

РФ
767.272

Ю. КОНДРАТЮК

ЗАВОЕВАНИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПРОСТРАНСТВ



ОБОРОНГИЗ

1947

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие ко второму изданию

Из письма автора к проф. Рынину

Предисловие автора к первому изданию

Из второго предисловия автора к первому изданию

Перечень обозначений

I Данные ракеты. Основные обозначения

II Формула нагруженности

III Скорость истечения. Химический материал

IV Процесс сгорания, конструкция камеры сгорания и сопла

V Пропорциональный пассив

VI Типы траектории и требуемые ракетные скорости

VII Максимум ускорения

VIII Действие атмосферы на ракету при отправлении

IX Погашение скорости возврата сопротивлением атмосферы

X Межпланетная база и ракетно-артиллерийское снабжение

XI Управление ракетой, измерительные и ориентировочные приборы

XII Общие перспективы

XIII Эксперименты и исследования

Книга Ю. В. Кондратюка «Завоевание межпланетных пространств» занимает особое место в классической литературе по ракетной технике. Автор в исключительно сжатой форме излагает обширный материал, затрагивая все вопросы, связанные с ракетным полетом в мировое пространство.

Первое издание этой книги вышло в 1929 г., а так как тираж составлял всего 2000 экземпляров, то в настоящее время книга является библиографической редкостью. Оценивая значимость книги Кондратюка, проф. Ветчинкин в предисловии к первому изданию совершенно правильно отметил, что Ю. В. Кондратюку принадлежит разрешение целого ряда новых вопросов, о которых другие авторы не упоминают.

К этим вопросам можно отнести следующие:

1. Предложение воспользоваться горением различных веществ в озоне, а не в кислороде, что повышает теплоту горения, с одной стороны, и удельный вес топлива,— с другой; последнее играет немаловажную роль при характеристике ракеты.
2. Кондратюк первый ввел понятие о пропорциональном пассиве, высказав мысль, что масса ракеты, за вычетом массы абсолютного пассива, должна быть пропорциональна массе топлива. Ему же принадлежит доказательство, что ракета, не сбрасывающая и не сжигающая своих баков во время движения, вылететь за пределы земного тяготения не может.
3. Предложение делать ракету с крыльями хотя и не является приоритетом Кондратюка, однако надо признать, что он первый указывает, при каких ускорениях крылья будут полезны, и исследует при этом углы наклона траектории ракеты к горизонту, наивыгоднейшую реактивную силу при полете в воздухе и дает ее величину, которая оказывается равной примерно начальному весу ракеты.
4. Приближенное исследование вопросов, связанных с нагреванием ракеты при движении ее в воздухе. Этот вопрос у Кондратюка рассмотрен весьма подробно и представляет большой интерес, так как им проведены расчеты и дан порядок ожидаемых температур, которые будет иметь ракета при ее движении в атмосфере.

Весьма характерна для Кондратюка вдумчивая, серьезная и практическая постановка вопросов.

Рассматривая первое издание этой книги, проф. Ветчинкин говорит: «При этом все числа даны у Ю. В. Кондратюка, хотя и довольно грубо, но всегда с погрешностью в невыгодную для конструктора сторону.

Даже такой вопрос, как устройство промежуточной базы между землей и другими планетами и ее ракетно-артиллерийское снабжение, который у других авторов граничит с чистой фантазией, у Ю. В. Кондратюка поставлен вполне основательно, с большим предвидением технической стороны дела; и самая база мыслится им, как спутник не

Земли (как у всех остальных авторов), а Луны, что в значительно бóльшей мере гарантирует базу от потери скорости вследствие длительного торможения хотя бы ничтожными остатками земной атмосферы и от падения на землю.

Также весьма продуманным является и заключительный параграф о подготовительных работах по осуществлению «межпланетных путешествий». И далее... «Принимая во внимание, что Ю. В. Кондратюк не получил высшего образования и до всего дошел совершенно самостоятельно, можно лишь удивляться талантливости в широте взглядов русских механиков-самоучек».

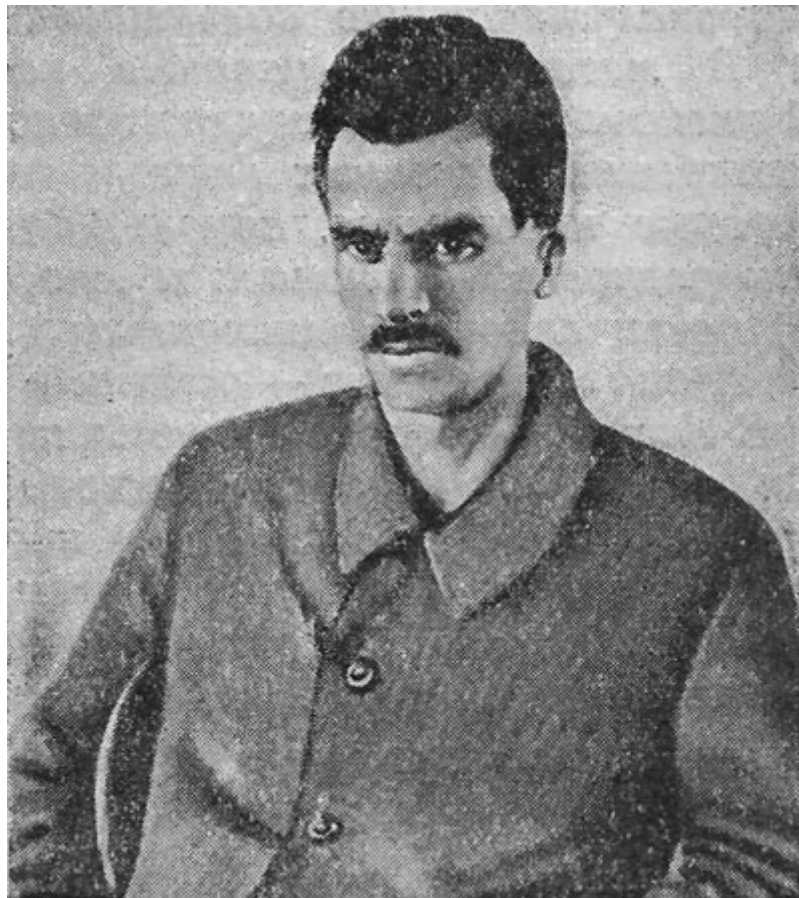
Следует отметить, что идеи автора в свете современного развития ракетной техники очень близки к осуществлению, несравненно ближе, чем это можно было предположить 18 лет назад. В самом деле, появление реактивных снарядов, покрывающих сотни километров, и развитие ракетной авиации показывают, что ракетная техника стоит на пороге решения вопроса о межпланетных полетах. С этой точки зрения книга Ю. Кондратюка безусловно представляет интерес, так как полнота исследований, проведенных автором, сохраняет свою значимость и на сегодня.

Основное внимание мы уделили проверке формул, так как автор опустил их вывод, приводя только конечные результаты. Вывод некоторых, формул мы даем в подстрочных примечаниях... Далее, мы заменили терминологию автора наиболее употребительной в современной литературе по этому вопросу. В частности, очень общий термин автора «выделение» мы заменили согласно смысловому значению. Термин «ракетный заряд» мы нашли наиболее удобным заменить термином «запас топлива» и т. д., в остальном все сохранилось.

Для того чтобы дать некоторое представление о личности Ю. Кондратюка, мы приводим выдержки из его письма к проф. Н. А. Рынину.

П. Иванов

ИЗ ПИСЬМА АВТОРА К проф. РЫНИНУ



Ю. В. Кондратюк

Уважаемый Николай Алексеевич!

Полагая, что чисто личные стороны моей Жизни не представляют особого интереса, постараюсь сообщить достаточно полно преимущественно то, что имеет отношение к моим исследованиям по теории межпланетного сообщения.

Первоначально толкнуло мою мысль на работу в сторону овладения мировыми пространствами, или, вернее, вообще в сторону грандиозных и необычных проектов, редкое по силе впечатление, произведенное прочитанной мною в юности талантливой индустриальной поэмой Келлермана «Тоннель».

К этому времени мой научный и технический багаж состоял из незаконченного среднего образования плюс несколько несистематических дополнений, сделанных самостоятельно в сторону высшей математики, физики и общетеоретических основ техники со склонностью к изобретательству и самостоятельным исследованиям более, чем к детальному изучению уже найденного и открытого.

Мною были «изобретены»: водяная турбина типа колеса Пельтона взамен мельничных водяных колес, считавшихся мною единственными водяными двигателями, гусеничный автомобиль для езды по мягким и сыпучим грунтам, беспружинные центробежные рессоры, пневматические рессоры, автомобиль для езды по неровной местности, вакуумнасос особой конструкции, барометр, часы с длительным заводом, электрическая машина переменного тока высокой мощности, парортутная турбина и многое другое,— вещи, частью технически совершенно непрактичные, частью уже известные, частью и новые, заслуживающие дальнейшей разработки и осуществления. В математике — упорные исследования по геометрической аксиоматике (преимущественно постулату параллельных), «открытие» основных формул теории конечных разностей, некоторые неразвитые, однако, далее обобщения теории конечных разностей и анализа и много менее значительных вещей, почти сплошь являющихся открытием ранее известного. В химии и технике — основные элементарные представления. В физике — упорное стремление опровергнуть второй принцип термодинамики (характерно, что это, кажется, общая черта с К. Э. Циолковским) и даже в философии — попытки построения логических систем, закончившиеся вместе с 99/100-ми самого интереса к философии «открытием» тяжело воспринятого принципа детерминизма.

Впечатление от келлермановского «Тоннеля» было таково, что немедленно вслед за его прочтением я принялся обрабатывать, насколько позволяли мои силы, почти одновременно две темы: пробивка глубокой шахты для исследования недр земли и утилизации теплоты ядра и — полет за пределы Земли. Любопытно, что читанные мною ранее фантастические романы Жюль-Верна и Г. Уэльса, написанные непосредственно на темы межпланетных полетов, не произвели на меня особого впечатления — причиной этому, видимо, было то, что романы эти, написанные менее талантливо и ярко, чем роман Келлермана, являлись в то же время для меня явно несостоятельными с научно-технической точки зрения.

Тема о глубокой шахте после выработки основ некоторых предположительных вариантов очень быстро уперлась в невозможность для меня провести соответствующую экспериментальную работу; тема же о межпланетном полете оказалась много благодарнее, допуская значительные теоретические исследования, и овладела мною на продолжительное время, в течение которого я неоднократно к ней возвращался, пока не подошел к пределу, за которым дальнейшая плодотворная работа невозможна без параллельного экспериментирования.

Первый период работы продолжался более полугода и включил в себя нахождение почти всех основных положений ракетного полета, вошедших в изданный труд, но без более детальной обработки и зачастую без точной математической аргументации. Из изданного впоследствии в этот период совершенно не были намечены гл. V и VIII и только в принципе намечались гл. IV и IX, а в гл. VII по слабому знакомству с химией рассматривался только заряд из кислорода и водорода.

Основным материалом работы этого периода было выведение основной формулы ракеты [формула (4)], нахождение наивыгоднейшей траектории (гл. VI) и некоторые общие положения из других глав.

Задавшись темой полета в межпланетные пространства, я сразу остановился на ракетном методе,— «ракетном» в общем смысле этого слова согласно определению,

данному мною в гл. I, отбросив артиллерийский, как явно технически чересчур громоздкий, а главное — не сулящий возвращения на Землю и потому бессмысленный. Еще до выведения основной формулы мною было примерно рассчитано несколько механических вариантов, из которых самым последним и совершенным был быстро вращающийся барабан с намотанным на нем стальным тросом, который должен был разматываться по инерции в одну сторону, сообщая барабану ускорение в противоположную. Получив, разумеется, сразу же невероятно чудовищные значения для необходимого веса ракеты («п»), я перешел к комбинированным ракето-артиллерийским вариантам: пушка выстреливает из себя ядро, которое в свою очередь является пушкой, выстреливающей ядро, и т. д. — и опять получил чудовищные размеры начального орудия. После этого я вторичную пушку (т. е. первое ядро) повернул дулом назад, превратив ее в постоянный член ракеты, и заставил ее стрелять в обратную сторону более мелкими ядрами, т. е. увеличил активную массу заряда за счет пассивных масс — и опять получил чудовищное значение для массы пушки ракеты, но тут заметил уже, что чем больше увеличиваю массу активной части заряда за счет пассивных масс (ядер), тем выгоднее получаются формулы для массы этой ракеты. Отсюда нетрудно было логически перейти к чистой термохимической ракете, которую можно рассматривать как пушку, непрерывно стреляющую холостыми зарядами. Вслед за этим и была выведена основная формула (4) ракеты, причем вследствие сделанного мною при первоначальных подсчетах упрощения и потом забытого и упущенного из виду, в основании этой формулы некоторое время стояло не «1», а «2», и результаты из-за этой ошибки сразу получились чрезвычайно обнадеживающие. Вскоре же мною были найдены и принципы наивыгоднейшего использования ракетной реакции — о сообщении ускорения в нижней точке траектории. После исправления ошибки в основании формулы (4) я получил в результате уже менее благоприятное значение n (отношение массы ракеты к полезному грузу), а именно $n = 55$ без учета неизбежных потерь на коэффициент полезного действия и присутствии пропорциональных пассивных масс. Эта цифра 55 меня уже сильно тревожила, но обаяние затронутой темы было таково, что, сам себя обманывая, я насильно считал эту цифру приемлемой до тех пор, пока не нашел в конце концов противоядие этим «55» в виде физико-математического обоснования возможности благополучного спуска на землю за счет сопротивления атмосферы, а затем в развитии искусственным путем начальной скорости, организации межпланетной базы и ее ракетно-артиллерийском снабжении. Другим смутно тревожившим вопросом долгое время являлась необходимая по первому чисто ракетному варианту отлета весьма значительная сила реакции — не менее удвоенной силы тяжести; это беспокойство оставило меня позднее — после найденной возможности с выгодой использовать при отлете авиационные крылья, причем минимальная допустимая сила реакции уменьшается в несколько раз. Наконец, последним сильно беспокоившим меня вопросом являлась метеорная опасность. Лишь несколько дней назад получив от Я. И. Перельмана его книгу «Межпланетные путешествия», я узнал, что иностранные авторы, математически исследовавшие этот вопрос, пришли к благоприятным выводам.

Достигнув в 1917 г. в своей работе первых положительных результатов и не подозревая в то время, что я не являюсь первым и единственным исследователем в этой области, я на некоторое время как бы «почил на лаврах» в ожидании возможности приступить к экспериментам, которую рассчитывал получить реализацией изобретений, держа в то же время свою работу в строжайшем секрете. Учитывая с самого начала огромность и неопределенность возможных последствий от выхода человека в межпланетные пространства, я в то же время наивно полагал, что достаточно опубликовать

найденные основные принципы, как немедленно кто-нибудь, обладая достаточными материальными средствами, осуществит межпланетный полет.

В 1918 г. в одной из старых номеров «Нивы» я случайно наткнулся на заметку о ракете Циолковского, но «Вестника воздухоплавания», на который ссылалась заметка, я еще долгое время не мог разыскать.

Эта заметка и попадавшиеся мне впоследствии заметки в периодической печати о заграничных исследованиях дали толчок для дальнейшей более точной и подробной разработки теории полета для перехода от общих физических принципов к обсуждению технической возможности к их реальному применению. Принимаясь за работу несколько раз, с перерывами между репетиторством, колкой дров и работой смазчика, мне удалось к 1925 г. дополнить ее почти до настоящего ее вида: во всех главах была проведена более основательная математическая мотивировка, подобран довольно полный химический материал, разработана гл. VIII о сопротивлении атмосферы при отлете, обоснована расчетами возможность благополучного планирующего спуска и сделаны другие менее важные дополнения.

В 1925 г., когда работа уже приходила к концу и когда мне удалось, наконец, разыскать «Вестник воздухоплавания» за 1911 г. с частью работы К. Э. Циолковского, я хотя и был отчасти разочарован тем, что основные положения открыты мною вторично, но в то же время с удовольствием увидел, что не только повторил предыдущее исследование, хотя и другими методами, но сделал также и новые важные вклады в теорию полета. Главное отличие в методе моих расчетов от метода К. Э. Циолковского заключается в том, что Циолковский в весьма многих случаях исходит из работы, я же всюду — исключительно из скоростей и ускорений. Ввиду того что работа сил в ракетном вопросе зависит от многих условий и сказывается также весьма различно, сообщаемые же ими ускорения, а следовательно, и скорости гораздо более определены, я и считаю скоростной метод расчета более легким и продуктивным.

В 1925 г. я получил отзыв проф. В. П. Ветчинкина, прямо ошеломивший меня своей высокой оценкой моей работы.

...В 1927 г., по совету В. П. Ветчинкина, мною была заменена более обычной и удобопонимаемой система обозначений и отчасти терминология, вставлен не приводившийся мною ранее вывод формулы (4) и исправлена ошибка в формуле (6) (влияние масс пропорционального пассива). Он же обратил мое внимание на огромное значение конструктивной разработки «горелки» — извергающей трубы, почему мною и была написана и вставлена гл. IV. Дальнейшая плодотворная разработка темы о межпланетном полете чисто теоретическими методами, повидимому, невозможна, для меня по крайней мере; необходимы экспериментальные исследования. Время и деньги для них я и рассчитываю получить изобретениями в различных областях, в частности, по роду моей работы теперь — в области элеваторной механики. Пока имею первые успехи в виде недавнего признания моего нового типа элеваторного ковша и самотасок, завоевавших уже себе место против почти неизменного издавна типа...

Уважающий Вас Юр. Кондратюк.

1/V 1929 г.

ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРА К ПЕРВОМУ ИЗДАНИЮ

Настоящая работа в своих основных частях была написана в 1916 г., после трижды подвергалась дополнениям и коренной переработке. Автор надеется, что ему удалось представить задачу завоевания солнечной системы не в виде теоретических основ, развитие которых и практическое применение подлежит науке и технике будущего, а в виде проекта, хотя и не детализированного, но уже с конкретными цифрами, осуществление которого вполне возможно и в настоящее время для нашей современной техники после серии экспериментов, не представляющих каких-либо особых затруднений. Осуществление это притом, от предварительных экспериментов начиная и кончая полетами на Луну, потребовало бы, насколько об этом можно судить заранее, меньшего количества материальных средств, нежели сооружение нескольких крупных военных судов.

О существовании на ту же тему труда инж. Циолковского автор узнал лишь впоследствии и только недавно имел возможность ознакомиться с частью статьи: «Исследование мировых пространств реактивным прибором», помещенной в журнале «Вестник воздухоплавания» за 1911 г., причем убедился в приоритете инж. Циолковского в разрешении многих основных вопросов. Из приводимой статьи, однако, не были выброшены параграфы, заведомо уже не представляющие новизны, с одной стороны, чтобы не нарушать цельности изложения и не отсылать интересующихся к очень редким теперь и трудно разыскиваемым номерам «Вестник воздухоплавания»; с другой же стороны, потому, что иногда те же самые теоретические положения и формулы, лишь несколько иначе освещенные, дают иное освещение и всему вопросу. При всем том автор работы так и не получил возможности ознакомиться не только с иностранной литературой по данному вопросу, но даже и со второй частью статьи инж. Циолковского, помещенной в журнале за 1912 г.

Многие из приводимых в этой работе формул и почти все цифры даны с упрощениями и округлениями, часто даже довольно грубыми; причина этого та, что необходимый для детальной разработки вопроса опытный материал еще отсутствует в настоящее время, вследствие чего для нас нет смысла копаться в сотых долях, раз пока мы не можем быть уверены и в точности десятых. Целью некоторых выкладок настоящей работы было лишь дать представление о порядке физических величин, с которыми нам придется иметь дело, и об общем характере их изменения, так как вычисление их точных значений до

соответствующих экспериментальных исследований невозможно. По аналогичной причине в работе отсутствуют и конструктивные рисунки и чертежи: общие принципы конструкций легко могут быть выражены и словесно, частности же нами пока разрабатываемы быть не могут; всякий чертеж поэтому, как заключающий в себе по необходимости некоторые частные формы, вместо пособия явился бы скорее помехой к научному пониманию.

Ввиду относительной новизны предмета автору пришлось ввести довольно много собственных терминов, замененных почти везде для краткости буквенными обозначениями, применение которых таково: те же самые буквы, которые в формулах и выкладках обозначают численные значения физических величин, в тексте заменяют собой соответствующие общеупотребительные физические или специальные термины данной работы. Для облегчения чтения дается отдельный перечень всех буквенных обозначений, употребляемых повторно в нескольких местах статьи. Во всех случаях, когда не дано особых указаний, буквы обозначают физические величины, выраженные в абсолютных (*см. г. сек*) единицах.

ИЗ ВТОРОГО ПРЕДИСЛОВИЯ АВТОРА К ПЕРВОМУ ИЗДАНИЮ

Коснусь основного общего вопроса этой работы, совершенно не освещенного в первоначальном изложении, — вопроса об ожидаемых результатах для человечества от выхода его в межпланетные пространства.

Пионер исследований данного предмета, проф. Циолковский, видит значение его в том, что человечество сможет заселить своими колониями огромные пространства солнечной системы, а когда солнце остынет, отправится на ракетах для поселения в еще не остывших мирах.

Подобные возможности, конечно, отнюдь не исключены, но это все предположения отдаленного будущего, частью чересчур уже отдаленного. Несомненно, что еще долгое время вложение средств в улучшение жизненных условий на нашей планете будет более рентабельным, нежели основание колоний вне ее; не нужно забывать, что по сравнению с общей поверхностью нашей планеты лишь незначительная ее часть как следует заселена и эксплуатируется. Посмотрим на проблему выхода человека в межпланетные пространства с более «сегодняшней» точки зрения: что мы можем конкретно ожидать в ближайшие — максимум — десятилетия, считая от первого полета с Земли.

Если не вдаваться в более или менее необоснованные фантазии, то наши ожидания будут заключаться в следующем:

1. Несомненно огромное обогащение наших научных знаний с соответствующим отражением этого и в технике.
2. Возможное, более или менее вероятное, хотя и не достоверное, обогащение нашей техники ценными веществами, которые могут быть найдены на других телах солнечной системы и которые отсутствуют и слишком редки на земной поверхности.

3. Возможные иные дары солнечной системы, которых мы сейчас частью не можем и предвидеть и которые могут быть и не быть, как, например, результаты общения с предполагаемым органическим миром Марса.

4. Несомненная возможность для человечества овладеть ресурсами, с помощью которых можно самым коренным образом улучшать условия существования на земной поверхности: проводить мелиорацию ее в грандиозных размерах, осуществляя в недалеком будущем предприятия и такого порядка, как, например, изменение климата целых континентов.

Я говорю, конечно, не о чем ином, как об утилизации неисчерпаемых запасов энергии солнечного света, которая так затруднительна в условиях земной поверхности, делающих ее менее рентабельной, чем эксплуатация топлива, воды и ветра, и которая, наоборот, будет неизмеримо рентабельнее в пространствах, где отсутствуют атмосфера и кажущаяся тяжесть. Именно в возможности в ближайшем же будущем начать по-настоящему хозяйничать на нашей планете и следует видеть основное огромное значение для нас в завоевании пространств солнечной системы.

В 1921 г. я пришел к весьма неожиданному решению вопроса об оборудовании постоянной линии сообщения с Землей в пространства и обратно, для осуществления которой применение такой ракеты, как рассматривается в этой книге, необходимо только один раз. В 1926 г. я пришел к аналогичному разрешению вопроса о развитии ракетой начальной 1500-2000 м/сек ее скорости улета без расходования заряда и в то же время без применения грандиозного артиллерийского орудия-тоннеля, или сверхмощных двигателей или вообще каких-либо гигантских сооружений. Указанные главы не вошли в настоящую книгу; они слишком близки уже к рабочему проекту овладения мировыми пространствами,— слишком близки для того, чтобы их можно публиковать, не зная заранее, кто и как этими данными воспользуется.

В заключение должен выразить глубокую признательность проф. В. П. Ветчинкину — редактору настоящей работы и первому ее ценителю.

Ю. Кондратюк

Октябрь 1928 г.

ПЕРЕЧЕНЬ ОБОЗНАЧЕНИЙ

	Стр.	Формулы
i — некоторый участок траектории ракеты; как индекс — обозначает отношение некоторой величины не ко всему полету, а к некоторому данному его участку; самостоятельно в формулах — длина участка		
R — радиус Земли		
r — расстояние от центра Земли до ракеты в данный момент		
$\bar{r} = \frac{r}{R}$		
h — высота некоторой точки траектории над уровнем моря		
J_j — участок траектории, на котором ракета получает замедления или ускорения внешне прилагаемыми силами (ракетная реакция, сопротивление атмосферы)		
M — масса ракеты в данный момент		
M_0 — „ „ начальная	9, 10	2a
M_k — „ „ конечная	9, 10	2b
m — абсолютный пассив	21	
m_1 — пропорциональный пассив	21	
μ — запас топлива в ракете	14, 17	2b
μ_i — топливо ракеты, израсходованное на участке i	10	2
$q = \frac{m_1}{\mu}$ — коэффициент пропорционального пассива	21, 22	6, 7

m — молекулярный вес (средний) среды		
$n = \frac{M_0}{M_x}$ — нагруженность полета	10 64, 65, 66	2, 3, 4
V — скорость ракеты в данный момент (относительно центра Земли)		
V_l — то же относительно земной поверхности		
U — скорость вращения земной поверхности	9, 15, 18	1
u — скорость истечения	45, 46	29
V_{optim} — наивыгоднейшая скорость ракеты в данной точке траектории		
g — ускорение силы тяжести на земной поверхности		
i_0 — собственное ускорение ракеты		
j_p — замедление, сообщаемое сопротивлением атмосферы	40, 41	16, 18 19, 20
$j = j_0 + j_p$ — механическое ускорение	34	
$J = j_0 + j_p + g$ — действительное „		
$\bar{j} = \frac{j}{g}$ — коэффициент превосходства механического ускорения	31, 36	12, 13, 14
$W = \int j_0 dt$ — ракетная скорость	10	
$W_i, W_{ул}, W_{св}, W_{воз}$ — см. соответственно i, T_y, T_c, T_v	10, 30	
L — перерасход ракетной скорости	28, 29	9, 10
$L_i, L_\beta, L_\alpha, L_c, L_g$ — см. соответственно $i, \beta, c, cн$	28-33	
g — индекс указывает места (i) или причину возникновения L , которое так же относится к замедлениям, как W к j_0	41-48	
$W = \sqrt{2gR} = 11185 \text{ м/сек}$ — параболическая скорость		
W_y — скорость улета	25, 26	8
W_v — скорость возврата	25, 26	8
Θ — угол подъема траектории относительно центра Земли — соответственно V		
Θ_1 — угол подъема траектории относительно поверхности Земли — соответственно V_1		
β — угол отклонения направления силы реакции от траектории $\lambda = \Theta + \beta$		
α — угол атаки поддерживающей поверхности	43	
Θ_{optim} — наивыгоднейший угол подъема	42, 47	23, 30
$Z = L_{сн}(\Theta_1=90^\circ)$ — перерасход при вертикальном подъеме	42	1
C — коэффициент формы	37	15
P — поперечная нагрузка ракеты	47	15, 16
p — нагрузка поддерживающих поверхностей	54	

$\Delta = \frac{\rho_h}{\rho_0}$ — отношение плотностей воздуха на высотах	38	17, 18
--	----	--------

ρ — плотность воздуха; индекс указывает высоту	39	18
K, K_1, K_2, K_3, K_4 , — коэффициенты пропорциональности в формулах (15), (16), (18), (19), (20)		

ГЛАВА I

ДАнные РАКЕТЫ. ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Механическое определение ракеты, как реактивного прибора таково: «Снаряд, который, последовательно отбрасывая с некоторой скоростью частицы своей массы, сам развивает скорость в противоположном направлении за счет их реактивного действия». Примем следующие термины и обозначения для ракеты:

M — масса ракеты в данный момент;

M_0 — масса ракеты начальная;

M_k — масса ракеты в момент окончания ее функционирования как таковой — „конечная масса“;

M_{j_0} — масса ракеты в момент прохождения ею начальной точки данного участка (i) ее траектории;

M_{ik} — масса ракеты в момент прохождения ею конечной точки данного участка (i) ее траектории.

«Истечение» — совокупность частиц, отбрасываемых ракетой, реакция которых и сообщает ракете скорость.

u — «скорость истечения» — скорость отбрасываемых частиц относительно ракеты в тот момент, когда они начинают двигаться независимо от нее, если не считать практически ничтожной силы тяготения к ракете. Мы будем полагать, что в течение каждого данного промежутка времени u постоянна. Если различные частицы продуктов сгорания из отбрасываемых одновременно обладают различными скоростями при отделении от ракеты, то за u мы будем принимать такую среднюю скорость, которая могла бы заменить собою все действительные различные скорости частиц, не изменив суммы их реактивного действия на ракету. Это будет скорость центра тяжести отброшенной массы за бесконечно малый промежуток времени, равная:

$$u = \frac{\sum(\alpha u_\alpha)}{\sum \alpha}, \quad (1)$$

где α и u_α — соответственно массы и скорости отдельных частиц. Нетрудно видеть, что при одной и той же сумме живых сил, равной $\frac{1}{2} \sum(\alpha u_\alpha^2)$, u будет наибольшей [формула (1)] в том случае, когда скорости всех отдельных частиц будут равны между собой;

j_0 — „собственное ускорение ракеты“, равное ускорению, какое ракета имела бы при наличии одной лишь действующей на нее силы реакции; нетрудно видеть, что

$|j_0| = \frac{dM}{dtM} u$, где dM — масса отброшенных частиц;

μ — запас топлива — часть (массы) ракеты, подлежащая расходованию, т. е. превращению в „продукты сгорания“;

n — „нагруженность полета“;

$$n = \frac{M_0}{M_x},$$

откуда

$$M_0 = M_x n; \quad (2)$$

n_i — „нагруженность участка“ — то же отношение, взятое для некоторого участка, т. е.

$$n_i = \frac{M_{i0}}{M_{ix}},$$

откуда

$$M_{i0} = n_i M_{ix}. \quad (2a)$$

Нетрудно видеть, что всегда

$$\left. \begin{aligned} M_0 &= M_k + \mu; M_{i0} = M_{ik} + \mu_i; \mu = M_k (n-1); \\ \mu_i &= M_{ik}(n_i-1); \\ n &= n_a n_b n_c \dots n_i \dots n_z, \end{aligned} \right\} \quad (26)$$

$$(3)$$

где $a, b, c \dots i, z$ — суть все участки траектории ракеты.

$$W \text{ — „ракетная скорость“, равная } \int_0^{t_k} j_0 dt,$$

где t_k — момент конца горения. Иными словами, „ракетная скорость“ — это та скорость, какую бы развила ракета, не подверженная действию никаких внешних сил и сообщаящая себе ускорение все в одном и том же направлении

Под j_0 мы разумеем, следовательно, в данном случае одну лишь абсолютную величину ускорения независимо от его направления.

$$\int_{t_1}^{t_2} j_0 dt,$$

W_i „ракетная скорость участка“, равная $\int_{t_1}^{t_2} j_0 dt$ соответственно предыдущему обозначению, если t_1 и t_2 — моменты начала и конца прохождения данного участка.

ГЛАВА II

ФОРМУЛА НАГРУЖЕННОСТИ (ОТНОШЕНИЕ НАЧАЛЬНОЙ И КОНЕЧНОЙ МАСС РАКЕТЫ)

Основная формула теории ракеты, связывающая величины W , u и n , была еще раньше дана ии.ж. Циолковским (лишь в несколько иной форме):

$$\frac{M_{i0}}{M_{ik}} = n_i = e^{\frac{W_i}{u}}, \quad (4)$$

где e — основание натуральных логарифмов.

Под индексом i мы можем здесь разумеать как любой из участков траектории ракеты, так и всю траекторию.

Вот элементарный вывод этой формулы. Пусть ракета первоначальной массы M_0 отбрасывает со скоростью u и в одном и том же направлении последовательно частицы своей массы, равные

$$\frac{M_0}{K_0}, \frac{M_1}{K_1}, \frac{M_2}{K_2} \dots \frac{M_i}{K_i},$$

где $M_0, M_1, \dots, M_i$ — соответственно ее массы после каждого отброса. Мы будем иметь:

$$\frac{M_1}{M_0} = \left(1 - \frac{1}{K_0}\right); \frac{M_2}{M_1} = \left(1 - \frac{1}{K_1}\right); \dots \frac{M_{i+1}}{M_i} = \left(1 - \frac{1}{K_i}\right).$$

Перемножив все эти равенства, получим:

$$\frac{M_x}{M_0} = \left(1 - \frac{1}{K_0}\right) \left(1 - \frac{1}{K_1}\right) \left(1 - \frac{1}{K_2}\right) \dots \left(1 - \frac{1}{K_i}\right);$$

предел последнего выражения при $K_0, K_1, K_2 \dots K_i = \infty$ будет $e^{-\sum \frac{1}{K_i}}$, или, как мы можем представить,

$$e^{-u \sum \frac{1}{K_i} : u}$$

Так как скорости взаимно отталкивающихся свободных тел распределяются обратно пропорционально их массам, то при каждом отбросе ракета будет приобретать скорости,

$$u \frac{1}{K_0}, u \frac{1}{K_1} \dots u \frac{1}{K_i}.$$

соответственно равные

$$W = u \sum \frac{1}{K_i};$$

будет, следовательно, заменив в полученном нами выражении

$$\frac{M_k}{M_0} = e^{-u \sum \frac{1}{K_i}}$$

скорость $u \sum \frac{1}{K_i}$ через W , мы и получим формулу (4), только в обратных величинах.

Формула (4) позволяет нам определять M_0 и μ по заданным

$$M_k, W \text{ и } u.$$

Из формулы (4) мы видим, что при отношении $\frac{W_i}{u}$, близком к нулю, n_i становится близким к единице, причем $(n_i - 1)$, каковой разности пропорционален μ_i . Формула (2б)

изменяется приблизительно пропорционально отношению скоростей $\frac{W_i}{u}$. Следовательно, при $\frac{W_i}{u} \ll 1$ * количество требуемого топлива незначительно, приблизительно пропорционально требуемой ракетной скорости и обратно пропорционально скорости истечения.

При $\frac{W_i}{u} > 1$ n_i растет как показательная функция относительно W_i^{**} и быстро может достичь значений, которые сделали бы невозможным практическое осуществление полета человека в межпланетные пространства. Если бы, например, для совершения полета требовалось бы W_i вдесятеро больше той u , какой нам удалось бы на практике добиться, то n_i получило бы значение около 22 000; при $M_k = 1000$ кг для всей массы ракеты потребовалось бы чудовищное в данном случае значение в 22 000 т. Практическая возможность полета в межпланетные пространства и завоевания других тел солнечной системы зависит, таким образом, от того, насколько большой u нам удастся добиться и насколько малой W нам удастся обойтись для совершения полетов.

*В самом деле, если $\frac{W_i}{u} \ll 1$, то $n_i = e^{\frac{W_i}{u}}$ можно представить двумя первыми членами ряда, т. е.

$$n_i = e^{\frac{W_i}{u}} = 1 + \frac{W_i}{u}.$$

Тогда, подставляя в выражение $\mu = M_k(n_i - 1)$ значение n_i двучленом разложения будем иметь

$$\mu = M_k \frac{W_i}{u}.$$

**Считая u постоянной. (Прим. ред.).

ГЛАВА III

СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ. ХИМИЧЕСКИЙ МАТЕРИАЛ

Запас энергии для сообщения скорости ракете может быть взят на ракету в весьма различных видах, но из них только скрытая химическая энергия соединения некоторых наиболее легких и активных элементов и энергия разложения находится в таком отношении к массе содержащего их вещества, что получается u , достаточная для осуществления полета на практике. Мы обладаем слишком ничтожными запасами радия и притом не умеем управлять выделением его скрытой энергии, протекающим чересчур медленно для наших целей; поэтому из всех возможных видов «ракеты» мы должны остановиться на «ракете» в обыденном смысле этого слова, т. е. на ракете термохимической, обладающей еще и тем весьма большим специальным преимуществом, что в ней скрытая энергия может быть превращена в живую силу продуктов истечения в больших количествах и с большим коэффициентом полезного действия при относительно небольшом весе и несложности всех служащих этому превращению приборов.

Теоретически возможен еще один особый вид ракеты — ракета, черпающая энергию извне, от солнечного света. На практике, однако, такой способ действия ракеты для нас сейчас неприменим или почти неприменим вследствие чисто технических затруднений:

- 1) трудность сообщить даже и при наличии необходимого запаса энергии частицам выделения большую скорость, чем им может дать расширение продуктов сгорания в термохимической ракете, и
- 2) трудность построить необходимые зеркала с таким отношением их площади к массе, чтобы улавливаемой ими солнечной энергии хватало для сообщения достаточной скорости истечения при достаточном относительном расходе — $\left[\frac{dM}{Mdt} \right]$ см. [стр. 17](#)].

Вследствие этих затруднений ракету, функционирующую за счет энергии солнечного излучения, мы также оставляем пока в стороне.

Преобразование теплоты химической реакции в живую силу продуктов истечения основано на расширении газов. Газы, следовательно, в составе выделения термохимической ракета необходимы. Мы, однако, не обязаны ограничивать своего выбора химического состава продуктов сгорания одними лишь газообразными соединениями. Ракета может исправно функционировать и в том случае, если только часть продуктов сгорания газообразна, а другая представляет собой распыленные в газе более плотные вещества. Газы, расширяясь в трубе ракеты вследствие своей упругости и приобретая при этом скорость, будут увлекать с собою и частицы плотных веществ, черпая в то же время от этих последних теплоту взамен теплоты, теряемой ими при расширении¹. Для того чтобы этот процесс закончился с наибольшим полезным эффектом, необходимы: 1) возможно более полное увлечение плотных частиц газами и 2) возможно более полная передача тепла от плотных частиц к газам. И то, и другое требует достаточно тонкого и равномерного распыления в газе плотных веществ и достаточного промежутка времени, в течение которого они будут друг с другом соприкасаться, т. е. достаточной длины сопла ракеты. Решить вопрос о том, каковы должны быть степень распыления, длина сопла и процентное содержание плотных веществ в продуктах сгорания для удовлетворительного функционирования ракеты, — может лишь серия обстоятельных экспериментов. Выбор веществ для топлива сводится, следовательно, в

основе своей к выбору такой группы, чтобы выделяющееся при химической реакции между ее членами количество теплоты было наибольшим при расчете на 1 г получающегося соединения, вследствие чего мы могли бы получить наибольшую u . Если бы при этом оказалось, что продукты реакции сжижаются или отвердевают при температурах, еще далеких от абсолютного нуля, и теряют при этом необходимую нам упругость, то мы должны были бы к выбранной группе веществ присоединить еще и другую, продукты реакции между элементами которой сохраняют газообразное состояние при более низких температурах и способны поэтому на превращение теплоты выделения в его живую силу с большей полнотой. В простейшем случае вместо второй газовой группы может быть применен легчайший из газов — водород.

¹ Вопрос, поставленный автором, кажется с первого взгляда рациональным. Но в действительности примешивание к газообразным продуктам истечения твердых или жидких веществ приводит к уменьшению скорости истечения за счет потерь на сопротивление. Постольку поскольку процесс обмена тепла идет во времени, вряд ли можно ожидать в течение такого короткого времени, какое находятся продукты истечения в сопле, чтобы последние могли получить компенсацию даже на восстановление потерянной скорости. Далее расплавленный металл, двигаясь вместе с потоком газов, будет иметь большие скорости и поэтому будет производить механическое разрушение сопла. (Прим. ред.).

Далее мы приводим таблицу химических соединений, обладающих наибольшей теплопроизводительностью на 1 г их массы.

Первый столбец цифр содержит в себе теплоты соединений в больших калориях на 1 г, уже за вычетом скрытых теплот испарения жидких O_2 , O_3 , H_2 , CH_4 , C_2 , H_2 и жидкого воздуха.

Второй столбец содержит скорость выделения в метрах в секунду, соответствующие данным первого столбца, т. е. такие скорости, какие получила бы масса 1 г, если бы ее живая сила равнялась энергии теплоты, показанной в первом столбце.

Третий столбец содержит значения n_1 для

$$W_1 = 22\,370 = 2 \cdot 11\,185 \text{ м/сек}^*,$$

четвертый — значения n_2 для

$$W_2 = 14\,460 = \left(2 - \sqrt{\frac{1}{2}} \right) 11\,185 \text{ м/сек},$$

вычисленные по формуле (4) соответственно данным второго столбца. О значении скоростей 22 370 и 14 460 м/сек будет сказано ниже в гл. VI, IX и XII.

* Автор под W_1 подразумевает удвоенную параболическую скорость W относительно поверхности Земли, считая, что скорость на поверхности Земли равна нулю и траектория ракеты имеет своим фокусом Землю. В этом случае $\dot{W} = \sqrt{2gR}$, где R — радиус Земли, g — ускорение силы тяжести.

Подставляя значения R и g , будем иметь:

$$W = 11\,185 \text{ м/сек}.$$

Под W_2 автор разумеет разность между W_1 и круговой скоростью $W_{кр} \sim 7910 \text{ м/сек}$.

Коэффициент перед числом 11 185 получается из следующих соображений.

Так как

$$W_1 = 2W, \text{ а } W_{\text{xp}} = \sqrt{gR} = \frac{W}{\sqrt{2}},$$

то

$$W_1 - W_{\text{xp}} = 2W - \frac{W}{\sqrt{2}} = W \left(2 - \sqrt{\frac{1}{2}} \right) = \left(2 - \sqrt{\frac{1}{2}} \right) 11185 \text{ м/сек.}$$

Прим. ред.

Так как элемент кислород участвует в каждом из интересующих нас соединений, то, соответственно двум видам кислорода — O_2 и O_3 , каждое из соединений приведено в двух строчках: в верхней данные по расчету на кислород, в нижней — на озон, который обладает значительно большим запасом энергии. В дальнейшем мы будем именовать группы актива по их неокислородным членам.

Мы видим из таблицы, что наибольший тепловой эффект дают литиевые и борные группы. Применение лития в качестве топлива ракеты отпадает заранее ввиду того, что он несравненно дороже бора, лишь немного превосходя его своей теплопроизводительностью. Затем следуют почти наравне друг с другом группы алюминиевая, силициевая, магниевая и водородная, если рассчитывать на сжижение паров воды, но при расчете на газообразное состояние воды водородная группа несколько уступает металлической, при расчете же на сжижение паров воды одновременно с применением озона — несколько превосходит их. Затем следуют дающие смесь углекислоты с водой углеводородные группы: болотная, ацетиленовая и нефтяная; еще меньший эффект дает чисто угольная группа и, наконец, группа из нефти и воздуха. Ввиду дешевизны более удобной для нас нефти, дающей притом больший эффект, применение угольной группы отпадает заранее. Что касается водородной группы, то вопрос об ее применении приходится считать открытым ввиду затруднительности хранения и дороговизны жидкого водорода. Весьма вероятно, что применение кремне- и бороводородных групп окажется лучшим во всех отношениях, тем более, что добиться конденсации паров воды в сопле ракеты, т. е. утилизации ее скрытой теплоты испарения, нам безусловно не удастся во время развития ракетой большей части ее скорости, когда

мы не можем довольствоваться сколь угодно малыми по всей j_0 и $\frac{dM}{dt}$, а, по всей вероятности, не удастся и вообще, так как конденсирование паров воды потребовало бы расширения их от выхода из камеры сгорания до выхода из сопла в сотни тысяч раз и более. Применение металлических или борной групп требует для наличия в продуктах сгорания одновременно применения водородной, бороводородной или одной из углеводородных групп, или же присутствия избыточного водорода. Если критерием при составлении топлива будет служить наименьшая его стоимость, то руководящим принципом должен быть следующий: применение наиболее дешевых групп (т. е. дающих наиболее дешевое реактивное действие: стоимость реакции определяется произведением

$\frac{1}{Cq^2} - m^2$, где C — стоимость топлива, m — его вес и q — его тепловой эффект) для частей топлива, расходуемых первыми, и переход от них к группам более

теплопроизводительным ($\frac{q}{m} = \max$) для частей топлива, расходуемых следующими. Согласно этому принципу и приведенной ниже таблице, топливо ракеты должно состоять из групп, следующих в таком порядке:

Состав выделения	Горючий материал	$K \frac{cal}{г}$		$u \frac{m}{сек.}$	n ₁ W ₁ =22370	n ₂ W ₂ =14 460
CO ₂			2,1	4200	205	31
„			2,7	4760	110	21
H ₂ O			3,7	5570	55	13
„			4,4	6080	40	11
CO ₂ +H ₂ O	CH ₄		3,3	5250	60	15
„ „		H ₂ O	3,9	5720	49	12
CO ₂ +H ₂ O+ +9N ₂	Углеводоро- ды (нефть)	жидкость	2,6	4670	120	22
	Углеводоро- ды (нефть) и жидкий воздух		3,2	5160	73	16
			0,8	2590	5600	250
2CO ₂ +H ₂ O	C ₂ H ₂		3,0	5020	86	18
			3,5	5420	62	14
H ₂ O			3,2	5160	73	16
„			3,9	5720	49	12
CO ₂ +2H ₂ O			3,1	5070	77	17
„ „			3,7	5570	55	13
CO ₂ +H ₂ O	Углеводоро- ды (нефть)		2,5	4580	130	23
„ „	То же		3,1	5070	77	17
CO ₂ +H ₂ O+ +9N ₂	То же и жидкий воздух		0,7	2430	9000	300
2CO ₂ +H ₂ O	C ₂ H ₂		2,9	4940	95	20
„ „	„ „		3,4	5340	65	15
Li ₂ O			4,6	6220	36	10
„			5,0	6480	32	9,3
LiOH			4,6	6220	36	10
„	H ₂ O		5,1	6540	30	9,1
B ₂ O ₃		пар	4,5	6150	38	11
„			5,2	6480	32	9,3
B(OH) ₃			4,2	5940	43	12

„			5,0	6480	32	9,3
B(OH) ₃	BH ₃		?	?	?	?
Al ₂ O ₃			3,8	5650	52	13
„			4,1	5870	45	12
Al(OH) ₃			3,7	5570	55	13
„			4,2	5940	43	12
SiO ₂			3,6	5500	58	14
„			4,0	5800	47	13
MgO			3,4	5340	65	15
„			3,7	5570	55	13
Mg(OH) ₂			3,7	5570	55	13
„			4,1	5870	45	12
SiO ₂ +2H ₂ O	SiH ₄		?	?	?	?

I. Нефтяная группа; если жидкий кислород окажется значительно дороже жидкого воздуха, то этой группе должна предшествовать группа из нефти и воздуха.

II. Болотная группа; если окажется возможным получить дешевый и безопасный жидкий ацетилен, то ей может предшествовать ацетиленовая группа.

III. Водородная группа; применение ее находится в зависимости от стоимости производства и хранения жидкого водорода; весьма возможно, что водородная группа окажется неудобной и невыгодной и на ее месте будут совместно применяемые группы болотная, металлическая (Al, Si, Mg) и кремневодородная.

IV. Борная группа; совместно с ней водородная или бороводородная.

Относительно применения металлических групп будет сказано еще и ниже — в гл. V и VI.

Будет ли применяться озон и начиная с какой группы, зависит от того, насколько дешевый, а главное — безопасный жидкий озон нам удастся получать. От этого же в значительной степени зависит и применение водородной группы, так как для нее разница между кислородом и озоном наиболее ощутительна.

O₂, O₃, H₂, CH₄, C₂H₂, H₄, BH₃ могут быть взяты на ракету, разумеется, только лишь в жидком виде, так как в газообразном они потребовали бы сосудов огромного объема и веса: бор должен быть взят в виде аморфного порошка, который пульверизируется в камеру сгорания струей водорода или болотного газа или примешивается к нефти перед ее поступлением в камеру сгорания. B₁, Si и H₂ могут быть взяты в виде BH₃, B₂H₃ и SiH₄, а также в виде боро— и кремнеуглеводородов. Автор, к сожалению, не имел возможности разыскать термохимических данных относительно этих, чрезвычайно интересных для данного вопроса, соединений.

Металлы могут быть употреблены в расплавленном виде или, как и бор, в виде порошков.

О коэффициенте полезного действия ракеты, т. е. об относительном количестве теплоты, которая будет превращаться в живую силу истечения трудно составить себе заранее точное представление; он зависит больше всего от степени расширения газов в сопле ракеты, т. е. от соотношения начальной и конечной упругостей. Последняя же зависит от

отношения массы отброса $\frac{dM}{dt}$ к поперечному сечению сопла и, кроме того, не может быть меньшей, чем упругость окружающей атмосферы. Коэффициент полезного действия ракеты будет поэтому большим в те периоды полета, когда ракета будет свободным космическим телом в безвоздушном пространстве, когда для нее будут достаточны сколь

угодно малое j_0 и $\frac{dM}{dt}$, и меньшим в те периоды полета, когда ракета будет находиться в пределах атмосферы значительной плотности и когда ей будет необходимо j_0 , не меньшее некоторой определенной величины (гл. VI и VIII). При последних условиях коэффициент полезного действия будет, по-видимому, иметь величину от 50 до 75%. В целях повышения полезного действия мы должны иметь возможно большее начальное давление (в камере сгорания) и возможно меньшее конечное (в конце сопла)¹, чтобы достичь последнего, не увеличивая поперечного сечения сопла и, вместе с тем поперечного сечения всей ракеты и сопротивления атмосферы. Может оказаться более выгодной замена одного сопла несколькими, последовательно расположенными и выходящими под небольшим углом к боковой поверхности ракеты, задний конец ракеты в подобном случае можно сделать заостренным, обтекаемой формы. Питаться эти сопла могут из одной или из нескольких же камер сгорания — как окажется конструктивно удобнее.

¹ В принципе мысль автора верна, так как действительно к.п.д. двигателя будет повышаться с увеличением давления в камере сгорания. Однако при учете веса камеры сгорания при высоких давлениях, а также веса обслуживающих подачу топлива агрегатов и т.п. на повышение давления в камере сгорания вряд ли имеет смысл.

Расчет автора на гидраты окислов неправилен, они не смогут образоваться в камере сгорания. Упущен бериллий — наиболее калорийный металл. (Прим. ред.).

Вследствие неполной утилизации теплоты химической реакции действительные значения u будут меньшими, нежели вычисленные в таблице. Если бы коэффициент полезного действия равнялся соответственно 50 и 75%, то действительное значение u было бы соответственно равно около $\frac{3}{4}$ и $\frac{7}{8}$ его вычисленного значения, соответственно чему n имело бы значение $n^{4/3}$ и $n^{8/7}$ от вычисленных значений.

ГЛАВА IV

ПРОЦЕСС СГОРАНИЯ, КОНСТРУКЦИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И СОПЛА

Весьма существенным является вопрос о температурах в камере сгорания и сопле. Если бы полное соединение компонентов топлива могло произойти сразу, то в камере сгорания температура должна была подняться до

$$T = 208 Qm, \quad (5)$$

где Q к кал/г — средняя теплотворная способность грамма соединения, а m — средний молекулярный вес продуктов сгорания, если считать их газообразными. При твердых или жидких продуктах температура должна была бы быть и еще выше. Происходящая при высоких температурах диссоциация молекул не даст, однако, пройти химической реакции сразу полностью; при некоторой температуре (выше 3000°) для всех реакций наступит химическое равновесие, после чего дальнейшее их течение возможно будет лишь по мере потери тепла газами при их расширении в сопле. Таким образом тепловая энергия реакций будет реализоваться первоначально не адиабатическим процессом, а процессом, более близким к изотермическому. Адиабатический процесс наступит, когда газы, расширяясь в сопле, потеряют столько тепла, что реакции смогут пройти до конца, не поднимая температуры смеси до температуры значительной диссоциации ее компонентов. Для конструкции ракеты эти явления имеют следующее значение: для реализации того же количества теплоты соединений при постепенном сгорании мы должны иметь большее отношение конечного объема газов к начальному, т. е. больших размеров сопло. С другой стороны, в камере сгорания и в начале сопла мы будем иметь меньшую температуру, чем та, какая была бы при полном сгорании в камере. Из формулы (5) видно, что, задавшись по конструктивным соображениям некоторой предельной температурой в камере сгорания, мы получим значительно более полное первоначальное сгорание и меньшую длину процесса догорания для соединений с меньшим молекулярным весом. С этой точки зрения наиболее удобными являются группы с H_2 , CH_4 , C_2H_2 , нефтью и Li, несколько менее SiH_4 , BH_3 и наименее удобными чисто металлические группы Si, Mg, борная и особенно — алюминиевая.

Конструировать камеру сгорания и сопло придется следующим образом: те поверхности, которые будут подвержены действию температур более высоких, чем может выдержать самый огнеупорный материал, нужно сделать металлическими (медными или из одного из

тугоплавких металлов, как хром или ванадий) и подвергнуть интенсивному охлаждению снаружи жидкими газами, подающимися в камеру сгорания. Произвести расчет этого охлаждения до соответствующих экспериментов относительно количества тепла, какое будут получать поверхности камеры лучеиспусканием и теплопроводностью горячей смеси, не представляется возможным. Остальные поверхности можно облицевать изнутри достаточно огнеупорными материалами, по возможности изолировав их от наружной конструкции, которой можно дать, в случае надобности, умеренное охлаждение. Если окажется неудобным или невозможным доводить температуру в камере сгорания и в начале сопла до той, при которой происходит уже значительная диссоциация компонентой продуктов сгорания, мы можем искусственно поддерживать ее на некотором заданном уровне, подавая один из компонентов топлива (металлы или кислород), не сразу все в камеру сгорания, а только часть, остальное же его количество подводить в разных местах сопла по мере потери тепла первоначально заданной смесью.

ГЛАВА V

ПРОПОРЦИОНАЛЬНЫЙ ПАССИВ

В пассивных массах ракеты, т. е. в массах, не относящихся к топливу μ , мы можем различить две существенно различные части:

- 1) абсолютный пассив m , к которому относятся люди со всем необходимым для их жизни и выполнения заданной им операции и благополучного спуска на земную поверхность по окончании функционирования ракеты как таковой;
- 2) пропорциональный пассив m_1 — массы всех предметов, обслуживающих функционирование ракеты, к каковым относятся: а) сосуды для топлива, б) камеры сгорания, в) сопло, г) приборы и машины, перемещающие топливо в камеру сгорания, и д) все части, связывающие предметы первых четырех категорий и придающие прочность всей конструкции ракеты. Эту часть массы мы назовем «пропорциональным пассивом», ввиду того что по конструктивным законам он в общем должен быть по своей массе приблизительно пропорционален массе обслуживаемого им топлива, пока это последнее $\frac{m_1}{\mu}$ не превосходит некоторой величины; при больших значениях μ отношение $\frac{m_1}{\mu}$ растет. Исходной точкой конструирования ракеты является ее наперед устанавливаемый m , а с ним уже согласовываются μ и m_1 ; m остается постоянным все время полета; μ постепенно расходуется, а m_1 может быть изменяем при нашем на то желании, соответственно уменьшающимся массам топлива μ и расхода $\frac{d\mu}{dt}$.

Обозначим отношение $\frac{m_1}{\mu} = q$ и предположим, что все время у нас функционирует один и тот же несменяемый пропорциональный пассив m_1 . Тогда $m_1 = \mu q$; $M_k = m + m_1 = m + \mu q$. Подставив это значение M_k в формулу (26), получаем:

$$\mu = (m + q\mu)(n-1)$$

откуда

$$\mu = \frac{m(n-1)}{1-q(n-1)}, \quad (6)$$

тогда как при $m_1=0$ мы имели бы $\mu = m(n-1)$. Мы видим из формулы, что, пока $q < \frac{1}{n-1}$, мы получим для μ значения, лишь немногим отличающиеся от тех, какие мы имели бы при $m=0^*$, но, по мере увеличения q , μ растет, превращаясь в бесконечность при $q = \frac{1}{n-1}$, что означает теоретическую невозможность построить ракету при подобных данных. Практическая же возможность наступает ранее; при $q = \frac{1}{2(n-1)}$ мы уже получили бы удвоение μ^{**} .

Для того же чтобы масса ракеты не увеличивалась значительно из-за присутствия в ней масс m_1 и необходимости сообщать им скорость наравне с m , желательно иметь примерное отношение

$$q << \frac{1}{5(n_i-1)}, \quad *** \quad (7)$$

где n_i — нагруженность того участка, на протяжении которого бесценно функционирует один и тот же m_1 и по окончании которого он может быть отброшен, чтобы не обременять ракету своей излишней массой, после чего и начинается

* В самом деле формулу (6) можно представить в виде

$$\mu = \frac{m}{\frac{1}{m-1} - q};$$

следовательно, если $q < \frac{1}{n-1}$ то μ будет близкой к $m(n-1)$. При увеличении q разность $\frac{1}{n-1} - q$ будет стремиться к нулю и $\mu \rightarrow \infty$ при условии функционирования одного и того же m_1 на всем полете.

** Здесь речь идет об удвоенном μ по сравнению с μ при $m_1 = 0$.

$$q << \frac{1}{5(n_i-1)},$$

*** Условие показывает, что при выборе q в согласии с этим условием мы будем иметь значение μ , пропорциональное $\mu_0 = m(n-1)$ в следующей последовательности:

$$\mu = \frac{5}{4} \mu_0; \quad \mu = \frac{6}{5} \mu_0; \quad \mu = \frac{7}{6} \mu_0; \quad \mu = \frac{K+1}{K} \mu_0$$

и чем выше значение K , тем ближе μ к μ_0 . (Прим. ред.). функционировать другой комплект m меньших размеров и меньшей массы, соответственно уменьшившимся массам топлива и расхода. Обе стороны неравенства (7) неодинаково способны поддаваться нашим усилиям к их изменению; величина q определяется степенью технического совершенства в построения предметов m_1 и хотя и может быть большей или меньшей в зависимости от

различных условий, но имеет все же некоторый жесткий минимум, которого мы при данных имеющихся в нашем распоряжении материалах и при данном развитии строительной техники преодолеть не в состоянии. Величину n_i , мы можем уменьшать по произволу вплоть до 1*, деля траекторию ракеты на большее число участков с меньшей W_i для каждого. Число участков и соответственно число комплектов m_1 определяется в зависимости от той относительной величины расходуемого топлива, какую мы найдем удобным обслуживать одним бессменным комплектом m_1 а именно — это число должно быть равно $\ln \frac{n}{n_i}$, где n_i — нагруженность каждого из участков траектории. Если бы мы захотели применить однокомплектную систему для всего полета, то получили бы слишком ничтожный абсолютный предел для величины q . Теоретический минимум W , необходимый для совершения полета чисто ракетным способом, равен, как мы увидим ниже, 22 370 м/сек: соответствующие значения n_1 , вычисленные в предположении 100% коэффициента полезного действия ракеты, даны в третьем столбце цифр на [стр. 24](#).

Принимая во внимание все утечки энергии и несовершенства, мы можем утверждать, что действительное значение n при $W=22\,370$ м/сек будет не менее 100, а если мы захотим использовать топливо подешевле и применим частью углеводородные группы, то и более 100. Следовательно, при $q=1/99$ масса топлива по формуле (6) уже превращалась бы в бесконечность, при $g=1/200$ удваивалась бы, между тем $1/200\mu$ — это величина очень и очень тесная, вернее — вовсе невозможная для массы всего комплекта m_1 . Даже если мы примем $W=14\,460$ м/сек и возьмем соответственно $n_2 = 20$ ([стр. 24](#)), то и то получаем удвоение μ при трудно выполнимом отношении $m_1 = 1/40 \mu$.

Практически наилучшей системой будет поэтому двухкомплектная для машин и приборов и трехкомплектная для

$n_i = \frac{M_{i0}}{M_{ik}}$, * Так как —, а M_{ik} включает в себя μ для $i+1$ участка, потому $n_i=1$ не лишено смысла. (Прим. ред.). сосудов, как более громоздких частей m_1 . Если мы опять положим $n=100$, то абсолютный предел q поднимается с $1/99$ (при однокомплектной системе) до $1/9$ при

двухкомплектной и до $\frac{1}{3,9}$ при трехкомплектной системах*. Несколько-комплектная система хотя и дает бóльший простор в конструировании предметов m_1 и избавляет нас от провала всего предприятия из-за невозможности сконструировать достаточно легким m_1 , но все же не совершенно ликвидирует вредное влияние масс m_1 на величину массы ракеты: значение μ по формуле (6) получается все же бóльшим того, какое бы мы имели при полном отсутствии m_1 .

Если мы применим несколькокомплектную систему, разделив траекторию на несколько участков с равными W_i для каждого из них, то для всего полета получится увеличение массы в

$$\left[\frac{1}{1 - q(n_i - 1)} \right]^k \quad (6a)$$

раз (где K — число участков) сравнительно с массой, какую ракета должна была бы иметь при отсутствии m_1 .

* Чтобы получить цифры, указанные Кондратюком, для двухкомплектной системы $q = 1/9$ и для

трехкомплектной $\frac{1}{3,9}$ необходимо помнить, что автор каждому участку дает комплект, а каждый участок имеет одно и то же W_i , следовательно, для однокомплектной системы имеем W , для двухкомплектной

системы имеем $\frac{1}{2}W = W_i$ и для трехкомплектной $W_i \frac{1}{3}W$. Так как $n = e^{\frac{W}{u}}$, то для двухкомплектной

$$n_i = e^{\frac{1}{2} \frac{W}{u}} \quad \text{и для трехкомплектной} \quad n_i = e^{\frac{1}{3} \frac{W}{u}}$$

Таким образом можно представить n_i — многокомплектную систему через n однокомплектных систем следующим образом:

$$n_i = \sqrt[n]{e^{\frac{W}{u}}} = \sqrt[n]{n}.$$

Для трехкомплектной системы автор дает значение $\frac{1}{3,9}$, а надо $\frac{1}{3,65}$.

(Прим. ред.).

Примечание. Основание степени этой формулы мы получаем, если к правой части уравнения (6) прибавим $m+m_1$ и затем вынесем mn_1 за скобки¹.

Примечание редактора первого издания. В пределе при $K = \infty$ дробь в формуле (6) принимает значение:

$$e^{qx} = e^{q \frac{W}{u}} \quad \text{и} \quad \frac{M_0}{M_K} = e^{\frac{W}{u}} \cdot e^{q \frac{W}{u}} = e^{\frac{W}{u}(1+q)}.$$

Можно предложить такое решение вопроса об m_1 , при котором вредное влияние присутствия масс m_1 устраняется почти совершенно. Решение это заключается в следующем: как и при несколькокомплектной системе, конструируется несколько комплектов m_1 постепенно убывающей величины; материалом для конструкции служат по возможности преимущественно алюминий, кремний, магний; части, требующие особой огнеупорности (внутренняя поверхность камеры сгорания), делаются из подходящих сортов графита, карборунда корунда. Комплекты, становящиеся по своей величине излишними вследствие уменьшившейся массы ракеты, не отбрасываются, а разбираются и поступают в камеру пилота на переплавку и раздробление, чтобы затем быть употребленными в качестве химических компонентов топлива. Такое решение является идеальным, так как при нем в качестве вредных масс m_1 остается лишь последний, самый меньший комплект, все же предыдущие являются компонентами топлива, временно исполняющими функции m_1 . Так как разборка и дальнейшее преобразование предметов m_1 требуют некоторого времени, то при такой системе деление траектории ракеты на участки, обслуживаемые бессменными комплектами m_1 , уже не является произвольным: первая смена комплектов не может быть произведена ранее достижения ракетой состояния свободного спутника Земли; последняя смена не может быть произведена позднее того, как ракета при возвращении потеряет скорость настолько, что не сможет

быть уже свободным спутником Земли. Этими двумя сменами удобнее всего и ограничиться, тем более, что они соответствуют делению траектории на три участка с приблизительно равными W_1 для каждого. Для разборки предметов m_1 в безвоздушном пространстве и преобразовании их в компоненты топлива потребуются некоторые добавочные приспособления. Тем не менее, следует приложить все усилия именно к такому решению вопроса об m_1 так как оно облегчает основную трудность всего предприятия, уменьшая необходимую массу ракеты, весьма большая величина которой лишь и является практически трудно преодолимым материальным препятствием к завоеванию межпланетных пространств и тел солнечной системы, что теоретически не представляет каких-либо особых трудностей.

¹ Запас топлива при $m_1=0$ по формуле (6) будет:

$$\mu = \frac{m(n-1)}{1-q(n-1)}.$$

Полный вес, следовательно, будет $\mu+m$, но так как при $m_1=0$ $\mu=m(n-1)$ то $\mu + m = mn$.

Следовательно, сравнивая веса ракеты при $m_1 \neq 0$ с $m_1 = 0$, имеем:

$$\mu + m + m_1 = \frac{m(n-1)}{1-q(n-1)} + m + m_1;$$

но

$$m_1 = q\mu, \quad \text{а} \quad \mu = \frac{m(n-1)}{1-q(n-1)},$$

поэтому имеем:

$$\frac{m(n-1)}{1-q(n-1)} + m + \frac{m(n-1)}{1-q(n-1)}$$

и после преобразования получаем:

$$\frac{mn}{1-q(n-1)} \quad \text{или} \quad mn \frac{1}{1-q(n-1)};$$

с другой стороны при многокомплектной системе $n = n_i^K$, поэтому можно написать:

$$mn_i \left[\frac{1}{1-q(n-1)} \right]^K,$$

ГЛАВА VI

ТИПЫ ТРАЕКТОРИИ И ТРЕБУЕМЫЕ РАКЕТНЫЕ СКОРОСТИ

Примем следующие обозначения:

J_j — участки траектории ракеты, на которых она функционирует, т. е. сообщает себе ускорение;

W_y — „скорость улета“ для данного состояния ракеты — та скорость, на которую нужно увеличить имеющуюся скорость ракеты, чтобы она приобрела движение по — параболической орбите относительно центра Земли;

W_b — „скорость возврата“ для данного состояния ракеты — та скорость, которой ракета обладала бы, когда, продолжая двигаться по своей орбите, она достигла бы земной поверхности (уровня моря);

W — „полная скорость улета“ и „последующая скорость возврата“, равная W_y , вычисленной для состояния неподвижности на уровне земной поверхности, равной W_b , вычисленной для состояния неподвижности в бесконечном удалении от Земли, или для ракеты, движущейся по параболической орбите равной „параболическая скорость“
 $= \sqrt{2gR}$ (где R — радиус Земли, а g — ускорение силы тяжести на Земле) — 11 185 м/сек;

V — скорость ракеты относительно центра Земли (а не земной поверхности) в данный момент;

r — расстояние от ракеты в данный момент до центра Земли;

$$\bar{r} = \frac{r}{R}$$

Под «полетом» мы будем подразумевать движение ракеты до некоторой, бесконечно удаленной от Земли, точки и возвращение обратно, причем скорости ракеты у точки назначения и у земной поверхности должны быть равны нулю. Мы будем пока игнорировать сопротивление атмосферы и присутствие в пространстве иных тел, кроме Земли, так что наши выводы этого параграфа будут приблизительно верны лишь для участков траектории, лежащих вне атмосферы ощутимой плотности, не приближающихся к Луне, и для траекторий, размеры которых значительны в сравнении с радиусом земной орбиты.

Нетрудно видеть, что для каждого состояния ракеты мы будем иметь:

$$W_y = \frac{w}{\sqrt{\bar{r}}} - V \quad \text{и} \quad W_B = \sqrt{V^2 + w^2 \left(1 - \frac{1}{\bar{r}}\right)}. \quad (8)^*$$

Для ракеты в состоянии спутника Земли с круговой орбитой

$$W_y = V(\sqrt{2} - 1) = \frac{w}{\sqrt{2\bar{r}}}(\sqrt{2} - 1),$$

$$W_B = \sqrt{w^2 - V^2} = w\sqrt{1 - \frac{1}{2\bar{r}}}.$$

* Формула, которую приводит автор $W_y = V\sqrt{2} - 1$, может быть получена при условии, что параболическая скорость совпадает с направлением круговой скорости. Под V надо понимать $W_{кр} = \sqrt{gR}$. В этих условиях W_y будет равна приведенной автором скорости. В случае, если параболическая скорость не совпадает с направлением круговой скорости, то

$W_y = W_{кр} = \sqrt{3 - 2\sqrt{2}\cos\gamma}$, где γ — угол между направлениями параболической и круговой

скоростями. Скорость возврата $W_B = \sqrt{w^2 - V^2}$ преобразовывается в $W_B = w\sqrt{1 - \frac{1}{2\bar{r}}}$, если положить

$V = \sqrt{gR}$ и $w = \sqrt{2gR}$ (Прим. ред.).

В том случае, когда орбита не касается и не пересекает земной поверхности, как, например, всякая круговая орбита, наше определение величины W_B является фиктивным. В подобных случаях под W_B мы должны разуметь ту скорость, которою ракета обладала бы, если бы к живой силе ее движения была прибавлена энергия, обусловленная ее массой и разностью потенциалов силы земного тяготения между точками ее пребывания в данный

момент и точкой на уровне земной поверхности, вне зависимости от того, может ли это суммирование энергий произойти в действительности при движении ракеты по данной ее орбите или нет. Нетрудно затем видеть, что W_y имеет различные значения для различных удаленных от Земли точек одной и той же орбиты (если только орбита не параболическая, для которой $M_y=0$); наоборот, W_v имеет постоянное значение для всех точек одной и той же орбиты. Величины W_y и W_v имеют для нас следующее значение:

1) W_y , взятая для перигея (ближайшей к центру Земли точки орбиты), есть теоретический минимум W (т. е. вычисленный лишь на основании закона сохранения энергии), необходимый для того, чтобы двигающаяся по данной орбите ракета приобрела движение по параболической орбите, следуя по которой ракета может выполнить первую половину «полета» — движение до бесконечно удаленной точки;

2) W_v есть теоретический минимум W , необходимый для того, чтобы двигающаяся по данной орбите ракета достигла земной поверхности с нулевой скоростью и тем завершила вторую половину полета.

Для доказательства первого положения мы сравним между собою W_{y1} и W_{y2} , вычисленные для двух точек a_1 и a_2 одной и той же орбиты, разность между потенциалами силы земного тяготения в которых равна бесконечно малой α . Если для более далекой из точек — точки a_1 , — мы имеем по формуле (8)]

$$W_{y1} = w \sqrt{\frac{1}{r}} - V,$$

то для более близкой точки a_2 получим:

$$W_{y2} = \sqrt{\frac{w^2}{r} + 2\alpha} - \sqrt{V^2 + 2\alpha};$$

но

$$\lim_{\alpha \rightarrow 0} \left(\sqrt{\frac{w^2}{r} + 2\alpha} - \sqrt{V^2 + 2\alpha} \right) = \left(w \sqrt{\frac{1}{r}} - V \right) - \alpha \left(\frac{1}{V} - \frac{\sqrt{r}}{w} \right) = W_{y1} - \alpha \left(\frac{1}{V} - \frac{\sqrt{r}}{w} \right).$$

Примечание редактора первого издания. Так как при эллиптических скоростях

$$V < \frac{w}{\sqrt{r}},$$

то

$$\frac{1}{V} > \frac{\sqrt{r}}{w}$$

и скобка положительна.

Таким образом по абсолютной величине, которая нас сейчас только и интересует, $W_{y2} < W_{y1}$. Следовательно, W_y имеет минимум в точке перигея данной орбиты, который и является теоретическим минимумом ракетной скорости, необходимой для перехода на параболическую орбиту, что и требовалось доказать.

Для доказательства второго положения мы сравним между собой W_{B1} и W_{B2} , получающиеся в двух случаях: в первом ракета, двигаясь по некоторой орбите, получила приращение скорости u в точке a_1 ; во втором, двигаясь по той же орбите с той же скоростью, ракета получила той же величины отрицательное приращение скорости в другой точке a_2 , причем разность потенциалов силы земного тяготения между точками a_1 и a_2 равна бесконечно малой α . Если в первом случае мы по формуле (8) будем иметь

$$W_{B1} = \sqrt{(V-u)^2 + w^2 \left(1 - \frac{1}{r}\right)},$$

то во втором получим:

$$W_{B2} = \sqrt{(\sqrt{V^2 + 2\alpha} - u)^2 + w^2 \left(1 - \frac{1}{r}\right)} - 2\alpha;$$

но

$$\lim (W_{B2})_{\alpha=0} = \sqrt{(V-u)^2 + w^2 \left(1 - \frac{1}{r}\right)} - \alpha u : V \sqrt{(V-u)^2 + w^2 \left(1 - \frac{1}{r}\right)} = W_{B1} - \frac{\alpha u}{W_{B1} V}.$$

Таким образом $W_{B2} < W_{B1}$ следовательно, мы получим тем меньшую W_B , чем ближе к Земле будут находиться точки, в которых ракета сообщает себе замедления. Минимум W_B мы получим, сообщая ракете отрицательные приращения скорости на уровне земной поверхности. Чтобы ракета завершила полет, мы должны погасить на уровне земной поверхности всю скорость, какой ракета будет обладать и которая будет равна W_B данной орбиты, что и требовалось доказать.

Оба предыдущие положения можно пояснить следующим образом.

Некоторый данный расход заряда ракеты сообщает ей некоторое определенное положительное или отрицательное приращение скорости независимо от состояния покоя или движения самой ракеты, но так как энергия ракеты относительно Земли — ее живая сила — пропорциональна квадрату ее скорости относительно Земли же, то некоторое данное приращение скорости представляет собою большее положительное или отрицательное приращение живой силы, тогда, когда оно происходит при большей первоначальной скорости ракеты; например, приращение скорости, равное 4, приложенное к скорости, равной 2, представляет собою приращение живой силы

$$\frac{6^2 - 2^2}{2} = 16,$$

тогда как то же приращение скорости, равное 4, приложенное к скорости, равной 20, представляет собою приращение живой силы

$$\frac{24^2 - 20^2}{2} = 88.$$

Таким образом, с точки зрения энергии ракеты относительно Земли, реакция выделения действует на ракету тем сильнее, чем больше скорость самой ракеты. Но скорость свободно движущейся ракеты будет наибольшей в точке наибольшего приближения ее к Земле, следовательно, и действие реакции в этой точке будет наиболее выгодным как в

тех случаях, когда необходимо сообщить ракете достаточную энергию для улета от земли, так и в тех, когда нужно лишить ее энергии для благополучного спуска на землю.

Таким образом мы видим, что W может достичь минимального значения $2w$ лишь при том обязательном условии (но еще недостаточном), чтобы все ускорения и замедления производились на уровне земной поверхности: поскольку это невозможно, W будет тем меньшей, чем ближе к уровню земной поверхности будут расположены J_j . Итак, близость к земной поверхности всех участков собственного ускорения ракеты J_j является п е р в ы м т р е б о в а н и е м , какое мы должны предъявлять к траектории ракеты во избежание излишнего возрастания необходимой ракетной скорости — W . Разность $W - 2w$ мы назовем «перерасходом ракетной скорости» и обозначим через L . Под L_i «перерасходом данного участка» — будем разумеать ту часть всего перерасхода L_i , которая явилась неминуемым следствием условий прохождения ракетой данного участка ее траектории. В общем случае

$$L_i = W_i \pm \left[V_2 - V_1 + w \left(\sqrt{\frac{1}{F_1}} - \sqrt{\frac{1}{F_2}} \right) \right], \quad (9)$$

где V_1, V_2, r_1, r_2 — данные соответственно для начала и конца участка i . Верхний знак следует брать при „эллиптических“ скоростях ракеты

$$V < w \sqrt{\frac{1}{F}}$$

для первой половины «полета»; во всех остальных случаях следует брать нижний знак. Если разность потенциалов силы земного тяготения в концах данного участка равна бесконечно малой α , то при полете без сопротивления среды будем иметь:

$$L_{ig} = \pm \alpha \left(\frac{1}{V} - \frac{\sqrt{F}}{w} \right). \quad (10)$$

Верхний знак следует брать при эллиптических скоростях, нижний — при гиперболических. Параболическая траектория сама по себе перерасхода не дает, так как при ней всегда

$$w \sqrt{\frac{1}{F}} = V.$$

Индекс при букве L будет обозначать тот физический фактор, следствием которого явился перерасход. Например, в формуле (10) мы имеем L_{ig} : перерасход является последствием ускорения силы тяжести; индекс s будет обозначать суммированное влияние всех факторов; c — влияние сопротивления атмосферы с двумя подразделениями $сн$ и $св$, о которых будет сказано в гл. VIII. Согласно изложенному, и в всех форм траекторий обязательно дают L те, в которые входят в качестве элементов элементы свободных орбит, не касающихся и не пересекающих земной поверхности, так как при наличии в траектории подобного элемента «первое требование» (см. выше) оказывается заведомо невыполнимым. Наибольший L дает присутствие в траектория элемента круговой орбиты некоторого конечного радиуса.

Вторым требованием, какое мы должны предъявлять к траектории ракеты для достижения возможно меньшего L , является возможно меньший угол β между направлениями силы реакции и касательной к траектории. Абсолютное значение V изменяется в зависимости не от всего собственного ускорения ракеты j_0 , а лишь от его тангенциальной слагающей, равной $j_0 \cos \beta$; мы получаем, следовательно,

$$L_{i\beta} = W_i(1 - \cos \beta) \quad (11)$$

Траекторию всего полета мы разделим условно на три участка.

- 1) T_y — „траектория улета“ — участок траектории, начинающийся на земной поверхности и оканчивающийся в некоторой бесконечно удаленной точке;
- 2) T_c — „связывающая траектория“ — участок траектории, начинающийся в конце T_y и оканчивающийся в некоторой другой, бесконечно удаленной точке;
- 3) T_b — „траектория возврата“ — участок, начинающийся в конце T_c и оканчивающийся в точке на земной поверхности. Соответственно указанным обозначениям примем и обозначения $W_{ул}$, $W_{св}$, $W_{воз}$.

Обозначим:

Θ — угол между траекторией в данной точке и плоскостью горизонта;

β — угол между направлением собственного ускорения j_0 и траекторией в данной ее точке;

$\lambda =$ — угол между направлением j_0 и плоскостью горизонта. Углы Θ и β считаются $\Theta +$ положительными, когда касательная к траектории направлена вверх от плоскости β горизонта, а j_0 направлено вверх от касательной к траектории.

Смысл нашего деления траектории такой: в бесконечном удалении от земли сила земного тяготения ничтожна, а сопротивление земной атмосферы отсутствует. Вследствие этого T_c , поскольку она вся находится в бесконечном удалении от Земли, может иметь произвольную форму и при всякой форме ее может быть проделана ракетой со сколь угодно малыми j_0 , V и $W_{св}$. Практически к T_c можно приравнять участок траектории, находящийся от Земли на расстоянии нескольких десятков земных диаметров. $W_{св}$ на практике определяется в значительной степени количеством времени, какое мы найдем удобным назначить для прохождения T_c . Наоборот, T_y и T_b находятся своими частями в пределах сферы сильного тяготения и отчасти в пределах сопротивляющейся среды — атмосферы; поэтому та или иная величина W , а следовательно, и L всецело зависят от той геометрической формы и тех скоростей, какие мы выберем для T_y и T_c в дальнейшем. Поэтому, разбирая различные типы траекторий, мы будем иметь в виду из них лишь участки T_y и T_b , оставляя в стороне относительно для нас неважную T_c . Так как при отсутствии сопротивления среды тождественные по форме и абсолютной величине скоростей в соответственных точках T_y и T_b требуют для своего выполнения равных ускорений в соответственных точках, то и W_y и $W_{воз}$ для этих T_y и T_b будут между собой равны. Приводимые ниже выкладки относятся поэтому одинаково к T_y и T_b , поскольку они лежат вне пределов атмосферы ощутимой плотности.

Нетрудно видеть невозможность построения такой траектории, которая одновременно вполне отвечала бы обоим изложенным выше требованиям (стр. 37 и 38) для достижения наименьшего перерасхода скорости L . Типом траектории, вполне отвечающим „второму требованию“, является „радиальный“, T_y и T_b которого представляют собою продолжения земных радиусов. Согласно „первому требованию“, в радиальной траектории мы должны по возможности сократить J_j , сообщая ракете j_0 возможно большей величины, начиная от точки отправления и непрерывно до той точки, в которой ракета будет уже обладать

параболической скоростью $V = w\sqrt{\frac{1}{f}}$; при возвращении с соответственной точки должно начинаться j_0 — „собственное замедление“ ракеты. Положим для упрощения, что ускорение силы тяжести на всем протяжении J_j та к о в о же, как и на земной поверхности g .

Обозначим:

$$j_0 + j_p = j \quad \text{и} \quad \frac{j}{g} = \bar{j},$$

где j_0 — собственное ускорение, а j_p — замедление, сообщаемое ракете силою сопротивления атмосферы, и j — векториальная сумма их (в данном случае при радиальной траектории она равна алгебраической разности), которую мы будем называть „механическим ускорением“, соответственно чему j — коэффициент превосходства механического ускорения над ускорением силы тяжести. При подобных допущениях и обозначениях будем иметь из формулы (9):

$$J_\varepsilon = w \left(\sqrt{\frac{\bar{j}}{\bar{j} - 1}} - 1 \right), \quad (12)^*$$

* Формула (12) из формулы (9) получается следующим образом.

Полагая $j = j_0 + j_p$ и $g = g_0$, можно написать

$$\frac{dV}{dt} = j - g \quad \text{или} \quad \frac{VdV}{dr} = j - g.$$

Так как $V = \frac{dr}{dt}$, имеем $\frac{V^2}{2} = jdr - gdr$.

Интегрируя при начальных условиях $V=0$ и $r=R$, имеем:

$$\frac{V^2}{2} = jr - jR + gR - gr,$$

но, так как

$$W^2 = 2gR,$$

то, заменяя V через W , получим:

$$jr - jR - gr = 0;$$

отсюда

$$r = R \frac{j}{j - g}.$$

Но так как

$$W_i = \sqrt{2gr},$$

то, заменяя здесь r через $R \frac{j}{j-g}$, имеем

$$W_i = \sqrt{2gR} \sqrt{\frac{j}{j-g}} = W \sqrt{\frac{j}{j-g}}.$$

Теперь обратимся к формуле (9) и определим $\mathcal{L}_g$. Так как j_0 сообщается ракете непосредственно у земли, то $g=g_0$, V_2 — скорость ракеты в бесконечности и, следовательно, $V_2=0$; V_1 — скорость у земли так же равна нулю, $r_2 = \infty$, $r_1 = 1$, так как $r_1=R$ в силу того, что скорость сообщается у Земли. Таким образом из

$$W_i = w \sqrt{\frac{j}{j-g}},$$

сделанных предположений имеем $\mathcal{L}_g = W_i - w$. Но следовательно,

$$W_i - w = W \left(\sqrt{\frac{j}{j-g}} - 1 \right),$$

или, вводя обозначение $\frac{j}{g} = \bar{j}$ будем иметь:

$$\mathcal{L}_g = \left(\sqrt{\frac{j}{j-1}} - 1 \right) w,$$

т. е. получили формулу (12).

Разложение в ряд подкоренного выражения при условии $j > 1$ приводит к выражению следующего вида:

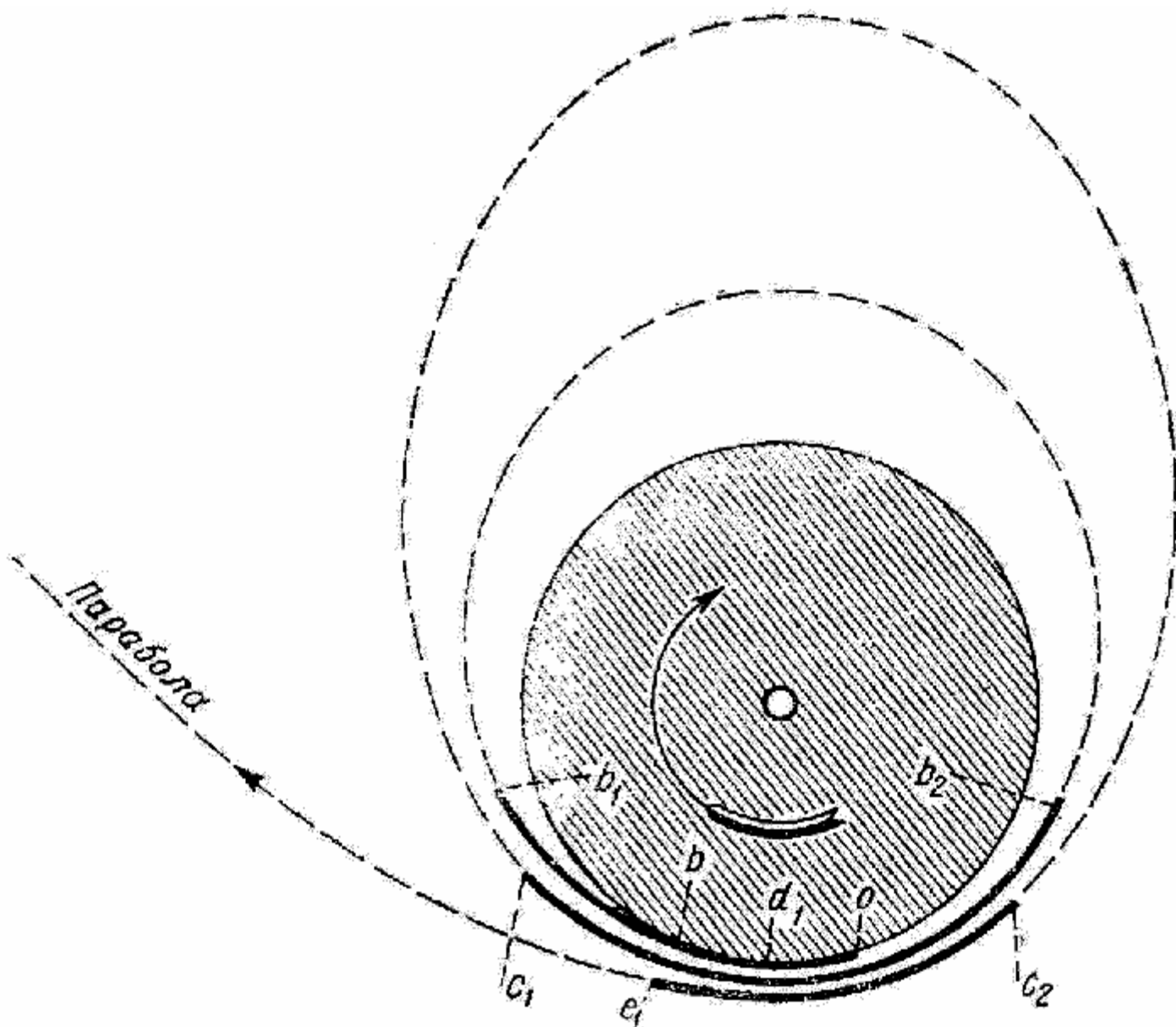
$$\mathcal{L}_g = \frac{1}{2\bar{j}-1}, \quad \mathcal{L}_g = W \frac{1}{2(j-1)}. \quad \text{(Прим. ред.).}$$

или, упрощая при $j > 1$;

$$\mathcal{L}_g = w \frac{1}{2j-1}.$$

Эти значения, несколько больше действительных при конечных значениях j , мы и примем за приблизительные значения перерасхода от действия силы тяжести при радиальной траектории полета ракеты, принимая $j > 5$ (для меньших значений j радиальная траектория вовсе непригодна).

Типом траектории, отвечающим „первому требованию“, является „тангенциальный“ (фиг. 1): от точки отправления o до точки b ракета движется параллельно земной поверхности по дуге большого круга, горизонтальное движение ракеты достигается направлением j_0 под таким углом β к горизонту и траектории, чтобы сила $Mj_0 \sin \beta$ уравновешивала собою избыток силы тяжести ракеты над



Фиг. 1. Типы траекторий. Жирными линиями показана T_y , пунктирными — участки свободного полета по эллиптическим и параболическим орбитам.

ее центробежной силой; до точки d_1 угол β должен быть положительным, после же этой точки, в которой $V = w \sqrt{\frac{1}{2}}$, β делается отрицательным, так как центробежная сила будет уже превышать силу тяжести. Движение по кругу продолжается до тех пор, пока необходимый для его поддержания угол β , все увеличивающийся (по абсолютной величине) с возрастанием скорости и центробежной силы, не достигнет такой величины, что L_β [формула (11)] станет ощутимо вредной частью перерасхода. По достижении углом β (соответственно скорости ракеты) такого значения ракета движется некоторое время при постоянном β , уже удаляясь от земной поверхности с все возрастающим углом Θ . Когда в точке b_1 становится практически вредной величиной и L_g вследствие все возрастающей разности потенциалов силы тяжести между точкой нахождения ракеты в данный момент и

перигеем той орбиты, по которой ракета получила бы движение, если бы j_0 было прекращено (о влиянии этой разности на W_y см. [стр. 35](#)), функционирование ракеты прекращается, и от точки b_1 до точки b_2 ракета свободно движется по эллиптической орбите. В точке b_2 , симметричной точке b_1 (относительно большой оси эллипса), j_0 опять возобновляется при $\beta < 0$, чтобы J_j прошел возможно ближе к Земле, и продолжается до точки c_1 , отвечающей тому же условию, что точка b_1 за точкой c_1 опять следует свободная эллиптическая орбита — c_1 — c_2 , потом опять расположенный вблизи земной поверхности $J_j = c_2$ — e_1 и т. д., пока мы по прохождении последнего J_j не получим требуемых параболических скорости и орбиты. При тангенциальной траектории $L_{\text{гб}}$, который будет получаться после прохождения ракетой точки d_1 теоретически может быть сделан сколь угодно малым посредством достаточного сближения между собою точек d и b_1 , b и b_1 , b_2 и c_1 , c_2 и e_1 и т. д., причем лишь будет увеличиваться число промежуточных эллипсов и продолжительность полета. Этой частью $L_{\text{гб}}$, как зависящей в значительной степени от нашего произвола, мы будем пока пренебрегать; наоборот, L_{β} , получающийся до точки d_1 имеет определенный теоретический минимум, равный приблизительно (при $j > 1$)

$$L_{\beta} = w \frac{1}{6j^2}. \quad (13)$$

Это приблизительное значение мы и примем для дальнейшего. Кроме меньшего более чем в $3j$ раз перерасхода, тангенциальная траектория имеет еще и то большое преимущество, что, производя отправление и возвращение ракеты в экваториальной плоскости с запада на восток, мы, вследствие вращения Земли вокруг своей оси, получаем для всего полета экономию ракетной скорости W , равную удвоенной скорости движения земной поверхности:

$$2U = 920 \text{ м/сек.}$$

Помимо трудности требуемого при тангенциальной траектории точного управления, она обладает еще одним недостатком, который делает применение ее в чистом виде при отправлении невозможной T_y тангенциального типа требуют точки отправления вне атмосферы ощутимой плотности, так как в противном случае, вследствие большой длины участков, расположенных на уровне точки отправления и немногим выше ее, неимоверно возрос бы $L_{\text{с}}$, во много раз перевысив собою экономию W , получающуюся от меньшего при тангенциальной траектории перерасхода $L_{\text{гб}}$ и от утилизации скорости вращения земной поверхности. Практически наивыгоднейшим типом T_y явится поэтому не тангенциальный, а некоторый компромиссный, начинающийся дугою спирали, примерно показанный на обложке. Угол Θ для этой спирали должен быть тем меньшим, чем меньше будет возможная величина j_0 (и чем больше для нас будет поэтому иметь значение $L_{\text{гб}}$) и чем меньшим будет замедление j_p , вызываемое сопротивлением атмосферы. Для этого среднего типа траектории $L_{\text{гб}}$ будет иметь значение, среднее между

$$w \frac{1}{2j-1} \quad \text{и} \quad w \frac{1}{6j^2}.$$

В дальнейшем мы будем считать, что при $\Theta < 30^\circ$ и при $j > 3$, если ракета не пользуется авиационными крыльями, или $j > 1$, если ракета ими пользуется,

$$M_{g\beta} = \frac{w \sin \Theta}{3j}. \quad (14)$$

при обязательном условии применения поддерживающих поверхностей авиационного типа, если только будет $j < 2$. Что касается T_v тангенциального типа, то она применима в почти чистом виде и может дать очень большую экономию $W_{\text{воз}}$ вследствие полезного для нас при возвращении сопротивления атмосферы, которое будет помогать гасить скорость возврата ракеты. Об этом будет сказано отдельно ниже — в гл. IX.

ГЛАВА VII

МАКСИМУМ УСКОРЕНИЯ

Из формул (12), (13), (14) мы видим, что L , а следовательно, и W и n уменьшаются с увеличением j и $\dot{j}$; нам важно, следовательно, выяснить, каково максимальное механическое ускорение j , которое мы сможем сообщить ракете. Механическое ускорение — это ускорение, вызываемое равнодействующей сил, действующих исключительно на наружные части ракеты, которое и будет ощущаемо внутри ракеты, тогда как ускорение силы тяготения, приложенное одинаково ко всем частям массы ракеты, внутри ее обнаруживаемо не будет. Величине j предел может быть положен со стороны четырех факторов: 1) приспособленности и выносливости конструкции ракеты; 2) выносливости организма пилота; 3) сопротивления атмосферы, которое возрастает вместе с увеличением скорости и может сделать более выгодным применение меньшего j до прохождения слоев атмосферы значительной плотности, несмотря на формулы (12), (13) и (14); 4) со стороны конструктивных затруднений в постройке достаточно легких и портативных предметов пропорционального пассива (баки, насосы, форсунки и т. п.), которые обладали бы достаточной производительностью для сообщения ракете большего ускорения. Третий фактор может иметь существенное значение лишь для относительно небольшого участка вблизи земной поверхности — о нем будет ниже в гл. VIII. Выносливость ракеты зависит от того, насколько выносливой мы захотим ее построить. Факторами, которые могут поставить верхний предел j для большей части T_y , являются поэтому выносливость человеческого организма, которая менее всего способна поддаваться нашим усилиям к ее повышению, и размеры предметов m_1 которые мы не можем сделать легче и портативнее некоторого предела, определяемого современной машиностроительной техникой.

Слишком большое j может оказаться вредным и даже смертельным для пилота вследствие того, что все жидкости живого организма и прежде всего кровь устремляются в те части тела, которые расположены против направления кажущейся тяжести, создаваемой ускорением j . Если бы, например, человеку ростом 200 см мы сообщили на достаточно продолжительное время ускорение $j=10g$ по направлению вдоль его тела от пяток к голове, в давлении крови на подошвах и темени образовалась бы разница около 2 ат, вполне, вероятно, достаточная для того, чтобы голова оказалась совершенно обескровленной, а на ногах полопались кровеносные сосуды, если только против этих явлений не принять специальных мер. Первым условием того, чтобы организм возможно легче переносил механическое ускорение j , является возможно меньшая высота столба крови по направлению его, т. е. лежащее положение тела по отношению к кажущейся вертикали, которая совпадает с направлением j . Отеку нижних (т. е. лежащих против направления j) частей тела и отливу крови от верхних можно помешать, противопоставив внутренней разности давлений крови такую же разность внешних давлений со стороны жидкости, равного с кровью удельного веса, в которую тело должно быть погружено.

Иначе можно помешать перемещению масс крови, поместив обнаженное тело в гладкую, твердую, плотно везде прилегающую форму. И тот и другой способы, одинаково радикально спасая от отеков (в случае применения большого ускорения) наружные поверхности тела, совершенно неприменимы к внутренней поверхности легких. Между тем, именно на внутренней поверхности легких наиболее нежные кровеносные сосуды подходят вплотную к воздушным промежуткам, не будучи от них отделены никакой маломальски прочной тканью. Так как абсолютная плотность заполняющего легких воздуха ничтожна в сравнении с плотностью крови, то получающаяся между верхней и нижней поверхностями легких разность давлений, равная — dhj , где d — абсолютная плотность крови, а L — высота легких по направлению j , ничем извне, т. е. из пространства легочных пузырьков, уравновешена не будет. Если эта разность превзойдет предел сопротивляемости капиллярных сосудов и ткани легочных пузырьков, то произойдет сначала отек, а затем кровоизлияние нижней поверхности легких. Грудная полость представляет своим устройством и еще одно специальное препятствие для развития большого ускорения: в ней помещаются рядом органы значительно различного удельного веса — сердце и легкие. При сообщении телу ускорения более тяжелое сердце будет терпеть в грудной клетке смещение в противоположную сторону, что при известной интенсивности этого явления может плохо отразиться на деятельности сердца и на соседнем левом легком, которое будет терпеть деформацию. Таким образом предел допустимого для человеческого организма ускорения будет поставлен сопротивляемостью отеку внутренней поверхности легких и сопротивляемостью смещению прикрепления сердца. Тем, в какую сторону сердце лучше будет выносить напряжение — вперед и назад — определится, быть ли человеку грудью или спиной к направлению ускорения. Выносимость легких можно значительно повысить вращением корпуса человека вокруг его продольной оси, которая будет перпендикулярна направлению ускорения. При подобном вращении мы, вероятно, достигли бы того, что кровь не успевала бы приливать ни к одной из частей легких, так как все они поочередно менялись бы своими положениями относительно направления кажущейся тяжести. При подобном вращении тела сердце терпело бы, однако, уже не одностороннее постоянное смещение, а кругообразное, что неизвестно как отразилось бы на нем и на соседнем левом легком. Всестороннее основательное изучение выносимости человеческого организма по отношению к j вполне можно произвести на большой центробежной машине, самой удобной и дешевой формой которой для данного случая было бы подобие «гигантских шагов» с двумя канатами, на одном из которых помещалась бы опытная камера для пилота, а на другом — противовес. Некоторые указания на величину допустимого j мы можем почерпнуть из опыта катанья на гигантских шагах и опытов современной авиации. На гигантских шагах ускорение достигает нередко значения $j=2$ и бывает при этом довольно продолжительным. Летчики же во время фигурных полетов выдерживают кратковременные ускорения до $j=8$, а довольно продолжительные — до $j=2$. И в том, и в другом случае никаких заметно вредных последствий не обнаруживается.¹ Принимая во внимание, что при катании на гигантских шагах и при полетах на аэроплане положение человеческого тела относительно направления j бывает продольное, т. е. как раз самое невыгодное, так как размеры легких по направлению от плеч к тазу являются наибольшими, мы имеем основания предположить, что при благоприятных условиях, а именно — прежде всего при поперечном положении тела, человек смог бы перенести в течение 3 мин. (больше и не требуется) без особенного вреда для себя $j = 5$. Если же окажется возможным применить вращение тела вокруг его продольной оси, то величина допустимого j превзойдет, возможно, и 10. Соответствующие значению $j=5$ значения $L_{г\beta}$ будут: для радиальной траектории $L_{г\beta} \approx 0,111w$ и для тангенциальной $L_{г\beta} \approx 0,007w$.

Значению $L_{g\beta} = 0,111w$ при $2w : u = 5$, каковое соотношение мы и будем приблизительно иметь в действительности, соответствует увеличение n в 1,87 раз. Что касается конструктивных возможностей в построении предметов пропорционального пассива достаточно портативными при большой производительности их для получения соответственно большого j_0 , то вопрос этот до соответствующих технических исследований приходится оставлять открытым. По всей вероятности, именно этот конструктивный фактор и поставит практически верхний предел для j_0 .

¹ Исследования последних лет показывают, что человек может в положении лежа на спине выдерживать ускорения значительно выше, чем приводит автор. (Прим. ред.).

ГЛАВА VIII

ДЕЙСТВИЕ АТМОСФЕРЫ НА РАКЕТУ ПРИ ОТПРАВЛЕНИИ

При отправлении важным фактором перерасхода ракетной скорости L явится сопротивление атмосферы, которое, во-первых, само по себе понизит действительное ускорение J ракеты относительно центра Земли

$$(J = \overline{j_0 + g + j_p} = \overline{j + g})$$

и тем будет уменьшать V и, во-вторых, заставит нас дать углу Θ значение больше нуля во избежание чересчур большой скорости ракеты в пределах атмосферы значительной плотности и, соответственно, во избежание чересчур большого L_c . Увеличение же Θ влечет за собой, согласно формуле (14), и увеличение $L_{g\beta}$. Кроме того, мы можем быть вынуждены на некотором участке в начале T_y уменьшить j и V во избежание катастрофического перегрева поверхности ракеты.

Явление сопротивления среды и нагревания движущихся поверхностей теоретически изучены очень слабо, а экспериментального материала для скоростей, выражаемых километрами в секунду, нет или почти нет. Поэтому все, что мы можем знать заранее об указанных явлениях, это приблизительная их величина, определенная на основании упрощенных законов зависимости сопротивления и нагревания движущихся поверхностей от их формы, угла наклона и скорости движения и от плотности, химического состава и температуры среды. О точном вычислении этих явлений сейчас не может быть и речи, так как они таковому не поддаются даже и для скоростей, при которых можно пренебрегать изменением плотности среды вблизи движущегося тела. В основание наших выкладок положим приблизительно в общем верную формулу:

$$Q = SkV_1^2 \Delta 10^{-4} c \quad (15)$$

где Q - сила сопротивления в кг; S - площадь поперечного сечения тела в m^2 ; k - коэффициент пропорциональности, равный $k = 0,25$ по экспериментальным данным для скоростей, близких к скорости звука, при которых он имеет максимум; V_1 - скорость тела относительно воздуха в $см/сек$; c - коэффициент, зависящий от формы тела и равный

единице для нормально поставленной плоскости, и $\Delta = \rho_h / \rho_0$ - отношение плотности атмосферы в точке нахождения ракеты в данный момент к плотности ее на уровне моря.

Так как на протяжении всей настоящей работы нам оказалось удобнее оперировать с ускорениями, нежели с вызывающими их силами, то и в данном случае мы перейдем от сопротивления атмосферы к вызываемому им замедлению движения ракеты, которое мы обозначим через j_p . Выразив все величины в абсолютных единицах, подставив $k = 0,25$ и введя вместо S поперечную нагрузку ракеты P , мы из формулы (15) получим:

$$i_p = 2,5 \cdot 10^{-3} \frac{c}{P} V_1^2 \Delta = K_1 V_1^2 \Delta \quad (16)$$

где

$$K_1 = 2,5 \cdot 10^{-3} \frac{c}{P}; \quad j_p = [см/сек^2]; \quad P = [г/см^2]; \\ V_1 = [см/сек].$$

Примечание. В нашем случае, пренебрегая ветром $VI = V - U$, где U — скорость вращения земной поверхности.

Как в сопротивлении воздуха, так и в нагревании движущейся поверхности можно различить две существенно различные части, являющиеся следствием различных факторов: 1) сопротивления и нагревания, обусловленных напором среды на поверхности, наклонных к их траектории, и 2) сопротивления и нагревания, обусловленных вязкостью среды, скользящей вдоль движущихся поверхностей. Первые два явления представляют собой последствия адиабатического сжатия воздуха перед обращенными вперед поверхностями тела и адиабатического расширения воздуха за обращенными назад поверхностями. Вторые два явления представляют собой последствия внутреннего трения в среде, скользящей вдоль поверхности тела. Для первых двух явлений будем употреблять обозначения $сн$ и $нн$, для вторых - $св$ и $нв$. Формула (16) относится специально лишь к $сн$, которое в общем пропорционально квадрату скорости и первой степени плотности, тогда как $св$ в тех слоях атмосферы, где средний свободный путь молекул газов ничтожен в сравнении с размерами движущегося тела, пропорционально полуторной степени скорости движения тела и квадратному корню из плотности среды. Так как для тел, не обладающих особенно удлиненной формой*,

* **Примечание.** Поперечное сечение ракеты должно вместить в себе камеру для пилота, вследствие чего имеет определенный минимум около 4 м²; форма ракеты не может быть поэтому особенно удлиненной.

при скоростях несколько метров в секунду и в атмосфере уровня моря, по экспериментальным данным, $сн$ оказалось большим, нежели $св$, то при скоростях в сотни и тысячи метров в секунду, какими ракета будет обладать еще в нижних слоях атмосферы, менее зависящее от скорости $св$ делается ничтожным в сравнении с $сн$ (в начале пути отношение $св/сн = KV^{-1/2} \cdot \rho_h^{-1/2}$ будет быстро падать). На высотах в несколько десятков километров $св$, менее зависящее от плотности воздуха, чем $сн$, может быть и делается относительно значительной величиной, но на таких высотах вследствие ничтожной

плотности воздуха и c_n и c_v будут уже ничтожны по своей абсолютной величине, несмотря даже на возрастающую скорость. Главной частью общего сопротивления $c_s = c_n + c_v$ является поэтому c_n на протяжении первых 30 — 40 км над уровнем моря. Чтобы составить себе общее приблизительное представление о c и j_p мы поэтому займемся теоретическим исследованием одного лишь c_n .

Основным условием каких бы то ни было влияний атмосферы является ее плотность. Если считать ускорение силы тяжести, химический состав атмосферы и ее температуру одинаковыми на всех высотах, то плотность ее будет убывающей показательной функцией от высоты, которую мы можем довольно точно в удобной для примерных вычислений форме выразить как

$$\rho_h = \rho_0 2^{-\frac{h}{5}}. \quad (17)$$

Примечание. Считая температуру постоянной $t = -50^\circ$, каковая и наблюдается на высотах от 10 км и выше.

Примечание редактора 1-го изд. Формулу (17) обычно пишут

$$\frac{\rho_h}{\rho_0} = e^{-\frac{h}{7.2}} = 10^{-\frac{h}{16.5}}$$

где h - высота в километрах над уровнем моря, а

ρ_0 - плотность атмосферы на уровне моря.

Относительно состава атмосферы на больших высотах эмпирических точных данных нет, но, согласно имеющимся данным, температура и упругость воздуха при движении вверх не следуют адиабатическому закону, а именно: падают медленнее, чем следовало бы согласно этому закону. Это обстоятельство дает указание на то, что в атмосфере есть граница, выше которой не могут проникнуть перемешивающие ее восходящие и нисходящие токи воздуха. Над этой верхней границей атмосферы постоянного процентного состава, парциальные плотности всех газов при дальнейшем движении вверх должны падать уже не совместно, а для каждого газа сообразно его молекулярному весу. При этом процентное содержание, а по новейшим исследованиям — и абсолютная парциальная плотность на некоторых высотах наиболее легкого из заметных компонентов атмосферы — гелия должны повышаться почти вдвое на каждые 5 км высоты. Этот фактор при отправлении для нас благоприятен, если совершать отлет при помощи крыльев, и неблагоприятен, если крыльями продолжительно пользоваться не будем. В первом случае эта плотность дала бы опору для крыльев (вопрос же о перегреве поверхностей может стоять остро лишь в отношении азото-кислородной атмосферы, о чем будет ниже), а во втором дала бы лишь лишнее сопротивление движению ракеты, уже развившей значительную скорость. Сопротивление это, впрочем, не может быть сравнимо по величине с сопротивлением нижних плотных азото-кислородных слоев атмосферы.

Для того чтобы составить себе общее представление о ходе изменения j_p при отправлении, положим:

$$\Theta_1^* = \text{const и } J = \text{const},$$

* П р и м е ч а н и е . Угол Θ_1 соответственно скорости V_1 есть угол между скоростью V_1 и плоскостью горизонта; при отправлении по направлению вверх и на восток $\Theta_1 > 0$. (Прим. автора.)

тогда

$$V_1^2 = 2 \cdot 10^5 J h \frac{1}{\sin \Theta_1} \quad V_1 \text{ см/сек; } J \text{ см/сек}^2; h \text{ км.}$$

Отношение $\rho_h/\rho_0 = \Delta$ нам дано в формуле (17). Подставив из предыдущей формулы выражение для V_1^2 , и из формулы (17) значение Δ в формулу (16), получим:

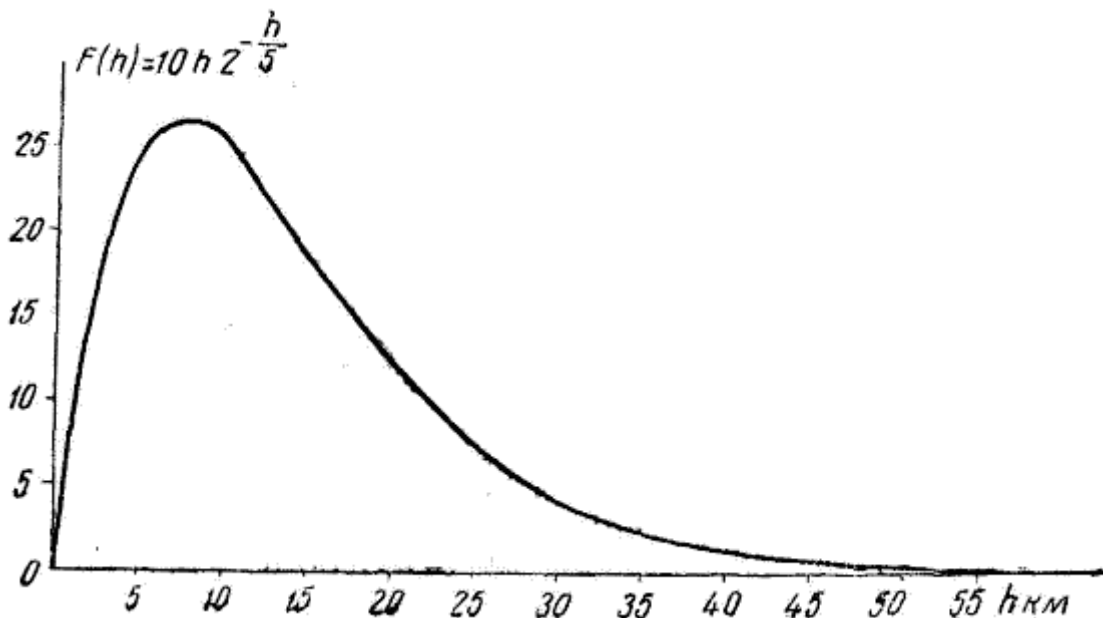
$$j_p = F(h) = K_1 2 \cdot 10^5 h J \frac{1}{\sin \Theta_1} 2^{-\frac{h}{5}} = (\text{по подстановке } K_1) =$$

$$j_p = 500 \frac{cJ}{P \sin \Theta_1} h 2^{-\frac{h}{5}} = K_2 h 2^{-\frac{h}{5}}, \quad (18)$$

где

$$K_2 = 500 \frac{cJ}{P \sin \Theta_1}$$

Эта функция и будет характеризующей j_p по высоте над уровнем моря, если считать, что точка отправления находится на уровне моря. Графически она изображена при $K_2 = 10$ на фиг. 2; возрастая от 0 при $h = 0$, j_p принимает максимальные значения при $9 > h > 6$ и затем убывает, становясь по своему характеру сходной с функцией $2^{-h/5}$.



Фиг.2

Проинтегрировав $F(h)$, мы получим величину отрицательной работы атмосферы над ракетой в дин-километрах на 1 г массы ракеты:

$$\int_0^h F(h) dh = K_2 \left[\frac{25}{(\lg 2)^2} - \frac{5}{\lg 2} 2^{-\frac{h}{5}} \left(h + \frac{5}{\lg 2} \right) \right];$$

$$\int_0^\infty F(h) dh = K_2 \left(\frac{5}{\lg 2} \right)^2 \approx 50 K_2 (10^5 \text{ эрг. } \text{г}^{-1}).$$

$$\int_{h_0}^{h_0+h} F(h) dh$$

Заменив в $F(h)$ множитель h через $(h - h_0)$, и беря что соответствовало бы перенесению точки отправления на h км вверх от уровня моря, мы получим значения в $2^{h/5}$ раз меньше, следовательно, отрицательная работа атмосферы, а вместе с нею и $L_{\text{сн}}$ пропорциональны плотности атмосферы в точке отправления. Этот закон верен для всех траекторий, тождественных по форме и скоростям и отличающихся лишь высотой точки отправления. С этой (и только с этой) точки зрения имеет значение высота точки отправления. Для величины же W_y высота эта в возможных для нас пределах ее изменения имеет сравнительно ничтожное значение; так, например, перенесение точки отправления на 10 км вверх уменьшает W_y всего лишь приблизительно на 35 м/сек.

Чтобы найти величину $L_{\text{сн}}$, мы должны проинтегрировать j_ρ по времени. Подставив в формулу (16) jt вместо V_l , выразив Δ через h , а h в свою очередь через t и J , как

$$h = 10^{-5} \cdot \frac{1}{2} J t^2 \sin \Theta, \quad \text{получим:}$$

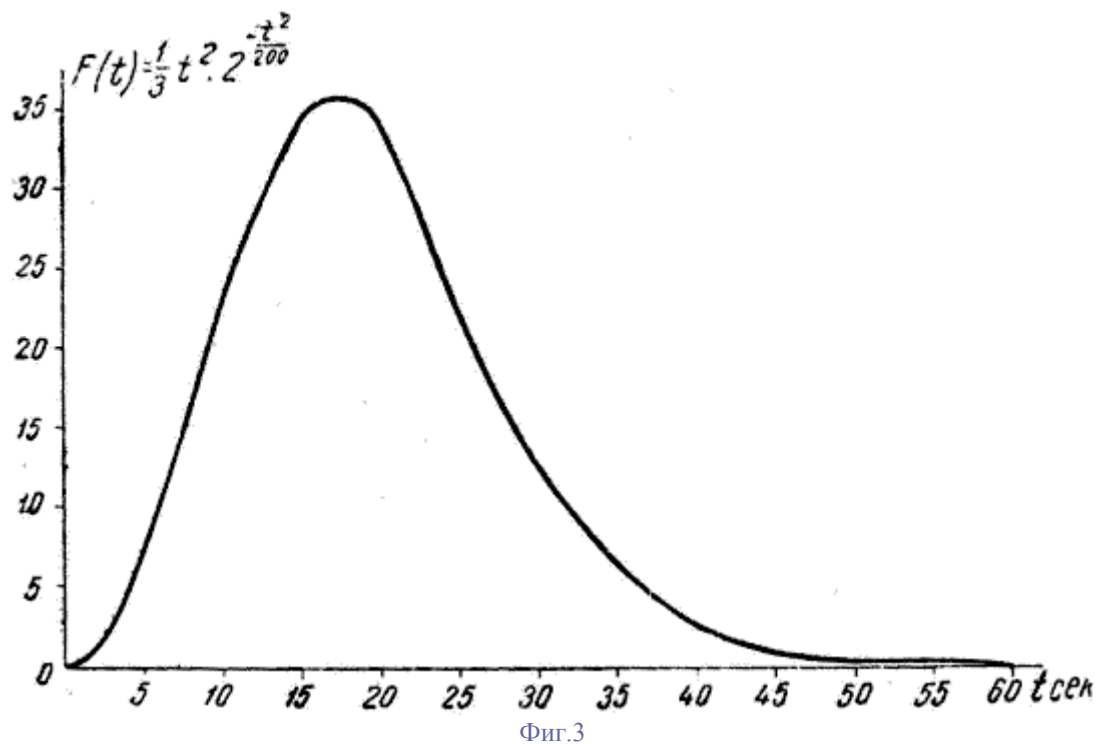
$$\begin{aligned} j_\rho = F(t) &= 2,5 \cdot 10^{-3} \frac{cJ^2}{P} t^2 2^{-10^5 J t^2 \sin \Theta_1} = \\ &= K_3 t^2 2^{-10^5 J t^2 \sin \Theta_1}, \end{aligned} \quad (19)$$

$$\text{где } K_3 = 2,5 \cdot 10^{-3} \frac{cJ^2}{P}$$

Примем временно произвольные данные, удобные для вычисления: $J = 5000 \text{ см/сек}^2$ и $\Theta_1 = 90^\circ$. Тогда

$$j_\rho = 62\,500 \frac{c}{P} t^2 2^{-0,005 t^2} = K_4 t^2 2^{-0,005 t^2}, \quad (20)$$

где $K_4 = 62\,500 \text{ с/Р}$. Функция $j_\rho = F(t)$ при $K_4 = 1/3$ графически изображена на фиг. 3.



Значение $\int_0^{\infty} F(t) dt$ по формуле (20) (или, иначе, $L_{сн}$ при $J = 5000 \text{ см/сек}^2$ и при $\sin \Theta_1 = 1$) равно около $2000 K_4$. Нетрудно видеть, что $L_{сн}$ должно быть пропорционально J^2 и $\sin^{-3/2} \Theta_1$. Следовательно, для всяких значений J и Θ_1 мы будем иметь:

$$L_{сн} = 2000 K_4 \sqrt{J : 5000} \cdot \sin^{-\frac{3}{2}} \Theta_1 = 1,75 \times 10^6 \frac{c}{P} J^{\frac{1}{2}} \sin^{-\frac{3}{2}} \Theta_1 = Z \sin^{-\frac{3}{2}} \Theta_1, \quad (21)$$

где $Z = 1,75 \cdot 10^6 \frac{c}{P} J^{\frac{1}{2}} = L_{сн}$ при $\Theta_1 = 90^\circ$.

Наивыгоднейшим углом Θ_1 является такой угол, при котором

$$L_{g\beta c} = L_{g\beta} + L_c = \min, \quad (22)$$

Примечание. L_α - перерасход ракетной скорости, зависящий от обратного действия поддерживающих поверхностей, наклоненных под углом α к траектории, мы сюда не включаем, так как он от угла Θ_1 почти не зависит.

Мы положим для упрощения $\Theta = \Theta_1$ т.е. пренебрежем вращением Земли вокруг ее оси. Тогда угол Θ_1 должен отвечать уравнению:

$$Z \sin^{-\frac{3}{2}} \Theta_1 + w \frac{\sin \Theta_1}{3j} = \min$$

Отсюда находим

$$\sin \Theta_{1 \text{ optim}} = \left(\frac{9jZ}{2w} \right)^{\frac{2}{5}}. \quad (23)$$

Так как в действительности мы не обязаны давать $\Theta_1 = \text{const}$ на протяжении всего J_j , но, с другой стороны, не можем и изменять его резко, особенно при больших скоростях; так как это потребовало бы большого угла β и большого L_β , то $\sin \Theta_{1 \text{ optim}}$ по формуле (23) должен являться лишь средней величиной для участка J_j , находящегося в пределах атмосферы значительной плотности. В начале этого участка выгоднее взять $\Theta_1 > \Theta_{1 \text{ optim}}$, а затем, постепенно уменьшая, перейти на $\Theta_1 < \Theta_{1 \text{ optim}}$, поскольку этого уменьшения можно достигнуть совместным действием силы тяжести и небольшим отклонением оси ракеты от траектории (чтобы не было большого L_β нужно, чтобы $\beta < 5-10^\circ$). Для лучшего проникновения сквозь атмосферу и достижения возможно меньшего L_c ракета должна обладать продолговатой и заостренной формой, по направлению продольной оси которой только и может быть расположено сопло. Следовательно, на том участке T_y , на котором L_c может достигать значительных величин, а именно, — начиная с точки, в которой скорость ракеты V_I достигнет значения нескольких сот м/сек, и кончая высотой около 60 км, продольная ось ракеты, а вместе с нею и ось сопла и направление реакции, во избежание излишне большого сопротивления атмосферы, должны совпадать с направлением траектории. Следовательно, нормальная к траектории слагающая реактивной силы, равная $J_0 M \sin \beta$ и угол β должны быть близки к нулю; при этом условии, если только на ракету не будет действовать какая-либо иная нормальная сила, траектория будет искривляться под действием нормальной слагающей силы тяжести,

равной $Mg \cos \Theta$, причем радиус кривизны будет равен $\rho = \frac{V^2}{g \cos \Theta}$. При скоростях $V < 2000$ м/сек и при Θ , не слишком близком к 90° , это искривление траектории могло бы привести ракету к обратному падению на Землю раньше, чем она успела бы выбраться в слои атмосферы ничтожной плотности, в которых можно давать углу β произвольное значение, не создавая большого сопротивления атмосферы. Силой, противодействующей нормальной слагающей силы тяжести, может быть давление воздуха на поддерживающие поверхности, которыми мы должны снабдить ракету. Это должны быть поверхности из стали, покрытой тепловой изоляцией (алюминий, вероятно, будет непригоден как чересчур легкоплавкий), вытянутые вдоль корпуса ракеты и обладающие такой площадью, чтобы нагрузка их равнялась примерно 200 кг/м^2 .

При скоростях, начиная от $V_I = 100$ м/сек, достаточно будет небольшого угла атаки* ($\sin \alpha < 0,1$),

П р и м е ч а н и е . Углом атаки α мы будем называть угол между поддерживающими поверхностями и траекторией ракеты.

чтобы развиваемая поддерживающими поверхностями подъемная сила уравновесила нормальную слагающую силы тяжести и тем не давала траектории ракеты искривляться вниз более, чем мы этого пожелаем. Обратное действие*

П р и м е ч а н и е . «Обратным действием» поверхностей мы будем называть проекцию силы давления воздуха на траекторию ракеты.

поверхностей будет при этом также относительно небольшим, а именно — $Mg \cos \beta \operatorname{tg} \alpha$. Оно будет уменьшать поступательное ускорение ракеты на величину

$$g \cos \Theta \operatorname{tg} \alpha = \frac{j \cos \Theta}{j \operatorname{ctg} \alpha}, \quad (24)$$

причем по мере развития скорости угол α можно будет уменьшать (до поступления ракеты в разреженные слои). Считая $\alpha = \operatorname{const}$ и $\sin \Theta \ll 1$ (L_α может иметь существенное значение только при малых наклонах траектории, т.е. при продолжительном полете в атмосфере), мы будем иметь приблизительно

$$L_\alpha = \frac{w}{3j} \frac{\operatorname{tg} \alpha}{\cos \Theta} \quad (24a) \quad ***$$

П р и м е ч а н и е . В этой формуле, как и в формулах (13) и (14), множитель 3 в знаменателе обусловлен следующим: 1) перерасход происходит на протяжении развития ракетой лишь первых 8000 м/сек ее скорости, так как после развития этой скорости ракета становится свободным телом, и 2) по мере развития скорости от 0 до 8000 м/сек все сопротивления падают до нуля, так как они прямо связаны с кажущейся тяжестью ракеты, последняя же обращается в 0 при $V = 7909$ м (сек на уровне моря при горизонтальном направлении V).

при условии, что (кажущаяся) тяжесть ракеты парализовывалась все время только действием поддерживающих поверхностей. Поддерживающие поверхности желательны для начального развития скорости, если мы имеем $2 \leq j_0 < 3$, вовсе необходимыми, при $j_0 < 2$, так как при $j_0 = 2$ даже для чисто тангенциального полета L_β составляет около 600 м/сек, а при $j_0 = 1$ L_β обратилась бы в бесконечность, если бы мы весу ракеты противопоставили только реактивную силу. Между тем, весьма возможно, что окажется конструктивно затруднительным дать начальное значение $j_0 \geq 2$; в подобном случае, следовательно, длительное применение крыльев обязательно. Благоприятным обстоятельством для нас в данном случае является то, что отношение j_0/g_k где g_k — ускорение кажущейся тяжести снаряда (веса его минус центробежная сила) будет непрерывно и довольно быстро расти, с одной стороны, вследствие падения g_k по мере развития центробежной силы, а с другой — вследствие возможного увеличения j_0 по мере уменьшения массы ракеты. Так как некоторое время по отправлении будет функционировать все один и тот же начальный комплект m_I , то, поддерживая его абсолютную производительность на одном уровне, мы сможем получить все возрастающий относительный расход dM/Mdt и соответственно возрастающее j_0 . Так, например, к моменту развития ракетой скорости $V = 5000$ м/сек ($V_I \approx 4500$ м/сек) ускорение кажущейся тяжести ее упадет в 8/5 раза, а масса примерно в 5/2 раза и, таким образом, при оставшейся неизменной силе реакции j_0 возрастает относительно g_k в 4 раза. Это обстоятельство весьма сокращает срок надобности пользования крыльями, так как они тем необходимее, чем ближе j_0/g_k к единице, а при $j_0/g_k > 2$ без них можно уже свободно и обойтись, парализуя тяжесть ракеты вертикальной слагающей силы реакции.

Теоретическое исследование вопроса о применении крыльев для скоростей $V_I > 1000$ м/сек затруднительно до соответствующих экспериментов и исследований как относительно законов сопротивления и нагревания движущих тел при больших скоростях, так и относительно состава атмосферы на высотах нескольких десятков километров. Если бы мы взяли данные современной авиации, то получили бы весьма благоприятные перспективы применения крыльев. Но, по всей вероятности, при скоростях, превышающих в несколько раз скорость звука, функция сопротивления от угла атаки приближается к ньютоновой формуле $F/s = K \sin^2 \alpha$, так что подъемная сила поддерживающих поверхностей будет в несколько раз меньше, чем по употребительным в авиации формулам, причем сильно упадет и их авиационное качество. Вследствие уменьшения коэффициента подъемной силы при больших скоростях ракеты при помощи крыльев ей не удалось бы до получения скорости около 7000 м/сек (при которой уже начинает сильно падать кажущаяся тяжесть) выбраться из сравнительно плотных слоев атмосферы. Следовательно, необходимо особо рассмотреть вопрос о добавочном сопротивлении вязкости атмосферы σ_v и нагревании как лобовых частей ракеты вследствие адиабатического сжатия воздуха перед ними, так и наклонных поверхностей вследствие работы силы вязкости. Поэтому, оставляя пока открытым вопрос о возможных пределах применения полета на крыльях, будем считать, что ракета будет иметь к моменту развития скорости в $V_I = 4500$ м/сек отношение $j_0/g_k > 2$.

В самом начале развития скорости до 100 м/сек мы должны дать $\beta > 0$, если будем иметь $j > 2$, а в противном случае первоначальный разгон ракеты произвести каким-либо механическим способом. В первом случае ось ракеты весьма не совпадала бы с касательной к траектории, но при малых скоростях некоторое отклонение еще не создаст слишком большого замедления сопротивлением атмосферы.

Наивыгоднейшей скоростью ракеты в данной точке ее траектории, т.е. при данных Θ и h , является такая скорость, при которой достигается минимум L_s для ближайшего к этой точке элемента траектории. Мы имеем, следовательно, уравнение

$$L_s = L_g + L_c + L_a = \min \quad (25)$$

причем в функциях L_g, L_c, L_a нам нужно принять за переменную скорость V_I , считая $\Theta = \text{const}$.

Примечание. Следующие выкладки, как и само понятие о наивыгоднейшей скорости, применимо лишь постольку, поскольку мы имеем $\Theta > \alpha$, т.е. поскольку обратное действие силы тяжести g данной точке траектории (проекция тяжести на траекторию) больше обратного действия поддерживающих поверхностей (см. примечание к стр. 55), так как при угле Θ , малом в сравнении с углом атаки α , высота нахождения ракеты в данный момент непосредственно зависит от ее скорости в данный же момент и наоборот, а угол подъема Θ определяется ходом роста скорости и, таким образом, вопрос о выборе наивыгоднейшей скорости при данных высоте и угле подъема отпадает.

Согласно формуле (10),

$$L_{ig} = ig \sin \Theta \frac{1}{r^2 V} - ig \sin \Theta \frac{1}{wr \sqrt{r}}, \quad (26)$$

$$\alpha = ig \sin \Theta \frac{1}{r^2}$$

[так как α в формуле (10) будет равна]. Вопрос о наивыгоднейшей скорости имеет практическое значение лишь для участка вблизи земной поверхности в среде плотной атмосферы, поэтому мы с малой погрешностью примем $r = 1$. Согласно формуле (16), $L_{ic} = tj_p = i/V \cdot K_1 \cdot V_1^2 \Delta$; подставив сюда значение $V_1^2 = V^2 + U^2 + 2VU \cos \Theta$, получаем:

$$L_{ic} = iVK_1\Delta + i \frac{U^2}{V} K_1\Delta + 2iUK_1\Delta \cos \Theta. \quad (27)$$

Согласно формуле (24) имеем:

$$L_{ia} = \frac{i}{V} g \cos \Theta \operatorname{tg} \alpha. \quad (28)$$

Третий член формулы (27), равно как и второй член формулы (26), не заключают в себе V , следовательно, они являются в данном случае постоянными. Подставив в формулу (25) значения L_{ig} , L_{ic} и L_{ia} , с исключением постоянных членов, получаем:

$$\frac{i}{V} g \sin \Theta + \frac{i}{V} U^2 K_1 \Delta + \frac{i}{V} g \cos \Theta \operatorname{tg} \alpha + iVK_1\Delta = \min$$

Решая это уравнение и подставляя значение Δ по формуле (17) и значение K_1 из формулы (16), получаем:

$$V_{\text{optim}} = \sqrt{2^{\frac{h}{5}} \cdot 400 \cdot P g \frac{1}{c} (\sin \Theta + \cos \Theta \operatorname{tg} \alpha) + U^2}. \quad (29)$$

V_{optim} — это такое значение скорости, которое не должно быть превзойдено при полете, во всяком случае не должно быть превзойдено на значительную величину. Если бы оказалось, что при выбранных нами J и Θ на некотором участке i скорость ракеты оказалась бы значительно большей, нежели наивыгоднейшее ее значение при данных h и Θ , то следовало бы в начале этого участка несколько уменьшить J до достижения ракетой больших высот, на которых делается больше и V_{optim} [формула (29)]. Подставив значение Z из формулы (21) в формулу (23) и пренебрегая разницей между j_0 и J (мы это можем делать без особо большой погрешности, так как полет вообще возможен практически лишь тогда, когда между j_0 и J разница не особенно велика, т.е. когда не особенно велик L_s), получим:

$$\sin \Theta_{\text{optim}} = 0,14 \left(\frac{c}{P} \right)^{\frac{2}{5}} j^{\frac{2}{5}}. \quad (30)$$

Подставив это выражение для $\sin \Theta$ в формулу (21), получаем:

$$\begin{aligned} L_{\text{сн}} &= 1,75 \cdot 10^6 \frac{c}{P} J^{\frac{1}{2}} \left[0,14 \left(\frac{c}{P} \right)^{\frac{2}{5}} J^{\frac{3}{5}} \right]^{-\frac{3}{2}} = \\ &= 34 \cdot 10^6 \left(\frac{c}{PJ} \right)^{\frac{2}{5}}. \end{aligned} \quad (31)$$

Подставив значение $\sin \Theta$ из формулы (30) в формулу (14) и опять пренебрегая разницей между j_0 и J , получим:

$$L_{g\beta} = \frac{w}{3J} 0,14 \left(\frac{c}{P} \right)^{\frac{2}{5}} J^{\frac{3}{5}} \cdot 981 = 5 \cdot 10^7 \left(\frac{c}{PJ} \right)^{\frac{2}{5}}. \quad (32)$$

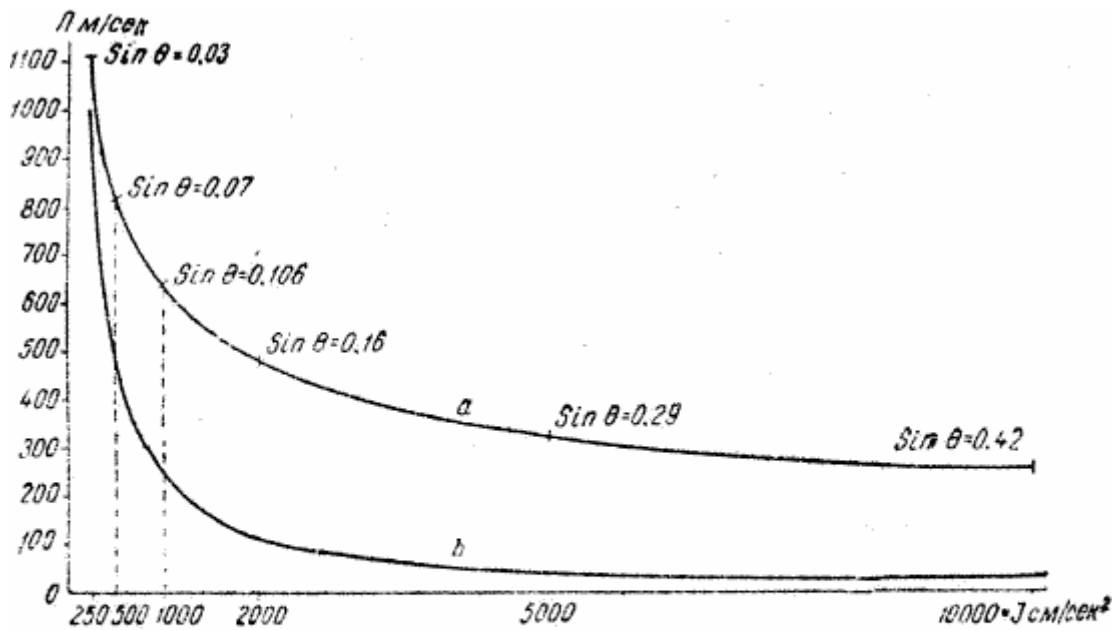
Сложив уравнения (31) и (32), мы получим $L_{g\beta c}$ в функций от ускорения J и при условии следования ракеты по траектории с углом подъема $\Theta = \arcsin(\sin \Theta_{\text{opt}}) = \text{const}$ и при $J = \text{const}$

$$L_{g\beta c} = 84 \cdot 10^6 \left(\frac{c}{PJ} \right)^{\frac{2}{5}}. \quad (33)$$

На фиг.4 дается график этой функции [формула (33)] при $c/p = 1/62500$ ($c = 0,04$; $P = 2500$; эти значения являются приблизительно вероятными данными). В том же графике дана и функция

$$L_a = F(J) = \frac{w}{3j} \frac{\lg \alpha}{\cos \Theta} \quad [\text{формула (24a)}]$$

причем в последней мы пренебрегаем делителем $\cos \Theta$ (который при продолжительном пользовании крыльями обязательно будет весьма близок к единице) и, как и в предыдущих формулах, считаем $J = j_0$.



Фиг. 4. $a = L_{g\beta c} = 84 \cdot 10^6 \left(\frac{1}{62500 J} \right)^{\frac{2}{5}};$
 $b = L_a = \frac{1120000 \operatorname{tg} \alpha}{3 J};$
 $L = \text{м/сек}; J = \text{см/сек}^2; \operatorname{tg} \alpha = 0,1.$

Величины $L_{g\beta c}$ по формуле (33) и L_a по формуле (24а) суммировать друг с другом нельзя, так как предположения, лежащие в основе выведения этих формул, взаимно исключают друг друга. Если имеется налицо продолжительное пользование крыльями (L_a), необходимое вследствие малого j_0 (см. стр. 56), то не может быть $\Theta = \text{const}$; если же имеется большое j и соответственно не слишком малый $\Theta = \text{const}$, то пользование крыльями непродолжительно и не может быть $\alpha = \text{const}$. В первом случае нам следует ориентироваться более по формуле (24а), а во втором — по формуле (33); границей являются ускорения $j \approx 1$.

В настоящей главе мы допустили целый ряд упрощений (при этом все в сторону увеличения сопротивлений; в частности, приравняв Θ к большему, чем он, углу Θ_1 мы увеличили расчетную потерю скорости $L_{g\beta}$, а взяв максимальное значение коэффициента K в формуле (15), мы увеличили расчетную потерю скорости L_{cn}), а в формулу (33) (см. фиг. 4) ввели, хотя и более или менее вероятные, но все же произвольные данные ($c = 0,04$; $P = 2500$) и в формуле (24) ($\alpha = 0,1$) также. Принимая во внимание это, а также и то, что при отлете с углом $\Theta_1 < 30^\circ$ (судя же по всему Θ_1 больше 30° не будет ни в коем случае), экономия $W_{ул}$ от утилизации скорости вращения Земли вокруг ее оси будет составлять около 450 м/сек. Осторожным выводом из выкладок настоящей главы можно считать следующее: необходимая с учетом всех сопротивлений ракетная скорость $W_{ул}$ не превзойдет 12000 м/сек, а, по всей вероятности, будет несколько меньшей.

Что касается нагревания поверхностей ракеты, то, повидимому, вопрос о нем при отправлении не будет стоять остро, что мы заключаем из следующих соображений.

Примем:

$$P_v = 0,02 \rho V^2.$$

(34)

P_v — давление в атмосферах на плоскость, движущуюся по перпендикулярному ей направлению со скоростью V м/сек;
 ρ — плотность атмосферы в г/см³;
 V — скорость в м/сек;
 0,02 — коэффициент сопротивления для наибольших из исследованных скоростей;

$$P_0 = 80 \frac{\rho T}{m}.$$

(35)

P_0 — упругость атмосферы в ат;
 T — абсолютная температура;
 ρ — см. формулу (34);
 m — молекулярный вес (средний) газов, составляющих атмосферу.

$$\frac{T}{T_1} = \left(\frac{P}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}}.$$

(36)

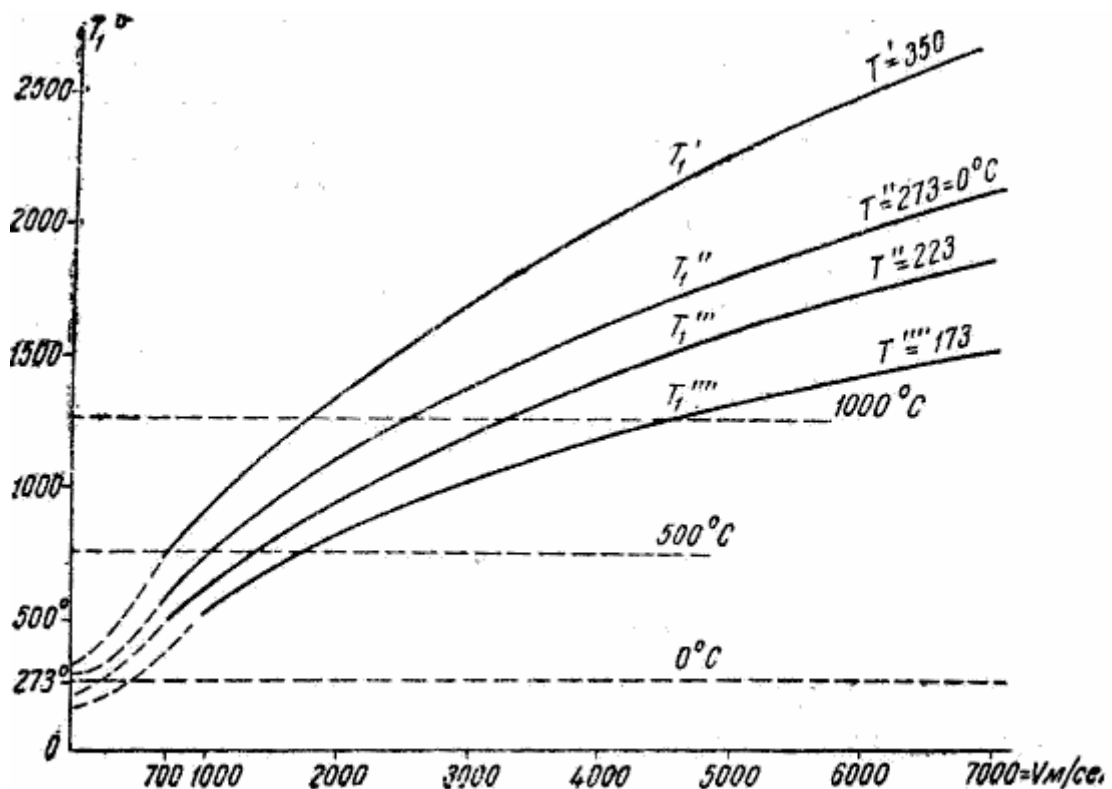
Формула адиабатического сжатия, где $k = 1,41$.

Рассматривая нагревание как результат адиабатического сжатия, получим для скоростей $V > 700$ м/сек, при которых $P_v \gg P_0$

Примечание. В кислородно-азотной атмосфере; для других газов нижний предел применения следующей формулы пропорционален их молекулярной скорости.

$$T_1 = 0,09 T^{\frac{1}{k}} V^{\frac{2(k-1)}{k}} m^{\frac{k-1}{k}} = 0,09 T^{0,71} V^{0,582} m^{0,291}. \quad (37)$$

По этой формуле при $m = 29,3$ составлен график (фиг. 5). Формула дает температуру воздуха перед поверхностью, нормальной к траектории; такая температура будет только перед лобовыми частями ракеты — носом и передней кромкой крыльев, у поверхностей же наклонных давление и соответственно температура будут значительно ниже. Если мы лобовые части оградим каким-либо огнеупорным материалом, то остальные наружные поверхности ракеты, если они будут сделаны из стали, должны выдержать скорости до 4500 м/сек даже и без придания им особой огнеупорности. Расчеты температуры быстро движущихся тел даются нами ниже в гл. IX. Здесь применим второй способ расчета — по формуле (37), но с учетом того благоприятного обстоятельства, что мы в данном случае берем поверхности не нормальные траектории, а с небольшим углом атаки, вследствие чего сжатие воздуха перед ними, а следовательно, и их температура, будут и еще значительно ниже. К моменту приобретения ракетой скорости 4500 м/сек она будет находиться в разреженных слоях атмосферы, и, кроме того (см. стр. 56), отпадает уже надобность в крыльях.



Фиг. 5. $T_1 = T^{0,71} V^{0,532} m^{0,291} 0,09$; $m = 29,3$.

Не менее благоприятные данные мы получим, если станем исходить из того факта, что начиненные гремучей ртутью разрывные пули самопроизвольно в воздухе не разрываются, имея начальную скорость до 700 м/сек и будучи настолько малыми, что за время полета они вполне успели бы прогреться. Температура взрыва гремучей ртути 185°С, так что можно полагать, что пули во всяком случае не нагреваются более, чем на 150° сверх температуры воздуха. Сделаем предположение, что абсолютная температура поверхностей движущегося тела пропорциональна некоторой степени (X) средней (квадратичной) скорости молекул газовой среды относительно этого тела. Тогда, зная, что средняя скорость молекул воздуха при 0°С = 460 м/сек, определяем среднюю скорость тех же молекул относительно пули, летящей со скоростью 700 м/сек:

$$V = \sqrt{460^2 + 700^2} = 837 \text{ м/сек.}$$

Составляем уравнение:

$$\left(\frac{837}{460}\right)^X = \frac{T_1}{T}.$$

Подставляя $T = 300^\circ$ и $T_1 < 450^\circ$, получаем $X < T$. Таким образом получаем формулу:

$$T_1 < T \left(\frac{u^2 + v^2}{u^2}\right)^{0,35}.$$

Примечание. u - средняя скорость молекул, а v — скорость движущегося тела.

По этой формуле при $V = 4500$ м/сек мы получим для $T = 220^\circ = -53^\circ\text{Ц}$, $T_l < 800^\circ\text{Ц}$.

ГЛАВА IX

ПОГАШЕНИЕ СКОРОСТИ ВОЗВРАТА СОПРОТИВЛЕНИЕМ АТМОСФЕРЫ

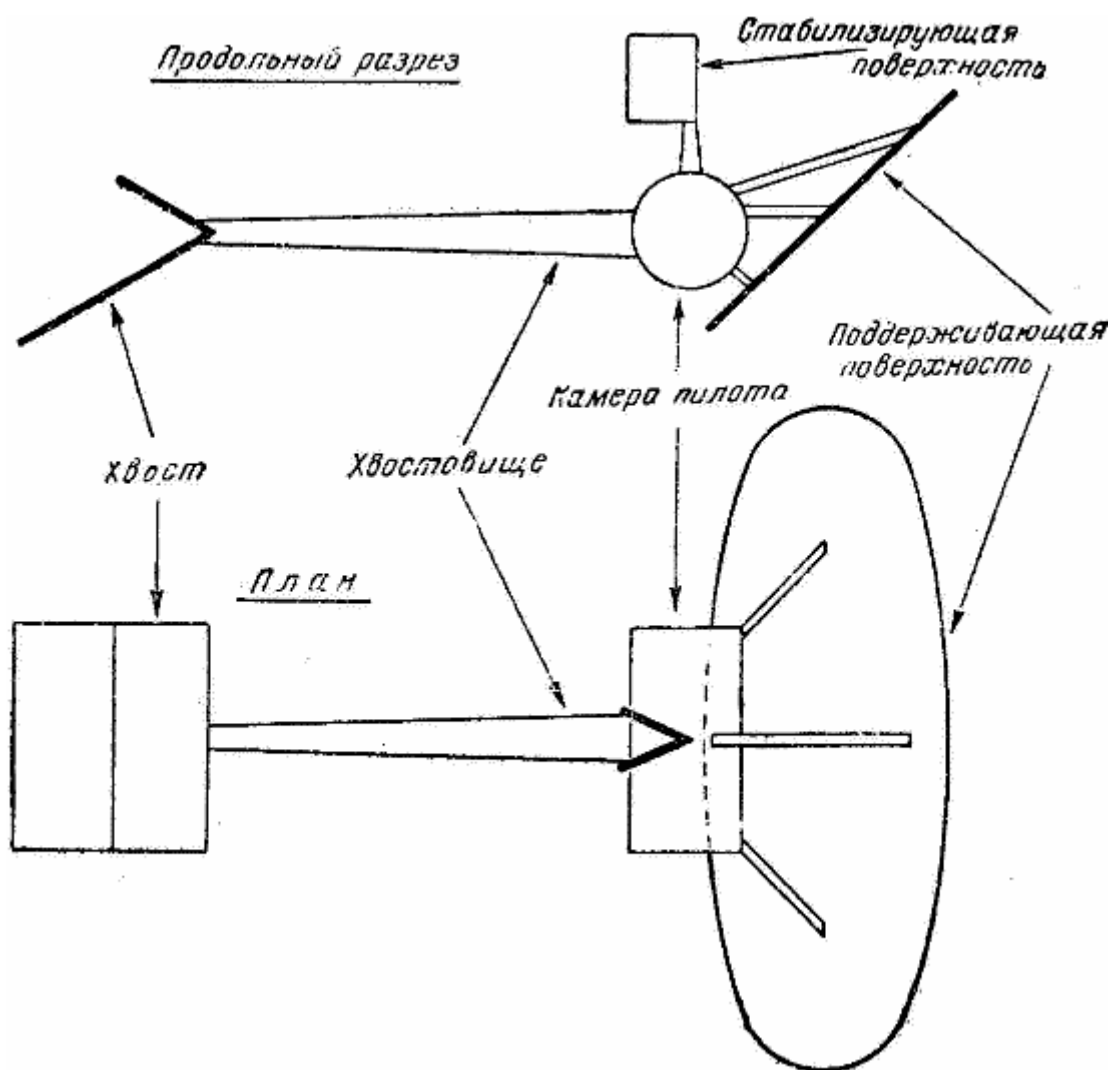
При возвращении на Землю нам придется уменьшить скорость ракеты до нуля,— сопротивление атмосферы, следовательно, будет все время действовать в нашу пользу, и наша задача лишь возможно лучше его использовать и не дать ракете сгореть от движения в атмосфере при скоростях в несколько км/сек. Сопротивлением атмосферы можно воспользоваться двояко: 1) можно погашать сопротивлением атмосферы всю скорость возврата

$$W_B = 11\,185 \text{ м/сек}$$

или же 2) только «круговую скорость», т.е. последние

$$7909 \text{ м/сек} + \alpha = \frac{w}{\sqrt{2}} + \alpha,$$

где α за отсутствием достоверных сведений о верхних слоях атмосферы сейчас точно не определяемая величина в несколько десятков м/сек; последнее технически несколько проще; сначала мы и рассмотрим погашение последних 7909 м/сек + α . Исходным возьмем следующее положение: ракета движется по параболической или вытянутой эллиптической орбите, вершина которой находится на расстоянии 400 — 600 км от земной поверхности в зависимости от того, насколько точно мы сумеем направлять полет ракеты: мы должны быть вполне гарантированы не только от падения ракеты на земную поверхность, но и от зарывания ее в ощутимые слои атмосферы. Дальнейшее преобразование траектории производится применительно к тангенциальному типу ее — лишь в обратном порядке, чем показано на фиг. 1. Каждый раз на участке наибольшего приближения ракета сообщает себе замедление, уменьшая тем эксцентриситет орбиты и оставляя приблизительно на месте ее точку наибольшего приближения. Когда эксцентриситет уменьшится настолько, что уже будет ускользать от наблюдения пилота, ракета будет продолжать сообщать себе небольшие замедления на произвольных участках своей почти круговой орбиты. Каждое замедление должно быть настолько малым, чтобы получающийся эксцентриситет был едва заметен; после каждого замедления орбита вновь проверяется (время оборота вокруг Земли 1½ часа) и, в случае обнаружения сколько-нибудь заметного эксцентриситета, этот последний исправляется небольшим замедлением на участке наибольшего приближения. Таким образом орбита ракеты будет все время сужаться, причем все время поддерживается ее круговая форма в пределах возможной точности наблюдений. Это сужение продолжается до тех пор, пока орбита не окажется в слоях атмосферы такой плотности, что j_p достигнет величины хотя бы 0,1 см/сек². С этого момента функционирование ракеты, как таковой, прекращается и все предметы пропорционального пассива отбрасываются. Конструкция ракеты к этому времени должна быть следующей схемы (фиг. 6):



Фиг.6. Схема снаряда для погашения скорости возврата сопротивлением атмосферы.

1) камера пилота; 2) поддерживающая поверхность эллиптической формы, о конструкции которой будет ниже; большая ось эллипса должна быть перпендикулярна траектории, а малая — наклонна под углом α (около 40°), дающим наибольшую подъемную силу; 3) длинное хвостовище, отходящее от камеры пилота назад под углом α к малой полуоси эллипса поддерживающей поверхности; на конце — хвост в виде двух плоских поверхностей, составляющих двугранный угол около 60° , ребро которого параллельно большой оси эллипса, поддерживающей поверхности, а равноделящая плоскость параллельна траектории; 4) поверхность для автоматического поддержания боковой устойчивости в виде угла, подобного хвосту, но с меньшим раствором (около 45°), расположенного над камерой пилота и обладающего ребром, перпендикулярным траектории и ребру хвоста. Эта поверхность автоматически поддерживает боковое равновесие снаряда, поворачиваясь вправо и влево вокруг своего ребра, будучи управляема гироскопом, находящимся в камере пилота. Ось гироскопа заранее устанавливается параллельно оси вращения Земли. Достичь бокового равновесия снаряда при весьма больших скоростях в разреженных слоях атмосферы чисто аэродинамическим путем, вероятно, не удастся, необходимо поэтому какое-либо автоматически управляемое приспособление, вроде вышеуказанного. Все указанные наружные части должны быть

взяты на ракету при отправлении в разобранном виде и затем собраны до того момента, как орбита пройдет хотя бы своей ближайшей к Земле частью через атмосферу ощутимой плотности. Планероподобный снаряд описанной конструкции (от планера он отличается более всего весьма большим углом атаки, устройством хвоста и приспособлением боковой стабилизации) будет обладать свойством всегда держаться в слоях атмосферы такой плотности, что при данной его скорости вертикальная слагающая давления воздуха на поддерживающую поверхность будет равна кажущейся тяжести снаряда, т.е. избытку его тяжести над развиваемой им центробежной силой, равному:

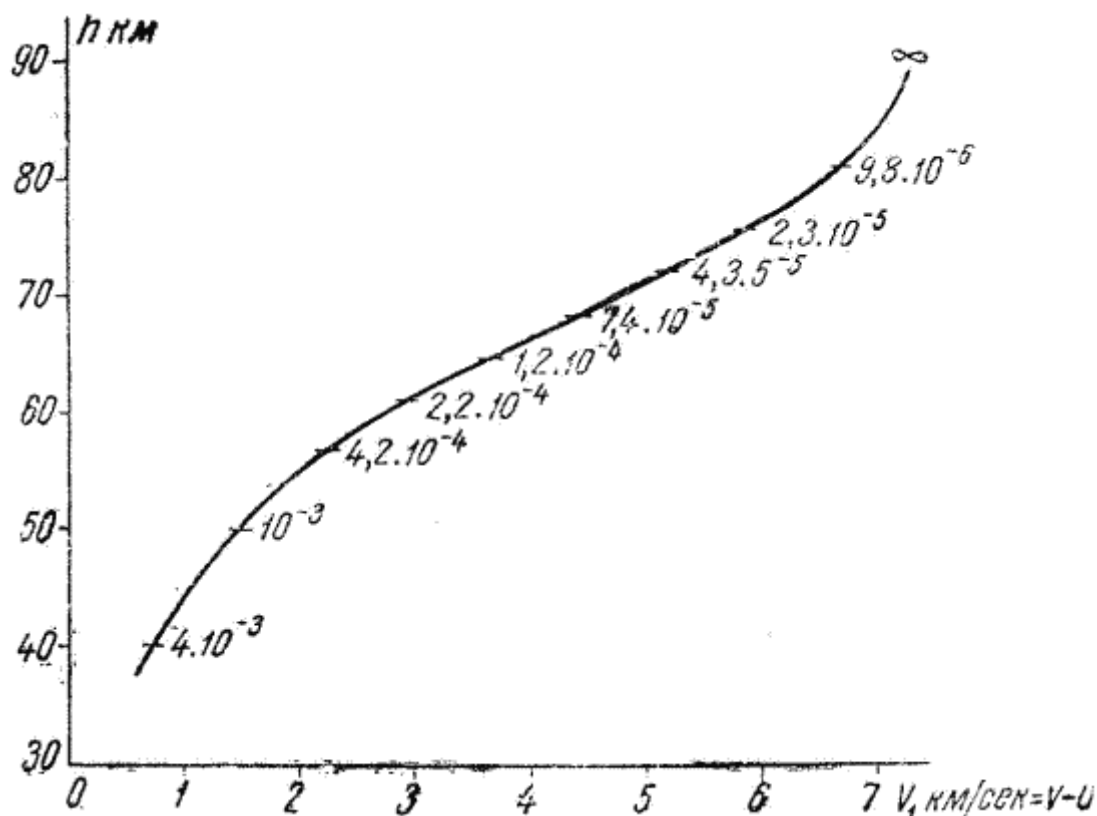
$$K = gM \left(1 - \frac{2V^2}{w^2} \right). \quad (38)$$

Примечание. Мы предполагаем горизонтальное движение по дуге большого круга.

По мере уменьшения скорости снаряда вследствие замедляющего действия атмосферы он будет спускаться в более плотные слои атмосферы, чем и будет поддерживаться равенство между кажущейся тяжестью снаряда и подъемной силой, развиваемой поддерживающей поверхностью. Если мы положим, что возвращение снаряда происходит в экваториальной плоскости по направлению на восток ($V_1 = V - U$), что нагрузка поддерживающейся поверхности равна p кг/м², то согласно формулам (15) и (38) будем иметь:

$$p \left(1 - \frac{2V^2}{w^2} \right) = K (V - U)^2 \Delta c_\alpha, \quad (39)$$

где c_α — функция угла наклона поддерживающей поверхности. Левая часть этого уравнения представляет собою приходящуюся на 1 м² поддерживающей поверхности кажущуюся тяжесть снаряда, а правая — вертикальную слагающую сопротивления атмосферы, т.е. подъемную силу также 1 м³. По этому уравнению при $p = 200$ кг/м², $c_\alpha = 0,7$ ($\alpha = 40^\circ$) и $K = 0,1$ (берем меньшее из экспериментально найденных значений K как менее выгодное ввиду отсутствия данных о столь высоких скоростях) и составлен график (фиг. 7), представляющий изображение функции $h = F(V_1)$ по формулам (39) и (17). Цифры на кривой обозначают отношения $\Delta = \rho_h/\rho_0$, соответствующие значениям V_1 , нанесенным на горизонтальной оси. Часть кривой для $V_1 < 1000$ м/сек не нанесена, так как по причинам, о которых речь будет ниже, она не имеет для нас особого значения.



Фиг. 7. Цифры на кривой обозначают отношения $\Delta = \rho_h/\rho_0$, соответствующие значениям V_1 , нанесенным на горизонтальной оси; h вычислено по значениям Δ согласно формуле (17).

Погашение скорости возврата сопротивлением атмосферы возможно постольку, поскольку снаряд не сгорит в воздухе подобно метеору при тех V и h , какие будут иметь место во время спуска согласно формуле (39). Разовьем это условие: поскольку количество теплоты, отдаваемой (главным образом посредством излучения) поддерживающей поверхностью снаряда при высшей из температур, какую она способна перенести, не будет меньшим того количества тепла, которое она будет получать от находящихся перед нею раскаленных вследствие адиабатического сжатия объемов воздуха при различных комбинациях V и h , отвечающих формуле (39). Мы не можем составить себе точного представления об указанных явлениях за отсутствием точных знаний об явлениях в упругой среде вблизи движущегося тела и об излучительной способности газов при температурах в несколько тысяч градусов. Так как интенсивность излучения растет пропорционально 4-й степени абсолютной температуры, то поверхности снаряда, подверженные действию атмосферы, а именно — прежде всего поддерживающая его поверхность, должны обладать максимальной огнеупорностью, которой следует достичь хотя бы с увеличением веса их квадратного метра, и, следовательно, с уменьшением площади поддерживающей поверхности и увеличением нагрузки ее квадратного метра p . Наиболее рациональной конструкцией поддерживающей хвостовой и стабилизирующей поверхностей представляется следующее: металлический остов, наглухо покрытый черепицей из какого-либо вещества максимальной огнеупорности, как, например, графит, ретортный уголь, известняк, фарфор. Черепица должна находиться со стороны поверхностей, обращенных вперед, и защищать собою металлический остов. Части остова, приходящие в непосредственное соприкосновение с черепицей, должны быть сделаны из одного из наиболее тугоплавких металлов, основа же его может быть из

трубчатой стали, охлаждаемой изнутри водой и водяными парами и защищенной от излучения тыльной стороны черепицы облицовкой из фарфора. Опасности значительного обгорания содержащей углерод черепицы, повидимому, не представляется, так как при скорости снаряда в несколько км/сек успевать вступать в непосредственное соприкосновение с поверхностью его будут молекулы лишь из весьма тонкого прилегающего к ней слоя воздуха. Все же количество воздуха, которое будет лежать в описываемом контуре снаряда объеме во время замедления от $V_1 = 7000$ м/сек и до $V_1 = 2000$ м/сек (опасный промежуток), будет лишь в несколько раз превосходить массу снаряда. При этом весьма вероятно, что на высотах $100 > h > 50$ км атмосфера весьма бедна кислородом, молекулярный вес которого более молекулярного веса азота; опасные же скорости будут иметь место на высотах $100 > h \geq 50$.

Примечание. Опасный период спуска будет продолжаться менее 20 мин.

Ввиду того, что опасные скорости в несколько раз превосходят скорость звука в воздухе, интенсивному действию атмосферы будут подвержены лишь поверхности снаряда, обращенные вперед, а около поверхностей, обращенных назад, будет почти абсолютная пустота в сравнении с плотностью окружающей атмосферы. В частности, в этой пустоте будут находиться металлический остов поверхностей и вся камера пилота, если ее расположить соответствующим образом; последняя должна лишь быть защищена от перегрева излучением тыльной стороны черепицы.

Приблизительное сравнение возможных количеств отдаваемой и получаемой поддерживающей поверхностью теплот говорит за то, что вполне возможен благополучный спуск снаряда на Землю с погашением скорости возврата, начиная с $V = 7909$ м/сек $= w/\sqrt{2}$: мощность работы, совершаемой снарядом над атмосферой [независимо от неточных формул (17) и (15)], достигает максимума Q около $3 \cdot p \cdot 10^{11}$ эрг/сек на 1 м² поддерживающей поверхности при V_1 около 4500 м/сек. Из этой мощности в сторону поддерживающей поверхности будет излучаться менее половины $Q_1 < 1,5 \cdot p \cdot 10^{11}$ эрг/сек, тогда как другая, большая часть будет излучаться сжатыми объемами воздуха в другую сторону — в пространство, если положить, что за время прохождения воздуха мимо поверхности снаряда (в наиболее опасный период полета это время будет не более 0,002 сек.) им будет излучена часть его теплоты, равная qQ , где Q — общее количество приобретенного им при сжатии тепла, то на поддерживающую поверхность придется не более

$$qQ_1 < 1,5 \cdot p \cdot 10^{11} \text{ эрг/сек} \quad (40)$$

мощности излучения.

По формуле Стефан-Больцмана, интенсивность излучения абсолютно черного тела равна $0,57 T^4$ эрг/сек на 1 м² поверхности. Мы берем здесь абсолютно черное тело, так как в предыдущем случае предполагали полное поглощение лучей поддерживающей поверхностью; влияя одинаково на поглощение и излучение, коэффициент поглощения для нас сейчас роли не играет. Если положим $p = 200$ кг/м², что является примерным, довольно вероятным данным, и $T = 3000^\circ = 2730^\circ\text{C}$ (значение, близкое к возможному предельному максимуму), то окажется, что мощность излучения 1 м² поддерживающей поверхности в обе стороны могла бы достичь значения $9,2 \cdot 10^{13}$ эрг/сек, тогда как мощность поглощаемой

энергии будет не больше, чем $3 \cdot 10^{13}$ эрг/сек [формула (40)]. Судя по тому, что газы в цилиндрах двигателей внутреннего сгорания за время порядка 0,1 сек. успевают отдавать стенкам лишь половину своей теплоты, мы можем быть уверены, что величина q имеет значение, выражаемое не более чем сотыми долями единицы. Мы, таким образом, получаем весьма большой запас для уменьшения $T = 3000^\circ$ и для увеличения нагрузки поверхности $p = 200$.

Вот другой расчет температуры поддерживающей поверхности: по формуле (37) для скорости 4,5 км/сек (берем эту скорость как дающую максимум работы сопротивления) температура адиабатически сжатого при начальной температуре 0°Ц воздуха $T_1 = 1800^\circ$. Так как поддерживающая поверхность будет поглощать теплоизлучение, с одной стороны, а сама излучать — обеими своими сторонами, и так как количество излученного тепла должно быть равно количеству поглощенного, то мы имеем уравнение

$$a \cdot T_1^4 = 2b \cdot T_2^4$$

где a и b — коэффициенты, пропорциональные коэффициентам поглощения раскаленных газов и поддерживающей поверхности, и T_2 — искомая температура этой поверхности. Предположив $a = b$ и подставив $T_1 = 1800^\circ$, находим $T_2 = 1500^\circ = 1227^\circ\text{Ц}$. В действительности коэффициент поглощения у твердого тела будет больше, чем у газа, поэтому T_2 будет еще меньшим. Из предыдущих выкладок следует, что облицовка поддерживающей поверхности может быть сделана и из фарфоровой или корундовой черепицы.

После того как скорость снаряда падет до $V_1 = 2000$ м/сек, всякая опасность перегрева отпадает [см. формулу (33) и фиг. 4]. Дальнейшая потеря скорости происходит точно так же вплоть до того момента, как снаряд очутится на высоте 1 — 2 км над уровнем земной поверхности. Так как заранее точно рассчитать место спуска не удастся, а при первых полетах нельзя будет сказать заранее, спустится ли снаряд на море или на сушу, то непосредственная посадка на земную поверхность при скорости V_1 нескольких десятков м/сек представляла бы опасность для жизни пилота; снаряд поэтому должен быть снабжен для завершения спуска парашютом. Если окажется удобным иметь с собой парашют достаточно большой площади, на нем спускается весь снаряд; если же подобный парашют слишком громоздок, то им пользуется лишь один пилот, снаряду же предоставляется садиться самому. Если место спуска приходится на море, то посадка на воду может быть произведена непосредственно с парения. В подобном случае для уменьшения крутизны спуска, а следовательно, и толчка при посадке, заблаговременно на высотах 10 — 20 км должен быть уменьшен угол атаки поддерживающей поверхности посредством поворота хвостовища на некоторый угол вниз. Скорость посадки (горизонтальная) этим будет увеличена, но толчок уменьшен. Для случая маневрирования в воздухе, которое необходимо при спуске на море, хвостовище или сам хвост должны быть устроены управляемыми из камеры пилота. Ввиду возможного спуска на море снаряд должен быть обеспечен всем для успешного плавания: на нем должен быть парус, приспособление для сообщения ему устойчивости на воде, если таковые потребуются, небольшой запас топлива в виде сжиженного болотного газа и легкий маломощный мотор. С этими средствами, пользуясь пассатами, снаряд может добраться до ближайшей земли за неособенно продолжительный промежуток времени, если ранее его не подберет какое-либо судно. Для облегчения плавания поддерживающая поверхность и пр. должны отбрасываться или же обратно разбираться и складываться в камеру.

Для погашения сопротивлением атмосферы всей скорости возврата исходное положение должно быть таким же, как и в первом случае (см. стр. 63). Устройство ракеты — так же, согласно предыдущему, с добавлением того, что ее поддерживающая поверхность обладает переменным углом атаки от $+40^\circ$ до -40° и снабжена автоматически действующим механизмом, который ставит ее под положительным углом атаки, когда ракета зарывается в более глубокие слои атмосферы, под нулевым, когда ракета несется параллельно Земле, и под отрицательным — когда, удаляясь от Земли, ракета попадает в более редкие слои атмосферы. Механизм этот может управляться тягой от специальной небольшой поверхности, выставленной наружу перпендикулярно движению ракеты. Когда встречное давление атмосферы на эту поверхность возрастает, механизм должен действовать в одну сторону — давать поддерживающей поверхности положительный угол атаки; когда же это давление падает, он должен действовать в обратную сторону. Чтобы не подвергать действию атмосферы тыльную сторону поддерживающей поверхности, можно, вместо сообщения ей отрицательного угла атаки, заставлять переворачиваться весь снаряд вокруг его продольной оси.

Осторожно, небольшими замедлениями в точке наибольшего удаления исходного эллипса, орбита ракеты суживается, причем точка наибольшего приближения вступает, наконец, в пределы атмосферы ощутимой плотности. Это вступление должно произойти на таком расстоянии от земной поверхности, чтобы ракета была вполне гарантирована с учетом возможных неточностей в управлении ею и в определении данных ее орбиты от перегрева при скорости ее до 11 км/сек. От этого требования зависит и выбор осей исходного эллипса (чем большая ось меньше, тем точнее может быть вычислена и тоньше передвигаемая к Земле точка наибольшего приближения — в частности, потому, что тем меньше будет сказываться возмущающее действие Луны, но зато тем большую часть W_B придется предварительно погасить чисто ракетным способом). С момента вступления участка наибольшего приближения в разреженные слои атмосферы начинается прохождение ракетою траектории, совершенно аналогичной траектории предварительной (внешней по отношению к атмосфере) фазы возвращения при погашении сопротивлением атмосферы $w/\sqrt{2} + \alpha$ до перехода на круговую орбиту (см. стр. 69), с той разницей, что замедлителем на участке наибольшего приближения будет являться не ракетное действие, а сопротивление разреженных слоев атмосферы, которые ракета будет пересекать повторно несколько раз при все уменьшающейся большой оси ее орбиты. Автоматически-переменный угол атаки поддерживающей поверхности будет играть при этом следующую роль: при углублении в атмосферу, когда давление на контрольную поверхность будет возрастать, угол атаки положителен, и поддерживающая поверхность своим действием мешает приближению ракеты к Земле — удерживает ее в более разреженных слоях атмосферы, нежели те, в какие бы ракета в противном случае проникла. Когда ракета начинает выходить из атмосферы и давление на контрольную поверхность падает, угол атаки отрицателен и поддерживающая поверхность мешает удалению ракеты от Земли — этим достигается выход из атмосферных слоев под меньшим углом к ним, а следовательно, под меньшим углом и следующее вступление в них и менее глубокое зарывание в атмосферу при следующем прохождении участка наибольшего приближения. Таким образом переменным углом атаки поддерживающей поверхности достигается удаление от Земли в самые разреженные слои атмосферы участка наибольшего приближения, начиная от первого вступления орбиты в пределы атмосферы ощутимой плотности и до перехода ракеты вследствие замедляющего действия атмосферы на круговую (собственно спиральную) орбиту, целиком уже находящуюся в пределах атмосферы, после чего дальнейший спуск происходит совершенно тождественно

таковому же при погашении скорости возврата сопротивлением атмосферы по первому способу. Таким образом по второму способу мы погашаем сопротивлением атмосферы не $7909 \text{ м/сек} + \alpha$, а $11\,185 \text{ м/сек} - \beta$, где β — ракетное замедление, расходуемое для перехода с T_c на исходный эллипс и на введение точки наибольшего приближения исходного эллипса в пределы атмосферы. β — величина, теоретически могущая быть сколь угодно малой, практически определяется точностью управления ракетой и точностью вычисления данных ее орбиты. Приблизительно, считая толщину атмосферы ничтожной в сравнении с радиусом Земли

$$\beta = \sqrt{2 \frac{R}{r_1}} \sqrt{Rg} \left(1 - \sqrt{\frac{r}{r+r_1}} \right) + \sqrt{2 \frac{R}{r}} \sqrt{Rg} \left(\sqrt{\frac{r_1}{r+r_1}} - \sqrt{\frac{R}{R+r}} \right)$$

где R — радиус Земли, r_1 — расстояние до центра Земли точки наибольшего приближения (перигея) исходного эллипса, r — соответствующее расстояние точки наибольшего удаления (апогея). Первый член представляет собою ракетное замедление, необходимое для перехода с T_c на исходный эллипс; второй член — замедление, необходимое для введения в пределы атмосферы перигея исходного эллипса. Если, положим, примерные данные $r_1 = 2R$ и $r = 20R$, то получим β около $0,05 \sqrt{2Rg} = 0,05w =$ около 550 м/сек . Таким образом мы сможем погасить сопротивлением атмосферы из W_B часть, равную $10\,630 \text{ м/сек}$, и W становится равной $12\,550 \text{ м/сек}$ (см. стр. 63).

ГЛАВА X

МЕЖПЛАНЕТНАЯ БАЗА И РАКЕТО-Артиллерийское снабжение¹

¹Автор, к сожалению, не имел под руками справок о зрительной способности современных телескопов и вопрос о сигнализации при «ракетно-артиллерийском снабжении» должен был разрабатывать на основании не вполне достоверных данных, какие ему сохранила память.

Скорости, меньшие половины скорости истечения u применяемой химической группы, т.е., приблизительно, скорости до 2500 м/сек, если исключить нефтевоздушную группу (см. стр. 24), более экономно в смысле расхода вещества и материалов (на предметы m_1) могли бы быть развиваемы артиллерийским путем, но человек совершенно неспособен к перенесению артиллерийских ускорений. Поэтому желательно было бы установить доставку заряда и всех предметов пассива, способных переносить без вреда для себя ускорения в несколько тысяч м/сек (при соответствующей упаковке — все, кроме тонких приборов), в межпланетное пространство ракетно-артиллерийским способом отдельно от человека. При ракетно-артиллерийском транспортировании грузов в межпланетное пространство мы получили бы экономию веществ заряда до 50%. Трудность подобного способа снабжения заключается в трудности разыскания в пространстве такого относительно ничтожного тела, как выпущенная с Земли снаряд-ракета. Для того времени, когда полеты будут совершаться более или менее регулярно, можно предложить следующий способ их организации и снабжения, дающий большую экономию материальных средств.

С Земли отправляется ракета большой массы с запасом актива для развития W около 12 000 м/сек. Конечная масса M_k этой ракеты вследствие меньшей требуемой W будет в $\sqrt{n_1}$ раз больше той конечной массы, какую могла обладать ракета той же массы M_0 , но рассчитанная для полёта с возвращением на Землю без погашения скорости возврата сопротивлением атмосферы (см. стр. 24). Эта ракета становится спутником Луны с такою возможно большею орбитой, чтобы только не подвергаться опасности быть обратно притянутой к себе Землею, после чего она разворачивает большую сигнальную площадь из материала, обладающего возможно большим отношением отражательной способности видимых лучей к весу его квадратного метра. Развернутая площадь может достигать и сотен тысяч квадратных метров, так как при толщине материала 0,1 мм и абсолютной плотности, равной единице, 1 т его дает 10 000 м²; эта площадь будет свободно различима и разыскиваема земными обсерваториями. Около этой сигнальной площади и должна быть образована межпланетная база для полетов по солнечной системе. Обладание базой, независимо от ракетно-артиллерийского снабжения ее, даст ту большую выгоду, что мы не

должны будем при каждом полете транспортировать с Земли в межпланетное пространство и обратно материалы, инструменты, машины и людей с камерами для них, равно как не должны будем и бросать где-либо предметы первых категорий, чтобы не расходоваться на обратную их доставку на Землю. Склад всего этого будет на базе, полеты же с базы куда-либо и обратно будут требовать материальных затрат, в $\sqrt{n}$ раз меньших, нежели подобный же полет с Земли. Ракеты с Земли в межпланетное пространство будут направляться лишь для снабжения базы и смены через более или менее продолжительные промежутки времени одной бригады людей другой. Если же удастся ракетно-артиллерийское снабжение, то сверх этого мы получаем экономию около 50% расходов по доставке снабжения в межпланетное пространство на базу.

Первоначально на базе должны быть: 1. люди — минимум 3 чел. с камерой для них и всем необходимым для их существования; 2. сильный телескоп (рефлектор, как могущий быть более легким при том же диаметре); 3. небольшая ракета для 2 чел. с запасом топлива на $W = 2000$ м/сек и с двумя телескопами последовательно, меньшей силы, но большего поля зрения, чем большой телескоп базы.

Для предотвращения качаний базы, могущих мешать наблюдениям в большой астрономический инструмент, массу ее следует разделить на четыре части, расположив их по вершинам тетраэдра и соединив между собою алюминиевыми фермами (большой прочности, а следовательно, и большой массы от этих ферм не требуется, так как никакие внешние силы на базу действовать не будут и сила тяжести в ней ощущаться не будет). Сконструированная подобным образом база будет обладать несравненно большим моментом инерции относительно любой оси и соответственно большей устойчивостью в пространстве. Если на людях будет тяжело отражаться продолжительное отсутствие кажущейся тяжести, то впоследствии с описанным тетраэдром может быть связана лишь камера для наблюдений в телескоп; жилое же помещение может быть устроено отдельно и соединено тросом длиною в несколько десятков метров с противовесом. Если этой системе сообщить вращение вокруг общего центра тяжести, то появится центростремительное ускорение, которое будет ощущаться так же, как сила тяжести на Земле. Для того чтобы можно было придать жилому помещению возможно больший объем при той же массе, необходимо по возможности понизить давление воздуха внутри его. С этой целью следует произвести эксперименты относительно существования людей в воздухе меньшей плотности, чем тот, которым мы дышим, но с большим процентным содержанием кислорода.

Связь Земли с базой осуществляется посредством световых сигналов — прожектора большой силы с малым углом рассеяния и установленного на Земле в месте, известном базе; сигналы этого прожектора должны быть заметны в большой телескоп базы. Связь базы с Землей может быть осуществлена посредством легкого металлического зеркала большой площади, направленного таким образом, чтобы солнечные лучи отражались по направлению какой-либо из обсерваторий Земли. Площадь этого зеркала не должна быть слишком большой, чтобы сигналы были заметны в большой телескоп.

Примечание. Рациональная конструкция зеркала: тонкий плоский зеркальный металлический лист, натянутый на легкий металлический дуралюминовый остов.

Ракето-артиллерийская доставка грузов на базу производится следующим образом.

В сообщенное, или заранее условленное, время из орудия, о котором будет сказано ниже, производится с Земли выстрел снарядо-ракетой с запасом снабжения для базы. Полет снарядо-ракеты рассчитывается таким образом, чтобы она должна была попасть в базу; так как в действительности подобная точность невозможна, то путь снарядо-ракеты пройдет на расстоянии тысяч или сотен километров от базы. Относительная скорость ракеты и базы в момент их наибольшего приближения друг к другу должна быть наименьшей, следовательно, момент наибольшего приближения снарядо-ракеты к базе должен совпадать с моментом наибольшего удаления базы от Земли. Орбита снарядо-ракеты относительно Луны должна быть гиперболической с возможно меньшим углом раствора асимптот. С момента выстрела снарядо-ракетою периодически подаются световые сигналы, которыми могут служить взрывы смеси магния и селитры. Период от сигнала до сигнала должен быть таков, чтобы за это время снарядо-ракета не могла выйти из поля зрения большого телескопа базы, так как в случае утери им снаряда-ракеты обратное ее нахождение было бы невозможно иначе, как при помощи счастливого случая. По прохождении снарядо-ракетою ее J_j ею автоматически разворачивается сигнальная поверхность из легкой белой ткани, аналогично таковой же поверхности базы. С момента выстрела большой телескоп базы, заранее направленный в точку, откуда должен быть произведен выстрел, не выпускает из своего поля зрения снарядо-ракету, следя за нею по ее сигналам на протяжении J_j , а в дальнейшем — по сигнальной площади. За некоторое время до наибольшего приближения снаряда-ракеты к базе, когда первая уже будет свободно различима в больший из двух инструментов имеющейся при базе ракеты, эта последняя направляется навстречу к снарядо-ракете, приближается к ней и, сведя относительную скорость до нуля, закрепляет и буксирует к базе, пользуясь, если нужно, имеющимися на снарядо-ракете запасами топлива.

Так как на снарядо-ракете должны быть некоторые приборы и механизмы, в собранном виде неспособные благополучно переносить ускорения в несколько десятков тысяч m/sec^2 , то орудие для выстрела снарядо-ракетой должно обладать большою длиною, примерно в 2 км. При такой длине необходимая величина ускорения падает примерно до 100 g. Специально рассчитанные механизмы подобное ускорение выдержать еще могут. Орудием может служить тоннель в твердой каменной породе; для сообщения движению снаряда строгой прямолинейности вдоль всего тоннеля по квадрантам должны быть проложены четыре тщательно выверенные направляющие металлические полосы, отделка же промежуточных полей может быть и довольно грубой. Вследствие большой длины орудия и соответственно меньшего давления газов в нем, чем в современных артиллерийских орудиях, и вследствие большого поперечного сечения прорыв газов через щель 1 — 2 мм, между стенками тоннеля и снарядом, не будет значительным в сравнении с общим их количеством.

ГЛАВА XI

УПРАВЛЕНИЕ РАКЕТОЙ, ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ И ОРИЕНТИРОВОЧНЫЕ ПРИБОРЫ

Для управления ракетой и ориентирования команды должны иметься следующие приборы:

1. Указатель кажущейся внутри ракеты тяжести, построенный по принципу пружинных весов с подвешенным грузом; указательная стрелка будет непосредственно показывать величину кажущейся тяжести. К указателю должен быть пристроен вращающийся барабан для записи его показаний. Площадь, ограниченная получающейся кривой, будет выражать

$$\int_0^t (J_0 - j_p) dt = W - J_c$$

С этим указателем должно быть связано автоматическое управление расходом топлива, чтобы на протяжении J_j ускорение J_0 держалось требуемого значения, равного J_{max} . Подобных указателей должно быть два: один для больших ускорений до J_{max} включительно, другой — для малых от 0,01 до 10 см/сек². Первый указатель будет служить на J_j при отправлении и во время остального полета, второй — при вступлении орбиты ракеты в атмосферу при возвращении. Измерение одним и тем же прибором ускорений в 1000 см/сек² и замедлений 0,01 см/сек² было бы нецелесообразным.

2. Указатель сопротивления атмосферы в виде выставленной из ракеты наружу пластинки, соединенной тягами с внутренностью ракеты. Вследствие трения в шарнирах подобный прибор для определения сопротивления атмосферы при начале вступления в нее ракеты

вместо показателя первого употреблен быть не может, так как он не может обладать достаточной чувствительностью.

3. Указатель массы ракеты, дающий свои показания в зависимости от показаний приборов, учитывающих расход топлива. Соединив указатели второй и третий, мы получим указатель замедления силою сопротивления атмосферы. Соединив этот последний указатель с первым, мы получим указатель собственного ускорения ракеты J_0 ; интеграл записи последнего даст величину израсходованной W .

Для автоматического устранения вращения ракеты вокруг ее продольной оси, могущего получиться вследствие ничтожных, случайных неправильностей конструкции ракеты, в ней должен быть гироскоп с осью, перпендикулярной оси ракеты. Ось этого гироскопа должна быть свободна и своими движениями относительно тела ракеты управлять поворачивающимися поверхностями, поставленными в газовую струю. Для сообщения автоматической устойчивости или автоматического наперед заданного вращения продольной оси ракеты должен иметься второй гироскоп с осью, параллельной оси ракеты, управляющий другими поворачивающимися в газовой струе поверхностями.

Для ориентирования пилота должны быть выработаны специальные типы астрономических приборов и методы для наиболее быстрого и точного определения места нахождения ракеты и данных ее орбиты относительно Земли. Эти определения имеют наибольшее значение и требуют наибольшей точности перед погашением скорости возврата сопротивлением атмосферы. Для сообщения осям ракеты большей устойчивости во время ее свободного полета в безвоздушном пространстве можно принять меры, аналогичные указанным на стр. 73.

ГЛАВА XII

ОБЩИЕ ПЕРСПЕКТИВЫ

Основным фактором, определяющим перспективы завоевания мировых пространств, по крайней мере, в первой исследовательской его фазе, является величина нагруженности пассива, т.е. n , так как этой величиной определяется экономическая сторона дела, которая теоретически особых затруднений не представляет. Количество расходуемого при полетах топлива, а следовательно, и приблизительная стоимость полетов (при утилизации предметов пропорционального пассива, см. стр. 24) пропорциональны величине $(n - 1)$. В таблице (стр. 24) приведены значения n , соответствующие полной теплопроизводительности различных химических групп и ракетным скоростям $W_1 = 22\,370$ м/сек и $W_2 = 14\,460$ м/сек. Первая скорость соответствует полету с Земли в межпланетное пространство и обратно без погашения скорости возврата сопротивлением атмосферы, вторая — тому же полету с погашением последних 7900 м/сек скорости возврата сопротивлением атмосферы. Мы до соответствующих экспериментов не знаем значений коэффициента полезного действия ракеты и не знаем того, какие именно химические группы и в каком процентном отношении окажется выгоднее всего применять. Пока примем для приблизительных подсчетов за среднее для всего полета значение коэффициента полезного действия ракеты $0,8$, являющееся довольно вероятным, согласно предположительным выкладкам, которых мы здесь приводить не будем, и данным о работе раскаленных газов в двигателях внутреннего сгорания. За среднее значение полной теплопроизводительности примем $3,3$ ккал/г. При этих данных мы будем иметь $u = 4700$ м/сек¹;

¹Скорость истечения $u = 4700$ м/сек сильно преувеличена против действительно возможной. (Прим. ред.). эту предположительную величину скорости истечения за отсутствием пока возможности иметь более достоверные ее значения мы и положим в основание последующих расчетов, полагая, что ошибка при вычислении n не превзойдет в ту или другую сторону множителя n 1/10. Ввиду выясненной нами в гл. VIII относительной незначительности скорости L_s мы будем полагать $W_y = 12\,000$ м/сек, пренебрегая разницей, точное значение и даже знак которой нам сейчас неизвестны и которая, вероятно, будет в нашу пользу (см. гл. VIII).

При таких данных к при обязательном условии утилизации предметов m_I (в том случае, если придется применить несколько комплектную систему — см. гл. V) для чисто ракетного полета с Земли в межпланетное пространство с возвращением на Землю без погашения скорости возврата сопротивлением атмосферы мы будем по формуле (4) иметь $n = 120$, т.е. около 120 весовых единиц топлива на одну весовую единицу полезного груза, причем значительная часть первого — в виде жидкого кислорода или озона, другая часть — в виде жидких CH_4 , C_2H_2 , SiH_4 , BH_3 и одна не очень малая часть, равная $q\mu$, в виде металлических (главным образом дуралюминовых) изделий самого высокого качества: это предметы m_I . Наиболее дешевая нефтяная группа заряда будет иметь применение также, но применение это, выгодное, несмотря на требуемое при нем увеличение массы топлива, значительно сокращается тем, что соответственно росту массы топлива должна расти и масса самой дорогой из расходующихся частей ракеты m_I — ее пропорциональный пассив. Для полета при тех же условиях и данных с остановкой на Луне $n = 1000$; то же самое с остановкой на Марсе $n = 3000$ (при применении тангенциального типа траектории, продолженного до получения требуемой гиперболической скорости относительно Земли). Последние цифры могут быть с некоторой выгодой уменьшены преимущественным применением более дорогих и теплопроизводительных групп — борной и бороводородной. Подобные перспективы нельзя было бы назвать удовлетворительными: каждый полет требовал бы огромных материальных затрат, причем совершенно отсутствовала бы из-за той же экономической стороны дела возможность брать с собою сколько-нибудь тяжелые грузы, материалы, машины. Даже транспортирование большого современного астрономического инструмента потребовало бы колоссальных затрат.

Ключом к действительному овладению мировыми пространствами являются: первоначально — погашение скорости возврата сопротивлением атмосферы (гл. IX), а затем — устройство межпланетной базы (гл. X) и, если удастся необходимая световая сигнализация, — ракетно-артиллерийское снабжение межпланетной базы. Погашение скорости возврата сопротивлением атмосферы по первому способу, уменьшая W до 14 460 м/сек, в шесть раз понижает n для всех полетов: с Земли в межпланетное пространство и обратно $n = 20$; то же с остановкой на Луне $n = 160$ и то же с остановкой на Марсе $n = 500$ и в 12 раз уменьшает n , при погашении: по второму способу, когда будем иметь $W = 12\,500$ м/сек и, соответственно $n_z = 10$, $n_l = 80$; $n_m = 250^*$.

^{*}Здесь n_z , n_l , n_m величины n для Земли, Луны и Марса. (Прим. ред.). Уменьшение n при этом может быть с выгодой сочетано с применением в большем относительном количестве дешевой нефтяной группы топлива и с меньшим расходом в качестве топлива предметов пропорционального пассива.

Для тех же полетов с межпланетной базы мы имели бы значения n еще в 11 раз меньше $n_z = 2$ (возвращение с базы на Землю); при значении n , столь близком к единице, мы уже не должны пренебрегать разницей между n и $(n - 1)$; $n - 1 = 1$ в данном случае, т.е. одна единица топлива на одну единицу полезного груза.

Примечание. Это при погашении скорости возврата по первому способу; при втором же способе погашения возврат на Землю требует совсем незначительного количества топлива.

$n_{\text{л}} = 15$; $n_{\text{м}} = 45$; доставка грузов с базы без возвращения обратно обходилась бы: на Луну $n = 4$ и на Марс $n = 7$.

Доставка грузов с Земли на базу чисто ракетным способом $n = 11$; ракета-артиллерийским $n = 7$; при значении $n < 20$, по всей вероятности, с большей экономической выгодой мы могли бы пользоваться одной лишь дешевой нефтяной группой; при $n = 10 - 15$ устраняется необходимость расходования предметов пропорционального пассива. При подобных условиях ценные грузы — материалы высокого качества и машины — с доставкой на Луну и даже Марс обходились бы немногим дороже, чем на Земле. Мы все время предполагали, что посадка на Марс производится без помощи погашения скорости возврата сопротивлением его атмосферы. Между тем, на Марсе имеется довольно, видимо, плотная атмосфера, сопротивление которой могло бы быть использовано ракетой для планирующего спуска так же, как и в гл. IX указано для Земли. Сила тяжести на поверхности Марса втрое меньше, а скорость $W_{\text{м}}$ — вдвое с лишним меньше, чем у Земли; мощность работы планирующей ракеты над атмосферой Марса в момент достижения ею максимума будет, следовательно, в шесть раз меньшею, чем при планировании в земной атмосфере, вследствие чего опасность нагрева поверхностей ракеты совершенно исключается. Остается лишь опасность со стороны неизвестного нам устройства поверхности Марса и со стороны предполагаемых на нем обитателей. При спуске на Марс с погашением скорости возврата сопротивлением его атмосферы доставка грузов на Марс обходилась бы приблизительно столько же, как и на Луну, которая плотной атмосферы лишена.

ГЛАВА XIII

ЭКСПЕРИМЕНТЫ И ИССЛЕДОВАНИЯ

Ввиду недостаточности наших познаний в некоторых областях и отсутствия опыта в конструировании ракет для больших скоростей, перед тем как приступить к постройке или проектированию ракет для полетов в межпланетное пространство, необходимо произвести некоторые научные и технические исследования; из них главные:

I. Исследования функционирования камеры сгорания и сопла ракеты в средах различной плотности и упругости; нахождение наилучших конструкций камеры сгорания и сопла; нахождение наивыгоднейших форм и длины сопла; способов введения топлива в камеру сгорания, соотношений между секундным расходом, размерами камеры сгорания и поперечным сечением сопла.

Исследования функционирования ракеты в атмосфере малой упругости можно производить, выведя сопло небольшой модели в камеру, из которой газы откачиваются насосом большой объемной производительности. Для уменьшения давления без дальнейшего увеличения размеров эвакуирующего насоса в камере должен быть устроен густой водяной душ, который будет сгущать все составные части продуктов сгорания, кроме углекислоты, а последнюю будет охлаждать, чем откачивание будет весьма

облегчено. Для еще больших разрежений можно применять химические группы, которые вовсе не дают углекислоты в продуктах сгорания; впрочем, при упругости в камере, равной $0,01 \text{ ат}$, функционирование ракеты будет уже мало отличаться от такового в пустоте.

II. Нахождение наилучших конструкций для всех предметов пропорционального пассива и способов утилизации их в качестве компонента топлива.

III. Исследование и налаживание производства компонентов топлива, до сих пор фабричным способом не производимых, как, например, жидких.

IV. Нахождение наилучших конструкций камеры для людей и всех приборов для ее обслуживания.

V. Нахождение наилучших конструкций приборов автоматического управления и ориентирования.

VI. Исследования выносливости человеческого организма по отношению к механическому ускорению и по отношению к жизни в воздухе меньшего давления, но с большим содержанием кислорода.

VII. Нахождение лучших методов и типов астрономических инструментов для быстрого ориентирования пилота относительно точки нахождения ракеты и данных ее орбиты. Тщательное упражнение в подобных определениях летного состава в искусственной обстановке. Вместо Земли или иного небесного тела, должно быть сооружено большое полушарие, около которого по спокойной воде на медленнодвигающемся устойчивом плоту должны плавать упражняющиеся, помещенные в камеру таких же размеров и устройства, какая будет на ракете.

VIII. Исследование атмосферы на высотах до 100 км может быть произведено посредством снарядов или снарядов-ракет, выпускаемых из обычных большого размера (морских) артиллерийских орудий. По достижении высшей точки снаряд должен автоматически выбросить большой, по возможности, парашют из легкой белой ткани с небольшим привешенным к нему грузиком. Наблюдая с Земли за скоростью падения этого парашюта, мы составим себе представление о плотности атмосферы на различных высотах. Если мы снабдим парашют вместо груза прибором, автоматически забирающим пробу воздуха, то сможем составить себе точное во всех отношениях представление о данных атмосферы на различных высотах.

IX. Исследование нагревания поверхностей движущихся тел и сопротивления атмосферы значительной плотности ($\rho = \rho_0$). Это исследование для меньших скоростей можно произвести посредством снарядов, а для больших — посредством снарядов-ракет, выпускаемых из артиллерийских орудий под небольшим углом к горизонту с таким расчетом, чтобы они падали в воду, откуда могли бы быть извлечены. Поверхность этих снарядов нужно покрывать веществами различной тугоплавкости, изолировав их от металлического тела снаряда слоем фарфора. По виду этой поверхности снаряда после совершенного им полета мы сможем судить о максимальной температуре нагрева.

Х. Исследование нагревания поверхности тел при больших скоростях движения в разреженной атмосфере (к гл. IX), а равно исследования сопротивления атмосферы при больших скоростях и исследование выносливости различных конструкций, поддерживающих поверхностей, производится посредством полетов пробных небольших — до 10 *m* моделей ракеты. Начало траектории этих пробных полетов рассчитывается, как T_y для полета в межпланетное пространство, но к достижению высоты от 60 до 100 км (в зависимости от метеорологических данных исследования VIII) траектория должна автоматически принять направление, и по израсходовании топлива ракета производит планирующий спуск на своей поддерживающей поверхности.

Во время подъема угол атаки поддерживающей поверхности — угол между ее малой осью и хвостовищем — должен быть невелик и постепенно возрастать до полной величины (около 40°) к моменту израсходования снаряда. Для определения максимальной температуры нагрева поверхности ракеты может быть применен тот же метод, что в исследовании гл. IX. Для автоматизации управления в пробных ракетах должны быть оба гироскопа, какие полагаются и в настоящей ракете (см. гл. X). Эти пробные полеты должны производиться с постепенно возрастающим максимумом V_I к моменту израсходования топлива; для них может служить одна и та же ракета. В качестве топлива может быть применена одна лишь нефтяная группа при $n < 6$. После того как максимум V достигнет значения 7500 м/сек и пробная модель будет благополучно опускаться в нижние слои атмосферы, можно по испытании предметов пропорционального пассива соответствующих размеров перейти прямо к полету с людьми в межпланетное пространство с облетанием, например, Луны с неизвестной нам обратной ее стороны.

Отредактировано by Lindalance.

