производится коррекция орбиты с целью компенсации торможения объекта атмосферой.

После заправки объекта «Союз-Б» топливом производится старт носителя с кораблем «Союз-А» и его выведение в зону автоматического сближения с объектом «Союз-Б». Далее производятся «автоматическое сближение» и стыковка корабля «Союз-А» с объектом «Союз-Б».

В случае ручного управления причаливанием и сборкой корабля схема полета изменяется следующим образом.

Первым на орбиту выводится объект «Союз-Б». Производится коррекция его орбиты. Затем на орбиту выводится корабль «Союз-А», производятся сближение и стыковка его с объектом «Союз-Б».

При этом на участке причаливания управление сближением и стыковкой производится пилотом-космонавтом.

Коррекция орбиты «поезда» (соединенных объектов «Союз-А» и «Союз-Б») производится за счет использования энергетики и аппаратуры навесного отсека объекта «Союз-Б». Далее процесс сближения и сборки происходит по изложенной выше схеме. Причем в этом случае при причаливании каждого танкера к «поезду» возможен переход на ручное дистанционное управление. Команды пилота на объект «Союз-В» передаются по межбортовой командной радиолинии.

После окончания сборки и проведения контрольных проверок ракетной системы осуществляется полет, схема и программа которого определяются поставленными задачами.

3. Основные особенности корабля «Союз-А»

Корабль «Союз-А» разрабатывается как космический аппарат, пригодный для проведения сборки и осуществления полетов человека в космическом пространстве.

Космический корабль «Союз-А» состоит из следующих основных частей:

спускаемого аппарата;

бытового отсека;

отсека двигателей причаливания и ориентации;

приборно-агрегатного отсека;

навесного орбитального отсека;

стыковочного агрегата.

Спускаемый аппарат предназначен для размещения в номинальном варианте экипажа из двух человек; допускается полет трех человек.

Рис. 2

Танкер-заправщик «Союз-В»

1 — емкость с компонентом топлива; 2 — двигатели причаливания и ориентации, 3 — жалюзи системы терморегулирования; 4 — приборный отсек; 5 — гидроразъем для перелива топлива; 6 — сближающе-корректирующий двигатель; 7 — стыковочный узел, 8 — головка наведения

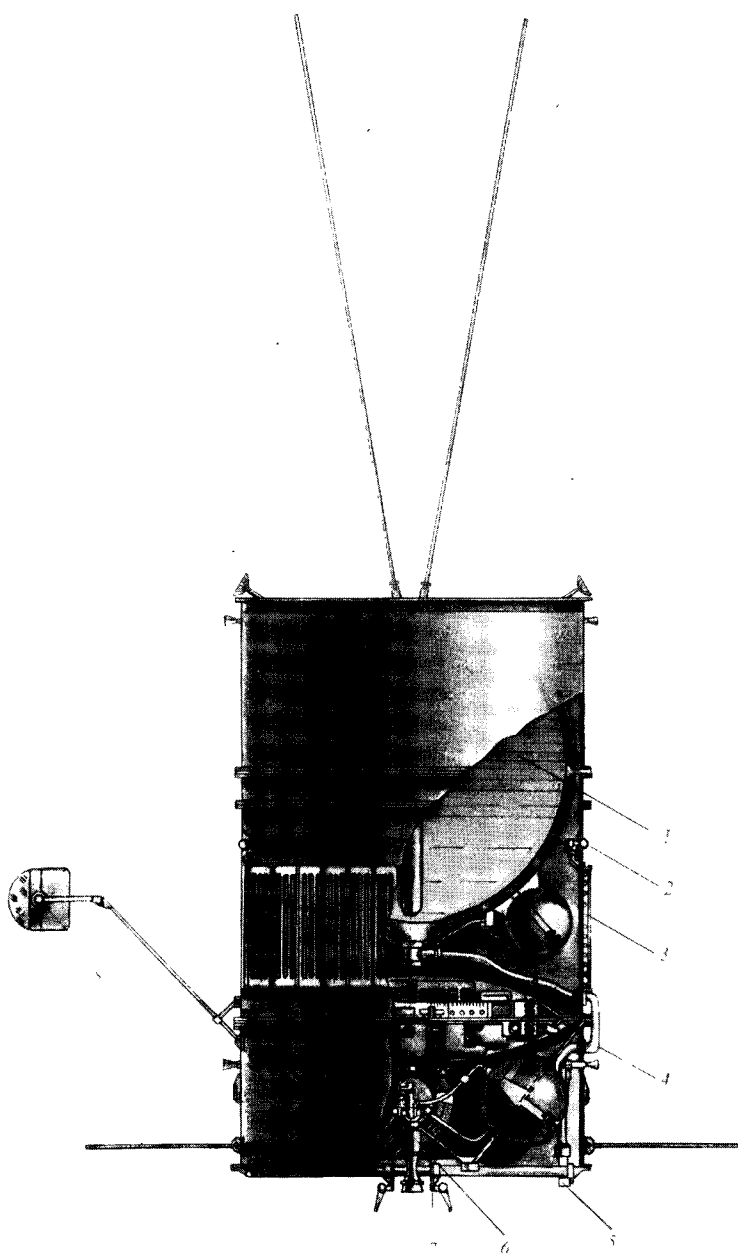


Рис. 2

Для обеспечения условий работы и жизнедеятельности экипажа в спускаемом аппарате располагаются:

- системы обеспечения жизнедеятельности экипажа в длительном космическом полете;
- система терморегулирования;
- оптическая и телевизионная аппаратура для наблюдения и управления;
- пульт пилотов с рукоятками управления;
- аппаратура радиосвязи и пеленгации;
- система управления спуском в атмосфере;
- парашютная система приземления спускаемого аппарата и другая аппаратура.

Спускаемый аппарат имеет форму, позволяющую осуществлять спуск в атмосфере с использованием аэродинамической подъемной силы, и тепловую защиту, обеспечивающую защиту конструкции и экипажа при входе аппарата в атмосферу Земли со второй космической скоростью.

Со спускаемым аппаратом соединяется через гермолюк бытовой отсек, предназначенный для отдыха членов экипажа при длительном полете в космосе и проведения научных наблюдений.

В бытовом отсеке размещаются:

- система обеспечения жизнедеятельности экипажа;
- элементы системы терморегулирования;
- микрофоны и динамики системы связи;
- научная аппаратура и кинофотооборудование;
- бытовое оборудование для отдыха и работы членов экипажа;
- автоматика стыковки.

К верхнему шпангоуту бытового отсека крепится стыковочный агрегат, предназначенный для пристыковки корабля «Союз-А» к объекту «Союз-Б».

Приборный отсек корабля «Союз-А» предназначен для размещения основной аппаратуры, необходимой для выполнения длительных полетов в космическом пространстве. Аппаратура размещается на приборной раме в герметичном контейнере.

В отсеке расположены:

- аппаратура дальнего радиоконтекста;
- аппаратура системы ориентации и управления движением;
- радиотелеметрическая аппаратура;
- основные агрегаты системы терморегулирования;
- аппаратура единого энергопитания корабля;
- программно-временное устройство;
- бортовое коммутационное устройство управления автоматикой и т. д.;
- датчиковая и релейно-коммутационная аппаратура системы измерений.

Рис. 3

Схема сборки и заправки ракетно-космической системы «Союз»

a — выведение корабля на орбиту и коррекция ее для обеспечения прохождения через район выведения: *1* — номинальная монтажная орбита, *2* — орбита до коррекции, *3* — орбита после коррекции; *б* — выведение танкеров, сближение, заправка топливом и коррекция орбиты: *1* — траектория автономного сближения, *2* — стыковка и заправка, *3* — орбита; *в* — выведение корабля, сближение и сборка: *1* — траектория автономного сближения, *2* — стыковка и сборка, *3* — орбита, *4* — собранная и заправленная ракетная система

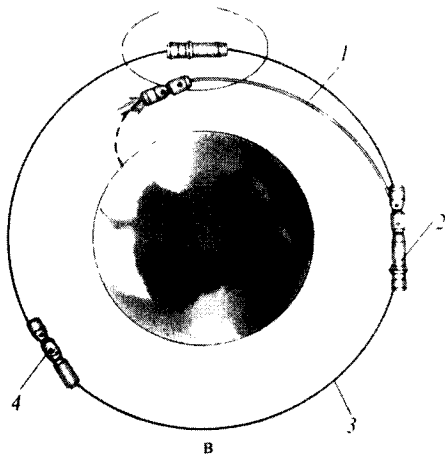
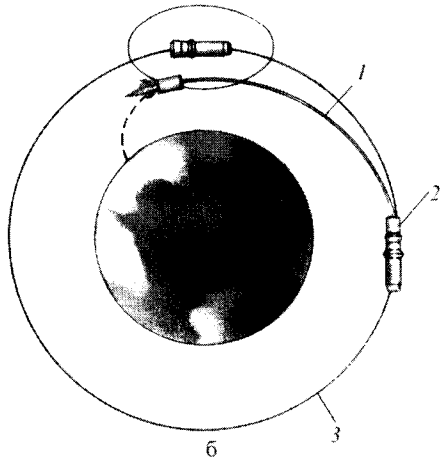
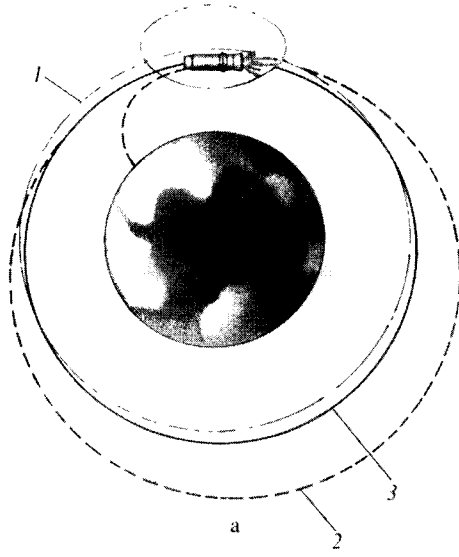


Рис. 3

На наружной поверхности установлены датчики звездной и солнечной ориентации.

Между приборным отсеком и спускаемым аппаратом располагается отсек двигателей причаливания и ориентации, в котором размещаются запасы топлива и рабочего вещества и системы подачи управляющих двигателей, являющихся исполнительными органами системы ориентации и управления движением.

За приборным отсеком расположен агрегатный отсек, являющийся продолжением приборного. В нем располагается сближающе-корректирующая двигательная установка, а на его поверхности — раскладывающаяся солнечная батарея.

Навесной орбитальный отсек установлен у базового шпангоута агрегатного отсека и предназначен для размещения:

аппаратуры поиска и измерения параметров относительного движения при сближении;

радиоаппаратуры контроля орбиты;

аппаратуры передачи команд управления;

агрегатов системы терморегулирования;

коммутационного устройства системы управления автоматикой;

аппаратуры системы измерений.

Навесной орбитальный отсек после окончания процесса стыковки с космической ракетой сбрасывается.

Предусматриваются необходимые меры для обеспечения безопасности экипажа космического корабля «Союз-А» на всех участках полета. Эти меры в основном сводятся к повышению надежности жизненно важных систем корабля и использованию различных аварийных систем.

4. Основные особенности ракетного блока «Союз-Б»

Ракетный блок «Союз-Б» состоит из двух основных частей: блока «Союз-БМ», являющегося ракетной частью космической ракеты, и базового навесного отсека — блока «Союз-БН».

Ракетная часть — блок «Союз-БМ» — включает в себя топливный отсек с системами, двигательную установку, приборы системы управления и телеметрии, узлы стыковки блока с кораблем «Союз-А» и навесным отсеком «Союз-БН».

Базовый навесной отсек — блок «Союз-БН» — содержит аппаратуру и устройства, обеспечивающие сближение и стыковку блока «Союз-Б» с другими доставляемыми блоками, заправку его топливом, коррекцию орбиты, телеметрические измерения, управление и ориентацию ракетной системы и др.

В навесном отсеке размещены:

герметичный приборный контейнер с аппаратурой;

сближающе-корректирующая двигательная установка с запасами топлива и системой подачи;

система двигателей причаливания и ориентации с запасами топлива;

Рис. 4

Заправка топливом на орбите

1 — ракетный блок; 2, 3 — навесные отсеки; 4 — емкость с компонентом топлива

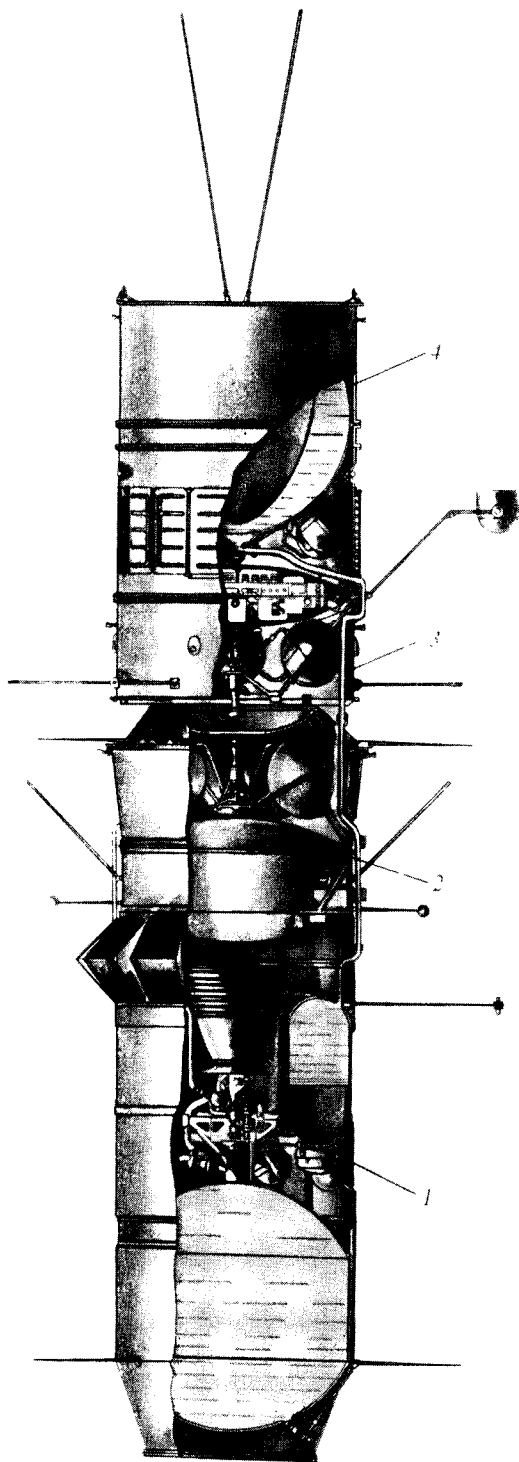


Рис. 4

узел механической стыковки с танкерами «Союз-В»;
электро- и гидроразъемы, обеспечивающие связь с системами танкера;
антенно-фидерные устройства радиоаппаратуры.
На наружной поверхности отсека расположены:
радиаторы и жалюзи системы терморегулирования;
два инфракрасных датчика местной вертикали;
раскрывающиеся солнечные батареи;
телевизионные камеры.
На раме приборного контейнера расположена следующая аппаратура:
аппаратура системы ориентации и управления движением;
радиотехническая аппаратура определения параметров орбиты;
радиотехническая аппаратура для передачи программ и команд управления;
программно-временное устройство;
радиотелевизионная аппаратура;
радиотелеметрическая аппаратура;
аппаратура системы измерений (датчиковая и релейно-коммутационная);
основные агрегаты системы терморегулирования;
буферная батарея системы энергоспитания;
автоматика управления и контроля стыковки и заправки топлива.

5. Основные особенности танкера-заправщика

Танкер-заправщик «Союз-В» имеет две разновидности:
танкер-заправщик «Союз-ВА» — предназначен для окислителя;
танкер-заправщик «Союз-ВВ» — для горючего.
Танкер-заправщик состоит из следующих основных частей:
топливного отсека — собственно танкера, в котором компоненты топлива доставляются на монтажную орбиту;
переходника;
приборного отсека;
агрегатного отсека.
В топливном отсеке размещаются емкость для компонента топлива и арматура системы опорожнения рабочей емкости.
На поверхности переходника размещены: холодильник-излучатель системы терморегулирования с жалюзи и приводами, двигатели системы ориентации и управления движением.
Приборный отсек герметичный, на его раме установлены следующие приборы:
аппаратура системы ориентации и управления движением,
радиоаппаратура (аппаратура определения параметров орбиты, передачи команд управления, радиотелеметрическая аппаратура);
программно-временное устройство;
основные агрегаты системы терморегулирования;
источники тока системы единого энергоспитания.

Рис. 5

Ракетно-космическая система «Союз» после окончания сборки и заправки
1, 7 — навесные отсеки; 2 — агрегатный отсек; 3 — приборный отсек; 4 — спускаемый аппарат; 5 — бытовой отсек; 6 — ракетный блок

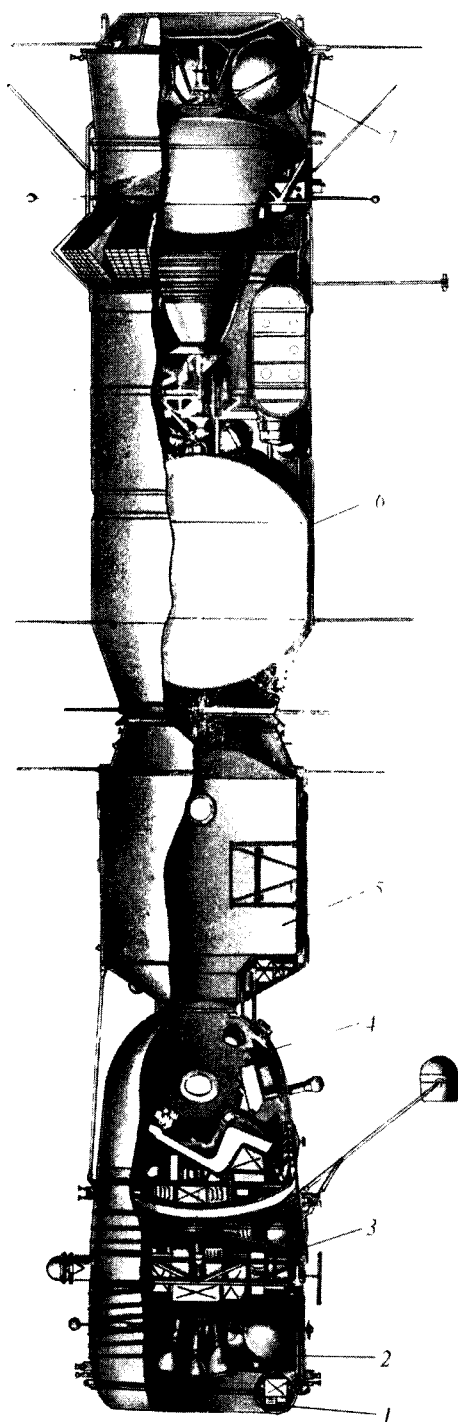


Рис. 5

На корпусе отсека установлены агрегаты и арматура исполнительных органов системы ориентации и управления движением. В агрегатном отсеке танкера размещены: сближающе-корректирующая двигательная установка с запасом топлива и сжатого азота; гидроразъемы перелива топлива; электрические штекерные разъемы.

6. Основные характеристики комплекса «Союз»

А. Летные характеристики

Средняя высота монтажной орбиты	226 км.
Наклонение монтажной орбиты	65°.
Эксцентриситет	0.
Период обращения	88,8 мин.
Период прохождения через минимальную точку выведения	23 ^h 41 ^m .

Б. Основные весовые характеристики

Корабль «Союз-А»

Общий вес	5800 кг.
Экипаж	170 кг (2 чел.). 255 кг (3 чел.).
Топливо двигательных установок	830 кг.
Вес конструкции и аппаратуры	4800 кг.

Ракетный блок «Союз-Б»

Общий вес	5700 кг.
Конструкция ракетного блока	1800 кг.
Конструкция и аппаратура навесного отсека	2400 кг.
Топливо двигательных установок навесного отсека	1490 кг.
Двигатель с тягой 4500 кг	140 кг.

Танкер-заправщик «Союз-В»

Общий вес	6100 кг.
Конструкция и аппаратура	1455 кг.
Вес выводимого танкером компонента топлива	4155 кг.
Топливо двигательных установок, необходимое для сближения	490 кг.

Автоматические межпланетные станции для исследования Марса и Венеры¹

[1964 г.]

1. Назначение автоматических межпланетных станций серии «Марс — Венера»

Автоматические межпланетные станции — объекты серии «Марс—Венера» (МВ) предназначены для изучения планет Венера и Марс, исследования космического пространства вдоль траектории полета, отработки конструкции и аппаратуры, обеспечивающих возможность длительного существования станций в условиях космоса, возможность и надежность двусторонней радиосвязи с Землей на больших расстояниях (до 350 млн. км).

В зависимости от целевого назначения автоматические межпланетные станции разрабатывались в четырех вариантах.

Объект «Венера-А» предназначен для полета к Венере и посадки на ее поверхность спускаемого аппарата с научной и радиотехнической аппаратурой, обеспечивающей передачу на Землю необходимой информации об условиях на планете.

Объект «Венера-Б» предназначен для полета в сторону Венеры, пролета вблизи ее поверхности (на расстоянии 1000—30 000 км), фотографирования и радиолокации поверхности, а также для проведения научных экспериментов в околопланетном пространстве с дальнейшей передачей на Землю изображений и научных данных.

Объект «Марс-А» предназначен для полета к Марсу, посадки на поверхность Марса спускаемого аппарата и передачи на Землю данных об условиях на поверхности планеты.

Объект «Марс-Б» предназначен для пролета вблизи Марса (на расстоянии 1000—30 000 км) и фотографирования его поверхности с дальнейшей передачей изображения на Землю, а также для исследования околопланетного пространства.

Пускам объектов МВ к Венере и Марсу предшествуют пробные пуски космических аппаратов серии «Зонд» двух вариантов, предназначенных для дальнейшей отработки ракеты-носителя и про-

¹ Проспект унифицированных автоматических межпланетных станций, подготовленный головным ОКБ под руководством С. П. Королева. При разработке проекта этих станций был использован опыт создания и испытаний первых АМС «Венера-1», запущенной 12 февраля 1961 г., и «Марс-1», запущенной 1 ноября 1962 г.

Публикуется впервые.

верки систем и аппаратуры объектов. Пуски зондов позволят также осуществить большую программу научных исследований в космосе.

«Зонд-А» создается на базе объекта «Венера-А». Его запуск осуществляется на траекторию в сторону орбиты Венеры, приближающуюся к Солнцу. При пуске зонда проверяется работа системы ориентации и коррекции и всех остальных систем объекта в условиях длительного пребывания в космосе.

«Зонд-Б» создается на базе объекта «Марс-Б». Запуск этого зонда по траектории к орбите Марса позволит проверить работу радиоаппаратуры на больших расстояниях от Земли (до 330 млн. км), работоспособность аппаратуры в условиях длительного пребывания в космосе и произвести фотографирование Земли с расстояний в 100—150 тыс. км.

Основные характеристики объектов МВ

Характеристика	Вариант объекта					
	«Вене-ра-А»	«Вене-ра-Б»	«Марс-А»	«Марс-Б»	«Зонд-А»	«Зонд-Б»
Вес объекта, кг	948,0	935,0	1042,0	1037,0	800,0	996,0
Вес спускаемого аппарата, кг	290,0	—	310,0	—	—	—
Вес радиоаппаратуры, кг	75,0	71,0	75,0	140,0	60,0	140,0
Вес системы энергоснабжения, кг	83,0	103,0	103,0	103,0	83,0	103,0
Вес научной аппаратуры, кг	13,5	74,0	18,5	44,5	18,0	34,0
Время полета, мес	4	6	7—8	9—11	4	не менее 10
Максимальное удаление от Земли, млн. км	55	130	230	300	40	до 330
Площадь солнечных батарей, м ²	2,4	2,4	2,4	2,4	2,4	2,4
Мощность солнечных батарей, вт	60,0	60,0	60,0	60,0	60,0	60,0
Возможное число коррекций	2	2	2	2	2	2
Вес корректирующей двигательной установки, кг	90,0	90,0	90,0	90,0	78,0	78,0
Тяга КДУ, кг	200	200	200	200	200	200
Суммарный импульс двух коррекций, кг·сек	10 600	10 600	10 600	10 600	8000	8000

2. Краткое описание ракеты-носителя

Для выведения объектов МВ к планетам Солнечной системы используется специально разработанная ОКБ ракета-носитель «Молния» — четырехступенчатая ракета с продольно-поперечным делением ступеней.

В качестве первых двух ступеней применена ракета-носитель «Спутник» с некоторыми конструктивными отличиями, обусловленными использованием ее в четырехступенчатом варианте. В связи с особенностями носителя система радиоуправления на центральном блоке ракеты не устанавливается. Ракетной частью III

ступени является блок И, снабженный двигателем, использующим в качестве компонентов топлива жидкий кислород и керосин. Конструктивно блок И состоит из топливных баков сферической формы, соединенных межбаковой юбкой, и хвостового отсека, предназначенного для размещения двигательной установки и связи с переходной фермой центрального блока ракеты.

В качестве IV ступени носителя используется специально созданный блок Л с двигателем, работающим также на жидком кислороде и керосине. Блок Л состоит из топливного отсека, выполненного из двух топливных баков кольцевой (торовой) формы, соединенных юбкой, и переходного ферменного отсека, с помощью которого блок Л устанавливается на блок И. В межбаковом пространстве блока Л установлены приборы автономной системы управления полетом ракеты на участках III и IV ступеней полета.

Для предохранения от аэродинамических нагрузок на участке выведения блок Л и объект защищены головным обтекателем, сбрасываемым в начале II ступени полета.

Особенностью полета ракеты «Молния» является выведение блока Л с помощью трех ступеней на промежуточную орбиту искусственного спутника Земли, после чего блок Л продолжает безмоторный участок полета по орбите, а в определенный момент времени происходит запуск двигательной установки IV ступени, сообщаящей объекту необходимую дополнительную скорость.

Стабилизация блока Л на безмоторном («пунктирном») участке полета осуществляется системой стабилизации, установленной на ферменном отсеке блока Л. Там же установлены четыре твердо-топливных реактивных двигателя, используемых для создания начальной осевой перегрузки, необходимой для обеспечения запуска двигателя IV ступени в условиях невесомости. После выхода двигателя IV ступени на номинальный режим ферменный отсек отделяется от блока Л.

По достижении расчетной скорости двигатель IV ступени выключается, объект отделяется от блока Л и продолжает полет по межпланетной траектории.

3. Радиотелеметрические наблюдения за работой ракеты-носителя

На участке работы I, II и III ступеней за работой двигателей и систем носителя наблюдают с измерительных пунктов, расположенных на территории Советского Союза.

На участке траектории от конца работы III ступени до начала работы IV ступени (на орбите спутника Земли) наблюдения за работой носителя не ведутся.

При пусках объектов МВ включение IV ступени происходит не над территорией Советского Союза, а в более южных широтах (25° с. ш.— для Венеры и Марса). Поэтому для наблюдений за началом работы IV ступени используются корабли плавучего телеметрического комплекса, расположенные в Средиземном и Черном морях.

Конец работы IV ступени наблюдается из Крыма.

Для передачи телеметрической информации на борту ракеты уста-

навливается радиоаппаратура метрового и сантиметрового диапазонов. Кроме прямой передачи, на борту IV ступени есть передача с запоминающего устройства.

4. Особенности траекторий различных вариантов

1. Траектории полета и даты пусков выбираются из условия максимально допустимого веса объектов, обеспечения попадания в планету или пролета вблизи нее и обеспечения наблюдения за работой последней ступени ракеты-носителя.

2. Пуск должен проводиться в оптимальные даты с точностью ± 7 суток.

3. Попадание в планету или пролет вблизи нее на нужных расстояниях обеспечивается проведением на траектории двух коррекций; точность траекторий около планет, обеспечиваемая точностью прогноза и точностью коррекций, составляет ± 5900 км для вариантов «Венера» и ± 3900 км для вариантов «Марс».

4. Траектория «Зонда-А» выбирается такой, чтобы обеспечить полет объекта в сторону Солнца, при этом расстояние до Солнца не должно быть меньше 130 млн. км за 4 месяца (из-за работы оптических датчиков системы ориентации).

Период пуска «Зонда» весом до 800 кг не ограничен во времени (при условии наблюдения за блоком Л с кораблей ПТК и наземных станций).

5. Траектория «Зонда-Б» относительно Земли и Солнца выбирается такой же, как для вариантов «Марс», что обеспечивает полную проверку всех систем объекта до пуска основных вариантов.

Период пуска «Зонда» не ограничен во времени по энергетике вывода на траекторию.

5. Конструкция автоматических межпланетных станций

Конструктивно объекты выполнены в виде двух герметичных отсеков — орбитального (одинакового для всех вариантов) и специального (спускаемый аппарат — для «Венеры-А» и «Марса-А» и спецотсек для размещения фототелевизионной аппаратуры — для «Венеры-Б» и «Марса-Б»). Специальный отсек крепится к орбитальному через переходную юбку с помощью стальных лент и подвижного кольца. На орбитальный отсек устанавливаются корректирующая двигательная установка (КДУ) и панели солнечных батарей. К панелям солнечных батарей крепятся наружные радиаторы системы терморегулирования.

В орбитальном отсеке установлены приборы основных систем, обеспечивающих работу автоматической станции при полете по орбите (радиокомплекс, приборы системы ориентации и коррекции, система управления, система терморегулирования, буферная химическая батарея и часть научной аппаратуры, работающая на орбите).

В спецотсеке расположены приборы, обеспечивающие фотографирование планеты и дальнейшую передачу на Землю изображения

и научной информации (фототелевизионные устройства, радиоаппаратура, система ориентации на планету, система управления, химическая батарея). В спускаемых аппаратах объектов «Венера-А» и «Марс-А» установлены системы, обеспечивающие нормальный спуск и работу на поверхности (парашютная система, радиосистема, система управления спуском и работой на поверхности, химическая батарея, научная аппаратура для работы на планете).

Конструкция и аппаратура всех вариантов почти одинаковы, некоторое различие в конструкции и аппаратуре объясняется разными траекториями (в частности, расстояниями от Солнца при полете к Венере и Марсу), а также различным объемом научных задач.

Конструктивно отличаются друг от друга спускаемые аппараты вариантов «Венера-А» и «Марс-А». При разработке конструкции спускаемых аппаратов принимались специальные меры, обеспечивающие перегрузку для аппаратуры не более 400 *g* при ударе о грунт типа влажного утрамбованного песка или плотной глины. При этом приборная рама амортизируется при ударе о поверхность при отклонении $\pm 45^\circ$ от продольной оси.

Спускаемые аппараты имеют шарообразную форму; аэродинамическая устойчивость при полете в атмосфере планеты обеспечивается центровкой спускаемого аппарата.

Спускаемый аппарат «Венера-А» для посадки на Венеру разрабатывался для следующих условий на поверхности планеты:

температура у поверхности	330—350° К;
давление у поверхности	1,5—5 <i>ата</i> ;
состав атмосферы	CO ₂ 31—100%; N ₂ 69—0%.

При этих условиях на Венере обеспечивается нормальный спуск аппарата на поверхность со скоростью 8—10 *м/сек* и передача информации на Землю на участке парашютирования, а также один-два сеанса связи с поверхности планеты.

По имеющимся в последнее время сведениям (новые данные локаций Венеры), температура у поверхности Венеры может превышать 400 °С (700 °К). При таких условиях обеспечивается передача на Землю с участка парашютирования данных о давлении, составе газов и температуре примерно в течение 30 *мин* с момента раскрытия парашюта.

Из-за жесткого лимита веса при первых пусках не представляется возможным создать спускаемый аппарат, который обеспечивал бы работу аппаратуры на поверхности при температуре 700 °К.

Спускаемый аппарат «Марс-А» создан для работы при следующих условиях на поверхности Марса:

температура у поверхности	—70 ÷ +20° С;
давление у поверхности	0,077—12 <i>кг/см</i> ;
состав атмосферы	100% N ₂ со следом O ₂ .

При этих условиях обеспечиваются нормальный спуск аппарата на поверхность Марса со скоростью 12—14 *м/сек* и передача научной и телеметрической информации с участка парашютирования в течение одного-двух сеансов на поверхности.

6. Состав обслуживающей аппаратуры

В состав аппаратуры автоматических межпланетных станций входят следующие основные системы и приборы:

Радиотелеметрическая система (32 и 38 см)	на всех вариантах.
Система ориентации на Солнце и система коррекции	на всех вариантах.
Корректирующая двигательная установка	на всех вариантах.
Система управления	на всех вариантах.
Система единого энергопитания	на всех вариантах.
Система терморегулирования	на всех вариантах.
Система ориентации на планету	на вариантах «Венера-Б», «Марс-Б».
Система ориентации на Землю	на всех вариантах, кроме «Венеры-А».
Система пеленгации	на вариантах «Марс-А», «Марс-Б», «Зонд-Б».
Дублирующая система ориентации на Солнце	на варианте «Марс-Б».
Радиосистема (5 и 8 см)	на вариантах «Марс-Б», «Зонд-Б».
Парашютная система	на вариантах «Венера-А», «Марс-А».

7. Научная аппаратура

На автоматических межпланетных станциях МВ для проведения научных исследований устанавливается следующая аппаратура:

1. Прибор для исследования радиационных поясов Земли, предполагаемых радиационных поясов планет и космических лучей. Состоит из двух блоков, один (ВФС) устанавливается внутри, второй (НФ) — снаружи орбитального отсека.

Устанавливается на всех вариантах.

2. Прибор для изучения концентрации положительно заряженных частиц. Состоит из протонных ловушек ПЛ-15Б, ПЛ-16, ПЛ-17, установленных на солнечной стороне орбитального отсека, и электронного блока Д-120М, стоящего внутри орбитального отсека.

Устанавливается на всех вариантах.

3. Прибор для измерения магнитного поля Земли, магнетизма в космическом пространстве и предполагаемых магнитных полей Венеры и Марса. Электронные блоки СГ-59 и СГ-59А (на «Марсе-А», «Марсе-Б», «Зонде-Б») устанавливаются внутри орбитального отсека, датчики ДМ-1 и ДМ-2 устанавливаются на специальном штыве.

Устанавливается на всех вариантах.

4. Прибор для исследования плотности микрометеоров в космическом пространстве. Состоит из пьезодатчиков СМ-П2, установленных на теневой стороне панелей солнечных батарей, и усилителя ИС-1094А внутри орбитального отсека.

Устанавливается на всех вариантах, кроме «Марса-А».

5. Прибор ЛА-2 для изучения распределения нейтрального водорода около Земли, в космическом пространстве и около планет. Состоит из блока датчиков ЛА-2Д, установленного снаружи орбитального отсека, и электронного блока ЛА-2Э, установленного внутри орбитального отсека.

Устанавливается на вариантах «Венера-А», «Зонд-А», «Венера-Б».

6. Прибор «Кассиопея» для изучения интенсивности радиоизлучения радиационных поясов планет и космического пространства в диапазоне средних и длинных волн. Состоит из внутреннего приемника-усилителя и ленточной антенны.

Устанавливается на вариантах «Зонд-А», «Венера-Б», «Зонд-Б», «Марс-Б».

7. Прибор ТЯМВ для исследования ядерной компоненты космического излучения. Состоит из блока датчиков ТЯМВ-Д, установленного на подвижном кольце, и двух электронных блоков, установленных внутри спецотсека.

Устанавливается на «Зонде-Б».

8. Прибор РСК-2М для изучения длительного ультрафиолетового и рентгеновского излучения Солнца; датчик прибора РСК-2МД устанавливается на освещенной стороне орбитального отсека, электронный блок РСК-2МЭ — в орбитальном отсеке.

Устанавливается на «Зондах».

9. Прибор для обнаружения органических покровов на поверхности Венеры и Марса.

Устанавливается на специальном отсеке в вариантах «Венера-Б» и «Марс-Б».

10. Прибор УС-3 для спектрографирования видимой части поверхности в ультрафиолетовых лучах.

Устанавливается внутри специального отсека в вариантах «Венера-Б» и «Марс-Б».

11. Прибор РА для исследования излучения поверхности Венеры в радиодиапазоне. Блок приемников установлен внутри специального отсека, антенна — на опорном кольце.

Устанавливается на «Венере-Б».

12. Прибор РМВ для измерения давления нижней атмосферы Венеры и Марса.

Устанавливается в спускаемом аппарате вариантов «Венера-А» и «Марс-А».

13. Прибор ТИПГ для измерения температуры нижней атмосферы Венеры.

Устанавливается в спускаемом аппарате «Венеры-А».

14. Прибор ТСВ для измерения температуры нижней атмосферы Марса и скорости ветра на Марсе.

Устанавливается в спускаемом аппарате «Марса-А».

15. Прибор Л-1А для исследования радиоактивности поверхности Венеры и Марса.

Устанавливается в спускаемом аппарате «Венеры-А» и «Марса-А».

16. Прибор для обнаружения микроорганизмов на поверхности Венеры и Марса.

Устанавливается в спускаемом аппарате «Венеры-А» и «Марса-А».

17. Прибор для исследования состава газов в атмосфере Венеры и Марса.

Устанавливается в спускаемом аппарате «Венеры-А» (Г8-I, Г8-II) и «Марса-А» (Г8-I, Г9-I, Г9-II).

18. Прибор Р-3 для определения кислотности среды.

Устанавливается в спускаемом аппарате «Венеры-А».

19. Прибор К-2 для определения электропроводности среды.

Устанавливается в спускаемом аппарате «Венеры-А».

20. Прибор ЭК-1 для определения ареографических координат спускаемого аппарата после посадки. Прибор состоит из датчика-электроквадранта и электронного блока.

Устанавливается в спускаемом аппарате «Марса-А».

21. Прибор ДАС-2 для определения агрегатного состояния и освещенности поверхности Венеры.

Устанавливается в спускаемом аппарате «Венеры-А».

22. Прибор для измерения угловых размеров Фобоса.

Устанавливается в спускаемом аппарате «Марса-А».

23. Прибор СК для определения содержания кислорода в верхних слоях атмосферы планет. Состоит из наружного датчика и внутреннего электронного блока.

Устанавливается на «Венере-Б» (специальный отсек) и «Марсе-А» (спускаемый аппарат; датчик — в парашютном отсеке).

24. Прибор ВИКТ-2 для исследования работы механизмов (пар трения) после длительного их пребывания в вакууме.

Устанавливается на орбитальном отсеке варианта «Зонд-А».

25. Экспериментальная плазменная двигательная установка для проверки ее работы при постоянной ориентации объекта на Солнце.

Устанавливается на подвижном кольце варианта «Зонд-А».

8. Основные данные о системах объекта

1. Радиотелеметрическая система

Радиотелеметрическая система предназначена для передачи на борт команд и уставок системы ориентации и коррекции, передачи с борта на Землю научной и телеметрической информации и изображения поверхности планет после их фотографирования, для запоминания на борту научной и телеметрической информации, измерения радиальной скорости и паклонной дальности.

Радиокомплекс орбитального отсека работает на длинах волн 38 (приемная линия) и 32 см (передающая линия). Обе эти линии обеспечивают передачу на Землю изображения поверхности планет после фотографирования.

На «Марсе-Б» и «Зонде-Б» установлены 2 фототелевизионных устройства с фокусными расстояниями $f=500$ и $f=200$ мм и с независимыми трактами пленок; на «Венере-Б» установлено одно фототелевизионное устройство с $f=200$ мм. Разрешающая способность ФТУ 100 м при съемке с расстояний 1000 км и 3 км при съемке с 30 000 км (длиннофокусный объектив); 250 м при съемке с 1000 км и 7,5 км при съемке с 30 000 км (короткофокусный объектив).

ФТУ обеспечивает следующие режимы работы при передаче изображения по линиям 8 и 5 см:

Режим	Время передачи одной строки, сек	Число строк в кадре	Время передачи одного кадра, мин	Число элементов в строке		Скорость передачи, дв. ед./сек	
				8 см	5 см	8 см	5 см
I	8	550	73,5	550	1100	512	200 элементов в секунду (ВИМ)
II	8	1100	147	1100	1100	1024	
III	2	550	18,5	550	400	2048	
IV	2	1100	36	1100	400	4096	

При фотографировании оптическая ось объекта сканирует по освещенной поверхности с абсолютной угловой скоростью $0,1^\circ/\text{сек}$. В состав радиокомплекса орбитального отсека входят: 2 приемника, 2 передатчика, 2 задающих генератора, 2 комплекта запоминающего устройства, блок командной радиoliniи, блок уставок астрокоррекции, 4 коммутатора, хронизатор, блок формирования сигнала, счетчик циклов и коммутационно-распределительное устройство.

В состав радиоаппаратуры спускаемых аппаратов входят: 2 передатчика, работающих на волне 32 см, 2 задающих генератора, программно-временное устройство, обеспечивающее включение аппаратуры на участке спуска и на поверхности планет, один коммутатор, запоминающее электронное устройство (на «Марсе-Б»), индикатор мощности, обеспечивающий переход на дублирующий комплект передатчика при аварии основного комплекта.

В специальном отсеке устанавливаются 2 радиoliniи: одна работает на волнах 5 см (передающая линия) и 35 см (приемная линия), вторая — на волне 8 см (передающая линия). В состав радиoliniи 8 см входят: блок приемников, радиоблок (с передатчиками), хронизатор, коммутатор. В состав радиoliniи 5 см входят: передатчик, коммутатор, блок командной радиoliniи, модулятор, задающий генератор, блок кодирования, коммутационно-распределительное устройство, один комплект запоминающего устройства (для спектрорефлексометра). В качестве приемников радиoliniи 8 см используются приемники орбитального отсека. Командная радиoliniя включает до 107 команд (число команд различно для различных вариантов).

Скорости передачи телеметрии: 1, 4, 16 и 64 дв. ед./сек.

2. Система единого энергоснабжения

Система единого энергоснабжения обеспечивает питание всех систем объекта во время полета и питание систем спускаемого аппарата в течение 1 сут после посадки с проведением одного-двух сеансов с поверхности. Система состоит из солнечной батареи и буферной химической батареи. В качестве источников тока солнечной батареи используются кремниевые элементы. Химическая батарея состоит из кадмиево-никелевых аккумуляторов, сгруппированных в секции.

Основные характеристики системы энергоснабжения:

ток солнечных батарей 3,12–5,2 а;

площадь солнечных батарей 2,4 м²;

потребление в дежурном режиме $1,95-2,12$ а;
номинальная емкость буферной батареи 84 а·час («Венера-А»,
«Зонд-А»), 112 а·час («Венера-Б», «Марс-А», «Марс-Б»,
«Зонд-Б»);
напряжение в сеансе 14 ± 2 в;
напряжение в дежурном режиме $14 \begin{smallmatrix} +4 \\ -2 \end{smallmatrix}$ в.

Для использования всех резервов солнечных батарей при различных температурных режимах, меняющихся в зависимости от расстояний объекта от Солнца, введено переключение по КРП с последовательного соединения секций СБ на параллельное и наоборот.

Автоматика системы энергопитания построена таким образом, что при падении напряжения в сеансе ниже заданного значения (u_{\min}) нагрузка отключается; таким образом, исключается перезаряд буферной батареи. Отсутствие перезаряда буферной батареи обеспечивается подбором площади кремниевых элементов на солнечных батареях и емкостью буферной батареи.

3. Система ориентации

А. На всех вариантах система ориентации обеспечивает с помощью датчика постоянной ориентации и блока ДУС успокоение объекта от начальных возмущений после отделения от головного блока, поиск Солнца и дальнейшую постоянную ориентацию объекта на Солнце с точностью $\pm 10^\circ$. При отказе в работе постоянной солнечной ориентации обеспечивается гироскопическая ориентация объекта на Солнце; при этом за счет определенной скорости закрутки ($0,6^\circ/\text{сек} \pm 20\%$) и момента от светового давления обеспечивается ориентация объекта на Солнце не хуже $25-30^\circ$ даже при отсутствии периодической ориентации объекта на Солнце.

Б. В варианте «Марс-Б» в спецотсеке устанавливается дублирующая система солнечной ориентации, обеспечивающая ориентацию объекта на Солнце с точностью $\pm 2,5^\circ$ и закрутку при отказе основной системы (датчик, блок ДУС, статический преобразователь и блок управления).

В. Ориентация объектов «Венера-Б» и «Марс-Б» на планету осуществляется с помощью оптического планетного датчика; поиск планеты осуществляется при помощи солнечного датчика и блока ДУС; во время фотографирования обеспечивается сканирование оптической оси объекта по освещенной поверхности планет.

Г. Ориентация объекта на Землю в сеансах связи с Землей на параболической антенне осуществляется с точностью $50'$ оптическим датчиком и блоком ДУС. Уставка этого датчика (угол Солнце — объект — Земля) может осуществляться от автономного программного кулачка и по командной радиолинии.

Д. На вариантах «Марс-А», «Марс-Б» и «Зонд-Б» устанавливается пеленгационная система, обеспечивающая ориентацию параболической антенны на Землю в случае отказа оптической ориентации (выход из строя датчика).

4. Система астрокоррекции

Для ориентации автоматической станции в пространстве перед включением корректирующей двигательной установки (КДУ), стабилизации в процессе работы КДУ и выключения КДУ при достижении заданной скорости служат оптический датчик, обеспечивающий точную ориентацию объекта на Солнце и звезду (Канопус), гироскоп, интегратор и блок управления.

Ориентация объекта в пространстве осуществляется с точностью $\pm 6'$; отсечка двигателя — с точностью ± 20 см/сек.

Надежная работа оптического датчика обеспечивается тем, что в поле зрения как солнечной, так и звездной системы не попадают элементы конструкции; кроме того, около датчика прикреплен специальный щит, защищающий датчик от возможных бликов при попадании Солнца на элементы конструкции.

Уставки углов для солнечной и звездной трубок датчика, а также уставки величины импульса производятся по командной радиопередаче после точного определения параметров траектории.

5. Пневмосистема ориентации

Пневмосистема автоматических межпланетных станций предназначена для создания необходимых управляющих моментов при работе системы ориентации. В качестве рабочего тела используется сжатый азот, хранящийся в баллонах высокого давления (давление заправки 320 атм).

Кроме баллонов, в состав пневмосистемы входят редукторы, двухпозиционные клапаны, пироклапаны, фильтры и реактивные микродвигатели с тягой сопел порядка 50—130 г.

Для объектов «Венера-А», «Венера-Б», «Зонд-А» пневмосистема выполнена в виде единого блока, установленного на орбитальном отсеке около КДУ; на вариантах «Марс-А», «Марс-Б», «Зонд-Б» магистраль высокого давления (баллоны, редукторы) перемещена на юбку, соединяющую орбитальный и специальный отсеки.

На всех объектах МВ введено дублирование низкой магистрали; в случае аварии в основной магистрали предусмотрена возможность закрытия основной магистрали и перехода на режим гироскопической ориентации или на дублирующую магистраль низкого давления.

6. Корректирующая двигательная установка

Корректирующая двигательная установка (КДУ) предназначена для создания импульса, необходимого для коррекции траектории автоматической межпланетной станции при отклонениях траектории от номинальной.

В качестве КДУ используется ракетная двигательная установка, позволяющая провести 2 коррекции с суммарным импульсом 10 600 кг·сек. Тяга двигателя 200 кг.

На «Зонды» устанавливается КДУ с суммарным импульсом двух коррекций 8000 кг·сек и тягой 200 кг.

7. Система управления

Система управления бортовой аппаратурой обеспечивает включение и выключение всех систем и приборов объекта как по командной радиолнии, так и по временной программе. В состав системы управления входят: бортовые коммутаторы (в орбитальном и специальном отсеках), программно-временные устройства орбитального отсека, блок контроля источников питания. Программно-временное устройство спускаемых аппаратов входит в состав радиосистемы.

Основное программно-временное устройство орбитального отсека выполняет следующие задачи:

включение и выключение системы терморегулирования (на 40 сек каждые 4 мин);

включение и выключение сеансов по заданной программе;

управление бортовой аппаратурой в каждом сеансе связи;

включение и выключение аппаратуры в дежурном режиме;

автономное включение сеансов астрокоррекции, подлетного сеанса (в вариантах «Венера-А», «Марс-А»), сеанса фотографирования (в вариантах «Венера-Б», «Марс-Б»).

Относительная погрешность программно-временного устройства не более $\pm 6 \cdot 10^{-5}$.

Кроме основного ПВУ, в орбитальном отсеке устанавливается дублирующее программно-временное устройство (ДПВУ), выдающее метки времени только на систему терморегулирования. ДПВУ обеспечивает работу СТР со скважностью 12 на всей траектории полета параллельно с основным ПВУ. При выходе из строя основного ПВУ система терморегулирования работает от ДПВУ.

8. Система терморегулирования

Система терморегулирования обеспечивает нормальный тепловой режим объекта на всей траектории полета. В качестве системы терморегулирования используется двухконтурная замкнутая система, в состав которой входят: внешние радиаторы, внутренние теплообменники, регулятор, насосы, компенсаторы.

Регулятор расхода работает от среднего значения показаний двух термодатчиков, размещенных в орбитальном и специальном отсеках. В случае разгерметизации специального отсека предусматривается переход по команде на работу регулятора только по термодатчику орбитального отсека.

Оптические коэффициенты внешних радиаторов обеспечиваются механической и электромеханической обработкой поверхности. В качестве внешней термоизоляции используется пакет термической пленки с напыленным алюминием.

Жидкими компонентами в системе терморегулирования являются дитоллилметан — теплоноситель и изооктан — хладагент.

Система терморегулирования обеспечивает температуру в отсеках $0 \div +40^\circ\text{C}$ при нормальной работе системы ориентации и $-10 \div +50^\circ\text{C}$ при отказе ориентации.

9. Система измерений

Система измерений служит для передачи с борта на Землю параметров систем автоматической станции и научной аппаратуры. Передача идет через телеметрические коммутаторы радиосистемы при непосредственной передаче и при воспроизведении информации с запоминающего устройства (ЗУ).

Через I и III коммутаторы передаются параметры систем объекта и часть научных измерений.

Через II коммутатор, работающий на ЗУ, передаются параметры системы астрокоррекции и КДУ.

Через IV коммутатор, работающий как в режиме непосредственной передачи, так и на ЗУ, передаются параметры научной аппаратуры и некоторые параметры систем объекта.

Через V коммутатор, установленный в спускаемом аппарате и работающий в режиме непосредственной передачи, передаются научные измерения, проводимые в атмосфере и на поверхности Венеры и Марса.

Через V коммутатор спецотсека пролетных вариантов, работающий в режиме непосредственной передачи и на ЗУ, передаются параметры научной аппаратуры и систем объекта при работе 8 см передатчика. Через VI коммутатор спецотсека передаются параметры систем объекта в режиме непосредственной передачи при работе 5 см передатчика.

9. Автоматика и программа работы автоматических межпланетных станций

Автоматика объектов МВ строится на основе принципа управления работой всех систем от автономного программного устройства (ПВУ) и дублирования этого управления по командной радиолинии по результатам анализа работы систем, полученным по телеметрии с борта.

Все сеансы связи с включением передающих устройств осуществляются от ПВУ, а также по командной радиолинии в любое время видимости автоматических станций с наземных пунктов связи. Сеансы астрокоррекции, подлетный сеанс и сеанс фотографирования также могут проводиться как от ПВУ, так и по КРЛ.

Программа проведения сеансов связи построена на периодическом проведении типовых сеансов. Вид типового сеанса и программа его включения определяются исходным состоянием схемы и могут быть изменены поданными на борт командами.

На объектах МВ приняты следующие типовые сеансы:

Сеанс № 1 — приземный — работает передающая и приемная аппаратура; в сеансе проводятся траекторные измерения, производится запись параметров IV коммутатора на ЗУ и непосредственная передача телеметрической информации с I и III коммутаторов; длительность сеанса 128 мин.

Сеанс № 2 — передача телеметрической информации с I (III) коммутатора; длительность сеанса 96 мин.

Сеанс № 2А — передача телеметрической информации с I (III) коммутатора 26 мин, воспроизведение ЗУ 60 мин, передача информации с IV коммутатора 20 мин.

Сеанс № 5 — ориентация объекта на Землю для работы радиосистемы на параболической антенне; автономное воспроизведение ЗУ; непосредственная передача с коммутатора I (III); длительность сеанса 96 мин.

Сеанс № 6 (для «Венеры-Б», «Марса-Б», «Зонда-Б») — связь на параболической антенне; работа 5 и 8 см радиоаппаратуры; передача в сеансе телевизионного изображения; передача информации с I (III) и VI коммутаторов; воспроизведение ЗУ; длительность сеанса 96 мин.

Сеанс № 7 — сеанс астрокоррекции, бортовые передатчики не включаются.

Сеанс № 8 — подлетный (для «Венеры-А», «Марса-А», «Зонда-А»); передача информации с I (III) и IV коммутаторов через параболическую антенну; в начале сеанса — отделение спускаемого аппарата.

Сеанс № 10 — фотографический (для «Венеры-Б», «Марса-Б»); ориентация объекта на планету и фотографирование; запись информации с IV и V коммутаторов на ЗУ; бортовые передатчики не включены.

Сеансы № 2 или 2А, проводимые на малонаправленных антеннах, включаются от ПВУ каждые 5 сут.

Сеансы № 5 или 6 от ПВУ проводятся каждые 15 сут.

Автоматическая станция для первой посадки на Луну¹

[1964 г.]

1. Назначение объекта

Объект «Луна-Е» представляет собой управляемый космический аппарат, предназначенный для полета к Луне и посадки на ее поверхность автоматической лунной станции (АЛС).

Посадку автоматической лунной станции намечено произвести в Океане Бурь. После посадки с борта станции передается на Землю телевизионное изображение лунного ландшафта и микрорельефа поверхности Луны, а также данные измерений научной аппаратуры — радиометра, сейсмографа и магнитометра.

Источники тока автоматической станции рассчитаны на работу аппаратуры на Луне в течение четырех земных суток. За это время программой предусмотрено проведение пяти сеансов передачи информации на Землю продолжительностью по одному часу. Управление работой автоматической станции осуществляется от бортового программного устройства и по командам с Земли.

Одновременно с проведением научных экспериментов объекты «Луна-Е» позволят начать отработку систем, обеспечивающих посадку на Луну космических аппаратов.

Пуски объектов «Луна-Е» являются первым этапом на пути освоения Луны.

2. Особенности траектории полета к Луне и схема посадки

Объект «Луна-Е» выводится на траекторию к Луне четырехступенчатой ракетой-носителем «Молния». Первые три ступени ракеты выводят последнюю ступень (блок Л) с объектом на промежуточную орбиту спутника Земли. Выведение объекта «Луна-Е» на траекторию к Луне производится четвертой ступенью, включаемой в заданной точке промежуточной орбиты. Отделение объекта происходит после выключения последней ступени ракеты-носителя. Номинальная траектория полета к Луне имеет следующие характеристики:

¹ Проспект автоматической лунной станции «Луна-Е», подготовленный головным ОКБ под руководством С. П. Королева. Публикуется впервые. Летные испытания станций проходили 2 апреля 1963 г., 9 мая, 8 июня, 4 октября, 3 декабря 1965 г., 31 января 1966 г. и успешно завершились осуществлением первой в мире мягкой посадки на Луну 3 февраля 1966 г.

время полета до Луны порядка 3,5 сут;
скорость по отношению к Луне перед началом торможения 2630 м/сек;

посадка осуществляется в утренний терминатор (на границу света и тени) в Океан Бурь, западнее кратеров Рейнер и Марий. За счет ошибок системы управления ракеты-носителя траектория объекта может отклониться в картинной плоскости у Луны от номинальной траектории на 20–22 тыс. км. Для компенсации этих отклонений предусмотрена коррекция траектории после удаления объекта на расстояние 250 тыс. км от Земли.

При полете к Луне с объектом проводится 9 сеансов радиосвязи, в которых производятся измерения траектории, передается телеметрическая информация и на объект с Земли подаются команды для управления бортовой аппаратурой. Сеансы связи проводятся по специальной программе. Разрешение на начало сеансов выдается по командам с Земли.

Во время четвертого сеанса связи предусмотрена возможность ориентации объекта и измерение углов на Солнце, Землю и Луну системой астронавигации. После обработки на Земле результатов траекторных измерений, полученных в четырех первых сеансах, на борт объекта передаются уставки, определяющие величину корректирующего импульса и его направление в пространстве, а также величину импульса торможения и время включения тормозного двигателя.

В сеансе коррекции осуществляется ориентация объекта на Солнце и Луну для обеспечения необходимого направления выдачи корректирующего импульса. По команде временного устройства объект ориентируется на Солнце с помощью оптических датчиков. Затем осуществляется ориентация объекта на Луну с помощью лунного датчика. После этого выдается команда на разворот объекта на задаваемый с Земли угол, в результате чего он занимает положение, необходимое для проведения коррекции. Максимальная величина корректирующего импульса составляет 130 м/сек.

В автоматике объекта предусмотрена блокировка включения двигателя в случае потери Луны и Солнца оптическими датчиками. В этом случае возможно повторение сеанса коррекции по командам с Земли.

После проведения коррекции отклонение точки посадки на поверхности Луны от расчетной составляет не более 150 км. Траектория полета объекта после проведения коррекции уточняется в последующих сеансах радиосвязи.

За 2 часа до посадки вновь производится ориентация объекта по Солнцу, Луне и Земле. На высоте 8700 км над поверхностью Луны продольная ось объекта направляется по лунной вертикали, которая соответствует направлению вектора скорости при посадке.

На высоте 75 км по команде радиовысотомера включается временное устройство, выдающее команду на включение двигателя и управляющее работой всех систем объекта на участке торможения. Выключение основной камеры двигательной установки производится интегратором на высоте от 5 до 500 м над поверхностью Луны. После выключения основной камеры объект снижается при работающих управляющих соплах с тягой порядка

25 кг. На высоте 3—4 м осуществляется отделение АЛС по команде контактного датчика в сторону, противоположную движению объекта.

С учетом всех погрешностей систем посадки скорость встречи автоматической станции с Луной составляет 4—24 м/сек. Система амортизации обеспечивает сохранность АЛС с аппаратурой при посадке (перегрузки не превышают 200 единиц).

После посадки предусматривается проведение 5 сеансов радиосвязи автоматической станции с Землей. Сеансы могут проводиться автономно по команде временного устройства или по командам с Земли. Каждые сутки проводится по одному сеансу длительностью один час.

Во время сеансов связи на Земле производится прием телевизионного изображения лунной поверхности, научной информации и телеметрической информации о работе систем станции.

В случае полета объекта по траектории с отклонениями, превышающими допустимые для посадки, автоматика позволяет провести аварийный сеанс торможения, что дает возможность проверить работу всех систем, а в некоторых случаях перевести объект на орбиту спутника Луны.

3. Описание объекта

Объект «Луна-Е» состоит из автоматической лунной станции (АЛС), двигательной установки двухразового запуска, отсека системы управления и двух отделяемых перед торможением отсеков с аппаратурой. Объект устанавливается на носитель с помощью опорной рамы, снабженной пиротехнической системой отделения.

Автоматическая станция представляет собой герметичный контейнер из алюминиевого сплава, в котором размещаются радиосистема, программно-временное устройство, система терморегулирования, телевизионная и научная аппаратура, источники питания. На корпусе станции установлены антенны, датчик магнитометра и иллюминатор, в котором размещается приемная головка телевизионной аппаратуры.

Поддержание необходимого теплового режима в АЛС осуществляется водяной испарительной системой терморегулирования и системой вентиляции, работа которых не зависит от положения станции на поверхности. Для защиты от внешних тепловых потоков на АЛС установлена специальная тепловая изоляция, что обеспечивает нормальный температурный режим приборов при нахождении станции в тени до одних суток.

Для амортизации удара при посадке АЛС используются два заполненных газом баллона-амортизатора, состоящих из резиновой камеры и защитной капроновой оболочки. После посадки производится сброс баллонов по команде от программного устройства или по команде с Земли.

Корректирующая и тормозная двигательная установка состоит из двигателя с насосной системой подачи, управляющих органов и блока баков, который является основной несущей конструкцией объекта. На блоке баков устанавливаются отсек системы управления и два отделяемых отсека.

Двигательная установка включается дважды и работает на трех режимах:

I режим — коррекция (тяга основной камеры равна 4500 кг);
II режим — торможение (тяга основной камеры 4500 кг, диапазон регулирования ± 500 кг);

III режим — работа управляющих сопел с тягой 25 кг (режим начинается после выключения основной камеры при торможении).

В отсеке системы управления установлен прибор управления и машинные преобразователи тока. Прибор включает в себя основные блоки системы управления, обеспечивающей управление ракетой-носителем при работе III и IV ступени, и управление объектом при работе КТДУ во время коррекции и торможения.

В отделяемом отсеке I устанавливаются блок питания, пневмосистема для наполнения амортизаторов и система астронавигации, состоящая из оптического блока коррекции и ориентации и электрических блоков. Система астронавигации предназначена для ориентации объекта при коррекции и торможении, а также может быть использована для определения траектории полета объекта посредством замера углов на Луну, Солнце и Землю.

В отделяемом отсеке II размещаются часть радиотехнической системы, программно-временные устройства, аппаратура командной радиолинии, радиовысотомер, управляющие органы системы ориентации и блок химических источников тока.

Каждый из отделяемых отсеков крепится к блоку баков с помощью пиротехнической системы и сбрасывается перед торможением объекта.

4. Научная аппаратура

Научная аппаратура размещена на борту автоматической лунной станции (АЛС) и предназначена для проведения следующих экспериментов:

исследование сейсмических явлений на Луне;

изучение магнитного поля Луны;

регистрация космических излучений на траектории и на поверхности Луны.

Исследования сейсмических явлений на Луне проводятся с помощью прибора ЛС, состоящего из сейсмографа в карданном подвесе, и усилителя-счетчика. Измерения производятся между сеансами связи.

Изучение магнитного поля Луны осуществляется в сеансах радиосвязи трехкомпонентным магнитометром СТ-57.

Регистрация космических лучей в полете и на Луне производится с помощью радиометра КС-17.

Телевизионная система, установленная в АЛС, обеспечивает передачу изображения с четкостью 250 строк. Система имеет панорамную развертку и обеспечивает круговой обзор местности за 1 час.

Включение и выключение системы может проводиться по командам с Земли и от автономного временного устройства. По команде с Земли головка телевизионной камеры может также устанавливаться в заданном направлении для обзора интересующего участка местности.

5. Основные характеристики объекта

Общий вес объекта после отделения от последней ступени	1470 кг	минимальный различаемый размер предметов на расстоянии 2 м	20 мм
Вес отделяемых перед торможением отсеков	312 кг	Характеристики траектории:	
Конечный вес объекта перед посадкой	430 кг	время полета к Луне	3,5 сут
Вес автоматической лунной станции	105 кг	расстояние от Земли до точки коррекции	250 тыс. км
Вес научных приборов	5 кг	скорость торможения у Луны	2630 м/сек
Характеристики двигательной установки:		скорость прилунения АЛС	4—24 м/сек,
тяга	$4500 \pm \pm 500$ кг	разброс точки прилунения	± 150 км
время работы при торможении	42 сек	Продолжительность работы станции на Луне	
Характеристики телевизионной аппаратуры:			4 сут
вес	3,4 кг		
время кругового обзора местности	1 час		

О программе работ по сварке в космических условиях¹

[1964 г.]

1. Предлагаемый проект программы и совместного плана работ по теме «Сварка в космических условиях» между ОКБ и Институтом им. Е. О. Патона АН УССР может быть положен в основу договора между названными организациями.

2. Особенный интерес представляет четвертый этап работы, но он почему-то затянут окончанием на 1967 и на 1968 г. Это недопустимо поздно! Надо план работ построить пока что поначалу на 2 года: 1965 и 1966. И можно предусмотреть на осень 1966 г. совместное обсуждение результатов и по итогам — продление наших работ еще на 2 года: 1967—1968.

3. В проекте плана недостаточно уделяется внимание энергетике, необходимой для сварки в особых условиях, и, в частности, использованию солнечных концентраторов и других источников. Этот раздел надо сделать самостоятельным и сильно развить его. Работы надо начинать немедленно.

В плане совершенно нет конкретных работ по сварке в особых условиях даже через 2 года. Хотелось бы сварить хотя бы в 1966 г. что-то лучше для наших объектов, может быть, тот же концентратор либо емкость, может быть, шлюз для выхода, раму для установок приборов для наружных наблюдений и даже для той же сварки.

Словом, надо подумать, как быстрее перейти от исследования простых образцов к делу, пусть небольшому на первых порах.

4. Считаю, что просимый институтом вес сварочных устройств в целом можно довести до 25 кг и оговорить, что для каждого опыта исходные данные, в том числе и вес, взаимно согласовываются.

5. Надо оговорить, что в программу и в принятый план по взаимному согласованию могут вноситься необходимые изменения и дополнения.

6. Прошу вас как можно скорее мои замечания сообщить в Институт сварки, еще до отъезда академика Б. Е. Патона в командировку, и получить его согласие.

Прошу также передать ему лично мои добрые пожелания.

¹ Телеграмма, направленная С. П. Королевым своим заместителям 29 ноября 1964 г. Публикуется впервые.

Начало практической реализации программы было положено при проведении первого в мире эксперимента по сварке в космосе на космическом корабле «Союз-6» 16 октября 1969 г.

Космические дали ¹

[1965 г.]

Советская наука уверенно завоевывает все новые высоты на пути познания и дальнейшего освоения космического пространства.

За истекший год от советских берегов в глубины космоса ушли более тридцати космических аппаратов для выполнения разнообразных исследовательских и экспериментальных научных программ. Космос для науки, только для мирных целей, на благо человека, неутомимо разгадывающего сокровенные тайны природы, — вот тот путь, по которому развиваются и осуществляются советские космические исследования!

Неутомимые труженики, спутники серии «Космос» (в 1964 г. их было запущено 27), провели на околоземных орбитах в сумме по времени примерно одну треть года, выполняя обширную исследовательскую программу, начатую еще 16 марта 1962 г. запуском спутника «Космос-1». Основные этапы этой программы, рассчитанной на ряд лет, охватывают такие крупнейшие разделы, как изучение магнитного поля Земли, верхних слоев атмосферы и образования облачных систем, энергетического состава земных радиационных поясов. Этим путем будут проводиться исследования первичного состава космических лучей и их вариаций, корпускулярных потоков, коротковолнового излучения Солнца и других небесных тел и ряд других вопросов.

Осуществление программы «Космос» представляет исключительный научный интерес, особенно если учесть значительный объем и длительность проводящихся исследований.

Некоторые усовершенствования были достигнуты и в самой методике запусков одновременно нескольких спутников «Космос» на свои орбиты одной ракетой-носителем.

Важнейшим событием явился запуск в январе и июле 1964 г. новых космических систем «Электрон», состоящих каждая из двух научных станций, выводимых одной ракетой-носителем на существенно различные орбиты искусственных спутников Земли.

Основной задачей запуска космических научных станций № 1, 2, 3 и 4 по программе «Электрон» являлось одновременное изучение внутреннего и внешнего радиационных поясов Земли и связанных с ними физических явлений. Одновременно проводилось исследование различных излучений, приходящих из глубин кос-

¹ Статья С. П. Королева, опубликованная в газете «Правда» от 1 января 1965 г. под псевдонимом «Профессор К. Сергеев».

мического пространства, магнитного поля Земли и физических условий в верхних слоях атмосферы.

Успешное осуществление программы «Электрон» позволило впервые получить уникальные опытные данные на высотах от 400 до 68 000 км и результаты первостепенного научного значения. Экспериментальная программа маневрирующего космического аппарата «Полет-2» позволила проверить в практических условиях функционирование ряда новых систем и аппаратуры с целью дальнейшего усовершенствования техники космического полета.

Качественно новым крупнейшим шагом, сравнимым, пожалуй, по своей значимости с первым в мире рейсом советского человека в космос, явился полет многоместного корабля «Восход» — первой в мире советской космической лаборатории! Экипаж «Восхода» — советские ученые в области физико-технических и медицинских наук, а также командир-инженер — стал первым научным коллективом, который жил и работал в космосе.

Едва ли нужно говорить о том, какое важное значение для исследователя имеет возможность ему самому видеть и осмыслить то, что совершается в среде загадочной невесомости, в мире неведомых излучений, невиданного сияния Солнца и далеких звезд, среди мрака космической ночи, на грани света и тьмы, сменяющих друг друга каждые полтора часа.

Отныне ученому доступны не только сухие цифры и записи приборов, фото- и телеметрические пленки, показания датчиков. Нет, сейчас ему доступно свое, живое восприятие событий, чувство пережитого и виденного, ему предоставляется увлекательная возможность вести исследование так, как он этого пожелает, тут же анализировать полученные результаты и продвигаться далее.

Не отстала в решении новых задач и космическая техника. На сей раз экипаж корабля «Восход» совершал свой полет в обычной одежде, в уютной кабине корабля, обеспеченной всеми условиями для работы и отдыха.

Полет корабля «Восход» происходил на больших высотах, чем предшествующие полеты, но возможность возвращения на Землю надежно гарантировалась запасной энергетической установкой.

Такой ответственный и нелегкий этап, как приземление космического корабля, был выполнен безукоризненно, практически с нулевой скоростью касания, при помощи новой оригинальной посадочной системы.

Полетом отважного экипажа корабля «Восход» тт. В. М. Комарова, К. П. Феоктистова и Б. Б. Егорова открыта дорога в космос работникам науки, смелым исследователям и пытливым первооткрывателям. Изучение и планомерное освоение околоземного космического пространства уверенно продолжается советской наукой!

Одной из интереснейших проблем, несомненно, является организация дальних полетов к планетам Солнечной системы. В прошедшем году были осуществлены с экспериментальными целями два запуска автоматических межпланетных станций «Зонд-1» и «Зонд-2». В этих полетах проводилась отработка различных бортовых систем, необходимых для управления, ориентации, связи, для проверки научной аппаратуры, а также с целью отработки устройств терморегулирования и солнечного энергопитания, обеспечивающих необходимые условия на борту станций.

Удалось осуществить устойчивую радиосвязь с автоматической станцией, находящейся на удалении многих миллионов километров от Земли (ранее достигнутая дальность радиосвязи превышает сто миллионов километров). Впервые в космической технике для целей ориентации был успешно опробован плазменный движитель, что представляет большой интерес для межпланетных полетов.

При выполнении программы «Зонд» получены интересные практические данные и новые результаты, которые могут быть с успехом использованы в дальнейшем.

Интенсивное развитие исследований околоземного космического пространства является вместе с тем важным и необходимым условием для развития дальних межпланетных полетов.

Видимо, со временем все большие по своим размерам и численности экипажа космические корабли будут совершать все более длительные полеты вокруг Земли. Основной состав космических экипажей будут составлять ученые самых различных специальностей. На борту кораблей появятся самая разнообразная научная аппаратура и оборудование.

Было бы, например, непростительным упустить такую возможность, как осуществление астрономических наблюдений непосредственно с борта космического корабля без помехи со стороны земной атмосферы, во все века мешавшей астрономам вести наблюдения. Можно ожидать, что с помощью кораблей-спутников получат широкое развитие служба погоды, служба Солнца и найдут свое решение такие чисто прикладные задачи, как космическое радио- и телевизионная связь, служба навигации для морских судов и самолетов и, наконец, сперва почтовые, а затем и пассажирские сообщения через космос между удаленными районами земного шара.

Плавая в космическом океане, человек должен научиться выходить из корабля и свободно передвигаться в пространстве для наблюдений и для работы, например для ремонта, для монтажа научного оборудования, устанавливаемого рядом со своим кораблем, что вполне осуществимо в среде невесомости.

По всей видимости, окажется необходимой достаточно простая техническая система для встречи на орбите, стыковки и взаимодействия космических кораблей, а также для удобной и надежной их связи с Землей. Появятся орбитальные долго существующие в космосе обитаемые спутники-станции с периодически заменяемым научным и обслуживающим персоналом.

Немаловажное значение при этом приобретают вопросы экономичности и наибольшей надежности в эксплуатации, при выборе тех или иных технических решений, при создании новых космических систем.

Одной из самых важных современных проблем является тщательное изучение влияния условий невесомости на человеческий организм при длительном пребывании в космосе. Будет ли необходимо создание «искусственной тяжести» (быть может, даже периодически, на короткое время) либо это окажется ненужным; какие изменения в человеческий организм при длительном пребывании в космосе внесут условия невесомости, различные излучения и многие другие еще малоизученные факторы.

Безграничный космический океан станет в ближайшие годы од-

ной из самых крупных областей приложения новейших человеческих познаний в различных областях науки и техники для того, чтобы люди в космосе могли надежно и безопасно работать и отдыхать.

А за всем этим виднеются еще бескрайние космические дали, издавна привлекавшие внимание человечества! Это другие миры, быть может, иная, отличная от земной жизнь, далекие неведомые Солнца со своими планетами-спутниками. Все это еще впереди, но в первый день наступающего нового космического года хочется верить, что и эти дали будут достигнуты советской наукой!

О значении выхода человека в открытый космос¹

[1965 г.]

За последние короткие годы, когда на наших глазах совершенно столько полетов в космос, мы незаметно переходим к иному качеству. Сначала летали одноместные корабли, сейчас пошли трехместные, и вот идет двухместный корабль. Можно заранее сказать, что вряд ли теперь будут летать одноместные корабли. И я думаю, что не ошибусь, если предскажу и следующий шаг.

Наверное, скоро возникнет вопрос о том, что вряд ли есть смысл такие дорогостоящие системы, как космические корабли, запускать на несколько суток в космос. Наверное, надо их запускать на орбиту и оставлять там на весьма длительное время. А снабжение этих кораблей всем необходимым, а также доставку и смену экипажа производить при посредстве упрощенных типов космических аппаратов, которые, естественно, должны иметь шлюзовые для того, чтобы выполнить свои функции, подстыковываясь к системе кораблей на орбите.

Так что вот так мы незаметно продвигаемся по пути качественного изменения наших представлений и наших направлений работы по освоению космического пространства пока в ближнем космосе, при орбитальных полетах у Земли.

И если говорить о более длительных и более дальних полетах, то, конечно, понятно, что не могут же корабли летать настолько обособленно, что один корабль не может иметь никакой связи с другим кораблем, один экипаж, иначе как по радио, не может иметь связь с другим экипажем, так как тут исключаются вопросы взаимной выручки, надежности, дублирования, чего хотите, даже самого простого человеческого общения и помощи.

На вопрос, зачем нужно выходить в космос, я думаю, очень просто можно ответить. Собственно говоря, летая в космосе, нельзя не выходить в космос, как, плавая, скажем, в океане, нельзя бояться упасть за борт и не учиться плавать. Значит, это связано с целым рядом операций, которые могут потребоваться при встрече кораблей, при необходимости проведения специальных наблюдений в космосе (кстати, это очень сильно упрощает проведение этих наблюдений), ну и, наконец, в тех случаях, когда нужно будет что-либо поправить на корабле.

¹ Текст выступления С. П. Королева перед журналистами в марте 1965 г. в связи с полетом космического корабля «Восход-2». Выступление впервые было опубликовано на третьей звуковой странице журнала «Кругозор» (1966 г., № 4) и затем в сборнике «Из истории авиации и космонавтики». М., 1975, вып. 5, с. 3—5.

Мы, например, всерьез думаем над тем, что космонавт, вышедший в космос, должен уметь выполнить все необходимые ремонтно-производственные работы, вплоть до того, что произвести пужпую там сварку и т. д. Это не фантастика, это — необходимость, и чем больше люди будут летать в космосе, тем больше эта необходимость будет ощущаться.

Наконец, надо считаться и с таким фактором, что ведь может, в конце концов, сложиться такая ситуация, когда один корабль должен оказать помощь другому. Но каким же образом? Ведь корабли представляют собой очень защищенные в тепловом, а значит, и в прочностном отношении конструкции. Значит, можно подойти к кораблю и ничего не сделать, потому что если его просто разгерметизировать через входной люк, то люди там погибнут. Значит, должна быть отработана такая система шлюзования, жизнеобеспечения и выхода из корабля, которая бы давала возможность оказать такую помощь. Тут можно, конечно, и пофантазировать немного, сказать, что, может быть, особенно если будут большие корабли, они очень близко и не будут подходить, может быть, даже на десятки километров, они, скажем, будут друг друга видеть радиотехнически.

Спрашивается, как перейти тогда с одного корабля на другой? Наверное, все-таки не в скафандре с индивидуальным кислородным прибором и каким-то небольшим двигателем. Тогда уже надо делать какое-то космическое такси, космическую шлюпку, с тем чтобы обеспечивать передвижение на такое длительное расстояние, потому что это целесообразнее и в весовом отношении, и в тепловом, и по всем запасам, и по безопасности. Наверное, все-таки, пуская человека, как песчинку, в космосе, допустим, на двадцать километров, ему надо дать тогда такой приклад, что лучше сделать такси. Ему надо дать возможность видеть свой корабль и тот корабль, куда он идет. Дать возможность ему вернуться на свой корабль и к тому кораблю, к которому он идет, иметь с ним связь на всякий аварийный случай, для дублирования и прочее. Да, проще тогда сделать какую-то легкую штуку, не связанную с земной тяжестью, которая вам позволит передвигаться в открытом космосе.

В заключение большое всем спасибо за поздравления. Я могу их только отнести к большому коллективу разработчиков и испытателей, которые создали и провели этот самый сложный эксперимент. Надо сказать, что первый выход человека в космос — это событие в космических исследованиях очень крупное. Я бы сказал, событие, которое откроет путь к большому направлению в разработке космических аппаратов и в космических исследованиях.

Шаги в будущее ¹

[1966 г.]

Ум человеческий открыл много диковинного в природе и откроет еще больше, увеличивая тем свою власть над ней.

В. И. ЛЕНИН

В современной науке нет отрасли, развивающейся столь же стремительно, как космические исследования. Немногим более восьми лет прошло с тех пор, как впервые во Вселенной появилось созданное человеком космическое тело — первый советский искусственный спутник Земли. Всего около трех тысяч дней насчитывает история космонавтики, а между тем она так богата важнейшими для человечества событиями, что в ней можно выделить целые эпохи.

Полет Юрия Гагарина открыл эпоху космической навигации. А эпоха работы человека в свободном космосе началась в истекшем 1965 году в тот мартовский день, когда Алексей Леонов шагнул из шлюза в открытое пространство и свободно поплыл в нем.

Перед экипажем корабля «Восход-2» была поставлена труднейшая, качественно иная, чем в предыдущих полетах, задача. От ее успешного решения зависело дальнейшее развитие космонавтики, пожалуй, не в меньшей степени, чем от успеха первого космического полета. Павел Беляев и Алексей Леонов справились с ней, и значение этого подвига трудно переоценить: их полет показал, что человек может жить в свободном космосе, выходить из корабля, не чувствовать себя ограниченным его стенами, он может работать всюду так, как это окажется необходимым.

Без такой возможности нельзя было бы думать о прокладывании новых путей в космосе. Ведь это было бы равнозначно тому, например, что экипаж морского судна во время плавания не может выйти из своего корабля и даже опасается это сделать.

В наше время уже можно себе представить, что в будущем космические корабли с людьми пойдут в дальние рейсы — к Луне, к планетам и к их спутникам. Надежность таких экспедиций повысится, если посылать не один корабль, а два или более. Несом-

¹ Статья С. П. Королева, опубликованная в газете «Правда» от 1 января 1966 г. под псевдонимом «Профессор К. Сергеев». Переиздана с некоторыми сокращениями в книге «Эпоха — газетной строкой». „Правда“ 1917 — 1967» (М., 1967, с. 384—386) со следующим предисловием:

«На протяжении нескольких лет в номерах „Правды“, датированных первым днем нового года, появлялись статьи, подписанные профессором К. Сергеевым. Сегодня можно назвать подлинное имя автора этих увлекательных статей. Это был академик Сергей Павлович Королев, который внес большой личный вклад в освоение космического пространства и которого советские летчики-космонавты называли своим отцом.

Мы печатаем здесь его статью „Шаги в будущее“, опубликованную „Правдой“ 1 января 1966 г. Она стала своеобразным завещанием крупнейшего советского ученого».

ненно, что во время такого полета людям понадобится перейти из одного корабля в другой для оказания помощи либо осмотра или ремонта в полете, что существенно повысит надежность всей экспедиции. Выход в открытый космос облегчит проведение некоторых научных исследований, так как условия для этого могут оказаться лучше, чем в корабле. Мы знаем теперь, что при современной технике все это вполне реально и доступно. Полет корабля «Восход-2» доказал это экспериментально.

Особенность эксперимента Леонова была в том, что он выходил в свободный космос через шлюзовую камеру, без разгерметизации всего корабля. Павел Беляев находился все время в герметической кабине в отличных условиях, поддерживал связь с Землей, следил за передвижением и действиями товарища и производил операции по управлению полетом.

Такая программа эксперимента единственно правильна и обоснована методически. Это становится ясным, если задуматься: зачем нужен выход человека в космос? Ответ простой — для оказания помощи соседнему кораблю и для работы. Разгерметизация корабля, несомненно, затруднит все работы.

Конечно, выход в свободный космос через специальный шлюз осуществить технически сложнее, и, главное, для этого нужно предусмотреть на борту довольно значительный запас веса. Но только этот путь полностью решает задачу, ради которой, собственно, и делается выход в свободный космос.

Итоги только что закончившегося года интересны еще и тем, что, кроме спутников Советского Союза и США, в космос был запущен французский искусственный спутник Земли.

Земной шар непрерывно опоясывается многочисленными трассами орбитальных полетов, и минувший год еще умножил их число. Американские космонавты Ловелл, Борман, Ширра и Стаффорд совершили смелые полеты (двое первых — длительностью до четырнадцати суток) и почти вплотную сблизили в космосе свои корабли, что, несомненно, является их серьезным достижением.

Большое число советских спутников на околоземных орбитах выполнило и выполняет самые различные научные и исследовательские задачи. Прилегающая к Земле область космического пространства, можно считать, основательно обжита. Спутники серии «Космос» неутомимо выполняют обширнейшую комплексную научную программу исследований. Успешно проводился полет спутников «Протон-1» и «Протон-2». «Молния-1» систематически передает через космос на Дальний Восток телевизионные программы и телефонные переговоры; осуществлена и цветная телевизионная передача во Францию. Система ретрансляции связи через спутник типа «Молния-1», как показывают расчеты, выгодна экономически для народного хозяйства. Она может сэкономить не один десяток миллионов рублей. Дальнейшее развитие системы околоземных спутников даст возможность осуществить прогнозирование погоды, службу солнечных наблюдений и геофизических исследований в таком объеме, который недоступен в обычных земных условиях. Орбитальные полеты в околоземном космическом пространстве в дальнейшем могут быть с успехом и эффективно использованы при решении ряда задач для народного хозяйства. Продолжались в истекшем году и исследования более далеких космических объектов. Современные наука и техника с их не-

обычайно развитыми средствами автоматизации, телеинформации и управления процессами позволяют широко использовать автоматические межпланетные станции для дальних полетов к Луне и к ближним планетам Солнечной системы.

Советская экспериментальная станция «Зонд-3», которая была запущена 18 июля 1965 г., а сейчас находится от Земли на расстоянии около 95 млн. км, проделала огромную и интереснейшую работу. С борта «Зонда-3» были сделаны уникальные фотоснимки обратной стороны Луны и переданы на Землю. Эти высокого качества снимки позволили астрономам составить представление о структуре поверхности всей обратной, невидимой с Земли, стороны Луны. В настоящее время имеется достаточно подробная информация о всей поверхности Луны, на основании чего в скором времени будут составлены и выпущены полные карты и полный глобус Луны.

Первая обработка полученных данных подтвердила вывод, сделанный ранее, после первых советских фотографий Луны, об отличии обратной ее стороны от той половины, которую мы видим. Обращенная к Земле северная часть лунного полушария покрыта в основном впадинами, которые по традиции астрономы называют «морями», а северная часть обратной стороны представляет гигантскую материковую возвышенность, изрезана многочисленными кратерами разной величины.

Со станцией «Зонд-3» и по сей день поддерживается устойчивая связь, с ее борта продолжает поступать телеметрическая информация. На одном из сеансов связи была проведена повторная передача с расстояния около 32 млн. км ранее отснятых и уже переданных на Землю фотокадров обратной стороны Луны. Качество полученных снимков было вполне удовлетворительным.

В первой половине ноября 1965 г. были запущены к Венере две автоматические станции — «Венера-2» и «Венера-3». В это время расстояние между Землей и Венерой составляло около 99,3 млн. км. Сейчас станции удалились от Земли на расстояние около 15 млн. км. Весь путь, который предстоит пройти станциям до их сближения с Венерой, составит около 290 млн. км. В это время расстояние между Землей и Венерой будет около 61,5 млн. км.

В конце февраля — начале марта 1966 г. станции «Венера-2» и «Венера-3» достигнут района планеты Венера.

Венера плохо поддается наблюдениям и изучению с Земли, поскольку она окутана плотной, непроницаемой атмосферой, открытой еще в 1761 г. М. В. Ломоносовым. Существуют предположения, что давление атмосферы на поверхности Венеры достигает четырех и более атмосфер, а температура до $+400^{\circ}\text{C}$. По своим размерам, диаметру, массе и расположению по отношению к Солнцу Венера является планетой, на которой можно было бы предположить наличие органической жизни, если бы не столь крайние и противоречивые данные о температурном режиме и характеристиках ее атмосферы. Очень большой интерес представляет получение хотя бы косвенных данных, которые позволили бы судить о состоянии и основных физических характеристиках самой поверхности Венеры.

Однако это только первые шаги. В дальнейшем для более полного и систематического накопления необходимых сведений о Луне и хотя бы о ближних к Земле планетах, несомненно, потре-

буется проведение серьезных и длительных исследований. В ближайшее время разовые полеты автоматических станций уже не будут в сколь-либо достаточной мере удовлетворять запросы науки. Период первых сенсационных открытий и первых фотографий, сделанных с дальних расстояний и не имеющих систематического характера, окажется явно недостаточным.

Нет необходимости говорить о том, как давно, как сильно и неотвратимо Луна привлекала внимание людей. Мечтой человечества было желание, чтобы сын Земли, наконец, ступил на нетронутую поверхность Луны! К сожалению, эта задача не такая простая и не столь близкая к осуществлению.

Луна — этот естественный и вечный наш спутник — имеет существенные отличия от Земли. На Луне отсутствует атмосфера. Там нет также заметного магнитного поля и радиационных поясов. Сила тяжести на поверхности Луны составляет примерно одну шестую земной.

В этих необычных, присущих только Луне условиях заложены огромные возможности для научных исследований, совершенно недоступных на Земле.

Земная атмосфера поглощает излучение небесных тел озоном, водяным паром и углекислотой, оставаясь прозрачной лишь в сравнительно узком «оптическом» участке спектра. В радиодиапазоне также имеется только узкая область, где земная ионосфера, отражающая идущее из космоса излучение, делается прозрачной.

Большой интерес представляют исследования самой Луны, физических условий на лунной поверхности, изучение фигуры Луны, сейсмическое, гравитационное и магнитное исследования, крупномасштабное картографирование и т. п. Важное значение будут иметь для теории происхождения Солнечной системы исследования истории развития лунных образований. Отсутствие атмосферы и находящейся в свободном состоянии воды, по всей вероятности, привело к тому, что на лунной поверхности сохранились в первозданном виде в течение многих миллионов лет древнейшие образования.

Трудные задачи должны быть разрешены автоматическими станциями, предназначенными для мягкой посадки, причем сама станция и вся ее аппаратура должны полностью сохраниться и функционировать, выполняя заданную программу. Лунная автоматическая станция должна доставить надежную и достаточно широкую информацию о характеристиках грунта. Переданные фотографии должны при этом охарактеризовать неровности почвы, для чего необходима высокая степень разрешения.

Все сказанное — увлекательные планы исследования Вселенной, это шаги в будущее. Это будущее, хотя и не столь близкое, но реальное, поскольку оно опирается на уже достигнутое.

Каждый космический год — это новый шаг вперед отечественной науки по пути познания сокровенных тайн природы. Наш великий соотечественник К. Э. Циолковский говорил: «Невозможное сегодня, становится возможным завтра». Вся история развития космонавтики подтверждает правоту этих слов. То, что казалось несбыточным на протяжении веков, что еще вчера было лишь дерзновенной мечтой, сегодня становится реальной задачей, а завтра — свершением.

Нет преград человеческой мысли!

Приложение

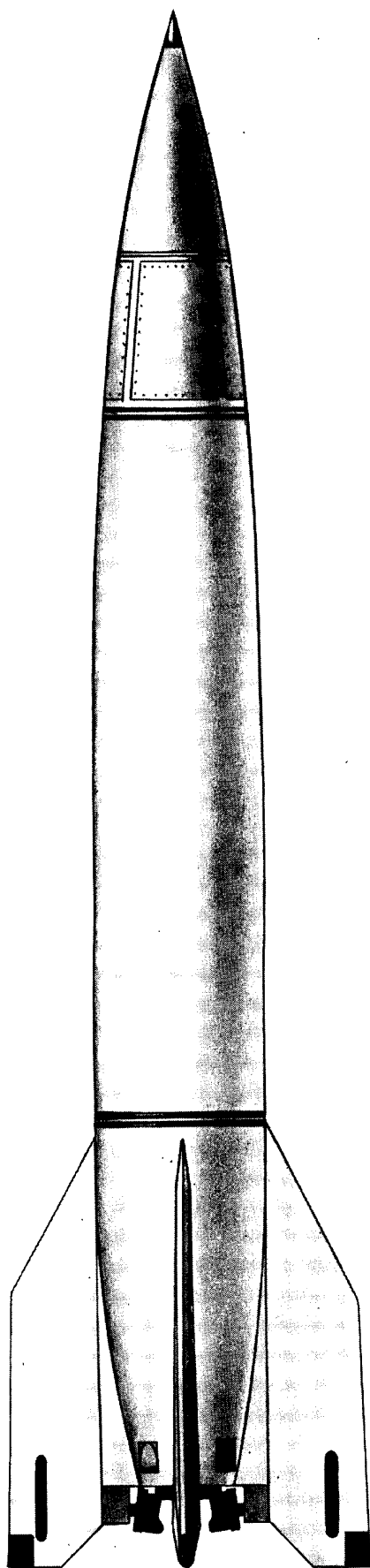
Ракета Р-1 (1Р)	532
Геофизическая ракета В-1А (1ВА)	534
Геофизические ракеты В-1Б (1ВБ), В-1В (1ВВ)	536
Геофизическая ракета В-1Е (1ВЕ)	538
Головная часть геофизической ракеты В-1Е (1ВЕ)	540
Геофизическая ракета В-1Д (1ВД)	542
Ракета Р-2 (2Р)	544
Геофизическая ракета В-2А (2ВА)	546
Головная часть геофизической ракеты В-2А (2ВА)	548
Первая стратегическая ракета	550
Геофизическая ракета В-5А (5ВА)	552
Головная часть геофизической ракеты В-5А (5ВА)	554
Ракета длительного хранения	556
Геофизическая ракета В-11А (11ВА)	558
Ракета-носитель «Спутник»	560
Первый советский искусственный спутник Земли ПС-1	562
Второй советский искусственный спутник Земли ПС-2	564
Третий советский искусственный спутник Земли	566
Трехступенчатая ракета-носитель «Восток» в лунном варианте	568
Третья ступень ракеты-носителя «Восток» с автоматической станцией «Луна-А»	570
Трехступенчатая ракета-носитель «Восток» с пилотируемым космическим кораблем «Восток»	572
Четырехступенчатая ракета-носитель «Молния»	574
Автоматическая космическая станция «Луна-Е» с автоматической лунной станцией	576
Автоматическая лунная станция	578
Один из вариантов компоновки корабля «Восход-2»	580
Космический корабль «Союз-А»	582
Спутник связи «Молния-1»	584

РАКЕТА Р-1 (1Р)

Разработка первой отечественной баллистической ракеты дальнего действия Р-1 началась в 1947 г., осенью 1948 г. состоялись ее первые летные испытания, а в 1949 г. все работы по созданию Р-1 были завершены. На этой ракете были изучены температурные условия полета, проверены методы баллистических расчетов и расчетов на прочность, методы исследования устойчивости движения, разработана технология подобного рода изделий, организовано производство систем и агрегатов ракеты, развернута материаловедческая база. Кро-

ме того, в процессе освоения Р-1 была налажена столь необходимая кооперация НИИ, КБ и заводов.

Примечание. В текстах Приложения использованы материалы следующих работ: «Космонавтика», изд-во «Советская энциклопедия», М., 1968; «Наука и жизнь», 2, 1980 (статья Г. Вегрова «На пути к первой космической»), а также материалы статьи В. П. Мишина и Б. В. Раушенбаха «О творческом наследии академика С. П. Королева» настоящего сборника.

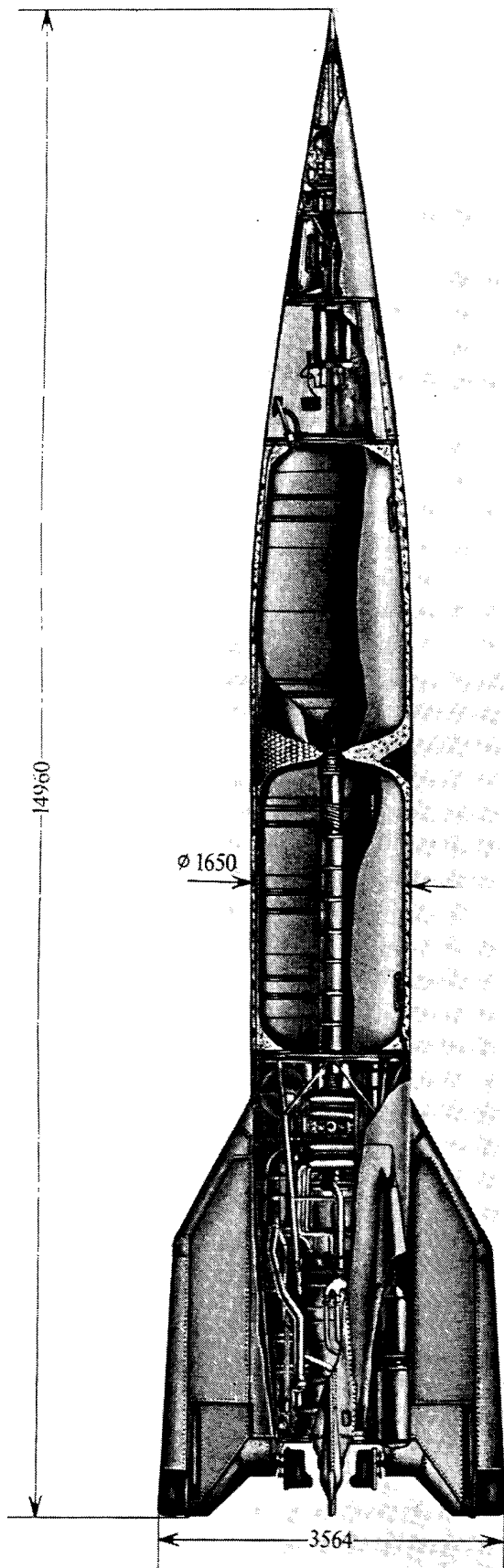


ГЕОФИЗИЧЕСКАЯ РАКЕТА В-1А (1ВА)

Пуски ракеты 1ВА дали возможность:

- 1) экспериментально проверить принцип отделяющейся головной части;
- 2) впервые осуществить вертикальный полет на высоту 100 км;
- 3) впервые осуществить подъем с помощью ракет на высоту 100 км специальных контейнеров с научной аппаратурой для исследования верхних слоев атмосферы с последующим спуском этих контейнеров на парашютах.

Скорость в момент выключения двигателя при пуске по вертикальной траектории	1210 м/сек
Вершина траектории при пуске по вертикальной траектории	100 км
Вес заправленной ракеты	13 910 кг
Вес незаправленной ракеты	4470 кг
Вес спасаемого контейнера ГеоФНАИ	65 кг
Количество контейнеров ГеоФНАИ	два



ГЕОФИЗИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ

В-1Б (1ВБ),

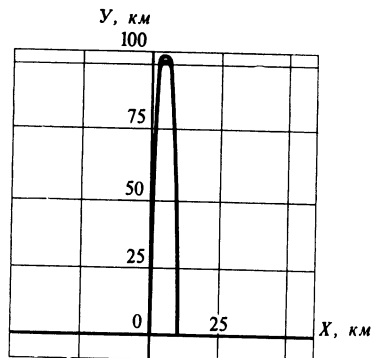
В-1В (1ВВ)

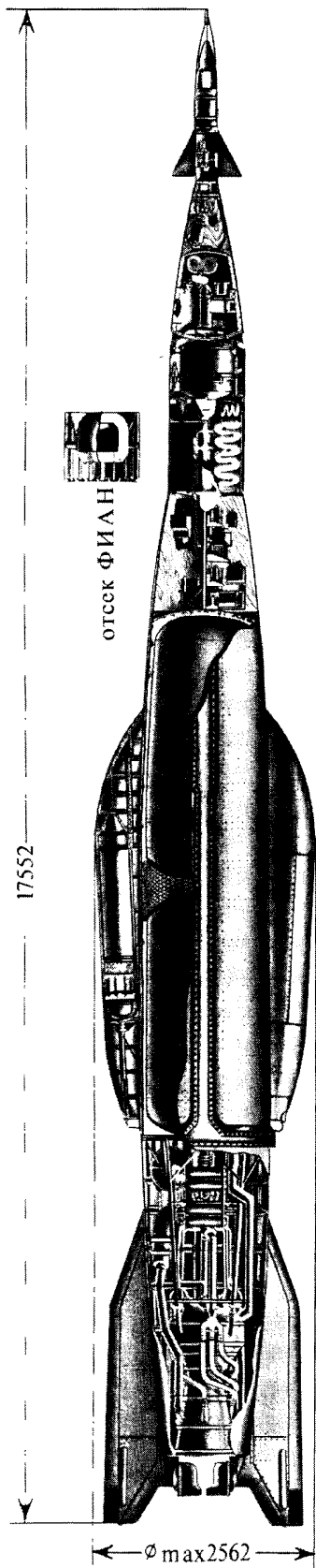
Ракеты 1ВБ и 1ВВ предназначены для проведения комплекса научных исследований и экспериментальных работ на высотах до 100 км:

- а) изучение состава первичного космического излучения и его взаимодействия с веществом;
- б) исследование физических и химических характеристик воздуха;
- в) исследование спектрального состава излучения Солнца;
- г) проверка поглощающей способности озона;
- д) проверка жизнедеятельности живых организмов в условиях больших высот и нарастающей перегрузки при подъеме на ракете и возможности спасения после подъема;
- е) аэродинамические исследования при больших скоростях и больших высотах полета;

ж) экспериментальная проверка возможности спасения ракеты с помощью парашютов с целью многократного использования ракет при экспериментальных пусках.

Высота подъема	90—100 км
Скорость в момент выключения двигателя	1185 м/сек
Вес заправленной ракеты	14320 кг
Вес незаправленной ракеты	5050 кг
Вес экспериментальной аппаратуры	1160 кг
Вес спасаемой головной части	590 кг
Вес спасаемого контейнера ГеоФИАН	85 кг
Вес спасаемого корпуса ракеты	4160 кг





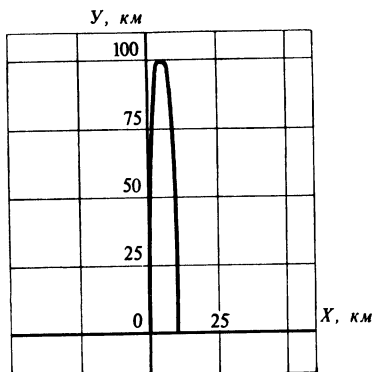
ГЕОФИЗИЧЕСКАЯ РАКЕТА В-1Е (1ВЕ)

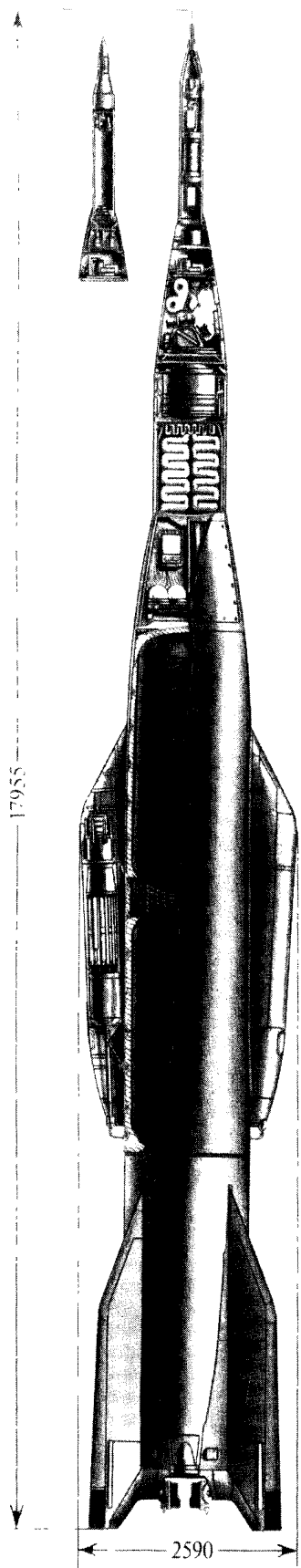
Ракета 1ВЕ предназначена для проведения комплекса научных исследований и экспериментальных работ на высотах порядка 100 км:

- а) исследование физических и химических характеристик воздуха, спектрального состава излучения Солнца, изменения аэродинамических характеристик при больших скоростях и высотах; разработка метода определения направления и скорости ветра в верхних слоях атмосферы;
- б) определение физических процессов в ионосфере и плотности ионизации на высотах ≈ 100 км;
- в) проверка поглощающей способности озона на высоте 55—60 км;
- г) исследование жизнедеятельности животных при подъеме на ракете на большие высоты, а также испытания систем их спасения, систем спасения агрегатов с аппаратурой и корпуса ракеты.

Кроме того, на ракете устанавливаются аппаратура и датчики телеизмерений по специально разработанной программе.

Высота подъема	100 км
Скорость в момент выключения двигателя	1183 м/сек
Вес заправленной ракеты	14 211 кг
Вес незаправленной ракеты	4800 кг
Вес экспериментальных агрегатов	1819 кг
Вес спасаемой головной части	760 кг
Вес спасаемого контейнера ГеоФИАН	130 кг
Вес дымового контейнера ДК-2	137 кг
Вес спасаемого корпуса	4286 кг

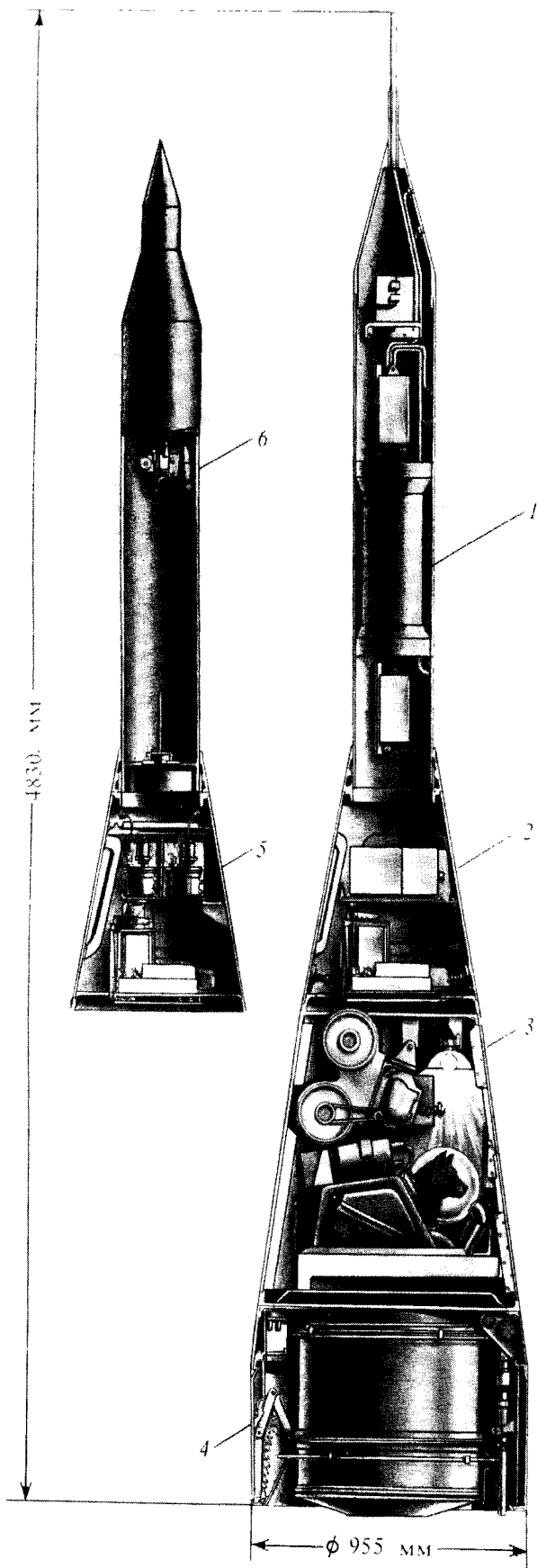




2590

ГОЛОВНАЯ ЧАСТЬ ГЕОФИЗИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ В-1Е (1ВЕ)

- 1** — модель для исследования сопротивления трения шероховатой поверхности;
- 2** — отсек для размещения измерительной аппаратуры, предназначенной для исследования химического состава воздуха и измерения давления воздуха на больших высотах;
- 3** — отсек для размещения подопытных животных, системы жизнедеятельности и системы индивидуального спасения путем катапультирования;
- 4** — отсек спасения головной части;
- 5** — отсек с приборами для фотографирования рассеянного света неба;
- 6** — спектрограф для фотографирования ультрафиолетовой части спектра Солнца



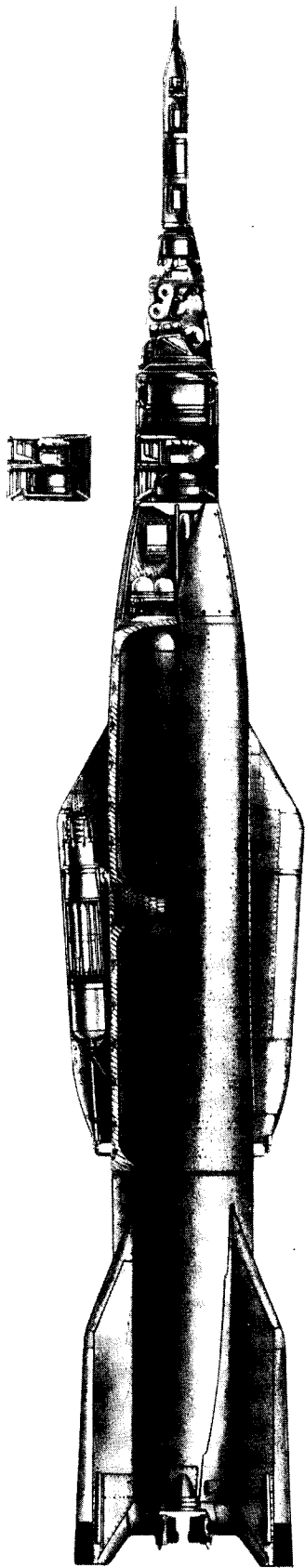
ГЕОФИЗИЧЕСКАЯ РАКЕТА В-1Д (1ВД)

Ракета В-1Д предназначена для проведения комплекса научных исследований и экспериментальных работ на высотах не менее 100 км:

- а) исследование физических и химических характеристик воздуха, измерения аэродинамических характеристик при больших скоростях и высотах; разработка метода определения направления и скорости ветра в верхних слоях атмосферы;
- б) определение физических процессов в ионосфере и плотности ионизации на высотах до 100 км; исследование высоты ионизованного слоя *D* и распределения напряженности поля;
- в) исследование жизнедеятельности животных при подъеме на ракете на большие высоты, а также испытания систем спасения животных и систем спасения агрегатов с аппаратурой.

Кроме того, на ракете устанавливаются аппаратура и датчики телеизмерений СТК по специально разработанной программе.

Высота подъема	110,8 км
Скорость в момент выключения двигателя	1230 м/сек
Вес заправленной ракеты	13 836 кг
Вес незаправленной ракеты	4426 кг
Вес экспериментальных агрегатов	1516 кг
Вес спасаемой головной части	734 кг
Вес спасаемого контейнера ГеоФИАН	130 кг
Вес дымового контейнера	137 кг



РАКЕТА P-2 (2P)

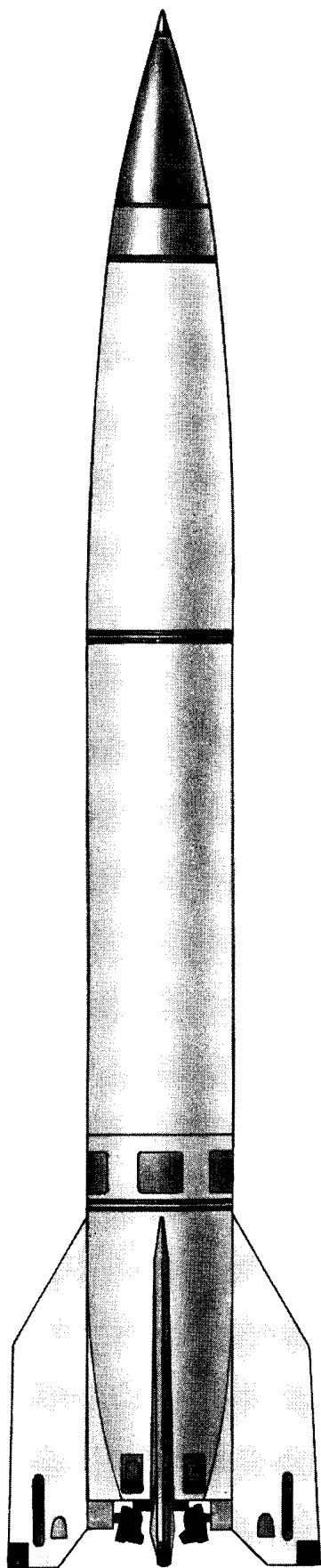
Ракета P-2 — первый образец большой баллистической ракеты, частично выполненной по новой конструктивной схеме — с отделяющейся в конце активного участка головной частью и одним несущим баком.

Одним из самых перспективных технических решений, реализованных в ракете P-2, оказалось использование алюминиевых сплавов. Даже частичная замена стали алюминиевыми сплавами (а эту возможность открыло именно отделение головной части и как следствие снижение требований к прочности корпуса) позволила выявить поразительные достоинства новой конструктивной схемы: масса незаправленной ракеты P-2 была толь-

ко на 350 кг больше, чем масса ракеты P-1, а дальность полета — в два раза больше.

Выразительным показателем качественных изменений в двигателестроении на пути от P-1 к P-2 было снижение массы двигателя на 15 килограммов при одновременном увеличении тяги на 7 тонн, удельной тяги на 2,5 единицы и ресурса — на 20 секунд.

На ракете P-2 было положено начало отработке новой системы управления. Усовершенствованный вариант такой системы впоследствии был использован для ракеты-носителя «Спутник».



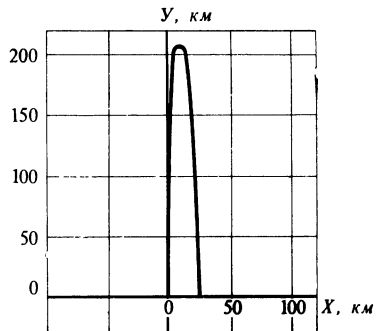
ГЕОФИЗИЧЕСКАЯ РАКЕТА В-2А (2ВА)

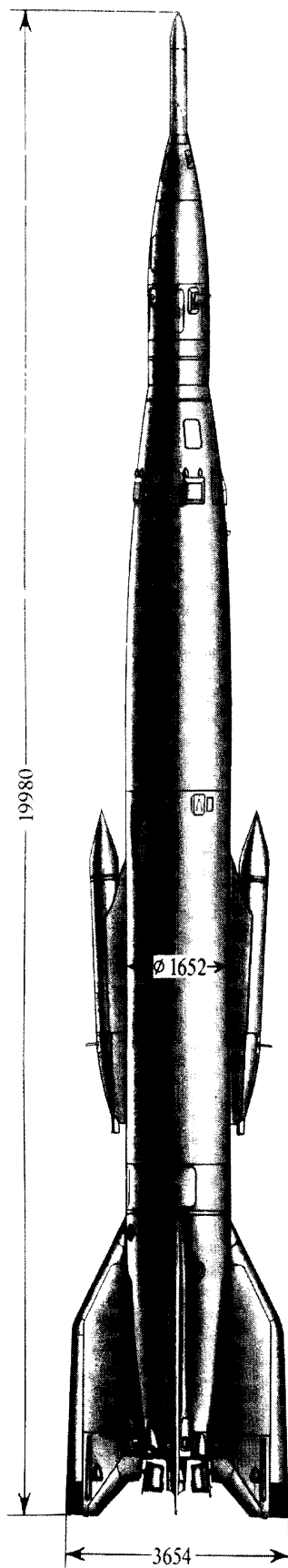
Ракета 2ВА предназначена для проведения комплекса исследований и экспериментальных работ на высоте порядка 200 км:

- а) исследование химического состава воздуха и измерение давления воздуха на высотах 150—200 км;
- б) регистрация ультрафиолетовой радиации Солнца в области лаймановской серии водорода (900—1200 Å) и фотографирование окружающего пространства;
- в) исследование возможности выживания и жизнедеятельности животных при подъеме их на ракету на 200 км;
- г) испытание системы спасения головной части;
- д) определение физических процессов в ионосфере и плотности ионизации на высотах 150—200 км

Кроме того, на ракете устанавливаются аппаратура и датчики телеизмерений СТК по специально разработанной программе.

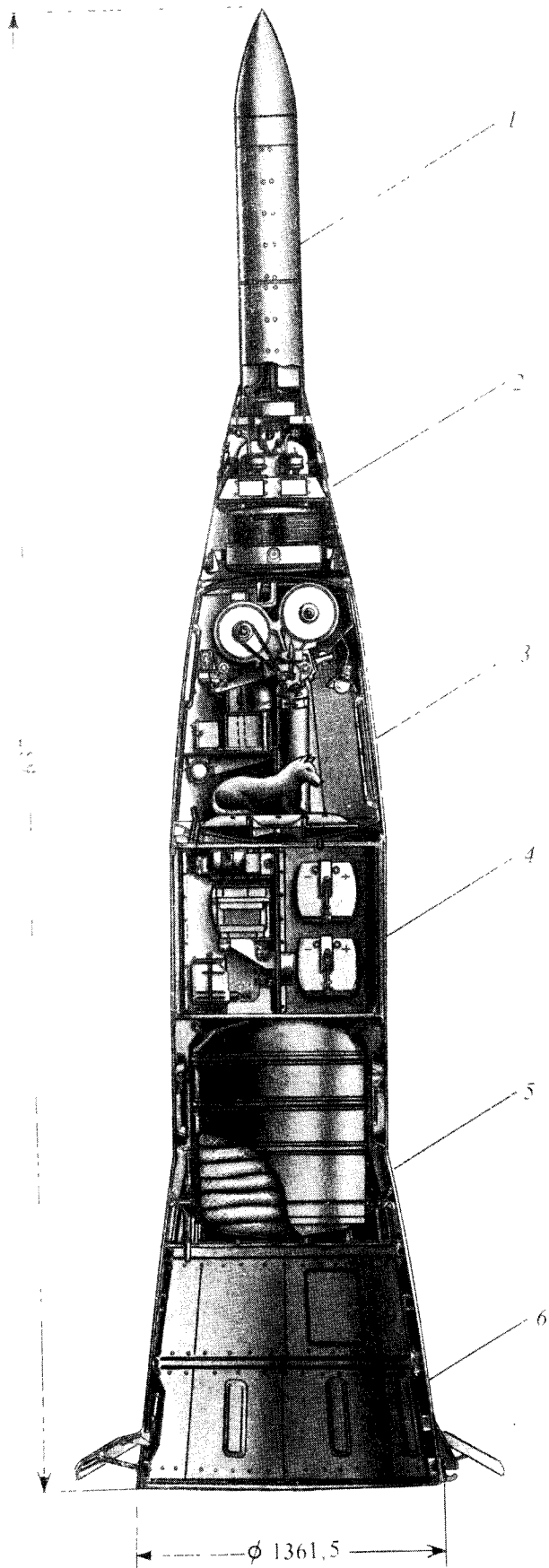
Высота подъема	200 км
Скорость в момент выключения двигателя	2050 м/сек
Вес заправленной ракеты	20 685 кг
Вес незаправленной ракеты	5080 кг
Вес спасаемой головной части	1340 кг
Вес контейнеров	460 кг
Общий вес экспериментальных систем	1145 кг





ГОЛОВНАЯ ЧАСТЬ ГЕОФИЗИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ В-2А (2ВА)

- 1 — спектрограф для фотографирования ультрафиолетовой части спектра Солнца;
- 2 — радиочастотный масс-спектрометр для получения данных о составе положительных ионов в верхней атмосфере;
- 3 — отсек для размещения подопытных животных и системы их жизнедеятельности;
- 4 — отсек для размещения источников электроэнергии и системы радиоконтроля траектории;
- 5 — система спасения головной части;
- 6 — отсек, обеспечивающий аэродинамическую стабилизацию головной части



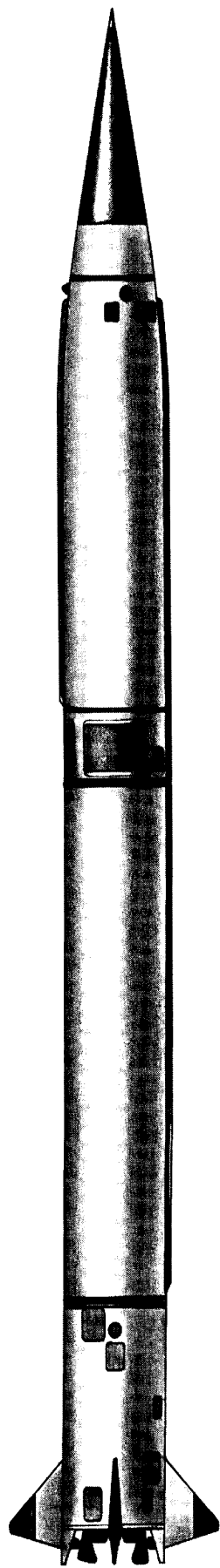
ПЕРВАЯ СТРАТЕГИЧЕСКАЯ РАКЕТА

Освоение новой конструктивно-компоновочной схемы с несущими баками и отделяющейся в конце активного участка траектории головной частью позволило при некотором росте удельного импульса и существенном увеличении тяги жидкостных ракетных двигателей создать первую советскую ракету стратегического назначения.

В настоящее время несущая конструктивно-компоновочная схема с отделяющейся головной частью

признана классической как для одноступенчатых, так и многоступенчатых боевых ракет и ракет-носителей. К этой же схеме пришли специалисты в других странах.

Первая советская стратегическая боевая ракета разработки С. П. Королева была успешно испытана и принята в эксплуатацию в 1956 г. До последнего времени экземпляр этой ракеты экспонировался у входа в Музей Вооруженных Сил СССР.



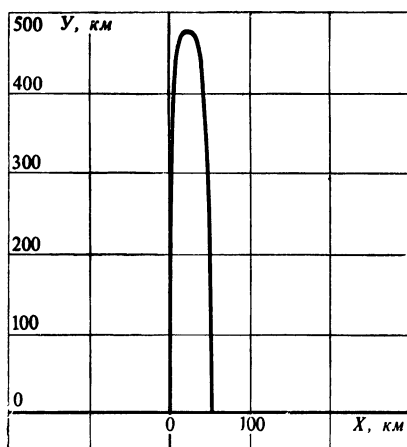
ГЕОФИЗИЧЕСКАЯ РАКЕТА В-5А (5ВА)

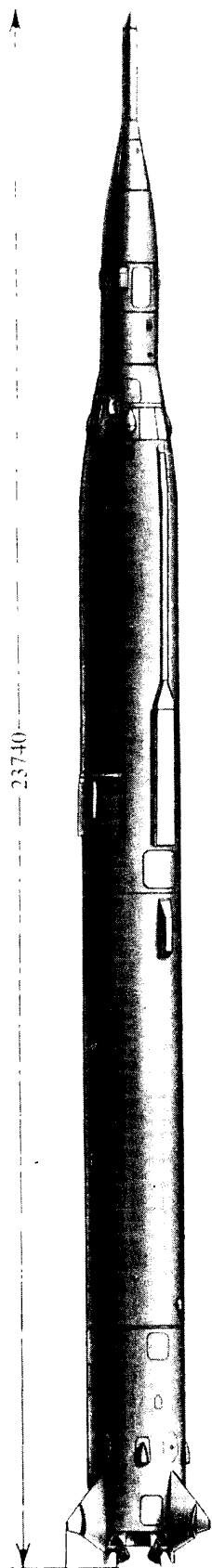
Ракета В-5А предназначена для продолжения научных исследований и изучения верхних слоев атмосферы, связанных с полетами на больших скоростях и высотах порядка 500 км:

- а) измерение давления воздуха на высотах 400—500 км;
- б) исследование микрометеоритов;
- в) исследование ионного состава;
- г) исследование высоты светящихся слоев;
- д) исследование ультрафиолетовой части спектра Солнца;
- е) исследование возможности выживания и жизнедеятельности животных при подъеме их на ракете на высоту до 500 км;
- ж) исследование ионосферы в условиях вертикального полета ракеты до высот порядка 500 км;
- з) испытание системы спасения головной части;
- и) разработка и создание экспериментальных стабилизированных на восходящей ветви траектории ракет.

Кроме того, на ракете устанавливаются аппаратура и датчики системы телеизмерений и системы радиоуправления траектории.

Высота подъема	482 км
Высота активного участка	95,7 км
Вес заправленной ракеты	29 314 кг
Вес незаправленной ракеты	5012 кг
Высота отделения головной части	210 км
Вес спасаемой головной части	1350 кг
Высота введения парашютной системы	4÷5 км

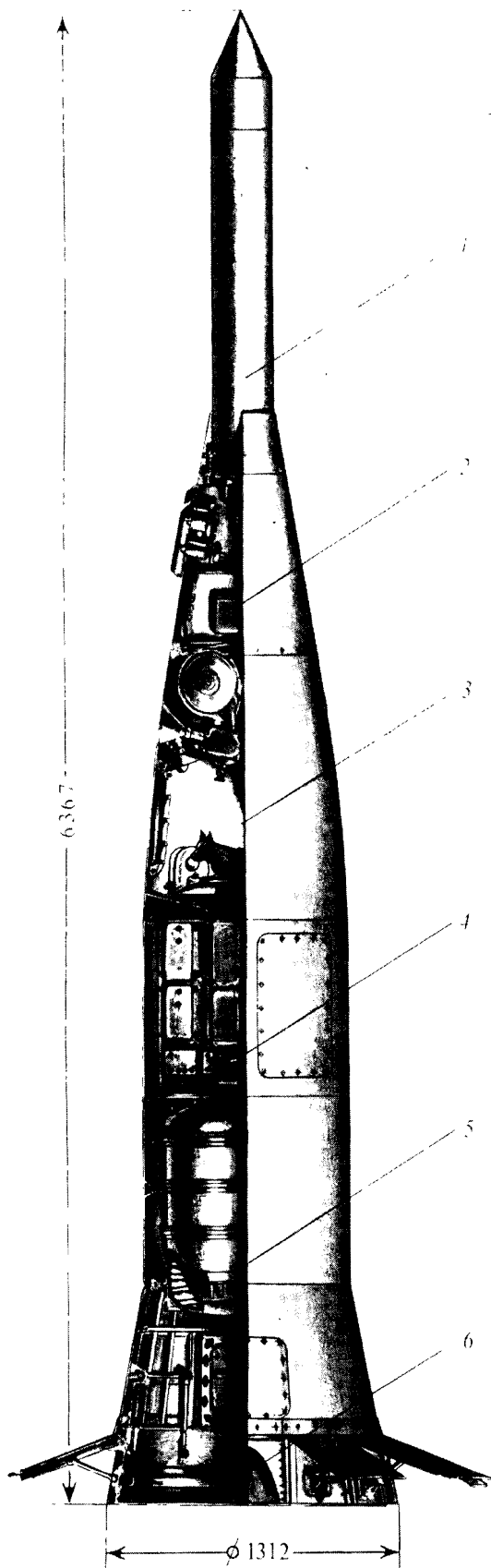




← Размах стабилизаторов 3452

ГОЛОВНАЯ ЧАСТЬ ГЕОФИЗИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ В-5А (5ВА)

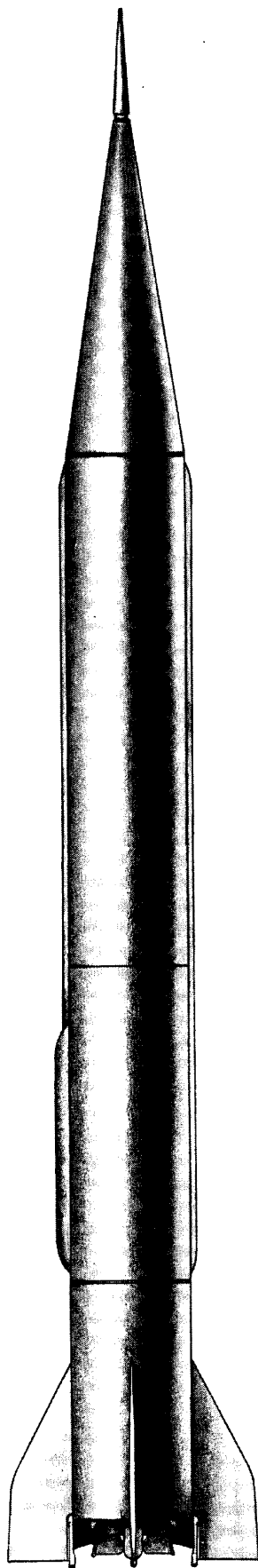
- | | |
|--|---|
| 1 — спектрограф для фотографирования ультрафиолетовой части спектра Солнца; | 4 — отсек для размещения источников электроэнергии; |
| 2 — радиочастотный масс-спектрометр для получения данных о составе положительных ионов в верхней атмосфере; | 5 — система спасения головной части; |
| 3 — отсек для размещения подопытных животных и системы их жизнедеятельности; | 6 — отсек, обеспечивающий аэродинамическую стабилизацию головной части |



РАКЕТА ДЛИТЕЛЬНОГО ХРАНЕНИЯ

Особое место в творчестве С. П. Королева занимает создание первой советской БРДД, хранимой и транспортируемой в заправленном состоянии (ракета длительного хранения). Еще в предвоенные годы при анализе проблем установки ракетного мотора на планер С. П. Королев указывал

на рациональные диапазоны использования различных типов и систем подачи топлива. Ракета с вытеснительной подачей компонентов топлива, с двигательной установкой конструкции А. М. Исаева стала родоначальницей нового, специфического направления в ракетной технике.

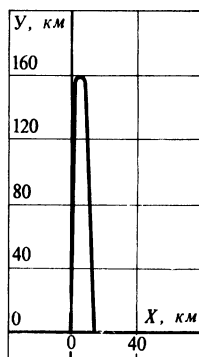


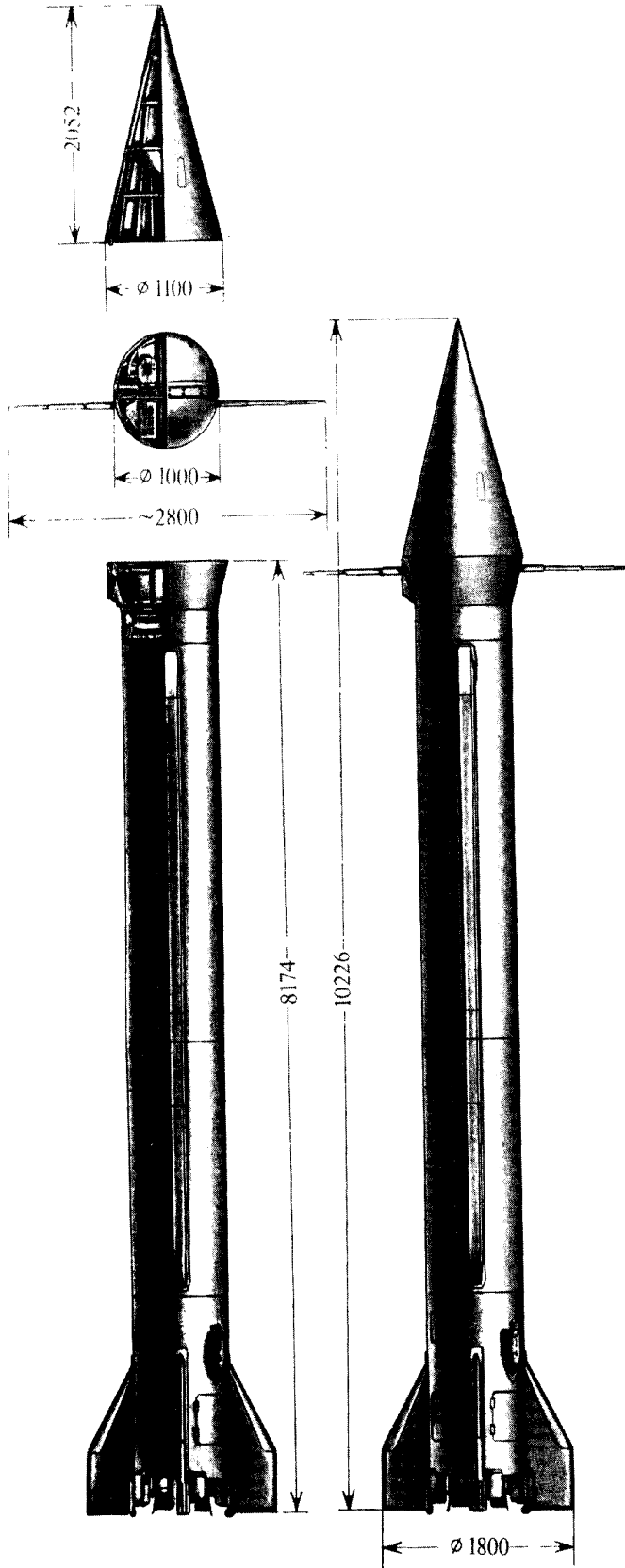
ГЕОФИЗИЧЕСКАЯ РАКЕТА В-11А (11ВА)

Ракета 11ВА предназначена для исследования верхних слоев атмосферы на высотах до 160 км:

- а) измерение атмосферного давления на различных высотах от 60 до 160 км;
- б) определение оптических свойств верхних слоев атмосферы;
- в) измерение концентрации положительных ионов;
- г) регистрация числа встреч контейнера с микрометеоритами.

Высота подъема	160 км
Вес заправленной ракеты	5000 кг
Вес незаправленной ракеты	1336 кг
Вес отделяемого контейнера	250 кг
Высота активного участка	43,5 км
$t = 90$ сек	
$v = 1500$ м/сек	
Высота отделения контейнера	71,5 км
$t = 110$ сек	
$v = 1300$ м/сек	

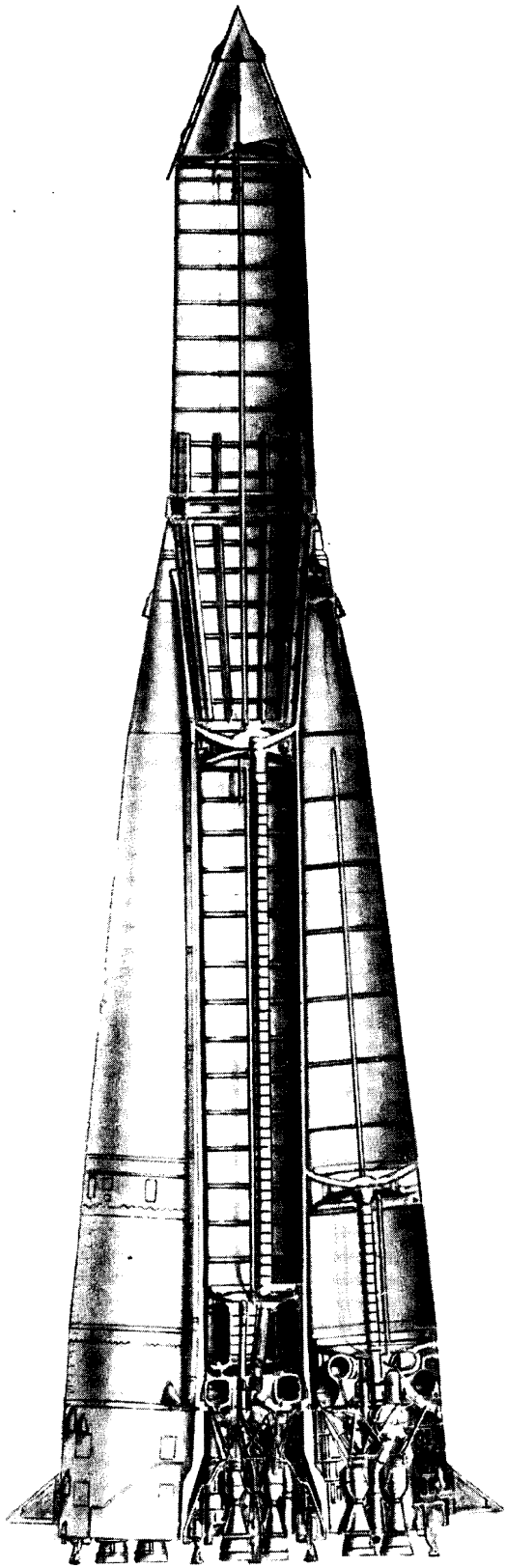




РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ «СПУТНИК»

Двухступенчатая ракета-носитель «Спутник», созданная на базе межконтинентальной баллистической ракеты. С ее помощью запущены первый в мире искусственный спутник Земли ПС-1, ознаменовавший открытие космической эры человечества, первый в мире биологический ИСЗ ПС-2 и третий советский ИСЗ.

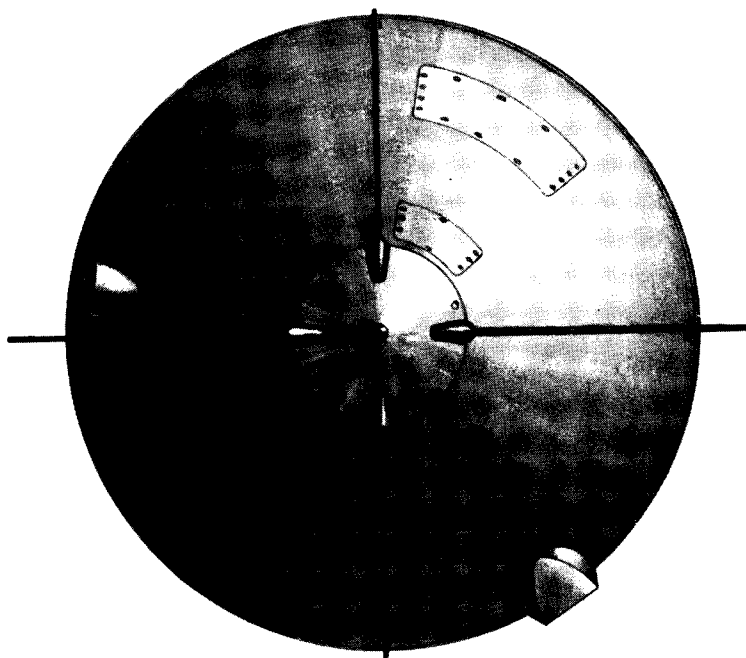
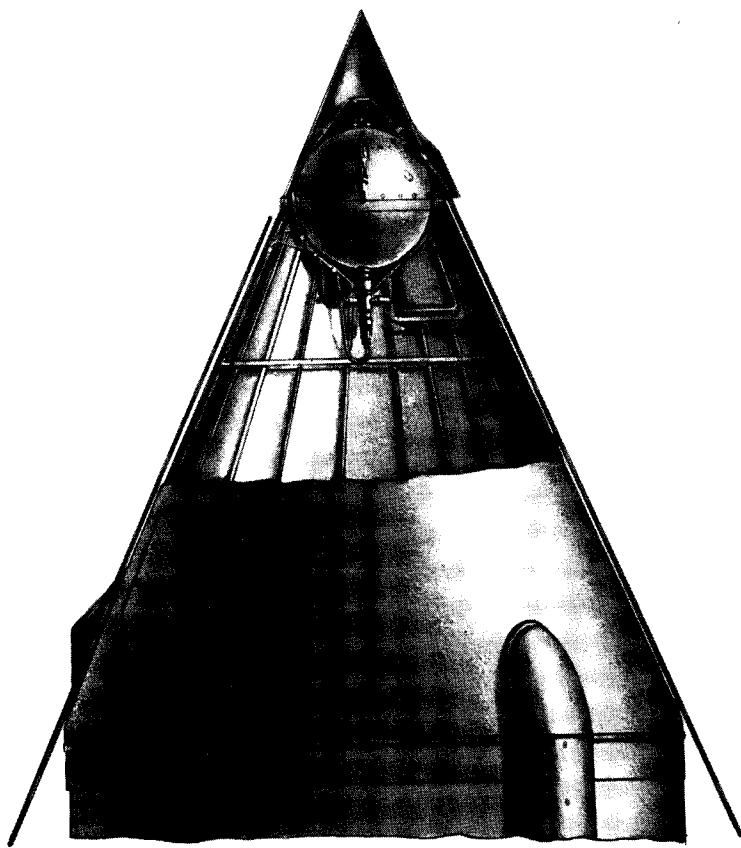
Сухой вес	22 т
Начальный вес	
I ступени	267 т
II ступени	58 т
Тяга	
I ступени (при старте)	398 т
II ступени	93 т
Удельная тяга	
I ступени (на Земле)	250 сек
II ступени (в пустоте)	308 сек
Вес полезного груза до	1327 кг
Полная длина ракеты	29,167 м
Размер по воздушным рулям	10,3 м



ПЕРВЫЙ СОВЕТСКИЙ ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЗЕМЛИ ПС-1

«Простейший спутник 1» представлял собой первый в истории космический аппарат, изготовленный и запущенный в космическое пространство для экспериментального решения проблемы запуска искусственных спутников Земли и проведения исследований непосредственно в околоземном космическом пространстве. Запущен 4 октября 1957 г. в 22 час 28 мин по московскому времени

Вес спутника	83,6 кг
Наклонение орбиты	65°6'
Высота в перигее	228 км
Высота в апогее	947 км
Период обращения	96 мин 10,2 сек

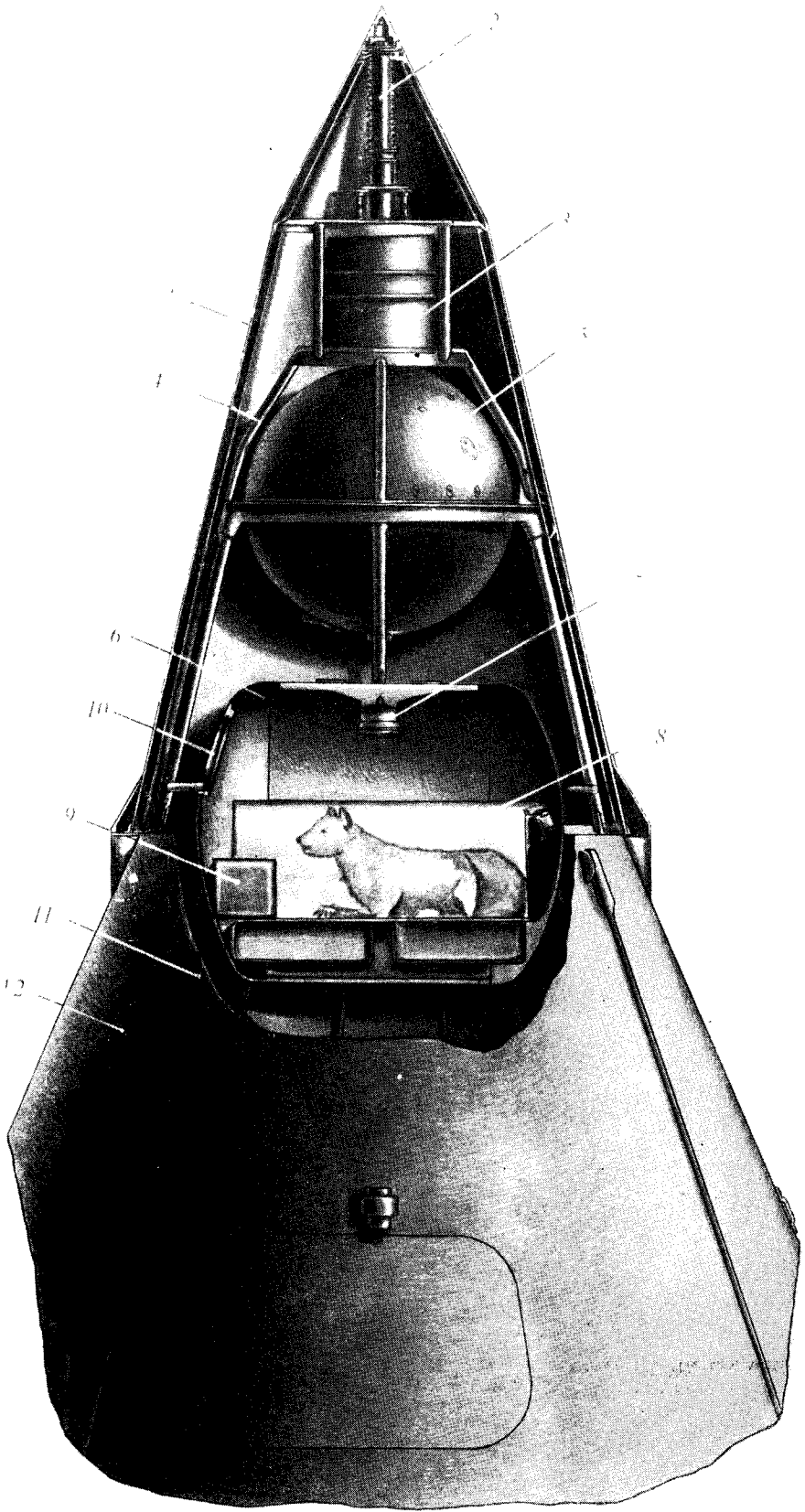


ВТОРОЙ СОВЕТСКИЙ ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЗЕМЛИ ПС-2

«Простейший спутник 2» — первый в истории космический аппарат, запущенный в космическое пространство с животным на борту для проведения медико-биологических исследований по воздействию невесомости и других факторов космического полета на животных. Запущен 3 ноября 1957 г.

Вес спутника	508,3 кг
Наклонение орбиты	65°
Высота в перигее	225 км
Высота в апогее	1671 км
Период обращения	104 мин

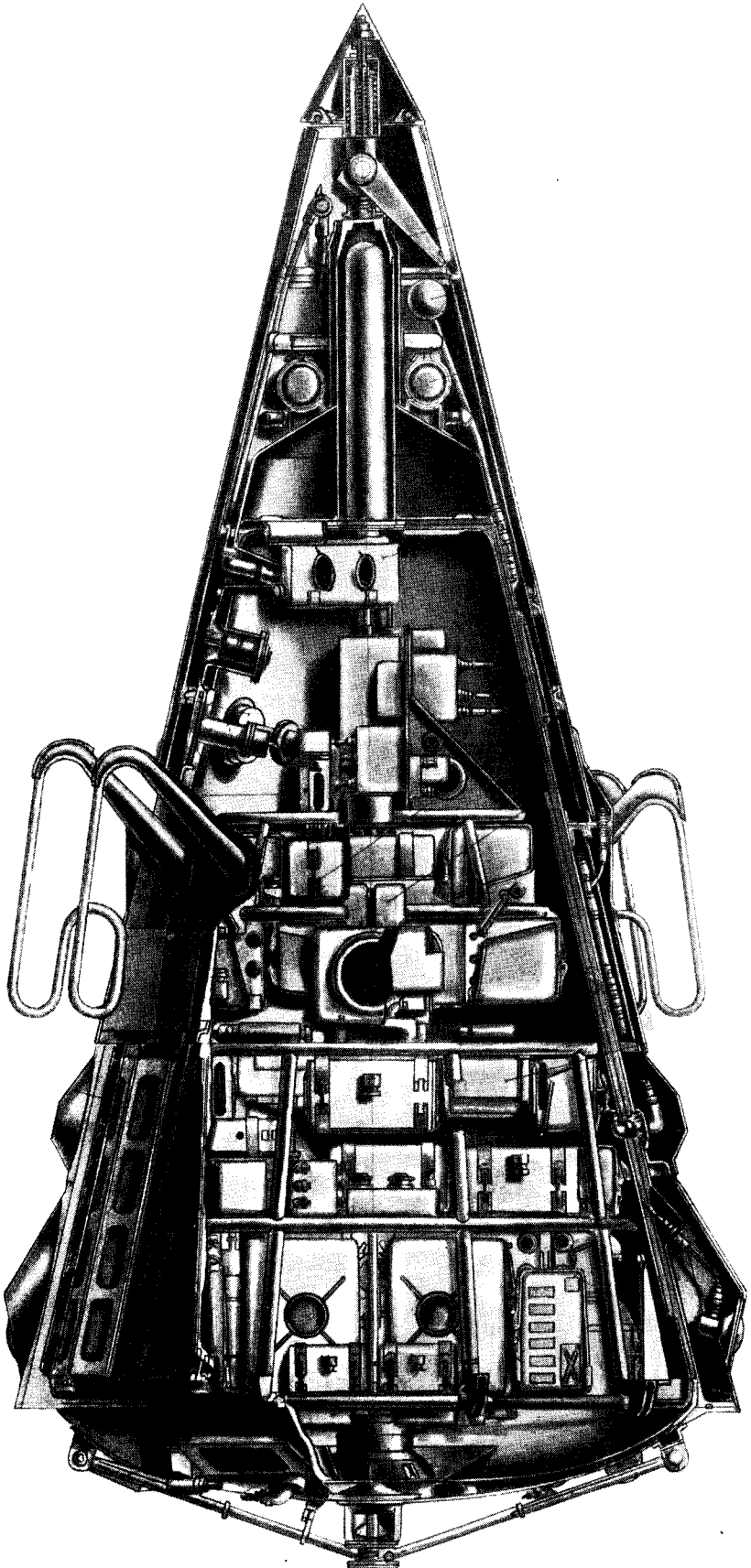
- 1 — сбрасываемый защитный корпус,
- 2 — механизм отделения корпуса,
- 3 — прибор для изучения коротковолновой части спектра Солнца,
- 4 — приборная рама,
- 5 — сферический контейнер с радиопередатчиком,
- 6 — гермокабина с подопытным животным,
- 7 — вентилятор,
- 8 — блоки для регенерации воздуха,
- 9 — кормушка,
- 10 — иллюминатор,
- 11 — антенна,
- 12 — переходный отсек



ТРЕТИЙ СОВЕТСКИЙ ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЗЕМЛИ,

Третий советский ИСЗ — первая в мире автоматическая научная станция в космосе; выведен на орбиту 15 мая 1958 г. На ИСЗ были установлены 12 различных научных приборов, многоканальная телеметрическая система с запоминающим устройством, радиоаппаратура для точных измерений орбиты, радиопередатчик «Маяк», система терморегулирования, программно-временное устройство и другое бортовое оборудование. Вес 1327 кг, длина 3,57 м. Вес научной и измерительной аппаратуры 968 кг. Начальные параметры орби-

ты: высота перигея 266 км, высота апогея 1881 км, наклонение 65°,1. ИСЗ просуществовал на орбите по 6 апреля 1960 г. С его помощью была проведена широкая программа исследований околоземного космического пространства (измерение давления и состава верхней атмосферы, концентрации заряженных частиц, космических лучей, магнитного и электростатического поля и др.). Проведенные измерения позволили установить наличие внешней зоны радиационного пояса Земли.



ТРЕХСТУПЕНЧАТАЯ РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ

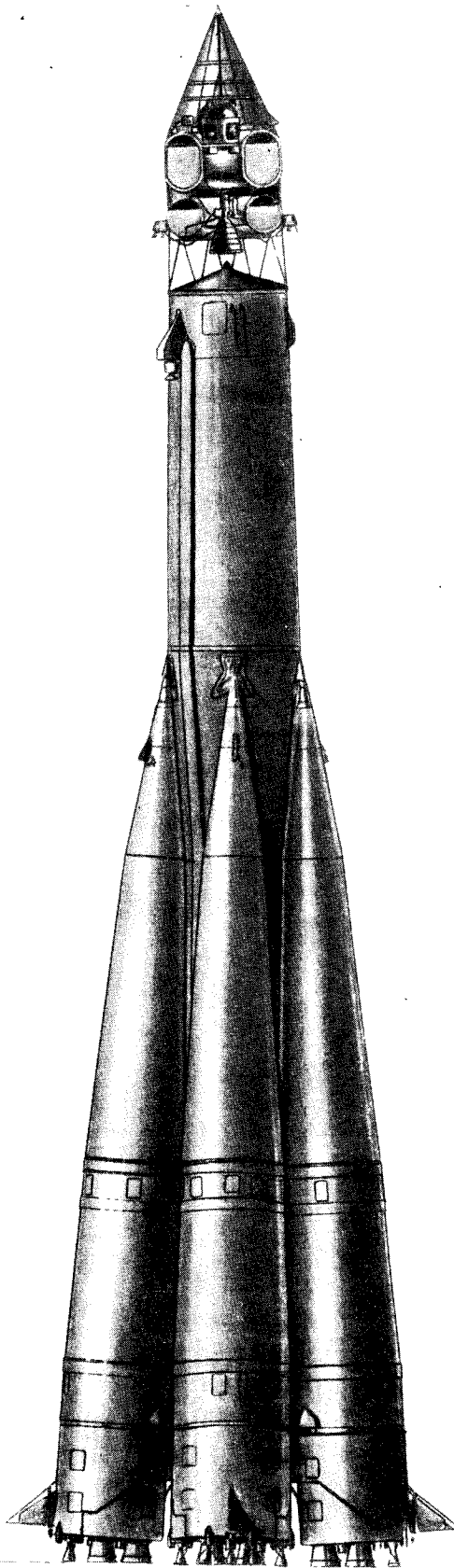
«ВОСТОК»

В ЛУННОМ ВАРИАНТЕ

Трехступенчатая ракета «Восток-Л» предназначена для запуска автоматических межпланетных станций к Луне. С ее помощью запущены станции «Луна-1» 2 января 1959 г. (первая искусственная планета), «Луна-2» 12 сентября 1959 г. (первое достижение поверхности Луны) и «Луна-3» 4 октября 1959 г. (первый облет Луны и фотографирование ее обратной стороны)

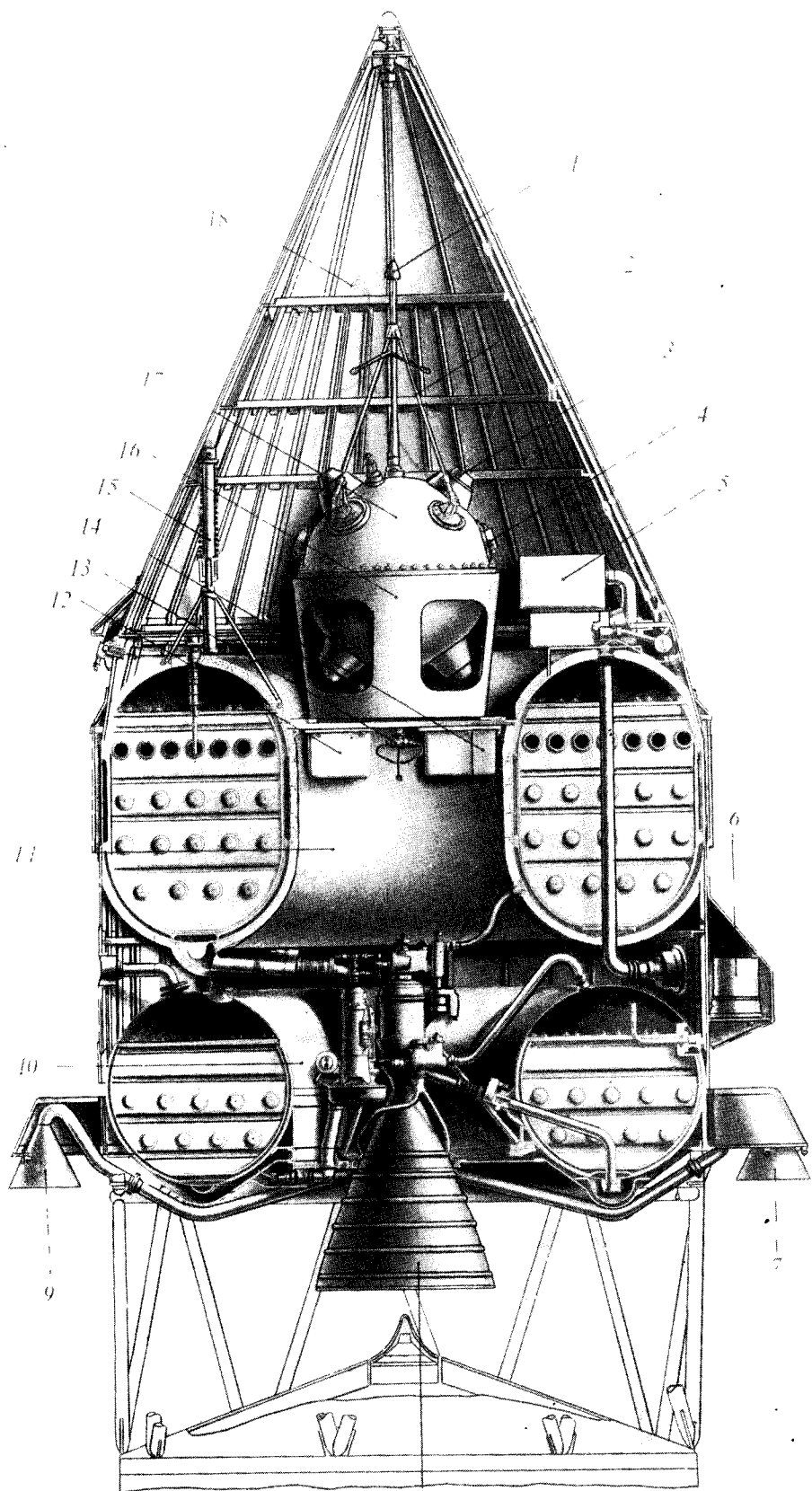
Сухой вес	24 т
Начальный вес	
I ступени	279 т
II ступени	67 т
III ступени	8,5 т
Тяга	
I ступени	408 т
II ступени	96 т
III ступени	5 т
Удельная тяга	
I ступени	254 сек
II ступени	315 сек
III ступени	316 сек
} в пустоте	
Вес полезного груза («Луна-3»)	278,5 кг

3,500



ТРЕТЬЯ СТУПЕНЬ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ВОСТОК» С АВТОМАТИЧЕСКОЙ СТАНЦИЕЙ «ЛУНА-А»

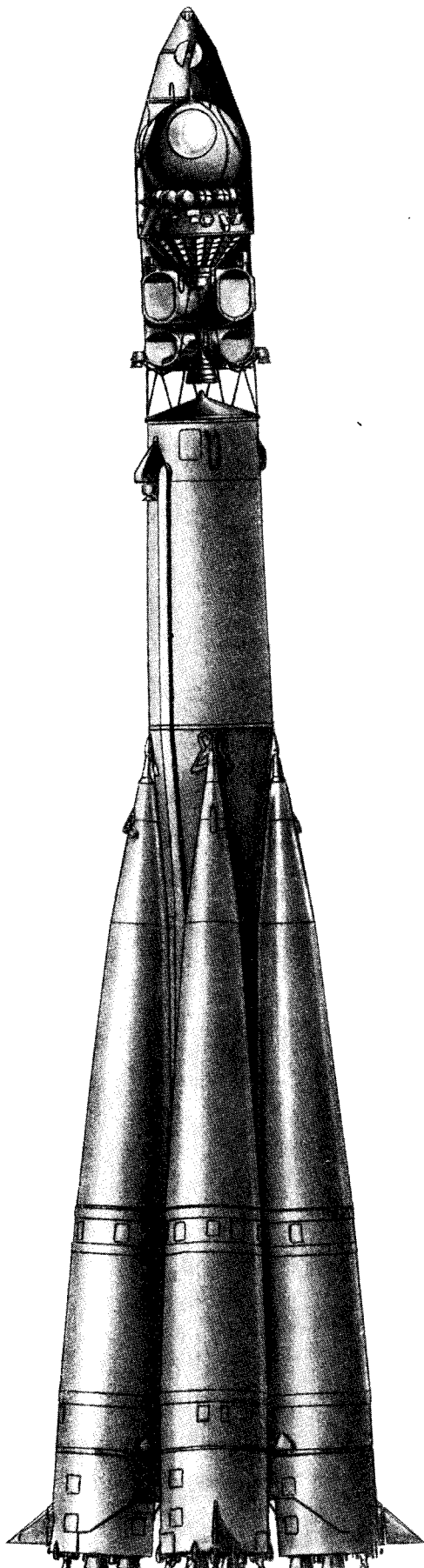
- | | |
|--|--|
| <i>1</i> — магнитометр, | <i>11</i> — бак окислителя, |
| <i>2</i> — антенна, | <i>12</i> — испаритель натрия, |
| <i>3</i> — протонные ловушки, | <i>13</i> — толкатель, |
| <i>4</i> — датчик соударений с микрометеоритами, | <i>14</i> — часовой механизм, |
| <i>5,6</i> — бортовая аппаратура, | <i>15</i> — механизм сбрасывания конуса, |
| <i>7,9</i> — управляющие сопла, | <i>16</i> — опорная рама, |
| <i>8</i> — двигатель, | <i>17</i> — контейнер с научной аппаратурой, |
| <i>10</i> — бак горючего, | <i>18</i> — сбрасываемый конус |



ТРЕХСТУПЕНЧАТАЯ РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ «ВОСТОК» С ПИЛОТИРУЕМЫМ КОСМИЧЕСКИМ КОРАБЛЕМ «ВОСТОК»

Трехступенчатая ракета «Восток» предназначена для запуска на околоземную орбиту автоматических и пилотируемых космических аппаратов. С ее помощью запускались автоматические ИСЗ «Электрон», «Метеор», «Космос» и космические корабли «Восток».

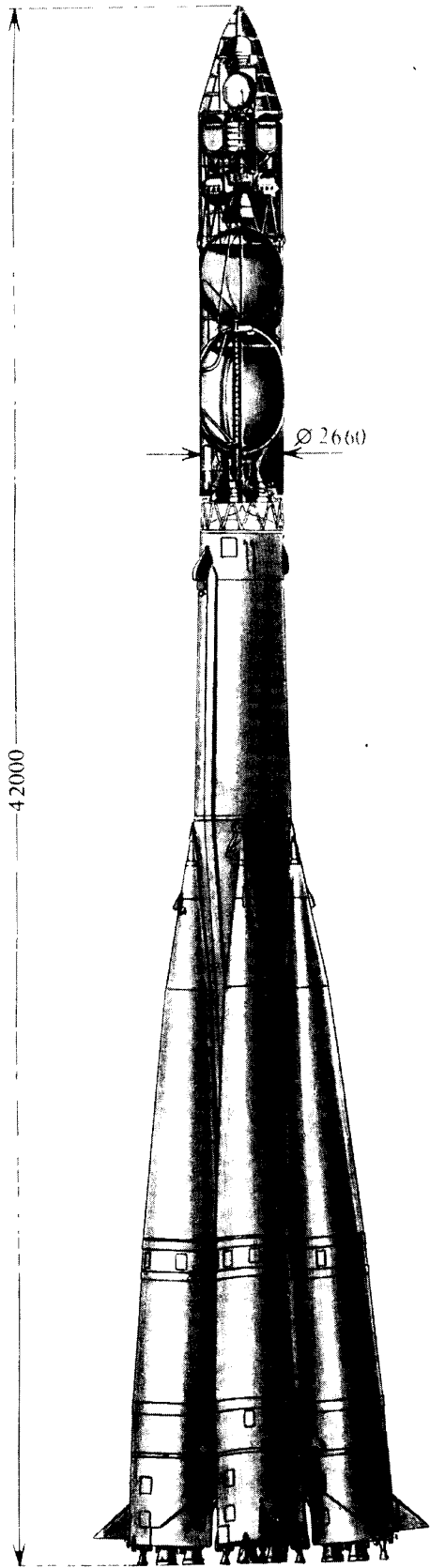
Сухой вес	29 <i>t</i>
Начальный вес	
I ступени	287 <i>t</i>
II ступени	77 <i>t</i>
III ступени	12,5 <i>t</i>
Тяга	
I ступени	408 <i>t</i>
II ступени	96 <i>t</i>
III ступени	5,6 <i>t</i>
Удельная тяга	
I ступени	254 <i>сек</i>
II ступени	315 <i>сек</i>
III ступени	326 <i>сек</i>
Вес полезного груза	4725 <i>кг</i>
Полная длина ракеты	38,360 <i>м</i>
Размер по воздушным рулям	10,3 <i>м</i>



ЧЕТЫРЕХСТУПЕНЧАТАЯ РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ «МОЛНИЯ»

Четырехступенчатая ракета «Молния» предназначена для запуска на высокоапогейную околоземную орбиту и межпланетные траектории автоматических космических аппаратов. С ее помощью запускались спутники связи «Молния» и первые автоматические межпланетные станции «Венера» и «Марс», а также «Луна-Е»

Сухой вес	27 т
Начальный вес	
I ступени	306 т
II ступени	96 т
III ступени	31 т
IV ступени	6,7 т
Тяга	
I ступени (при старте)	408 т
II ступени	96 т
III ступени	30 т
IV ступени	7 т
Удельная тяга	
I ступени (на Земле)	254 сек
II ступени	315 сек
III ступени	} в пустоте 330 сек
IV ступени	
Вес полезного груза	1600 кг

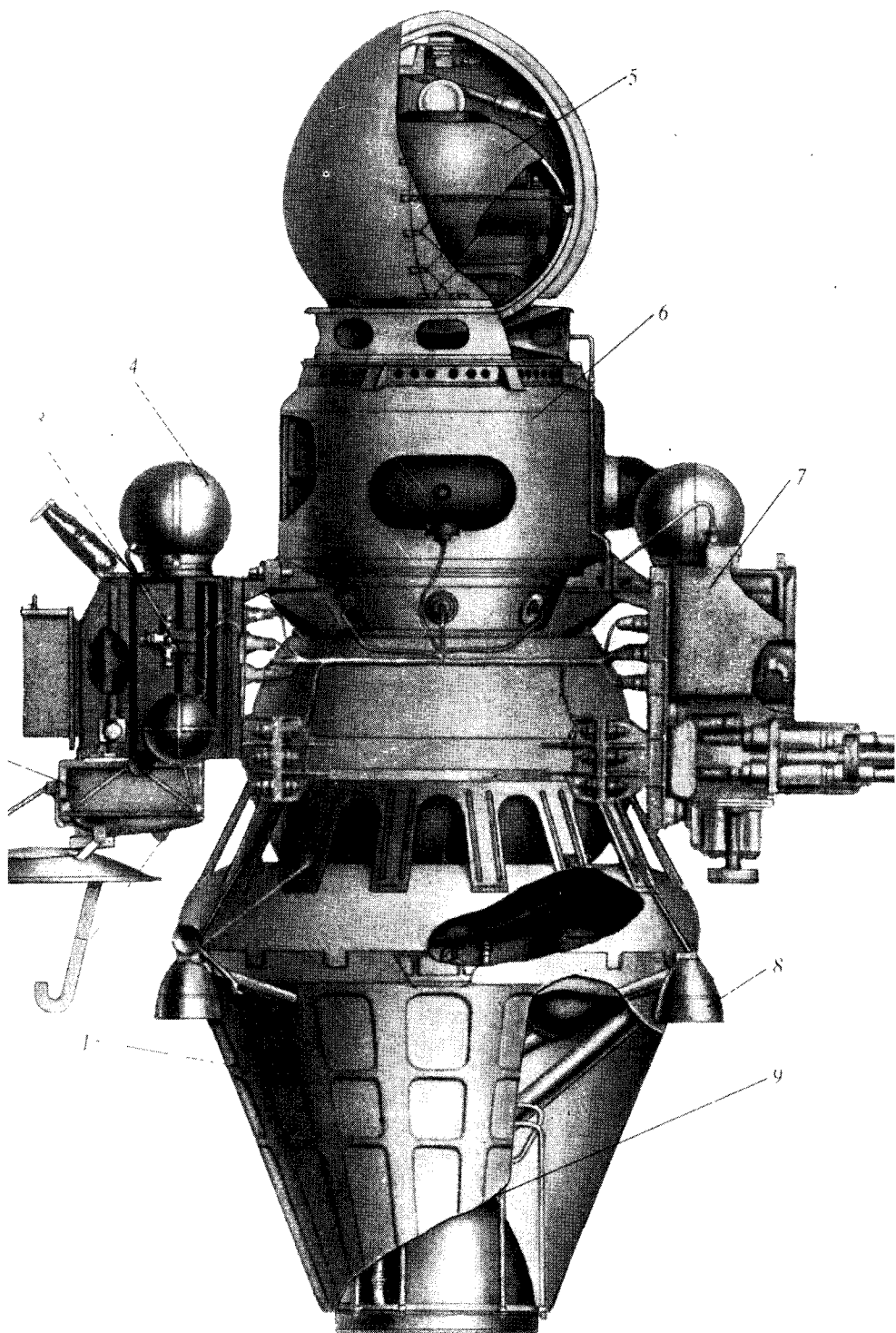


АВТОМАТИЧЕСКАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СТАНЦИЯ

«ЛУНА-Е»

С АВТОМАТИЧЕСКОЙ ЛУННОЙ СТАНЦИЕЙ

Общий вес объекта	1470 кг	1 — экран ТДУ,
Вес отделяемых отсеков	312 кг	2 — радиовысотомер,
Вес топлива для коррекции и торможения	773 кг	3 — отделяемый отсек № 2 с радиоаппаратурой,
Сухой вес двигательной установки (ЖТДУ)	140 кг	4 — пневмосистема наддува амортизации,
Удельная тяга ЖТДУ	$278 \frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}$	5 — автоматическая лунная станция,
Вес автоматической станции	105 кг	6 — отсек системы управления,
Вес научных приборов (с конструкцией)	5 кг	7 — отделяемый отсек № 1 с системой астронавигации,
Вес телевизионной камеры	3,4 кг	8 — управляющее сопло,
Время существования станции на Луне	4 сут	9 — двигательная установка
Время кругового обзора телевизионной камеры	1 час	
Минимальный различаемый размер предметов на расстоянии 0,7—2 м	8—20 мм	



АВТОМАТИЧЕСКАЯ ЛУННАЯ СТАНЦИЯ

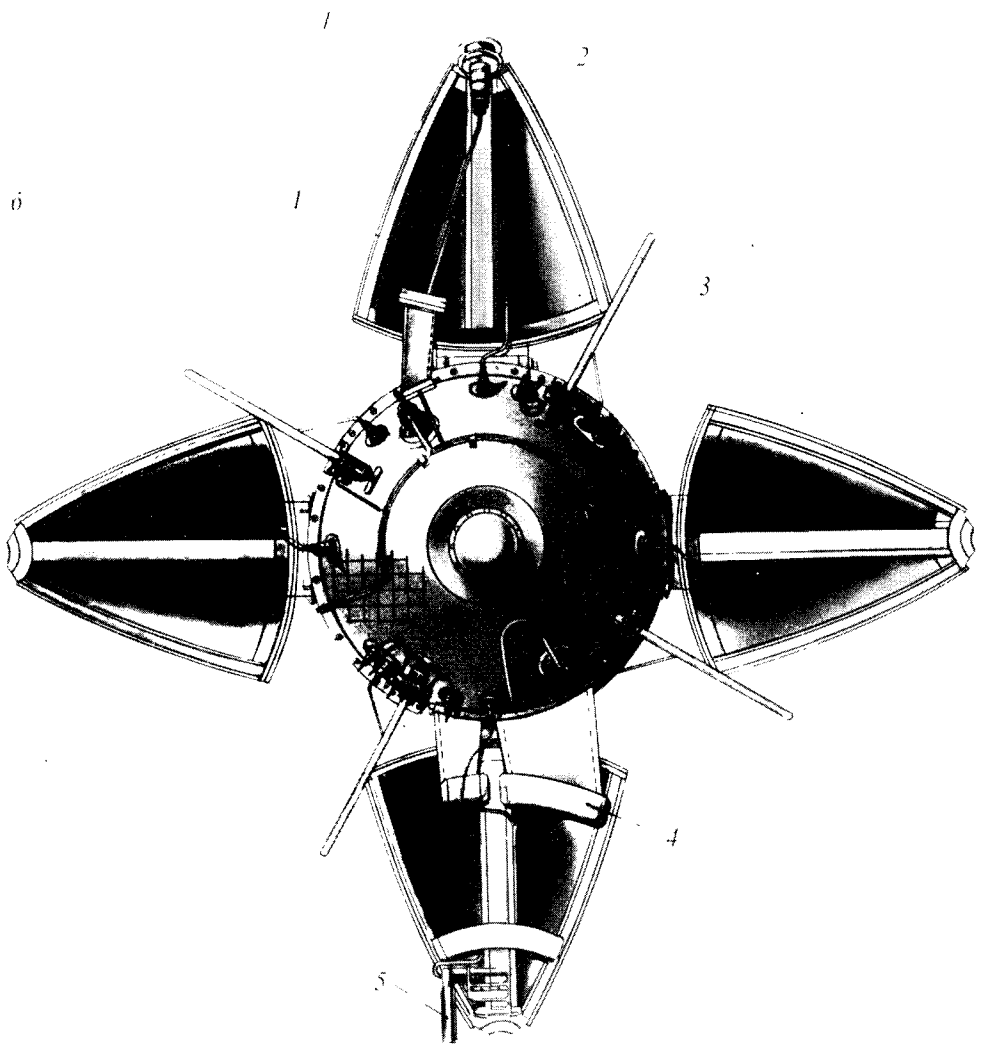
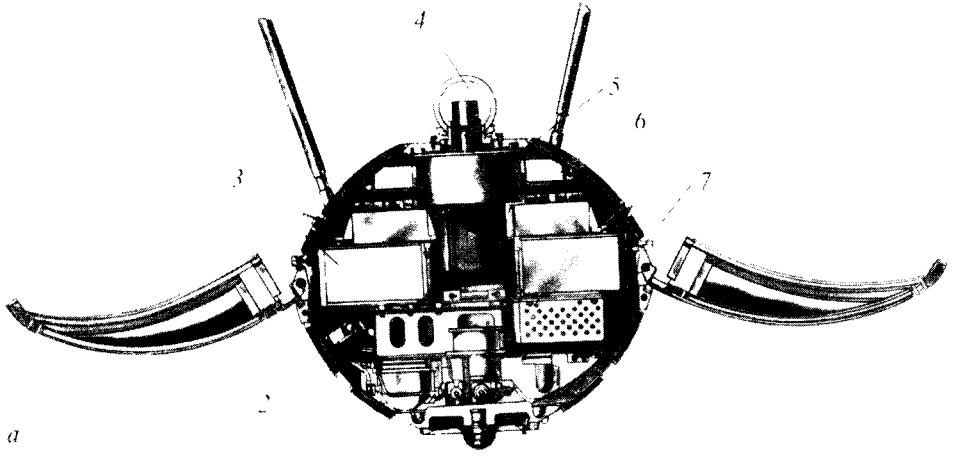
АЛС — запускались в Советском Союзе к Луне, начиная с 1959 г. Обеспечили пролет вблизи Луны («Луна-1»), достижение Луны («Луна-2»), ее облет и фотографирование («Луна-3»), отработку полета к Луне и посадки на ее поверхность («Луна-4» — «Луна-8»), мягкую посадку («Луна-9», «Луна-13»), полет на орбите ИСЛ («Луна-10», «Луна-11», «Луна-12», «Луна-14», «Луна-15»), взятие на поверхности Луны грунта и доставку его на Землю («Луна-16», «Луна-20»), доставка на Луну самоходного аппарата «Луноход» («Луна-17», «Луна-21»).

«Луна-9» — АЛС, впервые в мире осуществившая мягкую посадку на Луну и передачу на Землю изображения лунной поверхности. Запущена 31 января 1966 г. 3 февраля в 21 час 45 мин. 30 сек. по московскому времени произвела посадку на поверхность Луны в районе Океана Бурь (в точке с координатами $60^{\circ}22'$ з. д., $7^{\circ}08'$ с. ш.). С помощью телевизионной системы на Землю были

переданы 3 панорамы лунного ландшафта (при разных углах Солнца над горизонтом). С поверхности Луны проведено 7 сеансов радиосвязи для передачи научной информации. «Луна-9» состоит из АЛС, предназначенной для работы на поверхности Луны, отсека с аппаратурой управления и двигательной установки для коррекции траектории и торможения перед посадкой. Общий вес АЛС после выведения на траекторию полета к Луне 1583 кг. Вес АЛС после посадки на Луну 100 кг.

a — вертикальный разрез:

- 1 — система терморегулирования,
 - 2 — источники питания,
 - 3 — радиоаппаратура,
 - 4 — иллюминатор,
 - 5 — телевизионная камера,
 - 6 — научная аппаратура,
 - 7 — контейнер;
- б* — вид сверху:
- 1 — лепестковая антенна,
 - 2 — замок,
 - 3 — штыревая антенна,
 - 4 — фильтр,
 - 5 — штырь магнитометра

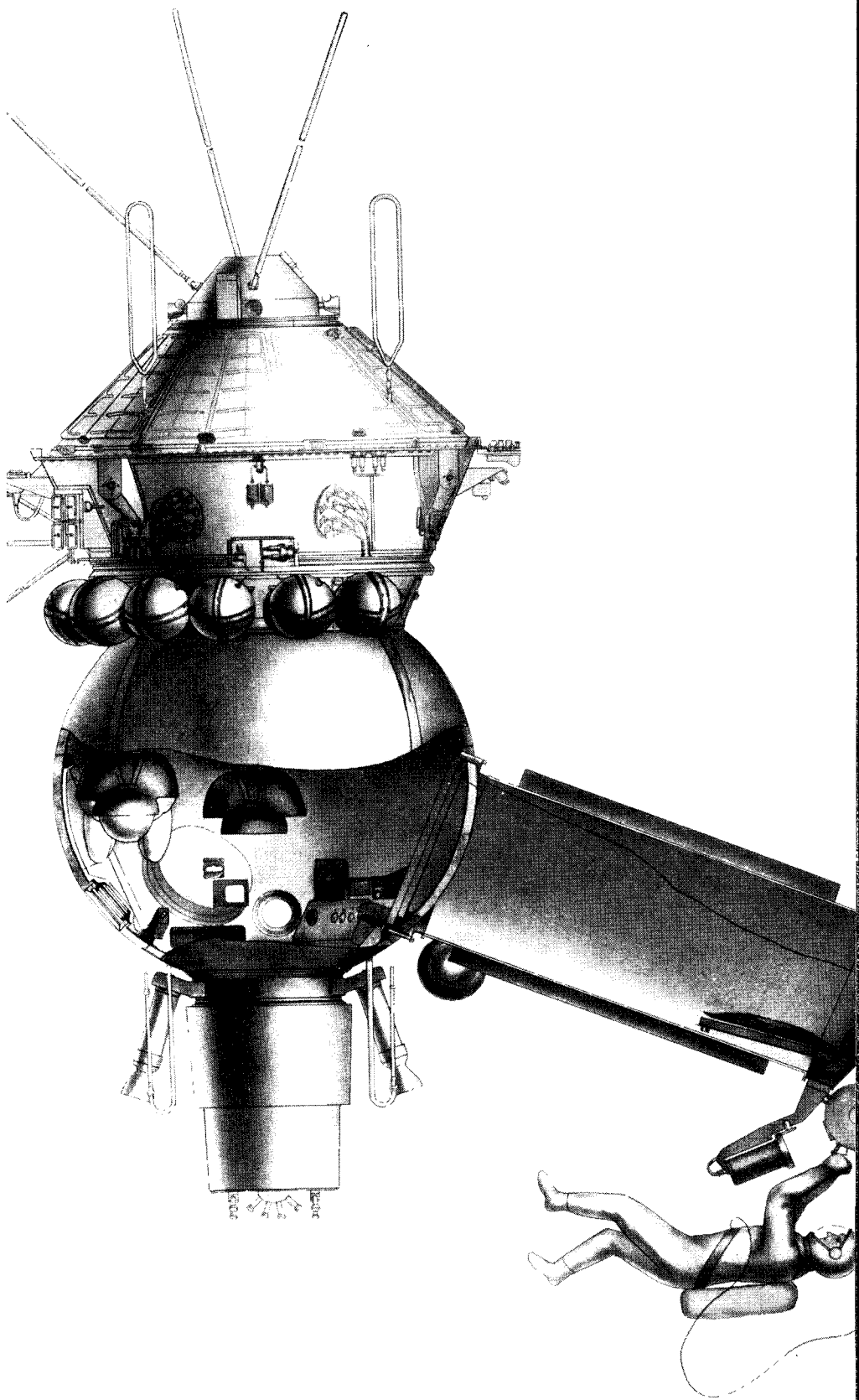


ОДИН ИЗ ВАРИАНТОВ КОМПОНОВКИ КОРАБЛЯ «ВОСХОД-2»

«Восход-2» — двухместный КК; выведен на орбиту 18 марта 1965 г., общая продолжительность полета 26 часов. Параметры орбиты: высота перигея 173 км, высота апогея 498 км. Был снабжен шлюзовым отсеком и оборудованием для выхода человека в космос. Экипаж КК состоял из командира КК летчика-космонавта П. И. Беляева и второго пилота летчика-космонавта А. А. Леонова. В полете впервые в истории космонавт А. А. Леонов

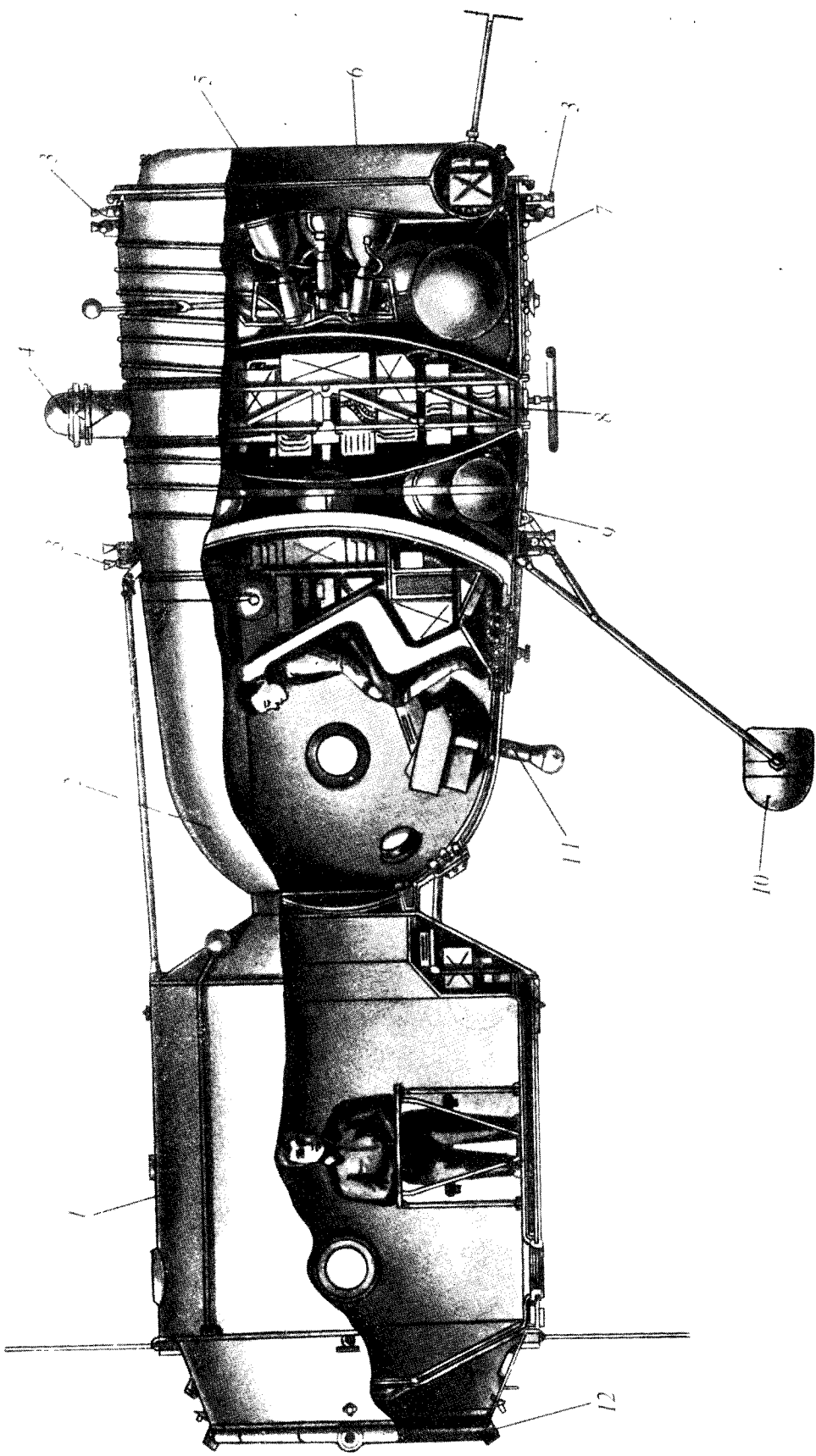
совершил выход в открытое космическое пространство. Космонавт в скафандре с автономной СЖО находился вне кабины КК в течение 20 мин., вне шлюза в открытом космосе в течение 12 мин., временами удаляясь от корабля на расстояние до 5 м. Таким образом была впервые практически подтверждена возможность пребывания и работы космонавта в спец. снаряжении вне КК.

Вес корабля 6370 кг
Вес спускаемого аппарата 3050 кг



КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ «СОЮЗ-А»

Вес корабля	6450 кг	6 — навесной орбитальный отсек,
Экипаж 2—3 человека		7 — агрегатный отсек,
1 — бытовой отсек,		8 — приборный отсек,
2 — спускаемый аппарат,		9 — емкости с топливом для двигателей причаливания и ориентации,
3 — двигатели причаливания и ориентации,		10 — головка наведения,
4 — астрокупол,		11 — оптический ориентатор,
5 — сближающе-корректирующий двигатель,		12 — стыковочный агрегат

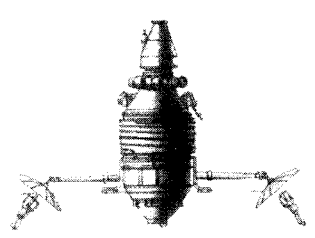
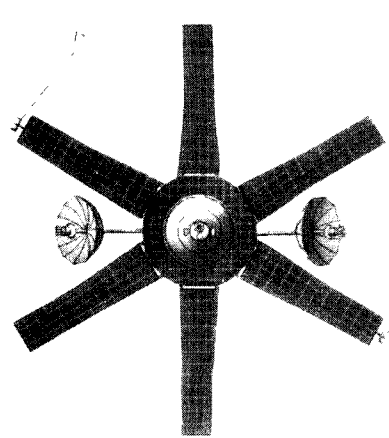
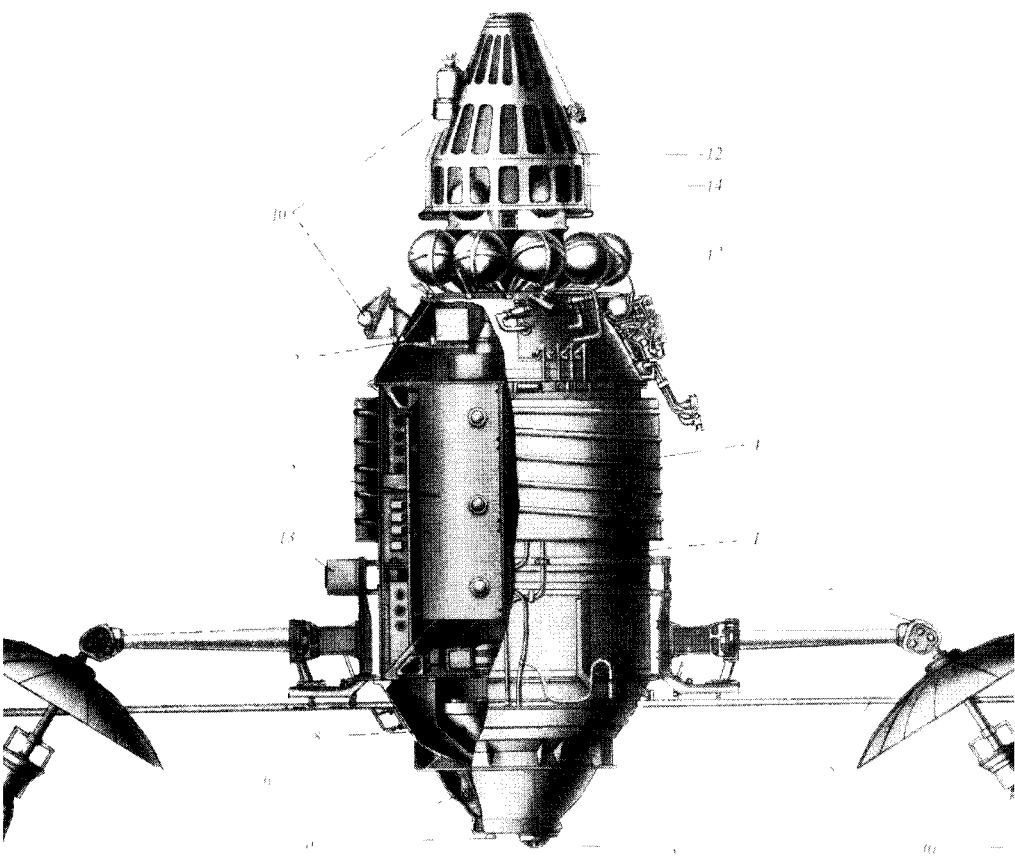


СПУТНИК СВЯЗИ «МОЛНИЯ-1»

Первый советский ИСЗ народнохозяйственного назначения — активный ретранслятор. Разрабатывался с 1961 г. Запущен на орбиту и использован для экспериментальной системы спутниковой связи 23 апреля 1965 г. К 7 ноября 1967 г. с использованием ИСЗ «Молния-1» вступила в строй первая в мире региональная система спутниковой связи с двадцатью наземными станциями «Орбита». На базе ИСЗ «Молния-1» созданы более совершенные спутники связи «Молния-2» и «Молния-3».

Вес спутника	1600 кг
Наклонение орбиты	65°
Высота в перигее	548 км
Высота в апогее	40 000 км
Период обращения	12 час

- 1 — корпус,
- 2 — рама с аппаратурой,
- 3 — рама с системой терморегулирования (СТР),
- 4 — радиаторы СТР,
- [5 — солнечные батареи,
- 6 — антенна ретранслятора,
- 7 — привод антенны,
- 8 — маховик-гироскоп,
- 9 — оптические датчики ориентации на Солнце,
- 10 — оптические датчики ориентации на Землю,
- 11 — шары-баллоны системы ориентации,
- 12 — корректирующая двигательная установка,
- 13 — радиометр,
- 14 — экранно-вакуумная изоляция,
- 15 — всенаправленная антенна



Именной указатель

- Амбарцумян В. А. 413
Арцеулов К. К. 398
- Бабанин Г. Н. 41, 43, 414
Бахчиванджи Г. Я. 165
Беляев П. И. 39, 527, 528
- Березняк А. Я. 165
Благонравов А. А. 20, 22, 346
Болховитинов В. Ф. 143, 165, 170
Боярский 59
Борман Ф. 528
Брежнев Л. И. 9, 16
Бурче Е. Ф. 69
Быковский В. Ф. 38, 457, 468, 470
- Вавилов С. И. 19
Валье 69
Ветчинкин В. П. 6, 10, 11, 81, 114
Власов 142
Волков А. И. 154
Волков В. Н. 41
Волынов Б. В. 40
- Гагарин Ю. А. 10, 37, 428, 432, 457, 467, 470, 527
Глушко В. П. 6, 13, 14, 21, 70, 79, 81, 124, 142, 154, 164, 165, 171, 357, 364
Годдард Р. 57, 63, 69, 71, 403
Годунов 64
Горбатко В. В. 41
- Дедов 142
Добротворский Н. М. 11
Дрягзов М. П. 118, 182, 395, 398, 399
Дудаков В. И. 64, 136, 154
Дурнов А. М. 142, 154
Душкин Л. С. 154
- Егоров Б. Б. 39, 522
Елисеев А. С. 40, 41
Ефремов Н. И. 54
- Жуковский Н. Е. 10
Журавченко Н. А. 11
- Зенгер 147
Знаменский Б. М. 11
- Иванов Л. 142
Иоффе А. Ф. 86
Исаев А. М. 16, 30, 31, 165
- Келдыш М. В. 17, 22, 35, 328, 345, 363, 373, 400, 409, 420
Кибальчич Н. И. 70, 82
Кибель И. А. 304
- Клейменов И. Т. 11, 124, 126
Комаров В. М. 39, 489, 522
Конгрев В. 70
Кондратюк Ю. В. 383
Константинов К. И. 375
Корнеев Л. 54
Королев С. П. 6, 47, 52, 54, 56, 57, 59, 61, 62, 63, 65, 69, 78, 79, 81, 97, 98, 110, 118, 122, 124, 126, 128, 130, 134, 135, 136, 137, 143, 147, 154, 164, 171, 182, 197, 208, 291, 319, 328, 342, 343, 344, 347, 348, 369, 371, 373, 375, 395, 400, 405, 409, 414, 416, 420, 422, 427, 432, 437, 445, 450, 457, 461, 467, 470, 477, 489, 501, 515, 520, 521, 525, 527
Косберг С. А. 26, 29
Кошиц Д. А. 398
Кронко Дж. 63, 67, 68, 94
Крупп 71
Кубасов В. Н. 41
- Лангемак Г. Э. 126
Лапчинский А. 143
Леонов А. А. 39, 527, 528
Ловелл Дж. 528
Ломоносов М. В. 529
Лорен Р. 63, 94
Люшин С. Н. 10, 398
- Масевич А. Г. 413
Матъисин 54
Несмеянов А. Н. 19, 22
Николаев А. Г. 38, 41, 457, 470
Николаева-Терешкова В. В. 470
- Оберт Г. 57, 63, 67, 71, 72, 74, 92
Опель 63, 71, 86, 87
- Павлов И. У. 61
Палло А. В. 137, 142, 154
Патон Б. Е. 520
Пенья Дж. 89
Перельман Я. И. 52, 79
Петропавловский Б. С. 11
Пивоваров С. А. 125, 182
Пилюгин Н. А. 21, 357
Победоносцев Ю. А. 79
Попович П. Р. 38, 457, 470
Пышнов В. С. 68
- Разумов В. В. 53
Раушенбах Б. В. 135, 182
Розанов О. Н. 68
Рынин Н. А. 61, 62, 67, 68
- Севастьянов В. И. 41
- Седов Л. И. 346
Сисакян Н. М. 22
Стаффорд Т. 528
Стеняев А. И. 124, 126
Степанчонок В. А. 10, 398
Стечкин Б. С. 11, 63, 94
Стивенс А. У. 128
Столицкий С. И. 81
Сытин В. А. 128
- Терешкова В. В. 38, 457
Тилинг 63, 64, 69, 71, 88, 89
Титов Г. С. 37, 38, 428, 432, 457, 470
Тихонов 148
Тихонравов М. К. 6, 11, 54, 59, 61, 63, 64, 66, 73, 79, 81, 343, 346, 362, 405
Топчиев А. В. 22
Туполев А. Н. 10
- Унге 71
Устинов Д. Ф. 15
- Фарман 83
Федоров В. П. 13, 154, 399
Федоров Е. К. 348
Феокистов К. П. 39, 522
Филипченко А. В. 41
- Христианович С. А. 328
Хрунов Е. В. 40, 41
- Цандер Ф. А. 11, 13, 47, 63, 70, 82, 90, 97, 122, 123
Циолковский К. Э. 52, 53, 63, 70, 71, 82, 97, 122, 197, 208, 298, 300, 313, 344, 344, 359, 375, 393, 394, 422, 435, 450, 530
- Чаплыгин С. А. 10
Черановский Б. И. 13, 47, 123
Чудновский 67
- Шаталов В. А. 40, 41
Шейдеман 148
Ширра У. 528
Шитов 142
Шонин Г. С. 41
Шорин 189
Штаммер 87
- Щетинков Е. С. 13, 124, 126, 142, 143, 147, 182, 395, 398
- Эсно-Пельтри Р. 71
Эспенлауб 69
- Юнкерс 83
Янгель М. К. 43

Предметный указатель

- Авиация реактивная: 57, 154
Автомат гироскопический: 189
— трехступенный: 125
Автомобиль ракетный: 86
Аппарат пилотируемый: 12, 416
— ракетный: 12, 81, 344
— — транспортный: 78
— реактивный: 61, 63
— спускаемый: 32, 33
Астронавигация: 339
Астрономия космическая: 413
Аэроторпеда: 135
Блок ракетный: 496
БРДД: 14, 16, 208, 304, 319
Бюро воздушной техники: 47
«Венера»: 41, 574
«Венера-А»: 501
«Венера-Б»: 501
«Венера-1»: 30, 501
«Венера-2»: 30, 529
«Венера-3»: 30, 529
«Вертикаль»: 291
«Восток»: 19, 33, 35, 37, 38, 413, 446, 457, 462, 467, 470, 572
«Восток-А»: 416
«Восток-Б»: 416
«Восток-В»: 416, 447
«Восток-Ж»: 446, 447, 489
«Восток-1»: 428, 432
«Восток-2»: 38, 428, 432
«Восток-3»: 38
«Восток-4»: 38
«Восток-5»: 38, 468
«Восток-6»: 38, 468
«Восход»: 19, 38, 39, 470, 477, 522
«Восход-2»: 33, 39, 457, 477, 525, 527, 580
Выход в космос: 39, 41, 434, 450, 477, 525
ГДЛ: 11, 52, 70
ГДЛ — ОКБ: 21
ГИРД: 11, 47, 52, 53, 54, 56, 57, 58, 59, 60, 63, 70, 122, 123, 124, 126, 182
Головка отдаляющаяся: 16, 292, 300, 315
Горючее жидкое: 59
Двигатель азотнокислотный: 136
— азотный: 144
— воздушно-реактивный: 11
— гибридный: 11, 59
— Д-1-А-1100: 165
— жидкостный: 11, 76, 90, 146, 164, 171, 316, 375
— кислородно-алкогольный: 110, 122
— кислородно-керосиновый: 26, 29
— кислородно-спиртовой: 56, 110
— кислородно-углеводородный: 32
— кислородный: 56, 70, 145
— пороховой: 12, 88, 399
— ракетный: 10, 13, 70, 76, 79, 81, 86, 99, 126
— — воздушный: 94, 122, 145
— реактивный воздушный: 63, 67
— ОР-1: 70
— РД-1: 14, 164, 171
— РД-3: 171
— РД-09: 59
— РД-107: 21
— РД-108: 21
— РД-110: 305
— РО-7: 26, 29
Движение реактивное: 52
Двигатель плазменный: 523
Достижение Луны: 393
ЖРД ОР-2: 13, 47, 70, 93
— ОР-10: 70
— ОРМ-1: 70
— ОРМ-50: 56
— ОРМ-52: 70
— ОРМ-65: 13, 124, 130, 137, 154, 155
— РД-1: 171
— РДА-1-150: 130, 154
— 02: 59
— 07: 59
— 10: 59
— 12/К: 56
— 202: 124
«Зонд»: 41, 453, 501, 523
«Зонд-А»: 502
«Зонд-Б»: 502
«Зонд-1»: 30, 522
«Зонд-2»: 30, 522
«Зонд-3»: 30, 529
«Зонд-5»: 41
«Зонд-6»: 41
Зонд планетный: 452
Искусственный спутник Земли: 18, 21, 24, 343, 344, 347, 361, 362, 369, 372, 387, 398, 399, 405, 562, 564, 566
— — ориентированный: 373, 405
— — Луны: 406, 414
Исследование атмосферы: 20, 344, 347, 348
— Луны: 400, 407
— межпланетного пространства: 344
Исследования геофизические: 10
Истребитель высотный ВИ: 395
— «Ла-5 ВИ»: 171
Истребитель-перехватчик: 143, 147, 165
Истребитель ракетный БИ: 165
Комплекс ракетный: 9, 14, 16
Конференции: 12, 19, 61, 62, 78, 79, 86, 97, 98, 126, 348
Корабль межпланетный: 450
— пилотируемый: 10, 19, 32, 35, 344, 572
Корабль-спутник: 33, 35, 428
Корабль транспортный пилотируемый: 19
«Космос»: 468, 489, 521, 523, 572
«Космос-1»: 521
«Космос-186»: 40
«Космос-188»: 40
«Космос-212»: 40
«Космос-213»: 40
Крыло летающее: 315
ЛенГИРД: 52, 53, 58
«Луна»: 31, 41
«Луна-А»: 402, 570
«Луна-Б»: 402
«Луна-В»: 403
«Луна-Г»: 403
«Луна-Е»: 414, 515, 574, 576
«Луна-Ж»: 414
«Луна-1»: 26, 402, 568
«Луна-2»: 27, 402, 568
«Луна-3»: 27, 402, 403, 568
«Луна-4»: 414, 468
«Луна-9»: 31, 41, 414
«Луна-10»: 414
«Луна-11»: 414
«Луна-12»: 414
«Луна-13»: 414

Маневр гравитационный: — мягкая: 31, 41, 414, — стратегическая: 550
 29 458, 515 — стратосферная: 78, 80
 «Марс»: 574 — управляемая 12, 182
 «Марс-А»: 501 — 05: 56
 «Марс-Б»: 501 — 06: 56
 «Марс-1»: 30, 468, 501 — 07: 56
 «Метеор»: 42, 572 — 09: 56, 60
 «Молния-1»: 31, 41, 437, — 13: 56, 60, 75
 528, 584 — 201: 130
 «Молния-2»: 584 — 212: 12, 125, 130
 «Молния-3»: 584 — 217: 12, 125, 130, 183
 МосГИРД: 11, 58 — 301: 12, 130
 — 312: 130, 136, 137
 — 317: 130
 Навигация автоматиче- Ракетоплан; 9, 13, 57, 79,
 ская: 339 126, 143, 150, 154
 НИИ-3 НКБ: 130, 143, 164 — пилотируемый: 12
 — РП-1: 13, 47, 78, 126
 — РП-2: 126
 — РП-3: 126
 — РП-218: 13, 130, 164
 — РП-218-1: 130
 — РП-318: 130
 — РП-318-1: 13, 130, 137,
 151, 154
 — стратосферный: 65
 РНИИ: 11, 47, 56, 60, 78,
 79, 80, 98, 110, 124, 126,
 130, 136, 165, 182
 «Салют»: 40
 Самолет ЕИ: 165
 — БИЧ-11: 13, 47
 Самолет-истребитель «Ла-
 5 ВИ»: 171
 Самолет-носитель: 124
 Самолет-перехватчик: 164
 Самолет Пе-2: 14, 176, 399
 — ракетный: 143
 — реактивный: 165
 — РП-1: 47
 — СК-4: 10
 — ТБ-1: 52
 Сближение аппаратов:
 40, 406, 408
 Сборка на орбите: 445,
 489
 Сварка в космосе: 41, 520
 Система навигации авто-
 номная: 339
 — стабилизации: 125
 Системы реактивные: 63
 Смена экипажа в кос-
 мосе: 434
 Снаряд 08: 56
 «Союз»: 19, 33, 40, 41,
 451, 460, 474, 489
 «Союз-А»: 489, 582
 «Союз-Б»: 489
 «Союз-В»: 489
 «Союз-1»: 489
 «Союз-4»: 40, 41
 «Союз-5»: 40, 41
 «Союз-6»: 41, 520
 «Союз-7»: 41
 «Союз-8»: 41
 «Союз-9»: 41
 СПВРД: 328

Спуск: 345, 349, 360, 392 — «тандем»: 320
 — управляемый: 33, 41 — ракеты бесстабилизаци-
 онная: 309
 Спутник ПС-1: 22, 369, торная: 309
 398, 399, 562
 — ПС-2: 22, 369, 398, 399, Танкер-заправщик: 489
 564 Топливо азотнокислотное:
 Станция лунная: 393, 406, 70
 414, 515, 570, 576, 578 — азоттетроксидное: 70
 — межпланетная: 393, 407 — гибридное: 56
 — орбитальная: 19, 425, — жидкое: 56, 63, 66, 78,
 430, 445, 450, 566 124
 Стратосферный комитет: — кислородное: 70
 98 — твердое: 63
 Стыковка на орбите: 40, Торпеда воздушная: 135
 434, 447, 452, 489 — крылатая: 395
 Суперавиация: 57 — 301: 136
 Схема «пакет»: 313 — 312: 135

Управление движением
 КА: 27
 — ориентацией: 27
 — составными ракетами:
 338
 Фау-2: 15, 16
 ЦАГИ: 52, 332, 332
 ЦГИРД: 57, 58
 ЦИАМ: 70
 «Электрон»: 30, 461, 521,
 572
 «Электрон-1»: 30, 462
 «Электрон-2»: 30, 462
 «Электрон-3»: 31
 «Электрон-4»: 31

Указатели составлены Ю. Г. Гуревичем

Содержание

От редакционной коллегии	5
О творческом наследии академика С. П. Королева	9

Избранные труды и документы С. П. КОРОЛЕВА (1932—1966 гг.)

Донесения летчика комиссии по испытанию самолета РП-1	47
О принципах пропаганды реактивного движения	52
Акт о полете ракеты ГИРД Р-1 (объект 09) 17 августа 1933 г.	54
К пуску ракеты 09	56
Путь к ракетоплану	57
О положении экспериментальных работ по реактивной технике	59
Полет реактивных аппаратов в стратосфере	61
Ракета на войне	69
О работах РНИИ и перспективах ракетного дела	79
Ракетные аппараты	81
Крылатые ракеты и применение их для полета человека	97
Объект № 212. Тактико-технические требования на крылатую ракету дальнего действия с ракетным двигателем на жидком топливе	124
Объект № 218. Тактико-технические требования на самолет с ракетными двигателями (ракетоплан)	126
К завоеванию стратосферы	128
Программа стендовых испытаний объекта 318-1	130
Краткий технический отчет по объекту 312 за 1937 г. по группе № 3	135
Отчеты об огневых испытаниях объекта 318-1 с двигателем ОРМ-65	137
Тезисы доклада по объекту 318 «Научно-исследовательские работы по ракетному самолету»	143
Программа внестендовых испытаний ракетоплана, объект 318-1	154
К вопросу о самолете-перехватчике РП с реактивным двигателем РД-1	164
Объяснительная записка к эскизному проекту специальной модификации самолета-истребителя «Лавочкин-5 ВИ» с вспомогательными реактивными двигателями РД-1 и РД-3	171
Крылатые ракеты (краткий обзор работ, проводившихся в РНИИ в 1932—1938 гг.)	182
Жизнь и деятельность К. Э. Циолковского	197
Основы проектирования баллистических ракет дальнего действия	208
Принципы и методы проектирования ракет большой дальности	291
Тезисы доклада по результатам исследований перспектив развития баллистических ракет дальнего действия	319
Тезисы доклада по результатам исследований перспектив развития крылатых ракет дальнего действия	328
Автобиография	342
О возможности разработки искусственного спутника Земли	343

Отчет о научной деятельности за 1954 г.	344
Отчет о научной деятельности за 1955 г.	347
Исследование верхних слоев атмосферы с помощью ракет дальнего действия	348
Тезисы доклада о разработке эскизного проекта искусственного спутника Земли	362
Предложения о первых запусках искусственных спутников Земли до начала Международного геофизического года	369
Отчет о научной деятельности за 1956 г.	371
Предложения по ориентированному искусственному спутнику Земли	373
О практическом значении научных и технических предложений К. Э. Циолковского в области ракетной техники	375
Исследование космического пространства	387
Перечень научных трудов и проектно-конструкторских работ	395
О программе исследования Луны	400
О перспективных работах по освоению космического пространства	405
О развитии научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по освоению космического пространства	409
О перспективах космической астрономии	413
Об ускорении работ над автоматическими лунными станциями	414
Основные положения для разработки и подготовки космического корабля «Восток-В»	416
О мирном использовании космического пространства	420
Творчество, воодушевленное Октябрем	422
Проблема овладения космическим пространством	427
Советская земля стала берегом Вселенной!	432
Основные особенности проекта спутника связи «Молния-1»	437
Предложения по созданию средств для орбитальной сборки	445
Заметки по тяжелому межпланетному кораблю и тяжелой орбитальной станции	450
О возможности использования корабля «Восток» для экспериментальных исследований по перспективным проблемам космонавтики	457
Основные особенности системы искусственных спутников Земли «Электрон»	461
С Новым космическим годом!	467
О возможности создания трехместного космического корабля «Восход»	470
Космический корабль «Восход-2»	477
Орбитальный ракетный комплекс «Союз»	489
Автоматические межпланетные станции для исследования Марса и Венеры	501
Автоматическая станция для первой посадки на Луну	515
О программе работ по сварке в космических условиях	520
Космические дали	521
О значении выхода человека в открытый космос	525
Шаги в будущее	527
Приложение	531
Именной указатель	586
Предметный указатель	587

**Творческое
наследие
академика
СЕРГЕЯ
ПАВЛОВИЧА
КОРОЛЕВА**

**Избранные
труды
и
документы**

Утверждено к печати
Отделением механики и процессов управления
Академии наук СССР

Составители:

**Юрий Васильевич
БИРЮКОВ,**

**Николай Александрович
ВАРВАРОВ**

Редактор
Ю. Г. ГУРЕВИЧ

Художник
Г. В. ДМИТРИЕВ

Художественный редактор
Т. П. ПОЛЕНОВА

Художественно-технический редактор
Т. А. ПРУСАКОВА

Художественный редактор
графического материала
В. Н. НЕВЗОРОВА

Художники-графики
Е. Е. БАРК, Е. И. БАСОВ

Корректоры
Е. Н. БЕЛОУСОВА, Л. Д. СОБКО

И. Б. № 7194

Сдано в набор 10.07.78. Подписано к печати 29.04.80. Т-09804.
Формат 62×108¹/₁₆. Бумага люксоарт. Гарнитура обыкновенная.

Печать высокая. Усл. печ. л. 45,88. Уч.-изд. л. 45,1.

Тираж 6400 экз. Тип. зак. 1017. Цена 5 р. 30 к.

Издательство «Наука»

117864 ГСП-7, Москва, В-485, Профсоюзная ул., 90.

2-я типография издательства «Наука»

121099, Москва, Г-97, Шубинский пер., 10

ТВОРЧЕСКОЕ НАСЛЕДИЕ

академика

СЕРГЕЯ ПАВЛОВИЧА
КОРОЛЕВА

Книга трудов академика С.П. Королева освещает основные направления деятельности этого великого советского ученого.

В ней показана ведущая роль С.П. Королева в становлении и развитии ракетно-космической науки, техники и промышленности.

В публикуемых работах С.П. Королев предстает как пионер ракетной техники, участник и руководитель создания первых в СССР жидкостных ракет, которые дали возможность начать практическое осуществление идей К.Э. Циолковского в начале 30-х годов нашего века.

В конце 30-х годов Королев — главный конструктор системы экспериментальных управляемых ракет, давшей возможность правильно оценить перспективы применения ракетной техники в надвигающейся войне.

В 1940 г. осуществлен полет ракетоплана конструкции С.П. Королева, явившийся первым практическим шагом в развитии советской реактивной авиации.

Работы 40-х и 50-х годов отражают деятельность С.П. Королева как главного конструктора баллистических ракет дальнего действия, получивших также широкое мирное применение для геофизических и биологических исследований при полетах в верхние слои атмосферы.

Вершиной творчества Королева явилось создание под его руководством первых в истории ракетно-космических систем, включающих мощные ракеты-носители и космические аппараты различных типов и назначений: простейшие искусственные спутники Земли, автоматические орбитальные лаборатории, исследовательские и народнохозяйственные системы спутников, автоматические лунные и межпланетные станции, корабли-спутники и пилотируемые космические корабли.

В книге публикуются материалы, показывающие роль С.П. Королева в создании всех основных направлений современного ракетно-космического машиностроения, включая магистральное направление советской космонавтики — развитие долговременных орбитальных станций.

В книгу включен также ряд материалов, отражающих деятельность С.П. Королева как пропагандиста и историка космонавтики.



ИЗДАТЕЛЬСТВО "НАУКА"