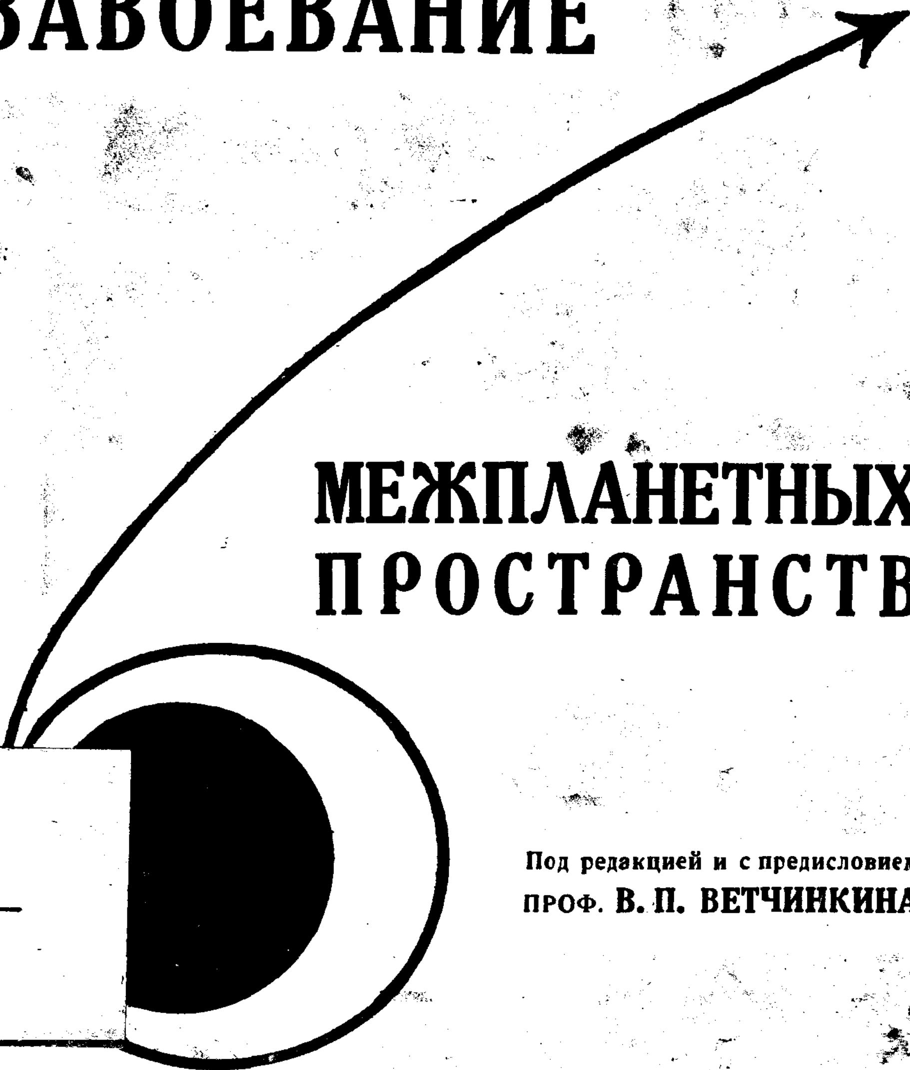
Ю. КОНДРАТЮК

ЗАВОЕВАНИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПРОСТРАНСТВ



Под редакцией и с предисловием
проф. В. П. ВЕТЧИНКИНА

Юр. КОНДРАТЮК

ЗАВОЕВАНИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПРОСТРАНСТВ

Под редакцией проф.
В. П. ВЕТЧИНКИНА

ИЗДАНИЕ АВТОРА
НОВОСИБИРСК, ул. Державина, 7
1929

ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА

Предлагаемая книжка Ю. В. КОНДРАТЮКА, несомненно, представляет наиболее полное исследование по межпланетным путешествиям из всех писавшихся в русской и иностранной литературе до последнего времени. Все исследования проделаны автором совершенно самостоятельно, на основании единственного полученного им сведения, что на ракете можно вылететь не только за пределы земной атмосферы, но и за предел земного тяготения. В книжке освещены с исчерпывающей полнотой все вопросы, затронутые и в других сочинениях, и, кроме того, разрешен целый ряд новых вопросов первостепенной важности, о которых другие авторы не упоминают. К числу последних относятся:

1. Предложение пользоваться горением различных веществ в озоне, а не в кислороде, что повышает теплоту горения.

2. Предложение пользоваться твердыми горючими (литий, бор, аллюминий, магний, силиций) в дополнение к газообразным, как для повышения теплоты сгорания, так и для применения сжигаемых баков, которые после опорожнения от жидкого горючего сами обрабатываются и направляются в печь. Такое же предложение было высказано инженером Ф. А. ЦАНДЕРОМ на докладе в теоретической секции Московского общества любителей астрономии в декабре 1923 г., но в рукописи Ю. В. КОНДРАТЮКА это предложение фигурировало раньше доклада ЦАНДЕРА.

3. Он первый дал формулу, учитывающую влияние веса баков для горючего и кислорода (пропорциональный пассив по терминологии автора) на общий вес ракеты, и доказал, что ракета, не сбрасывающая и не сжигающая своих баков во время движения, вылететь за пределы земного тяготения не может.

4. Ему же принадлежит предложение делать ракету с крыльями и летать на ней в воздухе, как на аэроплане. В иностранных работах подобное предложение отсутствует вовсе (там вместо него фигурируют парашюты для спуска на землю), а в русских работах — было высказано Ф. А. ЦАНДЕРОМ на том же заседании и затем напечатано К. Э. Циолковским — все же после того, как появилось в рукописи автора. Но исследование Ю. В. КОНДРАТЮКА идет далее, так как он не только указывает на необходимость применения крыльев, но и приводит довольно подробное исследование, при каких ускорениях крылья будут полезны, какие при этом будут углы наклона траектории ракеты к горизонту, и дает наивыгоднейшую силу реак-

ции ракеты при полете в воздухе; она оказывается порядка первоначального веса ракеты.

Вообще динамика взлета ракеты представляет труднейшую часть вопроса, и Ю. В. КОНДРАТЮК разрешил ее с наибольшей полнотой сравнительно со всеми другими авторами.

Здесь же приведено исследование нагревания передней части ракеты о воздух с учетом как адиабатического сжатия воздуха, так и лучеиспускания поверхности ракеты и самого нагретого воздуха. Этим вопросом также никто не занимался.

При этом все числа даны у Ю. В. КОНДРАТЮКА, хотя и довольно грубо (об этом он сам упоминает в предисловии), 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 отдает чистой фантазией поэта, у Ю. В. КОНДРАТЮКА поставлен вполне основательно, с большим предвидением технической и ориентировочной стороны дела; и самая база мыслится им, как спутник не Земли (как у всех остальных авторов), а Луны, что в значительно большей 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.

Книжка написана совершенно своеобразным языком, с своеобразными обозначениями, и настолько сжато, что прочесть ее без затруднения можно, лишь доверяя заключениям автора и отсутствию опечаток. Интересуясь результатами своих исследований, автор опустил в тексте почти все выводы и сохранил только окончательные формулы, вывод которых не всегда элементарен и требует иногда большого напряжения мысли и вполне ясного понимания механической сущности трактуемых вопросов.

Некоторые из формул мы снабжаем своими примечаниями, облегчающими чтение и уточняющими результат; но существенных исправлений результатов автора или дополнений к ним не получилось, так как в основе все решено правильно, а точность до сотых долей не нужна там, где не ясны десятые.

Принимая во внимание, что Ю. В. КОНДРАТЮК не получил высшего образования и до всего дошел совершенно самостоятельно, можно лишь удивляться талантливости и широте взглядов русских механиков-самоучек.

Предлагаемая книжка будет служить настольным справочником для всех, занимающихся вопросами ракетного полета.

Профессор В. ВЕТЧИНКИН.

Москва, 4/XII-27 г.

ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРА

Настоящая работа в своих основных частях была написана в 1916 г., после чего 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 при том, 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., при чем 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 с второй частью статьи инженера ЦИОЛКОВСКОГО, помещенной в журнале за 1912 год.

Многие из приводимых в этой работе формул и почти все цифры даны с упрощениями и округлениями, часто даже довольно грубыми; причина этого то, 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 еще 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.

В виду 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 в конце статьи 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 (cm. gr s.) единицах.

Июнь. 1925 г. ЮР. КОНДРАТЮК.

ВТОРОЕ ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРА

Коснусь основного общего вопроса этой работы, совершенно неосвещенного 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 эксплоатируется. Посмотрим на проблему выхода человека в межпланетные пространства с более «сегодняшней» точки зрения:—чего 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) Несомненное 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, или 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 будет 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 эксплоатация 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.

* * *

Перебирая в уме удивительные достижения науки и техники последних лет и невольно задаваясь вопросом, почему не решена на практике до сих пор задача межпланетных сообщений,—задача по существу, по сравнению с другими достижениями, не столь уж трудная, если подходить к ней научно, а не с заранее выпученными от удивления и ужаса глазами, и отнюдь не грандиозная в смысле потребных технических средств,—но в то же время имеющая столь неизмеримо огромное значение,—задавая себе этот вопрос, приходишь к выводу:—от недостатка дерзости и инициативы, с одной стороны, и непонимания практического значения этой задачи—с другой. Если бы цель этой задачи при той же трудности яснее выражалась бы в долларах, да не так бы поражала своей экстраординарностью, американцы, наверное, уже владели бы ею, а не вели бы так же, как и немцы, лишь весьма предварительных опытов, направленных при том, насколько можно судить по нашим газетным сведениям, по не совсем верному пути.

* * *

В 1921 г. я пришел к весьма неожиданному решению вопроса об оборудовании постоянной линии сообщения с Земли в пространства и обратно, для осуществления которой применение такой ракеты, как рассматривается в этой книге, необходимо только один раз; в 1926 г.—к аналогичному разрешению вопроса о развитии ракетою начальных 1500-2000 м/с. ее скорости улета без расходования заряда и в то же время без применения грандиозного артиллерийского орудия-тоннеля, или сверх-мощных 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 профессору В. П. ВЕТЧИНКИНУ—редактору настоящей работы и первому ее ценителю.

Октябрь. 1928 г. ЮР. КОНДРАТЮК.

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, касающиеся ракеты, как таковой:

„M“ — масса ракеты в данный момент,

„ M_o “ масса ракет начальная,

„ M_k “ — » » в момент окончания ее функционирования, как таковой—«конечная масса»,

„ M_{io} “ — » » в момент прохождения ею начальной точки данного участка (i) ее траектории,

„ M_{ik} “ — » » в момент прохождения ею конечной точки данного участка (i) ее траектории.

«Выделение»— совокупность частиц, отбрасываемых ракетою, реакция которых и сообщает ракете скорость.

„ u “ — «скорость выделения» = 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 выделения, 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 выделения за бесконечно малый промежуток времени, равная:

Ф. 1.
$$u = \frac{\Sigma(\alpha \cdot u_\alpha)}{\Sigma \alpha}$$

где „α“ и „u_α“ соответственно массы и скорости отдельных частиц Не трудно видеть, что при одной и той же сумме живых сил, равной: $\frac{1}{2}\Sigma\left(\alpha u_\alpha^2\right)$, «u» будет наибольшей (ф. 1) в том случае, когда скорости всех отдельных частиц будут равны между собой.—

„j_o" — „собственное ускорение ракеты" = ускорению, какое ракета имела бы при наличии одной лишь действующей на нее силы реакции выделения. Не трудно видеть, что: „j_o" $= \frac{dM}{dt\,M}\,u$, где „dM" — масса отброшенных частиц.

„μ" — „заряд ракеты" — часть (массы) ракеты, подлежащая расходованию, т.-е. превращению в „выделение".

Ф. 2. „n" — „нагруженность полета" $= \frac{M_o}{M_k}$, откуда $M_o = M_k\,n$

„n_i" — „нагруженность участка" = то же отношение, взятое

Ф. 2a. для некоторого участка $n_i, = \frac{M_{io}}{M_{ik}}$ откуда $M_{io} = M_{ik} \cdot n_i$

Не трудно видеть, что всегда:

Ф. 2b $M_o = M_k + \mu$; $M_{io} = M_{ik} + \mu_i$; $\mu = M_k\,(n-1)$; $\mu_i = M_{ik}\,(n_i - 1)$

Ф. 3. $n = n_a \cdot n_b \cdot n_c \ldots n_i \ldots n_z$, где „a", b, c....i....Z — суть все участки троектории ракеты.

„W" — „ракетная скорость" $= \int_o^{t_k} j_o\,dt$, где „t_k" — момент конца горения, иными словами: — „ракетная скорость", — это та скорость, какую бы развила ракета, не подверженная действию никаких внешних сил и сообщающая себе ускорение все в одном и том же направлении.

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

„W_i" — „ракетная скорость участка" $= \int_{t_1}^{t_2} j_o\,dt$ соответственно предыдущему обозначению, если „t_1" и „t_2" суть моменты начала и конца прохождения данного участка.

ГЛАВА II.

ФОРМУЛА НАГРУЖЕННОСТИ (Отношение начальной и конечн. масс ракеты).

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

Ф. 4. $$\frac{M_{io}}{M_{ik}} = n_i = e^{\frac{W_i}{u}}$$ e = основание натуральных логарифмов.

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

Вот элементарный вывод этой формулы:

Пусть ракета первоначальной массы „M_o" отбрасывает со скоростью „u" 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:

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

перемножив все эти равенства, получим:

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

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

Так как скорости взаимно отталкивающихся свободных тел распределяются обратно пропорционально их массам, то при каждом отбросе ракета будет приобретать скорости, соответственно равные $u\frac{1}{K_0}, u\frac{1}{K_1} \dots u\frac{1}{K_i} \dots$. Общая приобретенная ракетою скорость будет следовательно $W = u\Sigma\frac{1}{K_i}$; заменив в полученном нами выражении: $\frac{M_k}{M_0} = e^{-u\Sigma\frac{1}{K_i}:u}$ скорость $u\Sigma\frac{1}{K_i}$ через W, мы и получим (ф. 4), только в обратных величинах.

Формула (4) позволяет нам определять „M_0“ и „μ“ по заданным „M_k“ „W“ и „u“.

Из ф. 4 мы видим, что при отношении $\frac{W_i}{u}$, близком к нулю, „n_i“ становится близким к единице, при чем $(n_i - 1)$, каковой разности пропорционален „μ_i“ (ф. 2 б), изменяется приблизительно пропорционально отношению скоростей $\frac{W_i}{u}$. Следовательно при $\frac{W_i}{u} << 1$ количество требуемого заряда незначительно, приблизительно пропорционально требуемой ракетной скорости и обратно пропорционально скорости выделения. 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“ вдесятеро больше той „u“, какой нам удалось бы на практике добиться, то „n“ 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 тонн. 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.

ГЛАВА III.

СКОРОСТЬ ВЫДЕЛЕНИЯ. ХИМИЧЕСКИЙ МАТЕРИАЛ.

Запас энергии для сообщения скорости выделению 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 при том 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 термо-химической, обладающей еще и тем весьма большим специальным преимуществом, что в ней скрытая энергия может быть превращена в живую силу выделения 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 раскаленных газов в термо-химической ракете и

2) трудность построить необходимые зеркала с таким отношением их площади к массе, чтобы улавливаемой ими солнечной энергии хватало бы для сообщения достаточной скорости выделению при достаточной **интенсивности** его ($\frac{dM}{Mdt}$ стр. 10). Вследствие этих затруднений ракету, функционирующую за счет энергии солнечного излучения, мы также оставляем пока в стороне.

Преобразование теплоты химической реакции в живую силу выделения основано на расширении газов; газы, следовательно, в составе выделения термо-химической ракеты необходимы; мы, однако, не обязаны ограничивать своего выбора химического состава выделения одними лишь газообразными соединениями. Ракета может исправно функционировать и в том случае, если только часть выделения 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 расширении.

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 трубы ракеты. Решить вопрос о том, каковы должны быть степень распыления, длина трубы и процентное содержание плотных веществ в выделении для удовлетворительного функционирования ракеты, может лишь серия обстоятельных экспериментов. Выбор веществ для заряда сводится, следовательно, в основе своей к выбору такой группы, чтобы выделяющееся при химической реакции между ее членами количество теплоты было бы наибольшим при расчете на 1 gr. 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.

Далее мы приводим таблицу химических соединений, обладающих наибольшею теплопроизводительностью на 1 gr. их массы.

Первый столбец цифр содержит в себе теплоты соединений в больших калориях на 1 gr. уже за вычетом скрытых теплот испарения жидких O_2, O_3, H_2, CH_4, C_2H_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 gr., если бы ее живая сила равнялась бы энергии теплоты, показанной в первом столбце.

Третий столбец содержит значения «n_1» для «W_1»$=22370\frac{m}{s}=2\times11185\frac{m}{s}$; — четвертый — значения «n_2» для «W_2»$=14460=\left(2-\sqrt{\frac{1}{2}}\right).11185\frac{m}{s}$, вычисленные по ф. 4 соответственно данным второго столбца. О значении скоростей 22370 $\frac{m}{s}$ и 14460 $\frac{m}{s}$ будет ниже в §§ VI, IX и XII.

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 некислородным членам.

Состав выделения	Горючий материал		$K \frac{cal}{gr}$	$U \frac{m}{s}$	n1 ($W_1=22370$)	n2 ($W_2=14460$)
CO_2	. . . .	H_2O жидкость	2,1	4200	205	31
"	. . . .		2,7	4760	110	21
H_2O	. . . .		3,7	5570	55	13
"	. . . .		4,4	6080	40	11
CO_2+2H_2O	CH_4		3,3	5250	60	15
"	"		3,9	5720	49	12
$CO+H_2O$	Углеводороды (нефть) .		2,6	4670	120	22
" "	" " .		3,2	5160	73	16
$CO_2+H_2O+9\ N_2$	Углеводороды (нефть) и жидкий воздух .		0,8	2590	5600	250
$2\ CO_2+H_2O$	C_2H_2		3,0	5020	86	18
" "	. . . .		3,5	5420	62	14
H_2O	. . . .	H_2O пар	3,2	5160	73	16
"	. . . .		3,9	5720	49	12
$CO_2+2\ H_2O$	. . . .		3,1	5070	77	17
" "	. . . .		3,7	5570	55	13
CO_2+H_2O	Углеводороды (нефть) .		2,5	4580	130	23
" "	" "		3,1	5070	77	17
$CO_2+H_2O+9\ N_2$	Тоже и жид. возд. . .		0,7	2430	9000	300
$2CO_2+H_2O$	C_2H_2		2,9	4940	95	20
" "	"		3,4	5340	65	15
Li_2O	. . . .		4,6	6220	36	10
"	. . . .		5,0	6480	32	9,3
$Li\ OH$	. . . .		4,6	6220	36	10
"	. . . .		5,1	6540	30	9,1
B_2O_3	. . . .		4,5	6150	38	11
"	. . . .		5,0	6480	32	9,3
$B\ (OH)_3$	. . . .		4,2	5940	43	12
"	. . . .		5,0	6480	32	9,3
$B\ (OH)_3$	BH_3		?	?	?	?
Al_2O_3	. . . .		3,8	5650	52	13
"	. . . .		4,1	5870	45	12
$Al\ (OH)_3$	. . . .		3,7	5570	55	13
"	. . . .		4,2	5940	43	12
$Si\ O_2$	. . . .		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_2O	SiH_4		?	?	?	?

Мы видим из таблицы, что наибольший тепловой эффект дают литиевые и борные группы; применение лития в заряде ракеты отпадает заранее в виду того, что он несравненно дороже бора, лишь немного превосходя его своей теплопроизводительностью. Затем следуют почти наравне друг с другом группы: аллюминиевая, 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 водою углеводородные группы: болотная, ацетиленная и нефтяная; еще меньший эффект дает чисто угольная группа и, наконец, группа из нефти и воздуха. В виду дешевизны более удобной для нас нефти, дающей при том больший эффект, применение угольной группы отпадает заранее. Что касается водородной группы, то вопрос об ее применении приходится считать открытым, в виду затруднительности хранения и дороговизны жидкого водорода; весьма вероятно, что применение кремне и боро-водородных групп окажется лучшим во всех отношениях, тем более, что добиться сжижения паров воды в трубе ракеты, т.-е. утилизации ее скрытой теплоты испарения, нам безусловно не удастся во время развития ракетою большей части ее скорости, когда мы не можем довольствоваться сколь угодно малыми „j_0“ и $\frac{dM}{dt}$, а, по всей вероятности, не удастся и вообще, так как сжижение паров воды потребовало бы расширения их от выхода из камеры сжигания до выхода из трубы в сотни тысяч раз и более. Применение металлических или борной групп требует для наличия в выделении газа одновременного применения водородной, боро-водородной или одной из угле-водородных групп, или же присутствия избыточного водорода. Если критерием при составлении заряда 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 $Цq^{-1/2}m^{1/2}$, где „Ц“ стоимость заряда, „m“—его вес и „q“—его тепловой эффект) для частей заряда, расходуемых первыми, и переход от них к группам более теплопроизводительным $\left(\frac{q}{m}=max\right)$ для частей заряда, расходуемых следующими. Согласно этого принципа и таблицы на стр. 15, заряд ракеты должен состоять из групп, следующих в таком порядке:

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 получать дешевый и безопасный жидкий ацетилен, то ей может предшествовать ацетиленная 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 кремне-водородная.

IV. Борная группа; совместно с ней водородная или боро-водородная.

Относительно применения металлических групп будет еще и ниже в § V и § IV.

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.

O_2, O_3, H_2, CH_4, C_2H_2, SiH_4, BH_3 могут быть взяты на ракету, разумеется, только лишь в жидком виде, так как в газообразном они потребовали бы сосудов огромного об'ема и веса: бор должен быть взят в виде аморфного порошка, который пульверизируется в камеру сжигания струей водорода или болотного газа, или примешивается к нефти перед ее поступлением в камеру сжигания. B_1 Si и H_2 могут быть взяты в виде BH_3, B_2H_3 и SiH_4, а также в виде боро и кремне-углеводородов; 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 выделения, трудно составить себе заранее точное представление; он зависит больше всего от степени расширения газов в трубе ракеты, т.-е. от соотношения начальной и конечной упругостей, последнее же зависит от отношения массы выделения $\left(\frac{dM}{dt}\right)$ к поперечному сечению извергающей трубы 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 будет достаточным сколь угодно малое [illegible] и $\frac{dM}{dt}$ и меньшим в те периоды полета, когда ракета будет находиться в пределах атмосферы значительной плотности и когда ей будет необходимо „jo“, не меньшее некоторой определенной величины (§§ VI и VIII); при последних условиях коэффициент полезного действия будет, повидимому, иметь величину от 50% до 75%. В целях повышения полезного действия мы должны иметь возможно большее начальное давление (в камере сжигания) и возможно меньшее конечное (в конце трубы); чтобы достичь последнего, не увеличивая поперечного сечения трубы и, вместе с тем, поперечного сечения всей ракеты и сопротивления атмосферы, может оказаться более выгодной замена одной извергающей трубы 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 извергающие трубы могут из одной или из нескольких же камер сжигания—как окажется конструктивно удобнее.

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 проц., то действительное значение «u» было бы соответственно равно около $^3/_4$ и $^7/_8$ 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 СЖИГАНИЯ И ИЗВЕРГАЮЩЕЙ ТРУБЫ.

Весьма существенным является вопрос о температурах в камере сжигания и в извергающей трубе. Если бы полное соединение компонентов выделения могло произойти сразу, то в камере сжигания температура должна была подняться до

ф. 5. $T=208\ Qm$, где $Q\ \frac{Kcal}{gr}=$ средняя теплотворная способность грамма соединения, а «m»—средний молекулярный вес выделения, если считать его газообразным. 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 3.000°) для всех реакций наступит химическое равновесие, после чего дальнейшее их течение возможно будет лишь по мере потери тепла газами при их расширении в извергающей трубе. Таким образом тепловая энергия реакций будет реализоваться первоначально не адиабатическим процессом, а процессом более близким к изотермическому; адиабатический процесс наступит, когда газы, расширяясь в трубе, 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 об‘ема газов к начальному, т.-е. больших размеров извергающую трубу. С другой стороны, в камере сжигания и в начале извергающей трубы мы будем иметь меньшую температуру, чем та, какая была бы при полном сгорании в камере. Из ф. 5 видно, что, задавшись по конструктивным соображениям некоторой предельной температурой в камере сжигания, 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 металлич. группы Si, Mg, борная и особенно—аллюминиевая.

Конструировать камеру сжигания и извергающую трубу 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 сжигания; произвести расчет этого охлаждения до соответствующих экспериментов относительно количества тепла, какое будут получать поверхности камеры лучеиспусканием и теплопроводностью горящей смеси, не представляется возможным. Остальные поверхности можно облицевать извнутри достаточно огнеупорными материалами, по возможности изолировав их от наружной конструкции, которой можно дать, в случае надобности, умеренное охлаждене. Если окажется неудобным или невозможным доводить температуру в камере сжигания и в начале трубы до той, при которой происходит уже значительная диссоциация компонентов выделения, мы можем искусственно поддерживать ее на некотором заданном уровне, подавая одно из веществ заряда (металлы или кислород) не сразу все в камеру сжигания, а только часть, остальное же его количество подводить в разных местах трубы по мере потери тепла первоначально заданной смесью.

ГЛАВА V.

ПРОПОРЦИОНАЛЬНЫЙ ПАССИВ.

В пассивных массах ракеты, т.-е. в массах, не относящихся к заряду «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 заряда, б) камеры сжигания, в) извергающая труба, г) приборы и машины, перемещающие вещество заряда в камеру сжигания, и д) все части, связывающие предметы первых четырех категорий и придающие прочность всей конструкции ракеты. Эту часть массы мы назовем «пропорциональным пассивом», в виду того, что по конструктивным законам он в общем должен быть по своей массе приблизительно пропорционален массе обслуживаемого им заряда, пока этот последний 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 согласовывается «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 заряда «μ» и выделения—$\frac{dM}{dt}$.

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 ф. 2б, получаем: $\mu=(m+q\mu)(n-1)$, откуда

ф. 6. $\mu=\frac{m(n-1)}{1-q(n-1)}$, 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 $m_1 = o$, 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 заряда. Для того же, чтобы масса ракеты не увеличивалась бы значительно из-за присутствия в ней масс «m_1», и необходимости сообщать им скорость наравне с «m»,

Ф. 7. желательно иметь примерное отношение $q << \frac{1}{5(n_i-1)}$

где «n_i»,—нагруженность того участка, на протяжении которого бессменно 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 начинает функционировать другой комплект «m_1», меньших размеров и меньшей массы, соответственно уменьшившимся массам заряда и выделения. Обе стороны неравенства (ф. 7) неодинаково способны поддаваться нашим усилиям к их изменению: величина «q» определяется степенью технического совершенства в построении предметов «m_1» и, хотя и может быть большею или меньшею 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 меньшею »W_i» д каждого. Число участков и соответственно число комплектов «m_1» определяется в зависимости от той относительной величны расходуемого заряда, какую мы найдем удобным обслуживать одним бессменным комплектом «m_1», а именно это число должно быть равно $\lg n : \lg n_i$, 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, $22370 \frac{m}{s}$, соответствующие значения «n_1», вычисленные в предположении 100% коэффициента полезного действия ракеты, даны в третьем столбце цифр на стр. 15.

Принимая во внимание все утечки энергии и несовершенства, мы можем утверждать, что действительное значение «n» при $W = 22370 \frac{m}{s}$ будет не менее 100, а если мы захотим составить заряд подешевле и применим частью углеводородные группы, то и более 100; следовательно, при $q = \frac{1}{99}$ масса заряда по формуле (6) уже превращалась бы в бесконечность, при $q=\frac{1}{200}$ удваивалась бы, между тем $\frac{1}{200}\mu$ —это величина очень и очень тесная, вернее вовсе невозможная для массы всего комплекта «m_1». Даже, если мы примем $W=14460\ \frac{m}{s}$ и возьмем соответственно $n_2=20$ (стр. 15), то и то получаем удвоение заряда при трудно выполнимом отношении $m_1=\frac{1}{40}\mu$. Практически наилучшей системой будет поэтому двухкомплектная для машин и приборов и трехкомплектная для сосудов, как более громоздких частей «m_1». Если мы опять положим $n=100$, то абсолютный предел «q» поднимается с $\frac{1}{99}$ (при однокомплектной системе) до $\frac{1}{9}$ при двухкомплектной и до $\frac{1}{3,9}$ при трехкомплектной системах. Несколько-комплектная система, хотя и дает больший 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 ф. (6) получается все же бо́льшим того, какое бы мы имели при полном отсутствии «m_1».

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

ф. 6а. $$\left(\frac{1}{1-q(n_i-1)}\right)^K$$

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

ПРИМЕЧАНИЕ: Основание степени этой формулы мы получаем, если к правой части уравнения (6) прибавим $m+m_1$ и затем вынесем mn_i за скобки.

ПРИМЕЧАНИЕ РЕДАКТОРА: В пределе при $K=\infty$ дробь (ф. 6)принимает значение:

$$e^{qx}=e^{q\frac{W}{u}} \text{ и } \frac{M_o}{M_k}=e^{\frac{W}{u}}\cdot e^{q\frac{W}{u}}=e^{\frac{W}{u}(1+q)}$$

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 несколько-комплектной системе, конструируется несколько комплектов «m_1» постепенно убывающей величины; материалом для конструкции служат по возможности преимущественно аллюминий, кремний, магний; части, требующие особой огнеупорности (внутренняя поверхность камеры сжигания), 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 заряда. Такое решение является идеальным, так как при нем в качестве вредных масс «m_1» остается лишь последний, самый меньший комплект, все же предыдущие являются зарядом, временно исполняющим функции «m_1». Так как разборка и дальнейшее преобразование предметов «m_1» требует некоторого времени, то при такой системе деление траектории ракеты на участки, обслуживаемые бессменными комплектами «m_1», уже не является произвольными: первая смена комплектов не может быть произведена ранее достижения ракетою 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_i» для каждого. Для разборки предметов «m_1» в безвоздушном пространстве и преобразования их в вещества заряда 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.

ГЛАВА VI.

ТИПЫ ТРАЕКТОРИИ И ТРЕБУЕМЫЕ РАКЕТНЫЕ СКОРОСТИ.

Примем следующие обозначения:

„J_j"—участки траетории 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 „п. с. возврата"=„W_y", вычисленной для состояния неподвижности на уровне земной поверхности=„W_B", вычисленной для состояния неподвижности в бесконечном удалении от Земли, или для ракеты, движущейся по параболической орбите=„параболическая скорость"$=\sqrt{2Rg}$ (где „R"—радиус Земли, а „g"—ускорение силы тяжести на земле) $= 11185\ \frac{m}{s}$.

"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, при чем 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:

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

Для ракеты в состоянии спутника Земли с круговой орбитой:

$$W_y = V(\sqrt{2} - 1) = \frac{w}{\sqrt{2r}}(\sqrt{2} - 1);\ W_B = \sqrt{w^2 - V^2} = w\sqrt{1 - \frac{1}{2r}}$$

В том случае, когда орбита не касается и не пересекает земной поверхности, как напр. 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. Не трудно затем видеть, что "W_y" имеет различные значения для различно удаленных от Земли точек одной и той же орбиты (если только орбита не параболическая, для которой $W_y = 0$), наоборот „W_B" имеет постоянное значение для всех точек одной и той же орбиты. Величины „W_y" и „W_B" 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_B" 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

$$\lim\left[\sqrt{\frac{w^2}{r}+2\alpha}-\sqrt{V^2+2\alpha}\right]_{\alpha=0}$$

$$=\left(w\sqrt{\frac{1}{r}}-V\right)-\alpha\left(\frac{1}{V}-\frac{\sqrt{r}}{w}\right)=$$

$$=W_{y1}-\alpha\left(\frac{1}{V}-\frac{\sqrt{r}}{w}\right)$$

Примечание редактора: Так как при эллиптических скоростях

$$V<\frac{w}{\sqrt{r}},\ \text{то}\ \frac{1}{V}>\frac{\sqrt{r}}{w}$$

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 тою же скоростью, ракета получила той же величины отрицательное приращение скорости в другой точке „a_2", при чем разность потенциалов силы земного тяготения между точкам „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 $\lim\left[W_{B2}\right]_{\alpha=0}=\sqrt{(V-u)^2+w^2\left(1-\frac{1}{r}\right)}-\alpha u:$

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

Таким образом $W_{B_2} < W_{B1}$, 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, какою 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 приращ. живой силы, тогда, когда оно происходит при большей первоначальной скорости ракеты; например, приращение скорости $= 4$, приложенное к скорости $= 2$, представляет собою приращение живой силы $\frac{6^2 - 2^2}{2} = 16$, тогда как тоже приращение скорости $= 4$, приложенное к скорости $= 20$, 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 бы 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 **первым требованием**, какое мы должны пред'являть к траектории ракеты во избежание излишнего возрастания необходимой ракетной скорости—„W“. Разность W—2w мы назовем „перерасходом ракетной скорости“ и обозначим через „Л“; под „$Л_i$“, „перерасходом данного участка“, будем разуметь ту часть всего перерасхода „Л“, которая явилась неминуемым следствием условий прохождения ракетою данного участ-

ф. 9. ка ее траектории. В общем случае $Л_i = W_i \pm \left[V_2 - V_1 + w\left(\sqrt{\frac{1}{r_1}} - \sqrt{\frac{1}{r_2}} \right) \right]$, 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 $\left(V < w\sqrt{\frac{1}{r}} \right)$ 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 сопро-

ф. 10. тивления среды, будем иметь: $Л_i = \pm\alpha\left(\frac{1}{V} - \frac{\sqrt{r}}{w} \right)$; верхний знак следует брать при эллиптических скоростях, нижний—при гиперболических; параболическая траектория сама по себе перерасхода не дает, так как при ней всегда $w\sqrt{\frac{1}{r}} = V$. Индекс при букве „Л" будет обозначать тот физический фактор, следствием которого явился перерасход, например в ф. 10 мы имеем „$Л_{ig}$": перерасход является последствием ускорения силы тяжести; индекс „s" будет обозначать суммированное влияние всех факторов; „с" — влияние сопротивления атмосферы с двумя подразделениями «сн" и „св", о которых будет ниже в § VIII. Согласно изложенного из всех форм траекторий обязательно дают „Л" 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 „Л" дает присутствие в траектории элемента круговой орбиты некоторого конечного радиуса.

Вторым требованием, какое мы должны пред'являть к траектории ракеты для достижения возможно меньшего „Л", является возможно меньший угол „β" между направлением 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 сле-

ф. 11. довательно $Л_{i\beta} = W_i(1 - \cos\beta)$.

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) „$T_в$" — „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;

„λ" = $\theta + \beta$ = угол между направлением „j_0" и плоскостью горизонта. Углы „θ" и „β" считаются положительными, когда касательная к траектории направлена вверх от плоскости 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 ракетою 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 „$T_в$" находятся своими частями в пределах сферы сильного тяготения и отчасти в пределах сопротивляющейся среды — атмосферы; поэтому та или иная величина „W", а следовательно и „$Л$" всецело зависят от той геометрической формы и тех скоростей, какие мы выберем для „T_y" и „$T_в$"; в дальнейшем, поэтому, разбирая различные типы траекторий, мы будем иметь в виду из них лишь участки „T_y" и „$T_в$", оставляя в стороне относительно для нас не важную „T_c". Так как при отсутствии сопротивления среды тождественные по форме и абсолютной величине скоростей в соответственных точках „T_y" и „$T_в$" требуют для своего выполнения равных ускорений в соответственных точках, то и „$W_{ул}$" и „$W_{воз}$" для этих „T_y" и „$T_в$" будут между собой равны; приводимые ниже выкладки относятся поэтому одинаково к „T_y" и „$T_в$", поскольку они лежат вне пределов атмосферы ощутимой плотности.

Нетрудно видеть невозможность построения такой траектории, которая бы одновременно вполне отвечала бы обоим изложенным выше требованиям (стр. 28 и 29) для достижения наименьшего перерасхода скорости „Л“; типом траектории, вполне отвечающим „второму требованию“ является „радиальный“, „Ту“ и „Тв“ которого представляют собою продолжения земных радиусов. Согласно „первому требованию“ в радиальной траектории мы должны по возможности сократить „Jj“, сообщая ракете „j_o“ возможно большей величины, начиная от точки отправления и непрерывно до той точки, в которой ракета будет уже обладать параболической скоростью $V = w\sqrt{\frac{1}{r}}$; при возвращении с соответственной точки должно начинаться „j_o“ — „собственное замедление“ ракеты. Положим для упрощения, что ускорение силы тяжести на всем протяжении „Jj“ таково же, как и на земной поверхности=„g“; обозначим: $j_0 + j_\rho = j$, и $j : g = \overline{j}$, где j_o собственное ускорение, а „j_ρ“ — 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: «$\overline{j}$» — коэффициент превосходства механического ускорения над ускорением силы тяжести; при подобных допущениях и обозначениях будем иметь из ф. 9:

ф. 12. $Л_g = w\left(\sqrt{\frac{\overline{j}}{\overline{j}-1}} - 1\right)$, или, упрощая при $\overline{j} >> 1$, $Л_g = w\,\frac{1}{2(\overline{j}-1)}$; эти значения, несколько большие действительных при конечных значениях «$\overline{j}$», мы и примем за приблизительные значения перерасхода от действия силы тяжести при радиальной траектории полета ракеты, принимая $\overline{j} > 5$ (для меньших значений «$\overline{j}$» радикальная траектория вовсе непригодна).

Типом траектории, отвечающим «первому требованию», является «тангенциальный»—(см. ч. 1): от точки отправления «О» до точки «b» ракета движется параллельно земной поверхности по дуге большого круга; горизонтальное движение ракеты достигается направлением «j_o» под таким углом «β» к горизонту и траектории, чтобы сила $Mj_o \sin\beta$ уравновешивала собою избыток силы тяжести ракеты над 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 $Л_\beta$ (ф. 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 «$Л_g$», 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_o» было прекращено (о влиянии этой разности на W_y см. стр. 27), 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_o» опять возобновляется при $\beta < O$, чтобы «Jj» прошел бы 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 $Jj = c_2 - e_1$, и т. д., пока мы по прохождении последнего «Jj» не получим требуемых параболических скорости и орбиты. При тангенциальной траектории «$Л_g\beta$», который будет получаться после прохождения ракетою точки «d_1», теоретически может быть сделан сколь угодно малым посредством достаточного сближения между собою точек «d и b, b и b_1, b_2 и c_1, c_2 и e_1» и т. д., при чем лишь будет увеличиваться число промежуточных эллипсов и продолжительность полета; этой частью «$Л_g\beta$», как зависящей в значительной степени от нашего произвола, мы будем пока пренебрегать; наоборот «$Л_\beta$», получающийся до точки »d_1», имеет определенный теоретический минимум, равный приблизительно (при $\bar{j} \gg 1$)

ф. 13. $Л_\beta = w \frac{1}{6\,\bar{j}^2}$. Это приблизительное значение мы и

примем для дальнейшего. Кроме меньшего более чем в $3\bar{j}$ 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: $2U = 920 \frac{m}{s}$

Помимо трудности требуемого тангенциальной траекторией 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 „$Л_c$“, во много раз перевысив собою экономию „W“, получающуюся от меньшего при тангенциальной траектории перерасхода „$Л_{g\beta}$“ и от утилизации скорости вращения земной поверхности. Практически наивыгоднейшим типом „T_y“ явится по этому не тангенциальный, а некоторый компромиссный, начинающийся дугою спирали, примерно показанный на обложке; уг. Θ для этой спирали должен быть тем меньшим, чем меньше будет возможная величина „j_o“ (и чем больше для нас будет поэтому иметь значение „$Л_{g\beta}$“) и чем меньшим будет замедление „j_ρ“, вызываемое сопротивлением атмосферы. Для этого среднего типа траектории „$Л_{g\beta}$“ будет иметь значение среднее между $w\frac{1}{2(\bar{j}-1)}$ и $w\frac{1}{6\bar{j}^2}$. В дальнейшем мы будем считать, что при $\Theta < 30^0$ и при $\bar{j} > 3$, если ракета не пользуется авиационными крыльями, или при $\bar{j} > 1$, если ракета ими пользуется,

Ф. 14. $Л_{g\beta} = \frac{w \sin\Theta}{3\bar{j}}$ при обязательном условии применения поддерживающих поверхностей авиационного типа, если только будет $\bar{j} < 2$. Что касается „$T_в$“ тангенциального типа, то она применима в почти чистом виде и может дать очень большую экономию „$W_{воз}$“, вследствие полезного для нас при возвращении сопротивления атмосферы, которое будет помогать гасить скорость возврата ракеты. Об этом последнем будет отдельно ниже, в § IX.

ГЛАВА VII.

МАКСИМУМ УСКОРЕНИЯ.

Из ф. ф. 12, 13, 14 мы видим, что „Л“, а следовательно и „W“ и „n“ уменьшаются с увеличением „j“ и „$\bar{j}$“; 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, может сделать более выгодным применение меньшего „j“ до прохождения слоев атмосферы значительной плотности, несмотря на ф. 12, 13, и 14, и 4) со стороны конструктивных затруднений в постройке достаточно легких и портативных предметов пропорционального пассива (баки, насосы, горелки 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 § VIII; выносливость ракеты зависит от того, насколько выносливою мы захотим ее построить; факторами, которые могут поставить верхний предел „j“ для большей части „Ту“, является 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 двух атмосфер, 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. лежачее 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 не применимы 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 никакою мало-мальски 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—d h j, где «d»—абсолютная плотность крови, а «h»—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 тела организма ускорения будет поставлен сопротивляемостью отеку внутренней поверхности легких и сопротивляемостью смещению прикрепления сердца. Тем, в какую сторону сердце лучше будет выносить напряжение—вперед или назад—определится, быть ли человеку грудью или спиной к направлению ускорения. Выносливость 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 как на нем, так и на соседнем левом легком. Всестороннее основательное изучение выносливости 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 $\bar{j}=2$ и бывает при этом довольно продолжительным, летчики же во время фигурных полетов выдерживают кратковременные ускорения до $\bar{j}=8$, а довольно продолжительные до $\bar{j}=2$; и в том и в другом случае никаких заметно вредных последствий не обнаруживается. 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 трех минут (больше и не требуется) без особенного вреда для себя $\bar{j}=5$; если же окажется возможным применить вращение тела вокруг его продольной оси, то величина допустимого «$\bar{j}$» превзойдет, возможно, и 10. Соответствующие значению $\bar{j}=5$ значения $\text{Л}g\beta$ будут: для радиальной траектории $\text{Л}g\beta = w\,0{,}125$ и для тангенциальной $\text{Л}g\beta = w\,0{,}007$. Значению $\text{Л}g\beta = w0{,}125$ при $2w : u = 5$, каковое соотношение мы и будем приблизительно иметь в действительности, соответствует увеличению «n» в 1,87 раза. 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».

ГЛАВА VIII.

ДЕЙСТВИЕ АТМОСФЕРЫ НА РАКЕТУ ПРИ ОТПРАВЛЕНИИ.

При отправлении важным фактором перерасхода ракетной скорости—«Л» явится сопротивление атмосферы, которое, во-первых, само по себе понизит действительное ускорение «J» ракеты относительно центра земли ($\overline{J=j_0+g+j\rho=j+g}$) 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 большего «$Л_c$»; увеличение же «Θ» влечет за собой, согласно ф. 14, и увеличение «$Лg\beta$». Кроме того мы можем быть вынуждены на некотором участке в начале «Ту» 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 наклонения 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 **Ф. 15.** приблизительно в общем верную формулу: $Q=Sk\,V_1^2\Delta 10^{-4}c$, где «Q»=сила сопротивления в klgr, «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 $\frac{cm}{S}$, «c»—коэффициент, зависящий от формы

ПРИМЕЧАНИЕ: В нашем случае, пренебрегая ветром $V_1=\overline{V-U}$, где «U»—скорость вращения земной поверхности.

тела и равный единице для нормально поставленной плоскости, и «Δ» $= \frac{\rho_h}{\rho_0} =$ 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 «$j\rho$». Выразив все величины в абсолютных единицах, подставив $k=0,25$, и введя вместо «S» поперечную нагрузку ракеты «P», мы из ф. 15 получим:

Ф. 16. $$j\rho = 2,5.10^{-3} \frac{C}{P} V_1^2 \Delta = K_1 V_1^2 \Delta \qquad \rho - \frac{cm}{S^2};\ P - \frac{gr}{cm^2}$$

$$\text{где } K_1 = 2,5.10^{-3} \frac{C}{P} \qquad V_1 - \frac{cm}{S}$$

Как в сопротивлении воздуха, так и в нагревании движущейся поверхности можно различить две существенно различные части, являющиеся следствием различных факторов: 1) сопротивление и нагревание, обусловленные напором среды на поверхности, наклонные к их траектории, и 2) сопротивление и нагревание, обусловленные 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 поверхностей 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 m^2; 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» сделается ничтожным в сравнении с «сн» (в начале пути отношение $\frac{\text{св}}{\text{сн}} = KV^{-\frac{1}{2}} \rho_h^{-\frac{1}{2}}$ будет быстро падать). На высотах в несколько десятков километров «св», менее зависящее от плотности воздуха, чем «сн», может быть и сделается **относительно** значительной величиной, но на таких высотах, вследствие ничтожной плотности воздуха и «сн» и «св» будут уже ничтожны по своей абсолютной величине, несмотря даже на возрастающую скорость. Главной частью общего сопротивления $c_s =$ $=$ сн$+$«св» является поэтому «сн» на протяжении первых 30—40 километров над уровнем моря. Чтобы составить себе общее приблизительное представление о «с“ и j_ρ », мы поэтому займемся теоретическим исследованием одного лишь «сн».

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 при-

ф. 17. мерных вычислений форме выразить как $\rho_h = \rho_o\, 2^{-\frac{h}{5}}$

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

ПРИМЕЧАНИЕ РЕДАКТОРА: (ф. 17) обычно пишут

$$\rho_h : \rho_o = e^{-\frac{h}{7,2}} = 10^{-\frac{h}{16,5}}$$

где «h»—высота в километрах над уровнем моря, а «ρ_o »—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 следует адиабатическому закону, а именно: падает медленнее, чем следовало бы по нему; 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 клм. высоты. Этот фактор при отправлении для нас благоприятен, если совершать отлет при помощи крыльев, и неблагоприятен, если мы 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_ρ» при отправлении, положим: «Θ_1»=const., $J = \text{const}$;

ПРИМЕЧАНИЕ: Угол „Θ_1“ соответственно скорости „V_1“ есть угол между скоростью „V_1“ и плоскостью горизонта; при отправлении по направлению вверх и на восток $\Theta_1 > 0$.

тогда: $V_1^2 = 2.10^5 Jh \dfrac{1}{\sin\Theta_1}$ $\quad$ $V_1 - \dfrac{cm}{s}$; $J - \dfrac{cm}{s^2}$; $h - klm$

отношение $\dfrac{\rho_h}{\rho_o} = \Delta$ нам дано в ф. 17. Подставив из предыдущей формулы выражение для „V_1^2“, и из ф. 17 значение Δ в ф. 16, получим:

Ф. 18. $$j_\rho = F(h) = K_1 \,.\, 2.10^{5} h\, J \frac{1}{\sin\Theta_1} 2^{-\frac{h}{5}} = \text{(по подстановке } K_1) =$$

$$= 500 \frac{cJ}{P\sin\Theta_1} h \,.\, 2^{-\frac{h}{5}} = K_2\, h 2^{-\frac{h}{5}}, \text{ где } K_2 = 500 \frac{cJ}{P\sin\Theta_1}.$$

Эта функция и будет характеризующей „j_ρ“ по высоте над уровнем моря, если считать, что точка отправления находится на уровне моря; графически она изображена при $K_2 = 10$ на ч. III; возрастая от 0 при $h = 0$, „j_ρ“ принимает максимальные значения при $9 > h > 6$ и затем убывает, становясь по своему характеру сходной с функцией $2^{-\frac{h}{5}}$. Проинтегрировав $F(h)$, мы получим величину отрицательной работы атмосферы над ракетою в дин-километрах на 1 gr массы ракеты.

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

$$\int_0^\infty F(h)\,dh = K_2 \left(\frac{5}{\lg 2} \right)^2 = \text{около } 50\, K_2 \,; \left(\text{разм.: } 10^5 \text{ erg. } gr^{-1} \right)$$

Заменив в $F(h)$ множитель „h" через „$h-h_0$", и беря $\int_{h_0}^{h_0+h} F(h)\,dh$, что соответствовало бы перенесению точки отправления на h klm вверх от уровня моря, мы получим значения в $2^{\frac{h}{5}}$ раз меньшие, следовательно, отрицательная работа атмосферы, а вместе с нею и „Лсн" пропорциональны плотности атмосферы в точке отправления; этот закон верен для всех траекторий, тождественных по форме и скоростям и отличающихся лишь высотою точки отправления. С этой (и только с этой) точки зрения имеет значение высота точки отправления; для величины же „Wy" высота эта в возможных для нас пределах ее изменения имеет сравнительно ничтожное значение; так, например, перенесение точки отправления на 10 клм. вверх уменьшает „Wy" всего лишь приблизительно на $35\frac{m}{s}$.

Чтобы найти величину „Лсн", мы должны проинтегрировать „j_ρ" по времени. Подставив в ф. 16, вместо „V_1", Jt, выразив Δ через „h", а „h" в свою очередь через „t" и „J," как: $h = 10^{-5}\frac{1}{2}Jt^2\sin\Theta_1$, получим:

$$\text{ф. 19.}\qquad j_\rho = F(t) = 2{,}5.10^{-3}\,\frac{cJ^2}{P}\,t^2\,2^{-10^{-6}tJ^2\sin\Theta_1} = K_3\cdot t^2\cdot 2^{-10^{-6}Jt^2\sin\Theta_1},$$

где $K_3 = 2{,}5.10^{-3}\frac{cJ^2}{P}$.

Примем временно произвольные данные, удобные для вычисления: $J = 5000\frac{cm}{s^2}$ и $\Theta_1 = 90^0$, тогда:

$$\text{ф. 20.}\qquad j_\rho = 62500\frac{c}{P}t^2\,2^{-0{,}005t^2} = K_4\,t^2\,2^{-0{,}005t^2},$$

где $K_4 = 62500\frac{c}{P}$; функция $j_\rho = F(t)$ при $K_4 = \frac{1}{3}$ графически изображена на ч. IV.

Значение $\int_0^\infty F(t)\,dt$ по ф. 20 (или иначе: Лсн при $J = 5000\frac{cm}{s}$ и при $\sin\Theta_1 = 1$) равно около 2000 K_4; нетрудно видеть, что „Лсн" должно быть пропорционально $J^{\frac{1}{2}}$ и $\sin^{-\frac{3}{2}}\Theta_1$, следовательно, для всяких значений „J" и „Θ_1", мы будем иметь:

Ф. 21. $Л_{сн} = 2000\ K_4 \cdot \sqrt{J:5000} \cdot \sin^{-\frac{3}{2}} \Theta_1 =$

$$= 1{,}75.10^6 \frac{c}{P} J^{\frac{1}{2}} \sin^{-\frac{3}{2}} \Theta_1 = Z \sin^{-\frac{3}{2}} \Theta_1, \text{ где } Z =$$

$$= 1{,}75.10^6 \frac{c}{P} J^{\frac{1}{2}} = Л_{сн} \text{ (при } \Theta_1 = 90^0).$$

Наивыгоднейшим углом „Θ_1" является такой угол, при котором

Ф. 22. $Л_{g\beta c} = Л_{g\beta} + Л_c = \text{minim}.$

ПРИМЕЧАНИЕ: $Л_\alpha$—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: $Z \sin^{-\frac{2}{3}} \Theta_1 + w \frac{\sin \Theta_1}{3j} = \text{minim}.$

Ф. 23. Отсюда находим $\text{Sin}\ \Theta_1 \text{ optim.} = \left(\frac{9}{2} \frac{j\ Z}{w}\right)^{2/5}.$

Так как в действительности мы не обязаны давать $\Theta_1 = \text{const}$ на протяжении всего „Jj", но, с другой стороны, не можем и изменять его резко, особенно при больших скоростях, так как это потребовало бы большого угла «β» и большого «$Л_\beta$», то $\sin\Theta_1 \text{optim}$ по формуле 23 должно являться лишь средней величиной для участка «Jj», 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 $Л_\beta$, нужно, чтобы $\beta \leqslant 5-10^\circ$). Для лучшего проникновения сквозь атмосферу и достижения возможно меньшего «$Л_c$», ракета должна обладать продолговатой и заостренной формой, по направлению продольной оси которой только и может быть расположена извергающая труба. Следовательно, на том участке «T_y», на котором «$Л_c$» может достигать значительных величин, а именно, начиная с точки, в которой скорость ракеты «V_1» достигнет значения нескольких сот $\frac{m}{s}$, и кончая высотою около шестидесяти klm, продольная ось ракеты, а вместе с нею и ось извергающей трубы и направление раакции, во избежание излишне большого сопротивления атмосферы, должны совпадать с направлением траектории. Следовательно, нормальная к траектории слагающая силы реактивного действия выделения, 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 $Mg\cos\Theta$ при чем радиус кривизны будет равен $\rho=\frac{V^2}{g\cos\theta}$. При скоростях $V<2000\frac{m}{s}$ 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. Силою, 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 (аллюминий, вероятно, будет непригоден, как черезчур легкоплавкий), вытянутые вдоль корпуса ракеты и обладающие такой площадью, чтобы нагрузка их равнялась примерно 200 $\frac{kqr}{m^2}$

При скоростях, начиная от $V_1=100\frac{m}{s}$, достаточно будет небольшого угла атаки

ПРИМЕЧАНИЕ. Углом атаки «α» мы будем называть угол между поддерживающими поверхностями и траекторией пакеты.

$\left(\sin\alpha<\frac{1}{10}\right)$, чтобы развиваемая поддерживающими поверхностями под'емная сила уравновесила нормальную слагающую силы тяжести и тем не давала траектории ракеты искривляться вниз более, чем мы этого пожелаем. Обратное действие поверхностей

ПРИМЕЧАНИЕ. «Обратным действием» поверхностей мы будем называть проэкцию силы давления воздуха на траекторию ракеты.

будет при этом также относительно небольшим, а именно $Mg\cos\beta\ tg\alpha$ оно будет уменьшать поступательное ускорение ракеты на величину:

Ф. 24. $g\cos\Theta\ tg\alpha=j:j\frac{1}{\cos\theta}ctg\alpha$, при чем по мере развития скорости угол «α» можно будет уменьшать (до поступления ракеты в разреженные слои). Считая $\alpha=const$ и $\sin\theta\ll1$ ($Л_\alpha$ может иметь существенное зачение только при малых наклонах траектории, т.-е. при продолжительном полете в атмосфере) мы будем иметь приблизительно

Ф. 24-а. $Л_\alpha=\frac{w}{3j}\frac{tg\alpha}{\cos\theta}$.

ПРИМЕЧАНИЕ: В этой формуле, как и в ф. ф. 13 и 14 множитель „3" в знаменателе обусловлен следующим: 1) перерасход происходит на протяжении развития ракетою лишь первых $8000\frac{m}{s}$ ее скорости, так как после развития этой скорости ракета становится свободным телом, и 2) по мере развития скорости от 0 до $8000\frac{m}{s}$ все сопротивления падают до нуля, так как они прямо связаны с кажущейся тяжестью ракеты, последняя же обращается в 0 при $V=7909\frac{m}{s}$ на уровне моря при горизонтальном направлении „V"

при условии, что (кажущаяся) тяжесть ракеты парализовалась все время только действием поддерживающих поверхностей. Поддерживающие поверхности желательны для начального развития скорости, если мы имеем $2 \leqslant j_0 < 3$ и вовсе необходимы при $j_0 < 2$, так как при $j_0 = 2$ даже для чисто тангенциального полета „$Л_\beta$" составляет около $600\frac{m}{s}$, а при $j_0 = 1$, „$Л_\beta$" обратилась бы в бесконечность, если бы мы весу ракеты противопоставили только силу реакции выделения. Между тем, весьма возможно, что окажется конструктивно затруднительным дать начальное значение $j_0 \geqslant 2$; в подобном случае, следовательно, длительное применение крыльев обязательно. Благоприятным обстоятельством для нас в данном случае является то, что отношение $\frac{j_0}{g_K}$, 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 центребежной силы, с другой же, вследствии 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_1", то, поддерживая его абсолютную производительность на одном уровне, мы сможем получить все возрастающую относительную интенсивность выделения $\frac{dM}{Mdt}$ и соответсвенно возрастающее „j_0"; так, напр., к моменту развития ракетою скорости $V=5000\frac{m}{s}$ ($V_1=$ около $4500\frac{m}{s}$) ускорение кажущейся тяжести ее упадет в $\frac{8}{5}$ раза, а масса, примерно, в $\frac{5}{2}$ 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 $\frac{j_0}{g_K}$ к единице, а при $\frac{j_0}{g_K} > 2$ без них можно уже свободно и обойтись, парализуя тяжесть ракеты вертикальной слагающей силы реакции.

Теоретическое исследование вопроса о применении крыльев для скоростей $V_1 > 1000 \frac{m}{s}$ затруднительно до соответствующих экспериментов и исследований, как относительно законов сопротивления и нагревания движущихся тел при больших скоростях, так и относительно состава атмосферы на высотах нескольких десятков klm. 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 $\frac{F}{s} = K\sin^2\alpha$, так что под'емная сила поддерживающих поверхностей будет в несколько раз меньше, чем по употребительным в авиации формулам, при чем сильно упадает и их авиационное качество. Вследствие уменьшения коэффициента под'емной силы при больших скоростях ракеты, при помощи крыльев ей не удолось бы до получения скорости около $7000 \frac{m}{s}$ (при которой уже начинает сильно падать кажущаяся тяжесть) выбраться из сравнительно плотных слоев атмосферы—следовательно необходимо особо рассмотреть вопрос о добавочном сопротивлении вязкости атмосферы „св" 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 $V_1 = 4500 \frac{m}{s}$ отношение $\frac{j_0}{g_K} > 2$.

В самом начале развития скорости до $100 \frac{m}{s}$ мы должны дать $\beta > 0$, если будем иметь $\bar{j} > 2$, 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 большего 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 «$Л_S$» для ближайшего к этой точке элемента траектории. Мы имеем, следовательно, уравнение

ф. 25. $$Л_S = Л_g + Л_c + Л_\alpha = \text{minim},$$

при чем в функциях $Л_g$, $Л_c$ и $Л_\alpha$ нам нужно принять за переменную скорость «V_1», 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 в данной точке траектории (проэкция тяжести на траекторию) больше обратного действия поддерживающих поверхностей (см. примечание к стр. 43), 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 под'ема «Θ» определяется ходом роста скорости и, таким образом, вопрос о выборе наивыгоднейшей скорости при данных высоте и угле под'ема отпадает.

ф. 26. Согласно форм. 10, $Л_{ig} = ig\sin\Theta \frac{1}{r^2 V} - ig\sin\Theta \frac{1}{wr\sqrt{r}}$ $\left(\text{так как } \alpha \text{ (форм. 10) будет равна } \alpha = ig\sin\Theta \frac{1}{r^2}\right)$. 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 ф. 16 $Лic = tj_\rho =$

$$= \left(\frac{i}{V}\right) K_1 V_1^2 \Delta; \text{ подставив сюда значение:}$$

$$V_1^2 = V^2 + U^2 + 2VU\cos\Theta, \text{ получаем:}$$

ф. 27. $Л_{ic} = i V K_1 \Delta + i \frac{U^2}{V} K_1 \Delta + 2 i U K_1 \Delta \cos\Theta;$

ф. 28. Согласно ф. 24 имеем: $Л_{i\alpha} = \left(\frac{i}{V}\right) g\cos\Theta\, tg\alpha$

Третий член ф. 27, равно как и второй член ф. 26, не заключают в себе «V», следовательно, являются в данном случае постоянными. Подставив в ф. 25 значения $Л_{ig}$, $Л_{ic}$ и $Л_{i\alpha}$ с исключением постоянных членов, получаем:

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

Решая это уравнение и подставляя значение «Δ» по ф. 17 и значение «K_1» из ф. 16, получаем:

ф. 29. $$Voptim = \sqrt{2^{\frac{h}{5}} \cdot 400 P.9 \frac{1}{c} \left(\sin\Theta + \cos\Theta\, tg\alpha\right) + U^2}$$

«Voptim» 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 ракетою больших высот, на которых делается больше и «Vopt» (ф. 29). Подставив значение «Z» из ф. 21 в формулу 23, и пренебрегая разницей между «j_O» и «J» (мы это можем делать без особо большой погрешности, так как полет вообще возможен практически лишь тогда, когда между «j_O» и «J» разница не особенно велика, т.-е. когда не особенно велик «$Л_S$»), получим:

ф. 30. $\mathrm{Sin}\,\Theta optim = 0{,}14 \left(\frac{c}{P}\right)^{2/5} J^{3/5}$; подставив это выражение для «Sin Θ» в ф. 21, получаем:

Ф. 31. $Л_{CH}=1{,}75.10^6 \frac{C}{P}J^{1/2}\left[0{,}14\left(\frac{C}{P}\right)^{2/5}J^{3/5}\right]^{-3/2}=34.10^6\left(\frac{C}{PJ}\right)^{2/5}$

Подставив значение «sinΘ» из ф. 30 в формулу 14 и опять пренебрегая разницей между «j_0» и «J», получим:

Ф. 32. $Л_{g\beta}=\frac{w}{3J}\,0{,}14\left(\frac{C}{P}\right)^{2/5}J^{3/5}\,981=5.10^7\left(\frac{C}{PJ}\right)^{2/5}$

Сложив уравнения 31 и 32, мы получим «$Л_{g\beta c}$» в функции от ускорения «J» и при условии следования ракеты по траектории с углом под'ема Θ=arc (s n Θopt)=const и при J=const

Ф. 33. $Л_{g\beta c}=84.10^6\left(\frac{C}{PJ}\right)^{2/5}$. На ч. VII дается график этой функции (ф. 33) при $\frac{C}{P}=\frac{1}{62500}$ (c=0,04, P=2500—эти значения являются приблизительно вероятными данными). В том же графике дана и функция $Л_\alpha=F\,(J)=\frac{w}{3\bar{j}}\frac{tg\alpha}{\cos\Theta}$ (ф. 24а), при чем в последней мы пренебрегаем делителем cos Θ (который при продолжительном пользовании крыльями обязательно будет весьма близок к единице) и, как и в предыдущих формулах, считаем «$J=j_0$».

Величины «$Л_{g\beta c}$» по ф. 33 и «$Л_\alpha$» по ф. 24а суммировать друг с другом нельзя, так как предположения, лежащие в основе выведения этих формул, взаимно исключают друг друга: если имеется на-лицо продолжительное пользование крыльями ($Л_\alpha$), необходимое вследствие малого «j_0» (см. стр. 44), то не может быть Θ=const, если же имеется большое «j_0» и соответственно не слишком малый sin Θ, то пользование крыльями непродолжительно и не может быть α=const. В первом случае нам следует ориентироваться более по фор. 24а, а во втором по ф. 33; границей являются ускорения $\bar{j}$ = около 1.

В настоящем параграфе 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 «$Л_{g\beta}$», а взяв максимальное значение коэффициента «K» в ф. 15, мы увеличили расчетную потерю скорости «$Л_{CH}$»), а в формулу 33 (ч. VII) ввели, хотя и более или менее вероятные, но все же произвольные данные ($C=0{,}04$; $P=2500$) и в ф. 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 $450 \frac{m}{s}$,— осторожным выводом из выкладок настоящего § можно считать следующее: необходимая с учетом всех сопротивлений ракетная скорость «$W_{ул}$» не превзойдет $12000 \frac{m}{s}$, 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:

Ф. 34. $P_V = 0{,}02\rho V^2$

«P_V»—давление в атмосферах на плоскость, движущуюся по перпендикулярному ей направлению со скоростью $v \frac{m}{s}$

ρ плотность атмосферы в $\frac{gr}{cm^3}$

V— скорость в $\frac{m}{s}$

0,02—коэффициент сопротивления для наибольших из исследованных скоростей

Ф. 35. $P_O = 80 \frac{\rho T}{m}$

«P_O»—упругость атмосферы в атмосферах,

«T»—абсолютная температура.

«ρ»—см. ф. 34

«m»—молекулярный вес (средний) газов, составляющих атмосферу.

Ф. 36. $\frac{T}{T_1} = \left(\frac{p}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}$

формула адиабатического сжатия, где $k = 1{,}41$.

Рассматривая нагревание, как результат адиабатического сжатия, получим для скоростей $V > 700 \frac{m}{s}$, при которых $P_V \gg P_O$;

ПРИМЕЧАНИЕ. В кислородо-азотной атмосфере; для других газов нижний предел применения след. формулы пропорционален их молекулярной скорости

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

По этой формуле при $m = 29{,}3$ составлен график (черт. VIII). Формула дает температуру воздуха перед поверхностью, нормальный 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 $4500 \frac{m}{s}$, даже и без придания им особой огнеупорности. Расчеты температуры быстро движущихся тел даются нами ниже в гл. IX; здесь применим второй способ расчета — по ф. 37, но с учетом того благопритного 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 ракетою скорости $4500 \frac{m}{s}$ она будет находиться в разреженных слоях атмосферы, и кроме того (см стр. 44), отпадает уже надобность в крыльях.

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 $700 \frac{m}{s}$ и будучи настолько малыми, что за время полета они вполне успели бы прогреться. Температура взрывания гремучей ртути $= 185°$ Ц., 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°Ц. $= 460 \frac{m}{s}$, определяем среднюю скорость тех же молекул относительно пули, летящей со скоростью $700 \frac{m}{s}$: $V = \sqrt{460^2 + 700^2} = 837 \frac{m}{s}$; составляем уравнение: $\left(\frac{837}{460}\right)^x = \frac{T_1}{T}$; подставляя $T = 300°$ и $T_1 = 450°$, получаем $X = 0{,}7$. 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 $V = 4500 \frac{m}{s}$ мы получим, для $T = 220° = -53°$ Ц, $T_1 < 800°$ 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 $\frac{klm}{s}$. Сопротивлением атмосферы можно воспользоваться двояко: 1) можно погашать сопротивлением атмосфоры всю скорость возврата $W_в = 11185\ \frac{m}{s}$, или же 2) только „круговую скорость“=последние $7909\ \frac{m}{s} + \alpha = \frac{w}{\sqrt{2}} + \alpha$, где «$\alpha$» за отсутствием достоверных сведений о верхних слоях атмосферы сейчас точно не определимая величина в несколько десятков $\frac{m}{s}$; последнее технически несколько проще; сначала мы и рассмотрим погашение последних $7909\ \frac{m}{s} + \alpha$. Исходным возьмем следующее положение: ракета движется по параболической или вытянутой эллиптической орбите, вершина которой находится на расстоянии 400—600 *клм.* 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 ч. I; 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 $1^1/_2$ 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, при чем 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 „$j\rho$" достигнет величины хотя-бы 0,1 $\frac{cm}{s^2}$; с этого момента функционирование ракеты, как таковой, прекращается и все предметы пропорционального пассива отбрасываются. Конструкция ракеты к этому времени должна быть следующей схемы (см. ч. V.): 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 под'емную силу; 3) длинное хвостовище, отходящее от камеры пилота назад под углом „α" к малой полу-оси эллипса поддерживающей поверхности; на конце—хвост в виде двух плоских поверхностей, составляющих двухгранный 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 растворением (около 45°), расположенного над камерой пилота и обладающего ребром, перпендикулярным траектории и ребру хвоста; эта поверхность автоматически поддерживает боковое равновесие снаряда, поварачиваясь 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 аэро-динамическим 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. Планеро-подобный 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:

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

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 под'емной 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 поверхноста равна $p \frac{kgr}{m^2}$, то, согласно ф.ф. 15 и 38, будем иметь:

ф. 39 $$p\left(1 - \frac{2V^2}{w^2}\right) = K(V-U)^2 \Delta c\alpha$$

где „$c\alpha$"функция угла наклона поддерживающей поверхности. Левая часть этого уравнения представляет собою приходящуюся на 1 кв. метр поддерживающей поверхности кажущуюся тяжесть снаряда, а правая—вертикальную слагающую сопротивление атмосферы—т. е. подемную силу также 1-го м.^{2}; по этому уравнению при $p = 200 \frac{kgr}{m^2}$, $C\alpha = 0{,}7$ ($\alpha = 40^0$) и $K = 0{,}1$ (берем меньшее из экспериментально найденных значений „K", как менее выгодное, ввиду отсутствия данных о столь высоких скоростях) и составлен график ч. VI, представляющий изображение функции: $h = F(V_1)$, по ф. 39 и 17; цифры на кривой обозначают отношения $\Delta = \frac{\rho_h}{\rho_0}$, соответствующие значениям „V_1", нанесенным на горизонтальной оси. Часть кривой для $V_1 < 1000 \frac{m}{s}$ не нанесена, так как по причинам, о которых будет ниже, она не имеет для нас особого значения. 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 ф. 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 об'емов воздуха при различных комбинациях „V" и „h", отвечающих. форм. 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 максимальною огнеупорностью, которую 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 предоставляется следующее: металлический остов, наглухо покрытый черепицей из какого-либо вещества максимальной огнеупорности, как, например: графит, реторный 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 извнутри водой и водяными парами

ПРИМЕЧАНИЕ: Опасный период спуска будет продолжаться менее 20 минут.

и защищенной от излучения тыльной стороны черепицы облицовкою из фарфора. Опасности значительного обгорания содержащей углерод черепицы, повидимому, не представляется, так как при скорости снаряда в несколько $\frac{klm}{s}$ 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 контуром снаряда об‘еме во время замедления от $V_1 = 7000 \frac{m}{s}$ и до $V_1 = 2000 \frac{m}{s}$ (опасный промежуток) будет лишь в несколько раз превосходить массу снаряда; при этом весьма вероятно, что на высотах $100 > h > 50$ клм. атмосфера весьма бедна кислородом, молекулярный вес которого более молекулярного веса азота,—опасные же скорости будут иметь место на высотах $100 > h \geqslant 50$.

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 будет 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 $V = 7909 \frac{m}{s} = \frac{w}{\sqrt{2}}$: мощность работы, совершаемой снарядом над атмосферою (независимо от неточных формул 17 и 15), достигает максимума „Q" = около $3p\ 10^{11}\ \frac{erg}{s}$ на $1m^2$ поддерживающей поверхности при $V_1 =$ около $4500\ \frac{m}{s}$; из этой мощности в сторону поддерживающей поверхности будет излучаться менее половины: $Q_1 < 1{,}5p\ 10^{11}\ \frac{erg}{s}$, тогда как другая, большая часть, будет излучаться сжатыми об'емами 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 излучаема часть его теплоты $= qQ$, где „Q" общее количество приобретенного им при сжатии тепла, то на поддерживающую поверхность придется

Ф. 40. не более $qQ_1 < 1{,}5pq\ 10^{11}\frac{erg}{s}$ мощности излучения.

По формуле Стефан-Больцмана, интенсивность излучения абсолютно черного тела $= 0{,}57\ T^4\ \frac{erg}{s}$ на $1m^2$ 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 $p = 200\frac{kgr}{m}$, что является примерным, довольно вероятным данным, и $T = 3000° = 2730°$Ц (значение, близкое к возможному предельному максимуму), то окажется, что мощность излучения одного квадр. метра поддерживающей поверхности в обе стороны могла бы достичь значения $9{,}2.\ 10^{13}\ \frac{erg}{s}$, тогда как мощность поглащаемой энергии будет не больше, чем $3.\ 10^{13}\ q\frac{erg}{s}$ (ф. 40); судя по тому, что газы в цилиндрах двигателей внутреннего сгорания за время порядка 0,1 сек. успевают отдавать стенкам лишь ½ 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 $T = 3000°$ и для увеличения нагрузки поверхности $p=200$.

Вот другой расчет температуры поддерживающей поверхности: по ф. 37 для скорости $4{,}5\ \frac{klm}{s}$ (берем эту скорость, как дающую максимум работы сопротивления) температура адиабатически сжатого при начальной температуре 0°Ц воздуха $T_1 = 1800°$. 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: $aT_1^4 = 2bT_2^4$,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 $T_1 = 1800°$, находим $T_2 = 1500° = 1227°$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 $V_1 = 2000 \frac{m}{s}$, всякая опасность перегрева отпадает (см. ф. 33 и ч. VII); дальнейшая потеря скорости происходит точно так же вплоть до того момента, как снаряд очутится на высоте 1-2 klm 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“ = несколько десятков $\frac{m}{s}$ 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 klm 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. В виду 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 проч. 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. 50); устройство ракеты—также, 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 тягою 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, при чем точка наибольшего приближения вступает, наконец, в пределы атмосферы ощутимой плотности. Это вступление доджно 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 $11\ \frac{\text{klm}}{\text{s}}$. От этого требования зависит и выбор размеров осей исходного эллипса (чем большая ось меньше, тем точнее может быть вычислена и тоньше передвигаема 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 $\frac{w}{\sqrt{2}}+\alpha$ до перехода на круговую орбиту (см. стр. 50) с тою разницей, что замедлителем на участке наибольшего приближения будет являться не ракетное действие, а сопротивлени 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 тѣ, 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 просходит совершенно тождественно таковому же при погашении скорости возврата сопротивлением атмосферы по первому способу. Таким образом, по второму способу мы погашаем сопротивлением атмосферы не $7909 \frac{m}{s} + \alpha$, а $11185 - \beta$, 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

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

где „R"—радиус Земли, „r_1"—расстояние до центра Земли точки наибольшего приближения (перигея) исходного эллипса, r — соответственное 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 $\beta =$ около $0{,}05\sqrt{2Rg} = 0{,}05w =$ около $550 \frac{m}{s}$; таким образом, мы сможем погасить сопротивлением атмосферы из „W_B" часть равную $= 10630 \frac{m}{s}$ и „W" становится равным около $12550 \frac{m}{s}$ (см. стр. 49).

ГЛАВА X.

МЕЖПЛАНЕТНАЯ БАЗА И РАКЕТО-АРТИЛЛЕРИЙСКОЕ СНАБЖЕНИЕ*).

Скорости, меньшие половины скорости выделения «u» применяемой химической группы, т.-е., приблизительно, скорости до 2500 $\frac{m}{s}$, если исключить нефтевоздушную группу (см. стр. 15), более экономно в смысле расхода веществ 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 $\frac{m}{s^2}$ (при соответствующей упаковке—все, кроме тонких приборов), в межпланетное пространство ракето-артиллерийским способом отдельно от человека. При ракето-артиллерийском транспортировании грузов в межпланетное пространство мы получали бы экономию веществ заряда до 50%. Трудность подобного способа снабжения заключается в трудности разыскания в пространстве такого относительно ничтожного тела, как выпущенная с Земли снарядо-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 12000* $\frac{m}{s}$. *Конечная масса* «M_k» этой ракеты, вследствие меньшей требуемой «W» будет в $\sqrt{n_1}$ раз больше той конечной массы, какою могла бы обладать ракета той-же массы «M_0», но рассчитанная для полета с возвращением на Землю без погашения скорости возврата сопротивлением атмосферы (см. стр. 15). 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 бо́льшим отношением отражательной способности видимых лучей к весу его квадр. метра; развернутая площадь может достигать и сотен тысяч квадр. метров, так как при толщине матери-

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

ала 0,1mm. и абсолютной плотности=1 одна тонна его дает 10000 квадр. метров; 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 ракето-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 $\sqrt{n_1}$ раза 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 другою. Если же удастся ракето-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 человек с запасом заряда на «W»$=2000\frac{m}{s}$ 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 аллюминевыми 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 троссом 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 об'ем 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 базою 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 Землею может быть осуществлена посредством легкого металлического зеркала большой площади,

ПРИМЕЧАНИЕ. Рациональная конструкция зеркала: тонкий плоский зеркальный металлический лист, натянутый на легкий металлический дуралюминевый остов.

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.

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-ракетою с запасами 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 растворения ассимптот. С момента выстрела снарядо-ракетою периодически автоматически 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 снарядо-ракеты, обратное ее нахождение было бы невозможно иначе, как при помощи счастливого случая. По прохождении снарядо-ракетою ее «Jj», 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 «Jj», а в дальнейшем по сигнальной площади. За некоторое время до наибольшего приближения снарядо-ракеты к базе, когда первая уже будет свободно различима в больший из двух инструментов имеющейся при базе ракеты, эта последняя отправляется навстречу к снарядо-ракете, приближается к ней и, сведя относительную скорость до нуля, закрепляет ее и буксирует к базе, пользуясь, если нужно, имеющимися на снарядо-ракете запасами заряда.

Так как на снарядо-ракете должны быть некоторые приборы и механизмы, в собранном виде неспособные благополучно переносить ускорения в несколько десятков тысяч $\frac{m}{s^2}$, то орудие для выстрела снарядо-ракетою должно обладать большою длиною, примерно, в 2 klm.; при такой длине необходимая величина ускорения падет до, примерно, 100g.; 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 mm. между стенками тоннеля и снарядом не будет значительным в сравнении с общим их количеством.

ГЛАВА XI.

УПРАВЛЕНИЕ РАКЕТОЙ, ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ И ОРИЕНТИРОВОЧНЫЕ ПРИБОРЫ.

Для управления ракетою 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 $\int_0^t \left(j_o - j_\rho\right) dt = W - Л_c$. С этим указателем должно быть связано автоматическое управление интенсивности выделения, чтобы на протяжении „Jj“ ускорение „J_o“ держалось требуемого значения ($=J_{max}$). Подобных указателей должно быть два: один для больших ускорений до „J_{max}“ включительно, другой для малых от 0,01 до $10\frac{cm}{s_2}$; первый указатель будет служить на „Jj“ при отправлении и во время остального полета; второй—при вступлении орбиты ракеты в атмосферу при возвращении. Измерение одним и тем же прибором ускорений в $1000\frac{cm}{s_2}$ и замедлений в $0{,}01\frac{cm}{s}$ 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 „1“ 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 заряда. 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_o“; 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 струю выделения. 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 струе выделения 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. 59.

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, которое теоретически особых затруднений не представляет; количество расходуемого при полетах заряда или топлива, как мы его можем назвать, а следовательно и приблизительная стоимость полетов (при утилизации предметов пропорционального пассива, см. стр. 24) пропорциональны величине (n—1). В таблице стр. 15 приведены значения „n“, соответствующие полной теплопроизводительности различных химических групп и ракетным скоростям $W_1 = 22370 \frac{m}{s}$ и $W_2 = 14460 \frac{m}{s}$; первая скорость соответствует полету с Земли в межпланетное пространство и обратно без погашения скорости возврата сопротивлением атмосферы, вторая—тому же полету с погашением последних $7900 \frac{m}{s}$ 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 процентом 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 предположительных выкладок, которых мы здесь приводить не будем, и данных о работе раскаленных газов в двигателях внутреннего сгорания. За среднее значение полной теплопроизводительности примем $3{,}3 \frac{Kcal}{gr}$. При этих данных мы будем иметь $u = 4700 \frac{m}{s}$; эту предположительную величину скорости выделения 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 § VIII относительной незначительности скорости „$Л_S$“ мы будем полагать „W_y“ $= 12000 \frac{m}{s}$

пренебрегая разницей, точное значение и даже знак которой нам сейчас неизвестны и которая, вероятно, будет в нашу пользу (§ VIII стр. 49).

При таких данных и при обязательном условии утилизации предметов „m_1" (в том случае, если придется применить несколько комплектную систему — см. § 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, при чем 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 $= q\mu$ в виде металлических (главным образом дуралюминиевых) изделий самого высокого качества — это предметы „m_1"; наиболее дешевая нефтяная группа заряда будет иметь применение также, но применение это, выгодное, несмотря на требуемое при нем увеличение массы заряда, значительно сокращается тем, что соответственно росту массы заряда должна расти и масса самой дорогой из расходуемых частей ракеты — „m_1" — ее пропорциональный пассив. Для полета при тех же условиях и данных с остановкою на Луне $n = 1000$, тоже 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 некоторою выгодой уменьшены преимущественным применением более дорогих и теплопроизводительных групп — борной и бороводородной. Подобных перспектив нельзя было бы назвать удовлетворительными: каждый полет требовал бы огромных материальных затрат, при чем 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.

Ключем к действительному овладению мировыми пространствами являются: первоначально — погашение скорости возврата сопротивлением атмосферы (§ IX), а затем — устройство межпланетной базы (§ X) и, если удастся необходимая световая сигнализация, — ракетоартиллерийское снабжение межпланетной базы. Погашение скорости возврата сопротивлением атмосферы по первому способу, уменьшая „W" до $14460 \frac{m}{s}$, в шесть раз понижает „n" для всех полетов: с Земли в межпланетное пространство и обратно $n = 20$; тоже с остановкой на Луне $n = 160$ и тоже с остановкой на Марсе $n = 500$ и в 12 раз уменьшает „n", при погашении по второму способу, когда будем иметь $W = 12500 \frac{m}{s}$ и, соответственно $n_з = 10$; $n_л = 80$; $n_м = 250$. Уменьшение „n" при этом может быть с выгодой сочетаемо с применением в большем относительном количестве дешевой нефтяной группы заряда и с меньшим расходом в качестве заряда предметов пропорционального пассива.

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

ПРИМЕЧАНИЕ: Это при погашении скорости возврата по первому способу; при втором же способе погашения возрат на Землю требует совсем незначительного количества заряда.

$n_л = 15$; $n_м = 45$; 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 $n=11$; ракето-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 доставкою 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 также, как в § IX указано для Земли. Сила тяжести на поверхности Марса втрое меньше, а скорость „$w_м$“—вдвое с лишним меньше, чем у Земли; мощность работы планирующей ракеты над атмосферой Марса в момент достижения ею максимума будет, следовательно, в 6 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.

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 медленно-двигающемся устойчивом плоту должны плавать упражняющиеся, помещенные в камеру таких же размеров и устройства, какая будет на ракете.

VIII. Исследование атмосферы на высотах до 100 клм.; это исследование может быть произведено посредством снарядов или снарядо-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 представлеиие 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 снарядо-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.

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

XIV. Перечень обозначений.

			Стр.	Ф. ф.
cm	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		
—	$\bar{r} =$	$\frac{r}{R}$		
klm	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).		
gr	M	— масса ракеты в данный момент		
,,	M_0	— ,, начальная	9,10	2, 2а
,,	M_k	— ,, конечная	,,	2б
,,	m	— абсолютный пассив	21	
,,	m_1	— пропорцион. ,, ...	21	
,,	μ	— заряд ракеты	14—17	2б, 6
,,	μ_i	— заряд ракеты, израсход. на участке „i“ . .	10	2б
—	$q = \frac{m_1}{\mu}$	коэффициент пропорционального пассива	21, 22	6, 7
—	m	— молекулярный вес (средний) среды		
—	$n = \frac{M_0}{M_k}$	нагруженность полета . . . . „**выделение**“	10 64, 65, 66	 2, 3, 4
$\frac{cm}{S}$	V	— скорость ракеты в данный момент (относительно центра Земли)		
,,	V_1	— тоже относительно земной поверхности		
,,	U	— скорость вращения земной поверхности		
,,	u	— скорость выделения	9, 15, 18	1
,,	Voptim	— наивыгоднейшая скорость ракеты в данной точке траектории	45, 46	29
$\frac{cm}{S^2}$	g	— ускорение силы тяжести на земной поверхности		
,,	j_0	— собственн. ускорение ракеты	10	

„	j_ρ — замедление, сообщаемое сопротивлением атмосферы	40,41	16, 18, 19, 20
„	$j = \overline{j_0 + j_\rho}$ механическое ускорение	34	
„	$J = \overline{j_0 + j_\rho + g}$ — действ. „		
—	$\bar{j} = j : g$ — коэффициент превосходства механического ускорения	31,36	12, 13. 14
$\frac{cm}{S}$	$W = \int j_0\, dt$ ракетная скорость	10	
„	W_i, $W_{ул}$, $W_{св}$, $W_{воз}$ см. соответственно: i, T_y, T_c, $T_в$	10,30	
„	Л = — перерасход ракетной скорости	28,29	9, 10
„	$Л_i$, $Л_\beta$, $Л_\alpha$, $Л_c$, $Л_g$ — см. соответственно: i, β, c, сн, g — индекс указывает место (i) или причину возникновения „Л“, которое также относится к замедлениям, как „W“ к „j_0“	28—33 41—48	
„	$w = \sqrt{2Rg} = 11185\ \frac{m}{s}$ — пораболическая скорость		
„	W_y — скорость улета	25,26	8
„	W_B — „ возврата	„ „	8
—	θ — угол под‘ема траектории относительно центра Земли — соответственно „V“		
—	θ_1 — угол под‘ема траектории относительно поверхности земли — соответственно „V_1“		
—	β — угол отклонения направления силы реакции от траектории.		
—	$\lambda = \theta + \beta$		
—	x — угол атаки поддерживающей поверхности	43	
—	θ_{optim} наивыгоднейшей угол под‘ема	42,47	23, 30
$\frac{cm}{S}$	$Z = Л_{сн}(\theta_1 = 90^\circ)$ — перерасход при вертикальном под‘еме	42	21
—	C — коэффициент формы	37	15
$\frac{gr}{cm^2}$	P — поперечная нагрузка ракеты	47	15, 16
$\frac{kgr}{m^2}$	p нагрузка поддерживающих поверхностей	54	
—	$\Delta = \frac{\rho_h}{\rho_0}$ — отношение плотностей воздуха на высотах „h“ klm и 0 klm	38	17, 18
$\frac{gr}{cm^3}$	ρ — плотность воздуха; индекс указывает высоту.	39	18
—	K, K_1, K_2, K_3, K_4.—коэффициенты пропорциональности в ф. ф. 15, 16. 18, 19. 20.		
	$\int$ —знак интеграла.		

ОПЕЧАТКИ.

Страница	Строка	Напечатано	Нужно
6	5 в.	могут,	могут;
10	9 в.	n_i,	; n_i
10	9 в.	$M_{ik}ni$	$M_{ik}n_i$
12	7 в.	„μi“	„μ_i“
17	21 в.	B_1	$B,$
21	5 н.	Mk	M_k
22	23 в.	д	для
27	4 н.	$w{в}_1$	$w_{в_1}$
36	8 н.	увеличению	увеличение
41	12 н.	$\underline{-10^{-6} tJ^2 Sin\Theta_1}$	$\underline{-10^{-6} t^2 J Sin\Theta_1}$
42	15 н.	должно	должен
43	8 н.	$Mg\cos\beta tg\alpha$	$Mg\cos\beta tg\alpha;$
49	6 н.	$T_1 = 450^\circ$	$T_1 < 450^\circ$
49	6 н.	$X = 0,7$	$X < 0,7$
48	5 н.	;	
52	13 в.	сопротивление	сопротивления

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Предисловие редактора 3

Предисловие автора первое 5

Предисловие автора второе 7

I. Данные ракеты; основные обозначения 9

II. Формула нагруженности 11

III. Скорость выделения. Химический материал 13

IV. Процесс сгорания и конструкция камеры сжигания и извергающей трубы 19

V. Пропорциональный пассив 21

VI. Типы траекторий и требуемые ракетные скорости . . . 25

VII. Максимум ускорения 34

VIII. Действие атмосферы на ракету при отправлении 37

IX. Погашение скорости возврата сопротивлением атмосферы 50

X. Межпланетная база и ракето-артиллерийское снабжение 58

XI. Управление ракетой; измерительные и ориентировочные приборы 62

XII. Общие перспективы 64

XIII. Эксперименты и исследования 67

XIV. Перечень обозначений 70

Опечатки 72

ГЛАВА XIII.

ЭКСПЕРИМЕНТЫ И ИССЛЕДОВАНИЯ.

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

1. Исследования функционирования камеры сжигания и извергающей трубы ракеты в средах различной плотности и упругости; нахождение наилучших конструкций камеры сжигания и извергающей трубы; нахождение наивыгоднейших форм и длины извергающей трубы, способов введения веществ заряда в камеру сжигания, соотношений между массой выделения $\frac{dM}{dt}$, размерами камеры сжигания и поперечным сечением извергающей трубы.

Исследования функционирования ракеты в атмосфере малой упругости можно производить, выведя извергающую трубу небольшой модели в камеру, из которой газы откачиваются насосом большой об'емной производительности; для уменьшения давления без дальнейшего увеличения размеров эвакуирующего насоса в камере должен быть устроен густой водяной душ, который будет сгущать все составные части выделения, 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 выделении; впрочем, при упругости в камере, равной 0,01 атм., 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 вещества заряда.

III. Исследование и налаживание производства веществ заряда, до сих пор фабричным способом не производимых, как, например, жидких BH_3, SiH_4, O_3, C_2H_2, CH_4.

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

V. Нахождение наилучших конструкций приборов автоматического управления и ориентирования.

Во время под'ема угол атаки поддерживающей поверхности—угол между ее малой осью и хвостовищем—должен быть не велик 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 и в исследовании IX. Для автоматизации управления в пробных ракетах должны быть оба гироскопа, какие полагаются и в настоящей ракете (см. § X). Эти пробные полеты должны производиться с постепенно возрастающим максимумом «V_1» к моменту израсходования заряда; для них может служить одна и та же ракета; в качестве заряда может быть применена одна лишь нефтяная группа при $n < 6$. После того, как максимум «V» достигнет значения $7500 \frac{m}{s}$ и пробная модель будет благополучно спускаться 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.