К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

II

Возвратите книгу не позже обозначенн. здесь срока.

Зак. 1508.

К книге относитесь бережно.

ИЗБРАННЫЕ ТРУДЫ

К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО

С БИОГРАФИЧЕСКИМ ОЧЕРКОМ ПРОФ. МОИСЕЕВА

ОНТИ НКТП СССР * ГОСМАШМЕТИЗДАТ
1934

ИЗБРАННЫЕ ТРУДЫ

К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО

КНИГА II

РЕАКТИВНОЕ ДВИЖЕНИЕ

ПОД РЕДАКЦИЕЙ ИНЖ | Ф. А. ЦАНДЕРА |

ОНТИ НКТП СССР * ГОСМАШМЕТИЗДАТ
1934

Редактор инж. *Е. В. Латынин*. Техн. редактор *И. М. Эвенсон*.
Сдано в набор 14/XI 1933 г. Бум. листов $6^3/_4$. Подписано к печати 20/II 1934 г.
Форм. бумаги $62\times94^1/_{16}$. Инд. МА—95-5-4. Издат. № 242. Тип. зн. в 1 бум. л. 101.504.
Уполн. Главлита № В—57508. Тираж 1500—авт. л. $17^1/_8$. Заказ № 1754.

2-я тип. ОНТИ им. Евгении Соколовой. Ленинград, пр. Красных Командиров, 29.

От издательства

Научная редакция настоящего тома — второго из сборника трудов К. Э. Циолковского проведена инж. Ф. А. Цандером, — нашим выдающимся ученым в области реактивного движения.

Ф. Цандер много лет работал не только над теоретическим исследованием вопросов реактивного движения, как и К. Э. Циолковский, но и над практическим созданием реактивного двигателя. Ф. Цандеру принадлежит между прочим оригинальная теоретическая разработка вопросов об аэроплане, снабженном ракетой, о сжигании в ракете твердого топлива с использованием для этой цели материала баков для жидкого горючего и частей аппарата; им даны новые термодинамические циклы работы реактивного двигателя. Занимался Ф. Цандер и изучением условий пребывания в ракете человека при его полете в межпланетное пространство.

28 марта 1933 г. инж. Цандер скончался. Его преждевременная смерть является тяжелой утратой для работников Советского союза, изучающих реактивное движение.

Желание Ф. Цандера провести помимо выполненного им редактирования рукописи также и корректуру гранок и листов настоящего тома не осуществилось.

Возможно, что при выпуске книги Цандер мог бы дать дополнительные замечания в соответствии с последними работами в области реактивного дела.

Настоящий том посвящен наиболее важным работам Циолковского в области реактивного движения.

Из помещенных здесь восьми работ шестая работа — „Давление на плоскость при ее нормальном движении в воздухе“ прямого отношения к исследованию реактивного движения не имеет и включена в настоящий том лишь потому, что на выводах этой работы целиком базируется седьмая работа — „Реактивный аэроплан“.

Здесь собраны труды, посвященные, главным образом, математической разработке теории реактивного движения и исследованию применения ракеты для полетов у земли и вне ее — в межпланетном пространстве.

Работы, относящиеся к области научной фантастики и пропагандирующие идею завоевания эфира („Грезы о земле и небе“, „Без тяжести“, „Вне земли“, „Цели звездоплавания“ „Звездоплавателям“ и др.), естественно не могли быть включены в сборник.

В отношении стилистики и построения работы Циолковского переиздаются почти без изменений; лишь в некоторых местах заменены отдельные слова. Рубрикация статей проведена Ф. Цандером.

Отдельные исправления, внесенные Ф. Цандером в вычисления Циолковского, оговорены подстрочными примечаниями.

Предисловие редактора

Настоящий сборник работ нашего известного ученого Константина Эдуардовича Циолковского обнимает восемь фундаментальных работ его, относящихся к реактивному движению и межпланетным сообщениям:

1. „Ракета в космическое пространство“; впервые появилась в 1903 г. в журнале „Научное обозрение“ № 5, причем заглавие первого издания было иным, а именно — „Исследование мировых пространств реактивными приборами“. Вторично вышла в 1924 г. отдельной книгой.
2. „Исследование мировых пространств реактивными приборами“. Эта работа появилась под этим заглавием отдельной книгой в 1926 г. и аналогична первой; но текст, а также вычисленные автором таблицы отличаются друг от друга[1].
3. „Космическая ракета. Опытная подготовка“, изд. 1927 г., Калуга. В этом труде автор часто ссылается на формулы и выводы, помещенные в „Исследованиях“, 1926 г.
4. „Ракетные космические поезда“, изд. 1929 г., Калуга.
5. „Новый аэроплан“, изд. 1929 г., Калуга.
6. „Давление на плоскость при ее нормальном движении в воздухе“, изд. 1929 г., Калуга.
7. „Реактивный аэроплан“, изд. 1930 г., Калуга.
8. „Стратоплан полуреактивный“, изд. 1932 г., Калуга.

В своих книгах К. Э. Циолковский — первый в мире — дает расчеты, при помощи которых определяется полет ракеты, ее расход горючего для получения заданной скорости полета при различных условиях, а также ее коэфициенты полезного действия как термический, так и механический.

Циолковский принадлежит к числу тех людей, которые своей любовью к делу и проницательностью ума нашли новое в области, в которой люди науки еще мало сделали по выявлению имеющихся практических возможностей. В научных трудах жизнь на других планетах рисовалась в обстановке настолько необычной, что в ней даже трудно было представить себе существование

---

[1] Циолковский пишет в приложении к книге: „Космическая ракета. Опытная подготовка“ „. . . на обложке, по моей рассеянности, осталась заметка, что работа эта есть перепечатка трудов 1903—1911 гг. У меня сначала и было такое намерение, но я его потом изменил: все переработал, а на переиздание старого нехватило средств и потому напечатать пришлось почти одно только новое“.

человека. Писатели-беллетристы описывали лишь такие методы полета, которые для фактических полетов в мировое пространство пригодны не были, хотя ряд их указал на ракету как на средство полета на луну.

Так, например, французский литератор Савиньен де-Сирано, известный под именем Сирано де Бержерак, уже в 1649 г. в своем сочинении „Путешествие на луну" описывает прибор, похожий на летающего дракона; на этот прибор солдаты поместили на разных этажах по шесть ракет, при помощи которых Сирано якобы поднялся на огромную высоту.

Пользуется ракетами для изменения пути полета снаряда в межпланетном пространстве также и известный французский писатель Жюль Верн в своем сочинении „Путешествие на луну".

Но Циолковский был первым, который дал в собранных здесь трудах строго научное обоснование данному вопросу.

Полученный еще в детстве органический недостаток (глухота) отразился в дальнейшем на всей его жизни и деятельности, заставив его уединяться и разрабатывать многие научные вопросы самостоятельно, без помощи современных ему научных дисциплин. Эта самобытность, оторванность от современной ему технической мысли оставили свой след и на трудах Циолковского, и на форме и содержании их. Так, в своих трудах Циолковский для обозначения длины и веса (*км*, *кг*) применяет одно выражение: „кило". В статье „Давление на плоскость" выпущен абзац 46, на стр. 8 оригинала, так как здесь сделан ошибочный вывод, что величина[1], равная по общепринятым обозначениям $1 : (\kappa - 1)$, где κ — показатель степени адиабаты, пропорциональна абсолютной температуре и обратно пропорциональна абсолютному давлению. Затем на стр. 8 труда „Реактивный аэроплан" Циолковский не умножил работу получения 1 $м^3$ сжатого воздуха на расход воздуха, требуемый для 1 *кг* горючего, что приводит к неправильному выводу относительно возможности сжатия воздуха компрессором до огромных давлений. Здесь были произведены соответствующие исправления, были внесены исправления и в ряд числовых данных таблиц. Наконец, Циолковский, приняв определенное решение по ряду вопросов, не рассчитывает до конца предложенной конструкции, хотя указывает, что только после окончательного расчета можно определить, каким образом эта конструкция может быть технически оформлена. В результате предложенные им конструкции имеют ограниченную область применения. Так, во всех книгах предполагается, что температура газов около конца раструба сопла настолько низка, что можно этим холодом воспользоваться для охлаждения воздуха, сжимаемого в нагнетателе. Однако этот холод, во-первых, может получиться только при определенных условиях, главным образом, при больших начальных или весьма низких конечных давлениях, а, во-вторых, при предложенном методе теплота сообщается продуктам сгорания, расширяющимся в сопле при

[1] У Циолковского эта величина обозначена буквой А.

весьма низком давлении их, вследствие чего при окончательном расширении к концу сопла весьма мало тепла превращается в кинетическую энергию движения продуктов сгорания, как это детальнее показано мною в соответствующем примечании.

Расчет нагнетателя, данный Циолковским, неполон. В труде „Сжиматель газов“, 1931 г., даны интересные, более полные расчеты. Но большие трудности будет представлять конструктивное выполнение весьма мощных приспособлений для охлаждения, требуемых при многоступенчатом сжатии. Здесь нехватает расчетов.

В конце статьи „Давление на плоскость“ Циолковский дает таблицу допускаемых скоростей полета, не помещая расчета, который его привел к этим скоростям.

В труде „Полуреактивный аэроплан“ Циолковский не дает доказательства того, что при увеличенной скорости полета полученная реакция будет достаточной величины для полета. Полет будет возможен лишь при достаточной величине запаса мощности двигателя. Хотя в статье „Реактивный аэроплан“ и описывается аэроплан с большим двигателем, сжимающим воздух для горения в ракете, но работа сжатия вследствие вышеуказанной ошибки Циолковского должна быть приблизительно в 11 раз больше, чем им вычисленная. Все же в известных пределах конструкция аэроплана может найти применение.

Для схемы реактивного аэроплана Циолковского требуется доказательство того, что форма предложенного им аэроплана с аэродинамической точки зрения выгодна настолько, чтобы вместе с преимуществами легкости и простоты конструкции давать выгодный результат. В общем, это предложение весьма интересно.

В книге „Исследование мировых пространств“ на стр. 75 нашего сборника в выражении для диференциала работы сопротивления атмосферы Циолковским был пропущен множитель x, вследствие чего интеграл работы получился неправильный и с двумя неизвестными, между тем как должен получиться более простой интеграл с одним неизвестным. Соответствующие места на последующих страницах мною были исправлены, и табл. 10 на стр. 78, относительно остающейся работы сопротивления атмосферы, соответствующим образом изменена.

Циолковский приходит в своих книгах „Ракета в космическое пространство“ и „Исследования мировых пространств“ к выводу, что имеется определенный наиболее выгодный угол полета. В книге же проф. Оберта „Пути к космическому полету“ („Wege zur Raumschiffahrt“) 1928 г. имеется иной вывод, согласно которому для свободно летающей ракеты наиболее выгодным является вертикальный подъем, а для пассажирской ракеты — подъем по особой кривой, называемой им синэргической. Но оба результата не противоречат друг другу ввиду того, что у Циолковского предполагается ускорение ракеты постоянным, заданным, а Оберт берет для свободно летающей ракеты переменное ускорение, именно такое, при котором в каждый момент на данной высоте подъема и при данном расходе горючего скорость увеличивается больше всего; другими словами, он определяет наиболее выгодную скорость полета. Для пассажирской же ракеты Оберт принимает также определенное максимальное для людей ускорение. Циолковский вычисляет всю работу для подъема и для преодоления сопротивления атмосферы, и получает, таким образом, средний, наиболее выгодный уклон при пролете всей атмосферы. Оберт вычисляет наиболее выгодный уклон полета для всякого момента и поэтому получает для траектории кривую линию.

Особенностью книг Циолковского, затрудняющей беглое чтение их, является то обстоятельство, что вследствие нехватки в Калужской типография латинского шрифта и математических символов все обозначения математических величин представляли сокращение соответствующих слов, причем сокращения состояли из 2—3 русских букв. Так, например, для ускорения ядра было введено обозначение Уя, для длины пушки — Дп, для относительной тяжести — То, и т. д. Все эти обозначения были в издаваемом сборнике заменены общепринятыми. В книге „Ракета в космическое пространство“ и в начале „Исследований мировых пространств“, где были применены в формулах латинские буквы, последние были оставлены без изменений.

В книге „Ракета в космическое пространство“ чертеж ракеты, помещенный на стр. 6, был заменен чертежом, составленным самим Циолковским и помещенным в книжке Я. Перельмана „Межпланетные путешествия“, а также в книге Н. А. Рынина „Межпланетные сообщения, К. Э. Циолковский, его жизнь, работы и ракеты“, стр. 41. Это было сделано ввиду того, что сам Циолковский при развитии своих работ отказался от извилин, которые имелись на замененном чертеже и которые должны были служить взамен жироскопа для получения устойчивого полета ракеты.

В книге „Космическая ракета. Опытная подготовка“ выпущен абзац, в котором Циолковский развивает невполне правильную мысль об определенной постоянной температуре диссоциации и о том, что температура горения водорода меньше температуры горения углерода.

Вопросы о жизни в межпланетном корабле и о плане работ для создания межпланетного корабля в настоящем сборнике оставлены лишь частично.

Работы Циолковского очень многогранны, и ввиду того, что он печатал в общем труды небольшого объема (за исключением книги „Исследования мировых пространств“, объем которой составляет пять печатных листов), в отдельных местах содержится весьма много разнообразных мыслей и расчетов. Циолковский сам не дает вполне ясного, легко обозреваемого разделения отдельных расчетов, что затрудняет поиски в его трудах требуемого расчета для определенного случая. Поэтому в конце сборника помещен предметный указатель, который поможет читателю отыскать необходимые ему материалы и расчеты.

Инж. Ф. Цандер

Ракета в космическое пространство

Высота подъема на воздушных шарах; размеры, вес их. Температура и плотность атмосферы.

1.* Небольшие аэростаты с автоматически наблюдающими приборами, без людей, до сих пор поднимались до высоты, не большей 22 *км*.

Трудности подъема на большую высоту с помощью воздушных шаров возрастают с увеличением этой высоты чрезвычайно быстро.

Положим, мы хотим, чтобы аэростат поднялся на высоту 27 *км* и поднял груз в 1 *кг*. Воздух на высоте 27 *км* имеет плотность около $^1/_{50}$ плотности воздуха у земной поверхности (760 *мм* давления и 0° Ц). Значит, шар на такой высоте должен занять объем в 50 раз больший, чем внизу. У уровня же океана следует впустить в него не менее 2 $м^3$ водорода, которые на высоте займут 100 $м^3$. При этом шар поднимает груз в 1 *кг*, т. е. поднимет автоматический прибор, а сам шар будет весить 1 *кг* или около того. Поверхность его оболочки при диаметре в 5,8 *м* составит не менее 103 $м^2$. Следовательно, каждый 1 $м^2$ материи, считая и пришитую к ней сетку, должен весить 10 *г*.

Квадратный метр обыкновенной писчей бумаги весит 100 *г*; вес же 1 $м^2$ папиросной бумаги составляет 50 *г*. Так что даже папиросная бумага будет в пять раз тяжелее той материи, которая должна быть употреблена на наш аэростат. Такую материю применить в аэростате невозможно, потому что оболочка, сделанная из нее, будет рваться и сильно пропускать газ.

Шары больших размеров могут иметь более толстую оболочку. Так, шар с небывало большим диаметром в 58 *м* будет иметь оболочку, 1 $м^2$ которой весит около 100 *г*, т. е. чуть тяжелее обыкновенной писчей бумаги. Поднимет он 1000 *кг* груза, что чересчур много для самопишущего прибора.

---

* Нумерация параграфов и формул оставлена в том же виде, как это дано Циолковским в его изданиях. Эта нумерация соответствует нумерации параграфов и формул рукописей автора. Встречающиеся нарушения порядковой нумерации показывают, что параграфы и формулы были выброшены самим автором как не имеющие значения ни для трактуемой им темы, ни для приводимого расчета. *Прим. ред.*

Если ограничиться при тех же громадных размерах аэростата подъемною силою в 1 *кг*, то оболочку можно сделать раза в два тяжелее. Вообще, в таком случае аэростат хотя и обойдется весьма дорого, но построение его нельзя считать делом невозможным. Объем его на высоте 27 *км* составит 100 000 $м^3$, поверхность оболочки 10 300 $м^2$.

А между тем, какие жалкие результаты! Подъем на каких-то 27 *км* высоты.

Что же сказать о поднятии приборов на бóльшую высоту! Размеры аэростатов должны быть еще значительно больше; но не надо при этом забывать, что с увеличением размеров воздушного шара разрывающие оболочку силы все более и более берут перевес над сопротивлением материала.

Поднятие приборов за пределы атмосферы с помощью воздушного шара, разумеется, совсем немыслимо; из наблюдений над падающими звездами видно, что пределы эти не простираются далее 200—300 *км*. Теоретически даже определяют высоту атмосферы в 54 *км*, принимая в основание расчета понижение температуры воздуха в 5° Ц на каждый километр подъема, что довольно близко к действительности, по крайней мере, для доступных слоев атмосферы [1].

Высота атмосферы в *км*	Температура в °Ц	Плотность воздуха
0	0	1
6	— 30	1 : 2
12	— 60	1 : 4,32
18	— 90	1 : 10,6
24	—120	1 : 30,5
30	—150	1 : 116
36	—180	1 : 584
42	—210	1 : 3900
48	—240	1 : 28 000
54,5	—272	0.

Выше приведена таблица высот, температур и плотностей воздуха, вычисленная мною на этом основании. Из нее видно, как быстро возрастают трудности поднятия с увеличением высоты.

Делитель последнего столбца показывает трудность, которую может встретить постройка воздушного шара.

2. Перейдем к другой идее полета в высоту — с помощью пушечных снарядов.

На практике начальная скорость движения снарядов не превышает 1200 *м/сек*. Такой снаряд, пущенный вертикально, поднимется на высоту в 73 *км*, если полет совершается в безвоздушном пространстве. В воздухе же высота подъема будет много меньше в зависимости от формы и массы снаряда.

---

[1] Теперь известно, что понижение температуры идет только до пределов тропосферы, т. е. до 11 *км*. *Автор*.

При хорошей форме снаряда высота подъема может достигать значительной величины; но помещать наблюдающие приборы внутри снаряда невозможно потому, что они будут разбиты вдребезги — или при возвращении снаряда на землю, или при самом движении его в пушечном стволе. Опасность при движении снаряда в канале меньше, но и эта опасность для целости аппаратов громадна. Положим, для простоты, что давление газов на снаряд равномерно, вследствие чего ускорение его движения составляет W *м/сек*^{2}. Тогда то же ускорение получают и все предметы в снаряде, принужденные совершать с ним одно движение. От этого внутри снаряда должна развиться относительная, кажущаяся тяжесть, равная $\frac{W}{g}$, где g есть ускорение земной тяжести у поверхности земли.

Длина пушки L выразится формулой:

$$L = \frac{V^2}{2(W-g)},$$

откуда

$$W = \frac{V^2}{2L} + g,$$

где V — скорость, приобретаемая снарядом по выходе из жерла.

Из формулы видно, что W, следовательно и приращение относительной тяжести в снаряде, уменьшается с увеличением длины пушки при постоянном V, т. е. чем длиннее пушка, тем приборы безопаснее во время выталкивания снаряда. Но и при очень длинной, неосуществимой на деле пушке, кажущаяся в снаряде тяжесть при ускоряющемся его движении в пушечном канале настолько велика, что нежно устроенные аппараты едва ли могут перенести ее без порчи. Тем более невозможно послать в снаряде что-нибудь живое, если бы в этом случилась надобность.

3. Итак, допустим, что построена пушка, примерно, в 300 *м* высоты. Пусть она расположена вдоль башни Эйфеля, которая, как известно, имеет такую же высоту, и пусть снаряд равномерным давлением газов получает при выходе из жерла скорость, достаточную для поднятия за пределы атмосферы, например, для поднятия на 300 *км* от земной поверхности. Тогда потребную для этого скорость V вычисляем по формуле:

$$V = \sqrt{2g.h},$$

где h — высота поднятия (получим около 2450 *м/сек*). Из двух последних формул, исключая V, найдем:

$$\frac{W}{g} = \frac{h}{L} + 1;$$

тут $\frac{W}{g}$ выражает относительную или кажущуюся тяжесть в ядре. По формуле найдем, что она равна 1001.

Следовательно, тяжесть всех приборов в снаряде должна увеличиться в 1000 раз, с лишком, т. е. предмет весом в 1 *кг* испытывает от кажущейся тяжести давление в 1000 *кг*. Едва ли какой физический прибор выдержит подобное давление. Какой же толчок должны испытывать тела в короткой пушке и при полете на высоту, большую 300 *км*!

Чтобы не ввести кого-нибудь в заблуждение словами „относительная или кажущаяся тяжесть", скажу, что я тут подразумеваю силу, зависящую от ускоряющегося движения тела (например, снаряда); она появляется также и при равномерном движении тела, если только это движение криволинейно, и называется тогда центробежной силой. Вообще она появляется всегда на теле или в теле, если только на одно это тело действует какая-либо механическая сила, нарушающая движение тела по инерции. Относительная тяжесть существует до тех пор, пока существует рождающая ее сила: прекращается последняя— исчезает бесследно и относительная тяжесть. Если я называю эту силу тяжестью, то только потому, что ее временное действие совершенно тождественно с действием силы тяготения. Как тяготению подвержена каждая материальная точка тела, так и относительная тяжесть рождается в каждой частице тела, заключенного в снаряде; происходит это потому, что кажущаяся тяжесть зависит от инерции, которой одинаково подвержены все материальные части тела. Итак, приборы внутри снаряда сделаются тяжелее в 1001 раз. Если бы даже при этом страшном, хотя и кратковременном (0,24 сек.) усилении относительной тяжести и удалось их сохранить в целости, то все же найдется много других препятствий для употребления пушек в качестве посылателей в небесное пространство.

Прежде всего — трудность их построения, даже в будущем; далее — громадная начальная скорость снаряда; действительно, в нижних густых слоях атмосферы скорость снаряда; много потеряет вследствие сопротивления воздуха; потеря же скорости сильно сократит и высоту полета снаряда; затем трудно достигнуть равномерного давления газов на снаряд во время его движения в стволе, отчего усиление тяжести будет много более, чем мы вычислили (1001); наконец, безопасность возвращения снаряда на землю более чем сомнительна.

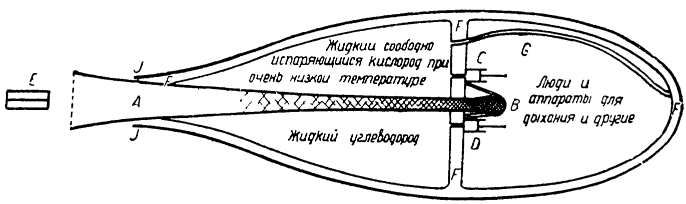
Ракета и пушка

4. Впрочем, одного громадного увеличения тяжести совершенно достаточно, чтобы оставить мысль о применении пушек к нашему делу.

Вместо них или аэростата, в качестве исследователя атмосферы предлагаю реактивный прибор, т. е. род ракеты, но ракеты грандиозной и особенным образом устроенной. Мысль не новая, но вычисления, относящиеся к ней, дают столь замечательные результаты, что умолчать о них было бы недопустимо.

Эта моя работа далеко не рассматривает всех сторон дела и совсем не решает его с практической стороны относительно осуществимости; но в далеком будущем уже виднеются сквозь туман перспективы до такой степени обольстительные и важные, что о них едва ли теперь кто мечтает.

Представим себе такой снаряд: металлическая продолговатая камера (формы наименьшего сопротивления), снабженная светом, кислородом, поглотителями углекислоты, миазмов и других животных выделений, предназначенная не только для хранения разных физических приборов, но и для человека, управляющего камерой (будем разбирать вопрос по возможности шире). Камера имеет большой запас веществ, которые при своем смешении тотчас же образуют взрывчатую массу. Вещества эти, правильно и довольно равномерно взрываясь в определенном для того месте, текут в виде горячих газов по расширяющимся к концу трубам, вроде рупора или духового музыкального инструмента. Трубы



Фиг. 1.

эти расположены вдоль стенок камеры, по направлению ее длины. В одном узком конце трубы совершается смешение взрывчатых веществ: тут получаются сгущенные и пламенные газы. В другом расширенном ее конце они, сильно разредившись и охладившись от этого, вырываются наружу через раструбы с громадной относительной скоростью. Понятно, что такой снаряд, как и ракета при известных условиях, будет подниматься в высоту.

Необходимы автоматические приборы, управляющие движением ракеты (так будем мы иногда называть наш прибор) и силою взрывания по заранее намеченному плану.

Схематический вид ракеты. Оба жидких газа разделены перегородкой. Видно место смешения газов и взрывания их. Видим раструб для вылета сильно разреженных и охлажденных паров. Труба окружена кожухом с быстро циркулирующей в нем металлической жидкостью. Видим руль, служащий для управления движением ракеты.

Если равнодействующая сил взрывания не проходит точно через центр инерции снаряда, то снаряд будет вращаться и, следовательно, никуда не будет годиться. Добиться же математической точности в этом совпадении совершенно невозможно, потому что как центр инерции не может не колебаться вследствие движения заключенных в снаряде веществ, так и направление в пушке равнодействующей сил давления газов не может иметь математически неизменного направления. В воздухе еще можно направлять снаряд рулем, подобным птичьему, но что вы сделаете в безвоздушном пространстве, где эфир едва ли представит какую-либо заметную опору?

Дело в том, что если равнодействующая по возможности близка к центру инерции снаряда, то вращение его будет довольно медленно. Но едва только оно начинается, мы перемещаем какую-нибудь массу внутри снаряда до тех пор, пока происходящее от этого перемещение центра инерции не заставит снаряд уклоняться в противоположную сторону. Таким образом, следя за снарядом и перемещая внутри его небольшую массу, достигнем колебания снаряда то в ту, то в другую сторону, общее же направление действия взрывчатых веществ и движения снаряда изменяться не будут.

Может быть, ручное управление движением снаряда окажется не только затруднительным, но и прямо практически невозможным. В таком случае следует прибегнуть к автоматическому управлению.

Притяжение земли не может быть тут основной силой для регулирования, потому что в снаряде будет только относительная тяжесть с ускорением W, направление которой совпадает с относительным направлением вылетающих взрывчатых веществ или прямо противоположно направлению равнодействующей их давления. А так как это направление меняется с поворачиванием снаряда и пушки, то тяжесть эта как направитель регулятора не годится.

Возможно употребить для этой цели магнитную стрелку, или силу солнечных лучей, сосредоточенных с помощью двояковыпуклого стекла. Каждый раз, когда снаряд с пушкой поворачивается, маленькое и яркое изображение солнца меняет свое относительное положение в снаряде, что может возбуждать расширение газа, давление, электрический ток и движение массы, восстановляющей определенное направление пушки, при котором светлое пятно падает в нейтральное, так сказать, нечувствительное место механизма.

Автоматически подвигаемых масс должно быть две.

Основою для регулятора направления снаряда также может служить небольшая камера с двумя быстро вращающимися в разных плоскостях кругами. Камера привешена так, что положение или, точнее, направление ее не зависит от направления пушки. Когда пушка поворачивается, камера в силу инерции, пренебрегая трением, сохраняет прежнее абсолютное направление (относительно звезд); это свойство проявляется в высшей степени при быстром вращении камерных дисков. Прицепленные к камере тонкие пружинки при поворачивании пушки меняют в ней свое относительное положение, что может служить причиною возникновения тока и передвижения регулирующих масс.

Наконец, поворачивание конца раструба также может служить средством сохранения определенного направления снаряда. Проще всего для управления ракетой может служить двойной руль, помещенный вне ракеты, поблизости от выходного конца трубы. Избежать же вращения ракеты вокруг продольной оси можно кручением пластинки, расположенной по направлению движения газов и среди них.

Преимущества ракеты

5. Прежде чем излагать теорию ракеты или подобного ей реактивного прибора, попытаюсь заинтересовать читателя преимуществами ракеты перед пушечным снарядом:

a) аппарат наш сравнительно с гигантской пушкой легок, как перышко; он относительно дешев и сравнительно легко осуществим; b) давление взрывчатых веществ, будучи довольно равномерным, вызывает равномерно-ускоряющееся движение ракеты, которое развивает относительную тяжесть; величиною этой временной тяжести мы можем управлять по желанию, т. е., регулируя силу взрыва, мы в состоянии сделать ее, произвольно мало или много, превышающей обыкновенную земную тяжесть. Если предположим для простоты, что сила взрыва уменьшается пропорционально массе снаряда, сложенной с массою оставшихся невзорванными взрывчатых веществ, то ускорение снаряда, а следовательно, и величина относительной тяжести будут постоянны. Итак, в ракете могут безопасно в отношении кажущейся тяжести отправиться не только измерительные приборы, но и люди, тогда как в пушечном снаряде, даже при огромной пушке, величиною с башню Эйфеля, относительная тяжесть увеличивается в 1001 раз при подъеме на 300 *км*; c) еще немалое преимущество ракеты: скорость ее возрастает в желаемой прогрессии и в желаемом направлении; она может быть постоянной и может равномерно уменьшаться, что даст возможность безопасного спуска на планету. Все дело в хорошем регуляторе взрывания; d) при начале поднятия, пока атмосфера густа и сопротивление воздуха при большой скорости огромно, ракета двигается сравнительно не быстро и потому мало теряет от сопротивления среды и мало нагревается.

Скорость ракеты лишь медленно возрастает; но затем по мере поднятия в высоту и разрежения атмосферы она может искусственно возрастать быстрее; наконец, в безвоздушном пространстве эта возрастающая скорость может быть еще увеличена. Таким путем мы потратим минимум работы на преодоление сопротивления воздуха.

Ракета в среде, свободной от тяготения и атмосферы

Соотношение масс в ракете

6. Сначала рассмотрим действие в среде, свободной от тяготения и окружающей материи, т. е. атмосферы. Относительно последней мы беремся только разобрать ее сопротивление дви-

жению снаряда, но не движению вырывающихся стремительно паров. Влияние атмосферы на взрыв не совсем ясно: с одной стороны, оно благоприятно, потому что взрывающиеся вещества имеют в окружающей материальной среде некоторую опору, которую они увлекают при своем движении и, таким образом, способствуют увеличению скорости ракеты; но, с другой стороны, та же атмосфера своей плотностью и упругостью мешает расширению газов далее известного предела, отчего взрывчатые вещества не приобретают той скорости, которую они могли бы приобрести, взрываясь в пустоте. Это последнее влияние неблагоприятно, потому что приращение скорости ракеты пропорционально скорости отбрасываемых продуктов взрыва.

7. Массу снаряда со всем содержимым, кроме запаса взрывчатых веществ, обозначим через M_1; полную массу последних — через M_2; наконец, переменную массу взрывчатых веществ, оставшихся невзорванными в снаряде в данный момент, — через M.

Таким образом полная масса ракеты при начале взрыва будет равна (M_1+M_2); спустя же некоторое время она выразится переменной величиной (M_1+M); наконец, по окончании взрывания, — постоянной величиной M_1.

Чтобы ракета получила наибольшую скорость, необходимо, чтобы отбрасывание продуктов взрыва совершалось в одном направлении относительно звезд. А для этого нужно, чтобы ракета не вращалась; а чтобы она не вращалась, надо, чтобы равнодействующая взрывчатых сил, проходящая через центр их давления, проходила в то же время и через центр инерции всей совокупности летящих масс. Вопрос, как этого достигнуть на практике, мы уже слегка разобрали.

Итак, предполагая такое наивыгоднейшее отбрасывание газов в одном направлении, получим следующее диференциальное уравнение на основании закона о постоянстве количества движения:

8. $$dV(M_1+M)=V_1\cdot dM.$$

9. Здесь dM есть бесконечно малый отбросок взрывчатого вещества, вырывающегося из пушечного раструба с постоянной относительно ракеты скоростью V_1.

10. Я хочу сказать, что относительная скорость V_1 вырывающихся элементов, при одинаковых условиях взрыва, одна и та же во все время взрывания на основании закона относительных движений: dV есть приращение скорости V движения ракеты вместе с оставшимися нетронутыми взрывчатыми материалами; приращение это dV совершается благодаря отбрасыванию элемента dM со скоростью V_1. Определением последней мы займемся в своем месте.

11. Разделяя переменные величины в уравнении (8) и интегрируя, получим:

12. $$\frac{1}{V_1}\int dV=-\int\frac{dM}{M_1+M}+C,$$

или

13. $$\frac{V}{V_1} = -\ln(M_1 + M) + C.$$

Тут C есть постоянное. Когда $M = M_2$, т. е. до взрывания; $V = 0$: на этом основании найдем:

14. $$C = +\ln(M_1 + M_2);$$

стало быть,

15. $$\frac{+V}{V_1} = \ln\left(\frac{M_1 + M_2}{M_1 + M}\right).$$

Наибольшая скорость снаряда получится, когда $M = 0$, т. е. когда весь запас M_2 взорван; тогда получим, полагая в предыдущем уравнении $M = 0$:

16. $$\frac{+V}{V_1} = \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right).$$

17. Отсюда мы видим, что скорость V снаряда возрастает неограниченно с возрастанием количества M_2 взрывчатых веществ. Значит, запасаясь разными количествами их, при разных путешествиях мы получим самые разнообразные окончательные скорости. Из уравнения (16) также видно, что скорость ракеты по израсходовании определенного запаса взрывчатого вещества не зависит от быстроты или неравномерности взрывания, лишь бы частицы отбрасываемого материала двигались с одной и той же скоростью V_1 относительно снаряда.

Однако с увеличением запаса M_2 скорость V ракеты возрастает все медленнее и медленнее, хотя и безгранично. Приблизительно, она возрастает, как логарифм от увеличения количества взрывчатых запасов M_2 (если M_2 велико в сравнении с M_1, т. е. если масса взрывчатых веществ в несколько раз больше массы снаряда).

18. Дальнейшие вычисления будут интересны, когда мы определим V_1, т. е. относительную и окончательную скорость взорванного элемента. Так как газ или пар при оставлении пушечного раструба весьма разрежается и охлаждается (при достаточной длине трубы), даже обращается в твердое состояние — в пыль, которая мчится с страшною быстротою, то можно принять, что вся энергия горения, или химического соединения, при взрывании обращается в движение продуктов горения, или в кинетическую энергию. В самом деле, представим себе определенное количество газа, расширяющегося в пустоте, без всяких приборов: он будет во все стороны расширяться и вследствие этого охлаждаться до тех пор, пока не превратится в капли жидкости, или в туман.

Туман этот обращается в кристаллики, но уже не от расширения, а от испарения и лучеиспускания в мировое пространство.

Расширяясь, газ выделит всю свою явную и отчасти скрытую энергию, которая превратится в конце-концов в быстрое движение кристалликов, направленное во все стороны, так как газ расширялся свободно во все стороны. Если же его заставить расширяться в резервуаре с трубой, то труба направит движение газовых молекул по определенному направлению, чем мы и пользуемся для наших целей, т. е. для движения ракеты.

Казалось бы, что энергия движения молекул превращается в кинетическое движение до тех пор, пока вещество сохраняет газообразное или парообразное состояние. Но это не совсем так. Действительно, часть вещества может обратиться в жидкое состояние; но при этом выделяется энергия (скрытая теплота парообразования), которая передается оставшейся парообразной части материи и замедлит на некоторое время переход ее в жидкое состояние.

Подобное явление мы видим в паровом цилиндре, когда пар работает собственным расширением, выход же из парового котла в цилиндр заперт. В этом случае при какой бы температуре не был пар, часть его обращается в туман, т. е. жидкое состояние, другая же часть продолжает сохранять парообразное состояние и работать, заимствуя скрытую теплоту сгустившихся в жидкость паров.

Итак, энергия молекулярная будет превращаться в кинетическую, по крайней мере до состояния жидкого. Когда вся масса обратится в капли, превращение в кинетическую энергию почти приостановится, потому что пары жидких и твердых тел при низкой температуре имеют чересчур незначительную упругость и использование их на практике затруднительно, так как потребует огромных труб.

И еще некоторая незначительная часть указанной нами энергии пропадет для нас, т. е. не превратится в кинетическую энергию благодаря трению о трубу и лучеиспусканию теплоты нагретыми частями трубы. Впрочем, труба может быть окружена кожухом, в котором циркулирует какой-нибудь жидкий металл; он передаст жар сильно нагретой части одного конца трубы другой ее части, охлажденной вследствие сильного разрежения паров. Таким образом и эта потеря от лучеиспускания и теплопроводности может быть утилизирована или сделана очень незначительной. Ввиду кратковременности взрывания, продолжающегося в крайних случаях от 2 до 5 мин, потеря от лучеиспускания и без всяких приспособлений незначительна; циркуляция же металлической жидкости в кожухе, окружающем трубы, необходима для другой цели: для поддержания одной и той же невысокой температуры трубы, т. е. для сохранения ее крепости. Несмотря на это, возможно, что часть ее будет расплавлена, окислена и унесена вместе с газами и парами. Может быть, для избежания этого внутреннюю часть трубы будут выкладывать каким-нибудь особенным огнеупорным материалом: углеродом, вольфрамом или чем-нибудь иным. Хотя часть углерода при этом и сгорит, но креность металлической пушки, мало нагретой, пострадать от этого не может.

Газообразный же продукт горения углерода — углекислота — только усилит поднятие ракеты. Может быть применен род тигельного материала — какая-нибудь смесь веществ. Во всяком случае не я решу эти вопросы, как и другие, относящиеся к реактивным приборам.

Во многих случаях я принужден лишь гадать или предполагать. Я нисколько не обманываюсь и отлично знаю, что не только не решаю вопроса во всей полноте, но что остается поработать над ним в 1000 раз больше, чем я работал. Моя цель возбудить к нему интерес, указав на великое значение его в будущем и на возможность его решения...

В настоящее время превращение водорода и кислорода в жидкость не представляет особых затруднений. Можно водород заменить жидкими или сгущенными в жидкость углеводородами, например, ацетиленом, нефтью. Жидкости эти должны быть разделены перегородкой. Температура их весьма низкая; поэтому ими полезно окружать или кожухи с циркулирующим металлом или непосредственно самые трубы.

Опыт покажет, как сделать лучше. Некоторые металлы делаются крепче от охлаждения; вот такие-то металлы и нужно употребить, например, медь [1]. Не помню хорошо, но какие-то опыты над сопротивлением, кажется, железа в жидком воздухе, указали на то, что вязкость его при этой низкой температуре увеличивается чуть ли не в десятки раз. За достоверность не ручаюсь, но опыты эти в применении к нашему делу заслуживают глубочайшего внимания. (Почему бы не охлаждать таким образом и обыкновенные пушки, прежде чем из них стрелять; ведь, жидкий воздух теперь такая обыкновенная вещь.)

Жидкий кислород и такой же водород, выкачиваемые из своих резервуаров и подаваемые в известном соотношении в узкое начало трубы, соединяясь тут понемногу, могут дать прекрасный взрывчатый материал. Получаемый при химическом соединении этих жидкостей водяной пар при страшно высокой температуре будет расширяться, подвигаясь к концу или устью трубы до тех пор, пока не охладится до такой степени, что обратится в жидкость, несущуюся в виде тончайшего тумана по направлению длины трубы к ее выходу (раструбу).

19. Водород и кислород в газообразном состоянии, соединяясь для образования 1 *кг* воды, развивают 3825 *кал.* Под словом „калория“ мы тут подразумеваем количество теплоты, потребное для нагревания на 1° Ц 1 *кг* воды.

---

[1] Автор здесь указал на металл — железо, которое, однако, при низших температурах, как уже указывал в журнале ZFM от 28/IV 1927 г. Ладеман (R. Lademann, Zum Raketenproblem), оказывается негодным в отношении крепости. Автор отвечает ему в приложении к книге „Космическая ракета, опытная подготовка“:

„Об увеличении крепости железа при температуре жидкого воздуха я передал в 1903 г. только то, что сам читал, и нисколько не настаиваю на

Количество это (3825) у нас будет немного меньше, раз кислород и водород находятся в жидком состоянии, а не в газообразном, к каковому относится данное нами число калорий. В самом деле, жидкости надо, во-первых, нагреть; во-вторых, обратить в газообразное состояние, на что расходуется некоторая энергия. Ввиду незначительной величины этой энергии сравнительно с энергией химической мы оставим наше число без умаления (этот вопрос не совсем выяснен наукой, но мы водород и кислород берем только для примера).

Принимая механический эквивалент теплоты в 427 *кг.м*, найдем, что 3825 соответствуют работе в 1633 *кг.м*; этого достаточно для поднятия продуктов взрыва, т. е. 1 *кг* вещества на высоту 1633 *км* от поверхности земного шара, предполагая силу тяжести постоянной. Эта работа, превращенная в движение, соответствует работе 1 *кг* массы, движущейся со скоростью 5700 *м/сек*. Я не знаю ни одной группы тел, которые при своем химическом соединении выделяли бы на единицу массы полученного продукта такое огромное количество энергии. Кроме того, некоторые другие вещества, соединяясь, не образуют летучих продуктов, что для нас совсем не годится. Так кремний, сгорая в кислороде ($Si+O_2=$ $=SiO_2$), выделяет огромное количество тепла, именно — 3654 *кал* на единицу массы полученного продукта (SiO_2), но, к сожалению, образуются труднолетучие тела.

Приняв жидкий кислород и водород за материал, наиболее пригодный для взрывания, я дал число для выражения их взаимной химической энергии, приходящейся на единицу массы полученного продукта (H_2O), несколько больше истинного, так как вещества, соединяющиеся в ракете, должны находиться в жидком, а не в газообразном состоянии, и, кроме того, при очень низкой температуре.

Считаю нелишним тут утешить читателя, что не только на эту энергию (3825 *кал*), но и на несравненно бо̀льшую мы можем надеяться в будущем, когда, может быть, найдут возможным осуществить наши еще недостаточно разработанные мысли. В самом деле, рассматривая количество энергии, получаемой от химических процессов разнообразных веществ, замечаем в общем, не без исключений, конечно, что количество энергии, приходящейся на единицу массы продуктов соединения, зависит от атомных весов, соединяющихся простых тел; чем меньше атомные веса тел, тем больше выделяется тепла при соединении их. Так, при образовании сернистого газа (SO_2) образуется только 1250 *кал*, а при образовании окиси меди (CuO) — только 546 *кал*; между тем как уголь, при обра-

---

истине прочитанного, раз оно оказалось неверно. На практике взрывная труба такой степени холода и не будет иметь. Охлаждается она нефтью, которая в свою очередь охлаждается ожиженным воздухом. Хорошо, если труба не расплавится и не сгорит, нефть не будет кипеть, и жидкий воздух будет не очень быстро улетучиваться. Что уж тут думать о температуре жидкого воздуха для взрывной трубы". *Прим. ред.*

зовании углекислоты (CO_2), выделяет на единицу ее массы 2204 *кал*. Водород с кислородом, как мы видим, выделяют еще больше (3825).

Для оценки этих данных, в применении к высказанной мною идее, напомню тут величину атомных весов приводимых элементов: водород = 1; кислород — 16; углерод — 12; сера — 32; кремний — 28; медь — 63.

Конечно, можно привести и много исключений из этого правила, но в общем оно справедливо. Действительно, если мы вообразим ряд точек, абсциссы которых выражают сумму (или произведение) атомных весов соединяющихся простых тел, а ординаты — соответствующую энергию химического соединения, то проведя через точки (по возможности ближе к ним) плавную кривую, увидим непрерывное уменьшение ординат по мере увеличения абсцисс, что и доказывает наш взгляд.

Поэтому, если когда-нибудь так называемые простые тела окажутся сложными и их разложат на новые элементы, то атомные веса последних должны быть меньше известных нам простых тел.

Новооткрытые элементы, по предыдущему, должны выделять при своем соединении несравненно большее количество энергии, чем тела, считаемые теперь условно простыми и имеющие сравнительно большой атомный вес.

Самое существование эфира с его почти беспредельной упругостью и громадной скоростью его атомов указывает на беспредельно малый атомный вес этих атомов и беспредельную энергию в случае их химического соединения.

20. Как бы то ни было, но пока для V_1 (см. 15 и 19) мы не можем принять более 5700 *м/сек*. Но современем, кто знает, может быть это число увеличится в несколько раз.

Принимая 5700 *м/сек*, можем по формуле (16) вычислить не только отношение скоростей $\frac{V}{V_1}$, но и абсолютную величину окончательной (наибольшей) скорости V снаряда в зависимости от отношения $\frac{M_2}{M_1}$.

21. Из формулы (16) видно, что масса ракеты со всеми пассажирами и всеми аппаратами M_1 может быть произвольно велика и скорость V снаряда от этого нисколько не потеряет, лишь бы запас взрывчатых веществ M_2 возрастал пропорционально возрастанию массы M_1 ракеты.

Итак, всевозможной величины снаряды с любым числом путешественников могут приобретать скорости желаемой величины. Впрочем, возрастание скорости ракеты сопровождается, как мы видели, несравненно быстрейшим возрастанием массы M_2 взрывчатых веществ. Поэтому, насколько легко и возможно увеличение массы поднимающегося в небесное пространство снаряда, настолько затруднительно увеличение его скорости.

Скорости полета в зависимости от расхода горючего

22. Из уравнения (16) получим следующую таблицу:

$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{V}{V_1}$	Секундная скорость V в *м/сек*	$\frac{M_2}{M_1}$	V	Секундная скорость V в *м/сек*
0,1	0,095	543	7	2,079	11 800
0,2	0,182	1 037	8	2,197	12 500
0,3	0,262	1 493	9	2,303	13 100
0,4	0,336	1 915	10	2,398	13 650
0,5	0,405	2 308	19	2,996	17 100
1	0,693	3 920	20	3,044	17 330
2	1,098	6 260	30	3,434	19 560
3	1,386	7 880	50	3,932	22 400
4	1,609	9 170	100	4,615	26 280
5	1,792	10 100	193	5,268	30 038
6	1,946	11 100	Бесконечно		Бесконечно

23. Из таблицы усматриваем, что скорости, получаемые реактивным путем, далеко не малы. Так, при массе взрывчатых веществ, в 193 раза превышающей вес M_1 снаряда (ракеты), скорость его по окончании взрывания и израсходования всего запаса M_2 равна скорости движения земли вокруг солнца. Не думайте, что такая громадная масса взрывчатого материала требует для своего сохранения громадного количества крепкого материала для сосудов, содержащих взрывчатые элементы. Действительно, водород и кислород в жидком виде только тогда обнаруживают высокое давление, когда сосуды, содержащие их, заперты, и когда самые газы под влиянием окружающих сравнительно теплых тел нагреются. У нас же эти ожиженные газы должны иметь свободный выход в трубу (помимо постоянного притока их туда в жидком виде), где они, соединяясь химически, взрываются.

Непрерывное и быстрое течение газов, соответствующее испарению жидкостей, охлаждает эти последние до того, что они своими парами не производят почти никакого давления на окружающие их стенки. **Итак, для сохранения элементов взрыва на сосуды не требуется большой массы вещества.**

24. Когда запас взрывчатого вещества равен массе ракеты $\left(\frac{M_2}{M_1} = 1\right)$, то скорость последней чуть не вдвое более той, которая нужна, чтобы камню или пушечному снаряду, пущенному „селенитами“ с поверхности нашей луны, удалиться от нее навсегда и сделаться спутником земли, второй луной.

Эта скорость (3920 *м/сек*) почти достаточна для вечного удаления тел, брошенных с поверхности Марса или Меркурия.

Если отношение $\frac{M_2}{M_1}$ масс будет равно трем, то уже получится по израсходовании всего запаса такая скорость снаряда, которой лишь немного недостает для того, чтобы он мог вращаться за пределами атмосферы вокруг земли подобно ее спутнику.

При отношении $\frac{M_2}{M_1}$, равном шести, скорость ракеты почти достаточна для удаления ее от земли и вечного вращения вокруг солнца в качестве самостоятельной планеты. При большом количестве взрывчатого запаса возможно достижение пояса астероидов и даже тяжелых планет.

25. Из таблицы видно, что и при небольшом запасе взрывчатых веществ окончательная скорость снаряда еще достаточна для практических целей. Так, при запасе, составляющем лишь 0,1 веса ракеты, скорость равна 543 *м/сек*, что довольно для поднятия ракеты на 15 *км*. Далее из таблицы мы видим, что при незначительном запасе скорость по окончании взрыва приблизительно пропорциональна массе запаса (M_2); следовательно, в этом случае высота поднятия пропорциональна квадрату этой массы (M_2) запаса. Так, при запасе, составляющем половину массы ракеты $\left(\frac{M_2}{M_1}\right) = 0{,}5$, последняя залетит далеко за пределы атмосферы.

Коэфициент полезного действия (утилизация) ракеты при подъеме

26. Интересно определить, какая часть полной работы взрывчатых веществ, т. е. их химической энергии, передается ракете.

Работа взрывчатых веществ выразится $\frac{V_1^2}{2g} M_2$, где g есть ускорение земной тяжести; механическая работа ракеты, имеющей скорость V, выразится в тех же единицах: $\frac{V^2}{2g} M_1$, или на основании формулы (16):

$$\frac{V^2}{2g} M_1 = \frac{V_1^2}{2g} M_1 \left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2.$$

Разделив теперь работу ракеты на работу взрывчатого материала, получим:

$$\frac{M_1}{M_2} \left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2.$$

По этой формуле вычислим таблицу утилизации ракетной энергии взрывчатых веществ (см. стр. 26).

Из формулы и таблицы видно, что при очень малых количествах взрывчатого материала утилизация его равна $\frac{M_2}{M_1}$, т. е. тем меньше, чем меньше относительное количество взрывчатых веществ [1].

---

[1] Действительно, $\ln(1 + x) = x - \frac{x^2}{2} + \frac{x^3}{3} - \frac{x^4}{4} \ldots$ Следовательно, приблизительно, $\frac{M_1}{M_2}\left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 = \frac{M_1}{M_2} \cdot \frac{M_2^2}{M_1^2} = \frac{M_2}{M_1}$.

$\frac{M_2}{M_1}$	Утилизация	$\frac{M_2}{M_1}$	Утилизация
0,1	0,090	7	0,62
0,2	0,165	8	0,60
0,3	0,223	9	0,59
0,4	0,282	10	0,58
0,5	0,328	19	0,47
1	0,480	20	0,46
2	0,600	30	0,39
3	0,64	50	0,31
4	0,65	100	0,21
5	0,64	193	0,144
6	0,63	Бесконечно	Нуль

Далее, с увеличением относительного количества взрывчатых веществ утилизация возрастает и, приблизительно, при учетверенном их количестве (сравнительно с массой ракеты) достигает наибольшей величины (0,65).

Дальнейшее увеличение взрывчатых веществ, хотя и медленно, но непрерывно уменьшает их полезность; при бесконечно большом их количестве она — нуль, так же как и при бесконечно малом. Из таблицы также видим, что при изменении отношения $\frac{M_2}{M_1}$ от 2 до 10 — утилизация более половины; это значит, что более половины потенциальной энергии взрывчатого материала в таком случае передается в виде кинетической энергии ракете. Вообще, от 1 до 20 она весьма велика и близка к 0,5.

Ракета под влиянием тяжести

Вертикальный подъем

27. Мы определили скорость, приобретаемую ракетой в пустоте и при отсутствии силы тяготения в зависимости от массы ракеты, массы взрывчатых веществ и энергии их химического соединения.

Разберем теперь **влияние постоянной силы тяжести на вертикальное движение снаряда.**

Мы видим, что без влияния тяжести ракетой приобретаются огромные скорости и утилизируется значительное количество энергии взрыва. Это будет справедливо и для среды тяжести, если только взрыв будет мгновенный. Но такой взрыв для нас не годится, потому что при этом получится убийственный толчок, которого не вынесет ни снаряд, ни вещи ни люди, заключенные в нем. Нам, очевидно нужно медленное взрывание; при медленном же взрывании полезный эффект уменьшается и даже может обратиться в нуль.

Действительно, пусть взрывание будет настолько слабо, что ускорение ракеты, происходящее от него, будет равно ускорению g земли. Тогда снаряд во все время взрывания будет стоять в воздухе неподвижно без опоры.

Конечно, он не приобретает при этом никакой скорости, и утилизация взрывчатых веществ, несмотря на их количество, будет равняться нулю. Итак, крайне важно исследовать аналитически влияние на снаряд тяготения.

Определение достигнутой скорости. Разбор полученных числовых значений. Высота подъема

Когда ракета двигается в среде, свободной от силы тяжести, то время t, в течение которого взрывается весь запас взрывчатого вещества, равно:

28. $$t = \frac{V}{p},$$

где V — скорость снаряда по окончании взрыва, а p — постоянное ускорение, сообщаемое ракете взрывчатыми материалами в 1 сек. времени.

Сила взрывания, т. е. количество веществ, расходуемых при взрыве в единицу времени, в этом простейшем случае равномерно ускоряющегося движения снаряда, непостоянна, но непрерывно ослабляется пропорционально уменьшению массы снаряда с остатком невзорванных материалов.

29. Зная p, или ускорение в среде без тяжести, можем выразить и величину кажущейся (временной) тяжести внутри ракеты в течение ее ускоряющегося движения, или в течение времени взрывания.

Приняв силу тяжести у поверхности земли за единицу, найдем величину временной тяжести в снаряде равной $\frac{p}{g}$, где g есть земное ускорение; формула эта показывает, во сколько раз давление на подставки всех вещей, помещенных в ракете, больше давления тех же вещей, лежащих на столе в нашей комнате при обыкновенных условиях. Весьма важно знать величину относительной тяжести в снаряде, потому что она обусловливает целость аппаратов и здоровье людей, пустившихся в путь для изучения неизвестных пространств.

30. При влиянии постоянной или переменной тяжести, любой силы, время, в течение которого расходуется один и тот же запас взрывчатого материала, будет то же, как и без влияния тяготения; оно выразится известной нам формулой (28) или следующей:

31. $$t = \frac{V_2}{p - g},$$

где V_2 — скорость ракеты по окончании взрывания в среде тяжести с постоянным ускорением g. Тут, конечно, предполагается, что p и g параллельны и противоположны; $p - g$ выражает видимое ускорение снаряда (относительно земли), являющееся результатом двух противоположных сил: силы взрыва и силы тяжести.

32. Действие последней на снаряд нисколько не влияет на относительную тяжесть в нем и она выражается без всякого изменения формулой (29): $\frac{p}{g}$. Например, если $p=0$, т. е. если взрывания нет, то нет и временной тяжести, потому что $\frac{p}{g}=0$. Это значит, что если взрывание прекратится и снаряд двигается в ту или другую сторону только под влиянием своей скорости и силы тяготения Солнца, Земли и других звезд и планет, то находящийся в снаряде наблюдатель сам не будет иметь, повидимому, ни малейшего веса и не обнаружит его при помощи самых чувствительных пружинных весов ни в одной из вещей, находящихся при нем или в ракете. Падая или поднимаясь в ней под влиянием инерции даже у самой поверхности земли, наблюдатель не будет испытывать ни малейшей тяжести, пока, разумеется, снаряд не встречает никаких препятствий, в виде, например, сопротивления атмосферы, воды или твердого грунта.

33. Если $p=g$, т. е. если давление взрывающихся газов равно тяжести снаряда $\left(\frac{p}{g}=1\right)$, то относительная тяжесть будет равняться земной. При начальной неподвижности снаряд в этом случае остается неподвижным во все время действия взрыва; если же до него снаряд имел какую-нибудь скорость (вверх, вбок, вниз), то эта скорость так и останется без всякого изменения, пока не израсходуется весь взрывчатый материал: тут тело, т. е. ракета, уравновешена и двигается как бы по инерции в среде, свободной от тяжести.

На основании формул (28) и (31) получим:

$$34. \qquad V=V_2\left(\frac{p}{p-g}\right).$$

Отсюда, зная, какую скорость V_2 должен иметь снаряд, по окончании взрыва мы вычислим V, по которой с помощью формулы (16) определим и потребное количество M_2 взрывчатых веществ.

Из уравнений (16) и (34) получим:

$$35. \qquad V_2=-V_1\left(1-\frac{g}{p}\right)\cdot\ln\left(\frac{M_2}{M_1}+1\right).$$

36. Из этой формулы, так же как из предыдущей, следует, что скорость, приобретаемая ракетой, меньше при влиянии тяготения, чем без него (16). Скорость V_2 может быть даже равна нулю, несмотря на обилие взрывчатого запаса, если $\frac{p}{g}=1$, т. е. если ускорение, сообщаемое снаряду взрывчатым материалом, равно

ускорению земной тяжести, или давление газов равно и прямо противоположно действию тяготения [см. формулы (34) и (35)].

В этом случае ракета стоит несколько минут неподвижно, нисколько не поднимаясь; когда же запас истощен, она падает как камень.

37. Чем больше p по отношению к g, тем бо́льшую скорость V_2 приобретает снаряд при данном количестве M_2 взрывчатых веществ [формула (35)].

Поэтому, желая подняться выше, надо сделать p как можно больше, т. е. производить взрывы как можно деятельнее. Однако, при этом требуется, во-первых, более крепкий и массивный снаряд, во-вторых, более крепкие предметы и аппараты в снаряде, потому что по (32) относительная тяжесть в нем будет весьма велика и в особенности опасна для живого наблюдателя, если таковой отправляется в ракете.

Во всяком случае на основании формулы (35) в пределе

$$V_2 = -V_1 \cdot \ln\left(\frac{M_2}{M_1} + 1\right),$$

т. е. если p бесконечно велико, или взрыв мгновенен, то скорость V_2 ракеты в среде тяжести та же, что и в среде без тяжести.

Согласно формуле (30), время взрывания не зависит от силы тяготения, а лишь исключительно от количества $\frac{M_2}{M_1}$ взрывчатого материала и быстроты их взрывания p.

39. Любопытно определить эту величину. Положим в формуле (28) $V = 11\,100$ *м/сек* (табл. 22), а $p = g = 9{,}8$ *м/сек*^{2}, тогда $t = 1133$ сек.

Значит, в среде, свободной от тяжести, ракета пролетела бы равномерно ускоряющимся движением менее 19 мин. — и это при ушестеренном количестве взрывчатых веществ сравнительно с массой снаряда (табл. 22).

При взрывании же у поверхности нашей планеты он простоял бы неподвижно в течение тех же 19 мин.

40. Если $\frac{M_2}{M_1} = 1$, то по таблице $V = 3920$ *м/сек*; следовательно, $t = 400$ сек. или $6\frac{2}{3}$ мин.

При $\frac{M_2}{M_1} = 0{,}1$ $V = 543$ *м/сек*, а $t = 55{,}4$ сек., т. е. менее минуты. В последнем случае у поверхности земли снаряд простоял бы неподвижно $55\frac{1}{2}$ сек.

Отсюда мы видим, что взрывание у поверхности планеты, или вообще в среде, не свободной от силы тяжести, может быть совершенно безрезультатным, если происходит хотя и долгое время, но с недостаточной силой; действительно, снаряд остается на месте и не получает никакой поступательной скорости, если не приобрел ее раньше; в противном случае, он может совершить некоторое перемещение с равномерной скоростью. Если это перемещение совершается вверх, то снаряд сделает некоторую работу. В случае первоначальной горизонтальной скорости и перемещение будет горизонтально; работы тут не будет,[1] но тогда снаряд может служить для таких же целей, как локомотив, пароход или управляемый аэростат. Служить для этих целей перемещения снаряд может только в течение нескольких минут, пока совершается взрывание, но и в такое небольшое время он может пройти значительное пространство, в особенности, если будет двигаться над атмосферой. Впрочем, практическое значение ракеты для летания в воздухе мы отрицаем.

Время стояния прибора в среде тяготения обратно пропорционально g, т. е. силе этого тяготения.

Так, на луне прибор простоял бы неподвижно без опоры при $\frac{M_2}{M_1}=6$ в течение 2 часов.

41. Положим в формуле (35), для среды с тяжестью: $\frac{p}{g}=10$ $\frac{M_2}{M_1}=6$; тогда вычислим $V_2=-9990$ *м/сек*. Относительная тяжесть по предыдущему будет равна 10, т. е. человек в 70 *кг* весом во все время взрывания (около 2 мин.) будет испытывать тяжесть в 10 раз бо́льшую, чем на земле, и будет весить на пружинных весах 700 *кг*. Такую тяжесть путешественник может перенести без вреда только при соблюдении особых предосторожностей: при погружении в особую жидкость, при особенных условиях.

На основании формулы (28) вычислим и время взрывания, или время этой усиленной тяжести; получим 113 сек., т. е. менее 2 мин. Это очень немного и кажется с первого раза поразительным, как может снаряд в течение такого ничтожного промежутка времени приобрести скорость, почти достаточную для удаления от земли и движения вокруг солнца, подобно новой планете.

Мы нашли $V_2=9990$ *м/сек*, т. е. такую скорость, которая лишь немного менее скорости V, приобретаемой в среде, свободной от силы тяготения при тех же условиях взрыва (табл. 22).

Но так как снаряд во время взрывания еще и поднимается на некоторую высоту, то приходит даже в голову, что общая работа взрывчатых веществ совсем не уменьшалась сравнительно с работой их в среде без тяжести.

44. Вопрос этот мы сейчас разберем.

Ускорение снаряда в среде тяжести выразится: $p_1=p-g$.

На расстоянии от поверхности земли, не превышающем нескольких сотен верст, мы примем g постоянным, что не повлечет за собой большой погрешности, да и погрешность будет в благоприятную сторону, т. е. истинные числа будут благоприятнее для полета, чем вычисленные нами.

---

[1] Если не учитывать работы сопротивления атмосферы. *Прим. ред.*

Высота h поднятия снаряда во время t — действия взрыва, будет:

45. $$h = \frac{1}{2} p_1 t^2 = \frac{p - g}{2} \cdot t^2 .$$

Исключая отсюда t, по уравнению (31) получим:

46. $$h = \frac{V_2^2}{2\,(p - g)} ,$$

где V_2 есть скорость снаряда в среде тяготения по истощении всего взрывчатого запаса.

Теперь получим из (34) и (46), исключая V_2:

47. $$h = \frac{p - g}{2p^2} \cdot V^2 = \frac{V^2}{2p}\left(1 - \frac{g}{p}\right) ,$$

где V есть скорость, приобретаемая ракетой в среде, свободной от тяготения.

Коэфициент полезного действия

Полезная работа взрывчатых веществ в такой среде выразится:

48. $$T = \frac{V^2}{2g} .$$

Работа же T_1 в среде тяготения выразится в зависимости от высоты поднятия снаряда и его скорости по окончании взрыва:

49. $$T_1 = h + \frac{V_2^2}{2g} .$$

Отношение этой работы к предыдущей, идеальной, равно:

50. $$\frac{T_1}{T} = \frac{2hg + V_2^2}{V^2} .$$

Исключив отсюда h и V посредством формул (46) и (34), найдем

51. $$\frac{T_1}{T} = 1 - \frac{g}{p} ,$$

т. е. работа в среде тяготения, получаемая от определенного количества взрывчатых веществ M_2, менее, чем в среде, свободной от тяготения: разница эта $\frac{g}{p}$ тем меньше, чем быстрее вырываются газы или чем более p. Например в случае (41) потеря составляет только $1/10$, а утилизация по (51) равна 0,9. Когда $p = g$, или когда снаряд стоит в воздухе, не имея даже постоянной скорости, потеря будет полная (1), а утилизация равна нулю. Такова же будет утилизация, если снаряд имеет постоянную горизонтальную скорость.

52. В п. 41 мы вычислили $V_2 = 9990$ *м/сек.* Применив формулу (46) к случаю 41, найдем: $h = 565$ *км*; значит, в течение взрыва снаряд зайдет далеко за пределы атмосферы и приобретет еще поступательную скорость в 9990 *м/сек.*

Заметим, что скорость эта на 1110 *м/сек* меньше, чем в среде, свободной от силы тяготения. Эта разность составляет как раз $^1/_{10}$ скорости в среде без тяжести (табл. 22).

Отсюда видно, что потеря в скорости подчиняется тому же закону, как и потеря работы (51), что, впрочем, строго следует и из формулы (34), преобразуя которую получаем:

$$V_2 = V\left(1 - \frac{g}{p}\right) \quad \text{или} \quad V - V_2 = V \cdot \frac{g}{p}.$$

Найдем из (51):

56. $$T = T_1 \cdot \left(\frac{p}{p - g}\right),$$

где T_1 есть работа, получаемая снарядом от взрывчатых веществ в среде тяготения, с ускорением, равным g.

Чтобы снаряд мог совершить все необходимые работы, поднимаясь в высоту, преодолевая сопротивление атмосферы и приобретая желаемую скорость, необходимо, чтобы сумма всех этих работ равнялась T_1.

Когда определим все эти работы, то с помощью формулы (56) вычислим T. Зная же T, вычислим и V, т. е. скорость в среде, свободной от тяготения, по формуле:

$$T = M_1 \cdot \frac{V^2}{2g}.$$

Зная теперь V, можем рассчитать и потребную массу M_2 взрывчатых веществ по формуле (16).

Таким путем с помощью предыдущего найдем:

57. $$M_2 = M_1 \left[e^{\sqrt{\frac{T_1 \cdot p}{T_2 (p - g)}}} - 1 \right].$$

Вычисляя, мы заменили для краткости $\left(M_1 \frac{V_1^2}{2g}\right)$ через T_2.

Итак, зная массу снаряда M_1 со всем содержимым, кроме взрывчатого материала M_2, механическую работу T_2 взрывчатых веществ при массе их, равной массе снаряда M_1, работу T_1, которую должен совершить снаряд при своем вертикальном поднятии, ускорения от силы взрывания p и силы тяготения g, можем узнать и количество взрывчатых веществ M_2, необходимое для поднятия массы M_1 снаряда.

Отношение $\frac{T_1}{T_2}$ в формуле не изменится, если его сократить на M_1. Так что под T_1 и T_2 можно подразумевать механическую работу T_1, совершаемую **единицей массы снаряда**, и механическую работу T_2 **единицы взрывчатых веществ**.

Под g можно подразумевать вообще сумму ускорений от сил тяготения и сил сопротивления среды. Но сила тяготения постепенно убывает с удалением от центра земли, вследствие чего утилизируется большее количество механической работы взрывчатых веществ. С другой стороны, сопротивление атмосферы, будучи весьма незначительным сравнительно с тяжестью снаряда, как увидим, уменьшает утилизацию энергии взрывчатых веществ.

Далее можно видеть, что последняя убыль, продолжаясь недолгое время полета через воздух, с избытком вознаграждается прибылью от уменьшения притяжения на расстояниях значительных (500 *км*), где кончается действие взрывчатых веществ.

Итак, формулу (20) можем смело применять к вертикальному полету снаряда, несмотря на осложнение от изменения тяжести и сопротивления атмосферы ($g = 9{,}8$).

Поле тяготения. Отвесное возвращение на Землю

59. Рассмотрим сначала остановку в среде, свободной от тяготения, или моментальную остановку в среде тяготения.

Пусть, например, ракета силою взрыва некоторого (не всего) количества газов приобрела скорость 10 000 *м/сек* (табл. 22). Теперь для остановки следует приобрести такую же скорость, но в обратном направлении. Очевидно, количество оставшихся взрывчатых веществ, согласно табл. 22, должно быть в пять раз больше массы M_1 снаряда. Стало быть, снаряд должен иметь по окончании первой части взрыва (для приобретения поступательной скорости) запас взрывчатого вещества, масса которого выразится через $5M_1 = M_2$.

60. Вся масса, вместе с запасом, составит $M_2 + M_1 = 5M_1 + M_1 = 6M_1$. Этой массе $6M_1$ первоначальное взрывание должно также сообщить скорость в 10 000 *м/сек*, а для этого нужно новое количество взрывчатого материала, которое должно также в пять раз (табл. 22) превышать массу снаряда с массою запаса для остановки, т. е. мы должны $6M_1$ увеличить в пять раз; получим $30M_1$, что вместе с запасом для остановки $5M_1$ составит $35 M_1$.

Обозначив число табл. 22, показывающее, во сколько раз масса взрывчатого материала больше массы снаряда, через $q = \frac{M_2}{M_1}$, предыдущие рассуждения, определяющие массу всего взрывчатого вещества $\frac{M_3}{M_1}$ для приобретения скорости и уничтожения ее, выразим так:

61. $$\frac{M_3}{M_1} = q + (1 + q) \cdot q = q\ (2 + q),$$

или, прибавляя и вычитая единицу из второй части уравнения, получим:

$$\frac{M_3}{M_1} = 1 + 2q + q^2 - 1 = (1 + q)^2 - 1.$$

Всего же, с массою ракеты M_1, или 1, найдем:

62. $$\frac{M_3}{M_1} + 1 = (1 + q)^2.$$

Последнее выражение легко запомнить.

Когда q очень мало, то количество взрывчатого вещества приблизительно равно $2q$ (потому что q^2 будет ничтожно), т. е. оно вдвое больше, чем нужно только для одного приобретения скорости.

63. На основании полученных формул и табл. 22 составим следующую таблицу.

В среде без тяготения

V м/сек	M_2/M_1	M_3/M_1	V м/сек	M_2/M_1	M_3/M_1
543	0,1	0,21	11 800	7	63
1 037	0,2	0,44	12 500	8	80
1 493	0,3	0,69	13 100	9	99
1 915	0,4	0,96	13 650	10	120
2 308	0,5	1,25	17 100	19	399
3 920	1	3	17 330	20	440
6 260	2	8	19 560	30	960
7 880	3	15	22 400	50	2 600
9 170	4	24	26 280	100	10 200
10 100	5	35	30 038	193	37 248
11 100	6	48	Бесконечно		Бесконечно

Из нее видим, как недопустимо громаден запас взрывчатого материала, если мы хотим приобрести очень большую скорость и потерять ее.

Из (62) и (16) имеем:

$$\frac{M_3}{M_1} + 1 = e^{\frac{-2V}{V_1}} \quad \text{или} \quad \frac{M_3}{M_1} = e^{\frac{-2V}{V_1}} - 1.$$

Заметим, что отношение $-\frac{2V}{V_1}$ положительно, потому что скорости снаряда и газов противоположны по направлению и, следовательно, имеют разные знаки.

64. Если мы находимся в среде тяготения, то в простейшем случае вертикального движения процесс остановки и опускания на землю будет такой: когда ракета под влиянием приобретенной скорости поднялась на известную высоту и остановилась, то начинается ее падение на землю.

Когда снаряд достигнет той точки, в которой окончилось при полете действие взрывчатых веществ, он снова подвергается действию остатка их в том же направлении и в том же порядке. Очевидно, к концу их действия и истощения всего запаса ракета остановится в той точке у поверхности земли, с которой был начат подъем. Способ подъема строго тождествен со способом спуска; вся разница лишь в том, что скорости обратны в каждой точке пути.

Остановка в поле тяготения требует больше работы и больше взрывчатых веществ, чем в среде, свободной от тяготения, поэтому q (в формулах 61 и 62) должно быть больше.

Обозначив это большее отношение через q_1, найдем на основании предыдущего:

65. $$\frac{q}{q_1} = \frac{T_1}{T} = 1 - \frac{g}{p},$$

откуда

$$q_1 = q\left(\frac{p}{p-g}\right);$$

подставив q_1 вместо q в уравнение (62), получим:

66. $$\frac{M_4}{M_1} = (1+q_1)^2 - 1 = \left(1 + \frac{pq}{p-g}\right)^2 - 1.$$

Здесь M_4 означает количество или массу взрывчатых веществ, необходимую для поднятия с известной точки и возвращения в ту же точку при полной остановке ракеты и при полете ее в среде тяжести.

67. На основании последней формулы можем составить следующую таблицу, полагая, что $\frac{p}{g} = 10$, т. е. что давление взрывчатого материала в 10 раз больше тяжести ракеты с остатком взрывчатых веществ. В этой таблице V выражает собственно работу $\frac{V^2}{2g}$, скорость же будет меньше, потому что часть этой работы ушла на поднятие в среде тяготения.

Для поля тяготения

м/сек	M_2/M_1	M_4/M_1
543	0,1	0,235
1 497	0,3	0,778
2 308	0,5	1,420
3 920	1,0	4,457
6 260	2	9,383
7 880	3	17,78
9 170	4	28,64
10 100	5	41,98
11 100	6	57,78
11 800	7	76,05

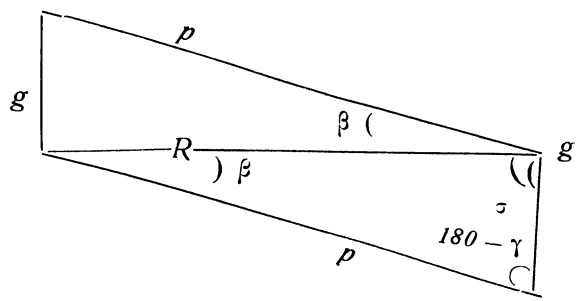
Поле тяготения. Наклонный подъем

68. Хотя вертикальное движение ракеты как будто выгоднее, потому что при этом скорее рассекается атмосфера и снаряд

поднимается на большую высоту, однако, с одной стороны, работа рассечения атмосферы сравнительно с полной работой взрывчатых веществ весьма незначительна, с другой — при наклонном движении можно устроить постоянную обсерваторию, движущуюся за пределами атмосферы неопределенно долгое время вокруг земли, подобно ее луне. Кроме того, — и это главное, — при наклонном полете утилизируется несравненно бо́льшая часть энергии взрыва, чем при вертикальном движении.

Рассмотрим сначала частный случай — горизонтальный полет ракеты.

Если через R обозначим величину равнодействующей горизонтального ускорения ракеты, через p—ускорение от действия взрывания и через g — ускорение от силы тяжести, то имеем:

69 

70. $$R = \sqrt{p^2 - g^2}.$$

Кинетическая энергия, полученная снарядом через время t, равна на основании последней формулы:

71. $$\frac{R}{2} \cdot t^2 \cdot \left(\frac{R}{g}\right) = \frac{R^2}{2g} \cdot t^2 = \frac{p^2 - g^2}{2g} \cdot t^2,$$

где t есть время взрывания. Это и есть вся полезная работа, приобретенная ракетой. Действительно, ракета нисколько не поднимается, если принять направление тяжести постоянным (что на практике верно только при небольшой траектории снаряда). Работа же взрывчатых веществ, приобретенная ракетой в среде, свободной от тяготения, равна:

72. $$\frac{p}{2} t^2 \cdot \frac{p}{g} = \frac{p^2}{2g} t^2.$$

Разделив полезную работу (71) на полную (72), получим утилизацию при горизонтальном полете ракеты:

73. $$\left(\frac{p^2 - g^2}{2g} \cdot t\right) : \left(\frac{p^2}{2g} \cdot t\right) = 1 - \left(\frac{g}{p}\right)^2.$$

Сопротивление воздуха, как и прежде, пока в расчет не принимается.

Из последней формулы видно, что потеря работы сравнительно с работой в среде, свободной от силы тяготения, выражается через $\left(\frac{g}{p}\right)^2$. Отсюда следует, что эта потеря гораздо меньше, чем при отвесном движении. Так например, при $\frac{g}{p}=\frac{1}{10}$ потеря составит $^1/_{100}$, т. е. $1^0/_0$, между тем как при вертикальном движении она выражалась через $\frac{g}{p}$, или равнялась $^1/_{10}$, т. е. 10%.

74. Вот таблица, где β есть угол наклона силы p к горизонту:

Горизонтальное движение ракеты

$\frac{p}{g}$	$\left(\frac{g}{p}\right)^2$	$\frac{g}{p}$	β°
1	1	1	90
2	1 : 4	1 : 2	30
3	1 : 9	1 : 3	19,5
4	1 : 16	1 : 4	14,5
5	1 : 25	1 : 5	11,5
10	1 : 100	1 : 10	5,7
100	1 : 10 000	1 : 100	0,57

Подъем по наклонной. Работа подъема по отношению к работе в среде без тяготения. Потери работы

75. Теперь решим вопрос вообще — при всяком наклонении равнодействующей R. Горизонтальность траектории или равнодействующей невыгодна потому, что при таком движении снаряда страшно увеличивается его путь через атмосферу, а вместе с тем увеличивается и работа рассечения им воздуха.

Итак, будем помнить, что α, или угол наклонения равнодействующей к вертикали, больше прямого угла; имеем:

76. $$R=\sqrt{p^2+g^2+2pg\cdot\cos\cdot\gamma},$$

где $\gamma=\alpha+\beta$ (тупой угол параллелограма) по чертежу.

Далее:

77. $$\gamma=\alpha+\beta;\ \sin\alpha:\sin\beta:\sin\gamma=p:g:R \text{ и}$$

78. $$\cos\alpha=\frac{R^2+g^2-p^2}{2\cdot Rg}.$$

Кинетическая работа выражается формулой (71), где R определяется согласно уравнению (76). Вертикальное ускорение равнодействующей R равно:

79. $$R_1=\sin(\alpha-90^\circ)\cdot R=-\cos\alpha\cdot R.$$

Следовательно, работа поднятия снаряда будет:

80. $$\frac{R_1}{2}\cdot t=\frac{-\cos\alpha}{2}\cdot R\cdot t^2,$$

где t есть время взрывания всего запаса взрывчатых веществ. Полная работа, приобретенная снарядом в среде тяготения (по 71 и 80):

$$81. \qquad \frac{R_2}{2g}\cdot t + \frac{-\cos\alpha}{2}\cdot R\cdot t = \frac{Rt^2}{2}\left(\frac{R}{g} - \cos\alpha\right).$$

Здесь за единицу работы принят подъем снаряда на единицу высоты в среде с ускорением g. Если $\alpha > 90°$, например в случае поднятия снаряда, то $\cos\alpha$ есть величина положительная, и обратно.

Работа в среде, свободной от тяготения, будет равна по (72) $\frac{p^2}{2g}\cdot t^2$ (не забудем, что время t взрывания не зависит от сил тяготения).

Взяв отношение этих двух работ, получим утилизацию энергии взрывчатых веществ сравнительно с утилизацией их в среде, лишенной тяжести, именно:

$$82. \qquad \frac{Rt^2}{2}\left(\frac{R}{q} - \cos\alpha\right) : \left(\frac{p_2}{2g}\cdot t^2\right) = \frac{R}{p}\left(\frac{R}{p} - \frac{g}{p}\cos\alpha\right).$$

Исключая отсюда R по формуле (76), найдем:

$$83. \qquad 1 + \frac{g^2}{p^4} + 2\cos\gamma\cdot\frac{g}{p} - \cos\alpha\cdot\frac{g}{p}\sqrt{1 + \frac{g^2}{p^2} + 2\cos\gamma\frac{g}{p}}.$$

Формулы (51) и (73), например, составляют только частный случай этой формулы, в чем легко убедиться.

84. Сделаем сейчас же применение найденной формулы. Положим, что ракета летит вверх под углом в 14,5° к горизонту; синус этого угла составляет 0,25; это значит, что сопротивление атмосферы увеличивается в четыре раза сравнительно с сопротивлением ее при отвесном движении снаряда, ибо сопротивление ее приблизительно обратно пропорционально синусу угла наклона ($\alpha - 90°$) траектории ракеты к горизонту.

85. Угол $\alpha = 90 + 14^1/_2 = 104^1/_2°$; $\cos\alpha = 0{,}25$; зная α, можем узнать и β. Действительно, из (77) найдем:

$$\sin\beta = \sin\alpha\frac{g}{p};$$

так, если $\frac{g}{p} = 0{,}1$, то

$$\sin\beta = 0{,}0968;\ \beta = 5^1/_2°,$$

откуда

$$\gamma = 110°,\ \cos\gamma = 0{,}342.$$

Теперь по формуле (83) вычисляем утилизацию в 0,966. Потеря составляет 0,034, или около $^1/_{20}$, вернее, 3,4%.

Эта потеря в три раза меньше, чем при вертикальном движении. Результат неплохой, если принять еще во внимание, что сопротивление атмосферы и при наклонном движении ($14\frac{1}{2}°$) никак не более 1% работы удаления снаряда от земли.

86. Для разных соображений предлагаем следующую таблицу. 1-й столбец показывает наклонение движения к горизонту, последний — потерю работы; β есть отклонение направления давления взрывчатых веществ от линии действительного движения (69).

Наклонное движение

Градусы				Утилизация	Потеря
$\alpha - 90$	α	β	$\gamma = \alpha + \beta$		
0	90	$5^3/_4$	$95^2/_3$	0,9900	1 : 100
2	92	$5^2/_3$	$97^2/_3$	0,9860	1 : 72
5	95	$5^2/_3$	$100^2/_3$	0,9800	1 : 53
10	100	$5^2/_3$	$105^2/_3$	0,9731	1 : 37
15	105	$5^1/_2$	$110^1/_2$	0,9651	1 : 29
20	110	$5^1/_3$	$115^1/_3$	0,9573	1 : 23,4
30	120	5	125	0,9426	1 : 17,4
40	130	$4^1/_3$	$134^1/_3$	0,9300	1 : 14,3
45	135	4	139	0,9246	1 : 13,3
90	180	0	180	0,9000	1 : 10

87. Для очень малых углов наклона ($\alpha - 90°$) формулу (83) можно чрезвычайно упростить, заменив тригонометрические величины их дугами и сделав другие упрощения.

Тогда получим следующее выражение для потери работы:

$$x^2 + \delta \cdot x\left(1 - \frac{x^2}{2}\right) + \delta^2 x^2\left(x - \frac{\delta}{2}\right),$$

где δ означает угол наклона движения ($\alpha - 90°$), выраженный длиною его дуги, радиус которой равен единице, а x — отношение $\frac{g}{p}$. Откидывая в последней формуле малые высших порядков, получим выражение для потери:

$$x^2 + \delta \cdot x = \left(\frac{g}{p}\right)^2 + \delta \cdot \frac{g}{p}.$$

Можем положить: $\delta = 0{,}02\,N$, где 0,02 есть часть окружности, соответствующая почти $1°$ ($1^1/_7$), а N — число этих новых градусов. Таким образом потеря работы приблизительно выразится:

$$\frac{g^2}{p^2} + 0{,}02 . \frac{g}{p} \cdot N.$$

По этой формуле легко составить следующую таблицу, положив:

$$\frac{y}{p} = 0{,}1,$$

N	0	0,5	1	2	3	4	5	6	10
Потеря	$^1/_{100}$	$^1/_{91}$	$^1/_{83}$	$^1/_{70}$	$^1/_{60}$	$^1/_{55}$	$^1/_{50}$	$^1/_{45}$	$^1/_{33}$

Отсюда видим, что даже для больших углов (до 10°) противоречие между этой таблицей и предыдущей, более точной, невелико.

Мы могли бы рассмотреть еще очень многое: работу тяготения, сопротивление атмосферы; мы совсем еще ничего не сказали о том, как исследователь может пробыть продолжительное, даже неопределенно долгое время в среде, где нет следов кислорода. Мы не упомянули о нагревании снаряда при кратковременном полете в воздухе, мы не дали даже общей картины полета и сопровождающих его крайне интересных явлений (теоретически). Мы почти не указали на великие перспективы в случае осуществления дела, рисующегося нам пока еще в тумане. Наконец, мы могли бы начертать космические кривые движения ракеты в небесном пространстве.

Ответ на эти вопросы и многие другие можно найти в следующей статье, составляющей продолжение этой.

Исследование мировых пространств реактивными приборами

Небесный корабль должен быть подобен ракете

Основа действия каждого экипажа и корабля одна и та же: они отталкивают какую-либо массу в одну сторону, а сами от этого двигаются в противоположную. Пароход отталкивает воду, дирижабль и аэроплан — воздух, человек и лошадь — земной шар, реактивный прибор, например, ракета, сегнерово колесо — не только воздух, но и те вещества, которые заключены в них самих: порох, воду. Если бы ракета находилась в пустоте или в эфире, то все же она приобрела бы движение, так как у нее есть запас для отталкивания: порох или другие взрывчатые вещества, содержащие одновременно и массу и энергию.

Очевидно, для движения прибора в пустоте он должен быть подобен ракете, т. е. содержать не только энергию, но и опорную массу в самом себе.

Для путешествий вне атмосферы и всякой другой материальной среды на высоте 300 *км*, а также еще дальше, между планетами и солнцами, нужен специальный прибор, который мы только для краткости будем называть ракетой.

Заметим, что межзвездный эфир есть такая же материальная среда, как и воздух, но до такой степени разреженная, что ни в каком случае не может служить опорой. Только условно она не причисляется к материи. Даже небесные камни (болиды, аэролиты, падающие звезды), в несколько граммов весом, могут в ней двигаться с ужасающей скоростью (до 50 и более *км/сек*), не встречая заметного сопротивления. Одним словом, эфир в отношении сопротивления движению тел может считаться пустотой. Также и его потоки в виде лучистой и электрической энергии оказывают лишь чрезвычайно малое давление на тела. Так что мы пока ими пренебрежем.

Взрывание не только может служить для поднятия с планеты, но и для спуска на нее; не только для получения скорости, но и для потери ее. Снаряд в состоянии удаляться от Земли, блуждать между планетами, между звездами, посещать планеты, их спутники, кольца и другие небесные тела, возвращаться на Землю. Лишь бы было довольно содержащего энергию взрывчатого материала. Впрочем, мы увидим, что есть возможность спускаться на планеты, имеющие атмосферы, без всяких затрат взрывчатого материала.

Основные данные, необходимые для изучения вопроса

Работа тяготения при удалении от планеты

Очень простым интегрированием можем получить следующее выражение для работы T, необходимой для удаления единицы массы от поверхности планеты радиуса r_1 на высоту h:

$$T = \frac{g}{g_1} \cdot r_1 \left(1 - \frac{r_1}{r_1 + h}\right).$$

Здесь g означает ускорение тяжести на поверхности данной планеты, а g_1 — ускорение земной тяжести на поверхности земли.

Положим в этой формуле h равным бесконечности. Тогда определим наибольшую работу при удалении единицы массы с поверхности планеты в бесконечность и получим:

$$T_1 = \frac{g}{g_1} \cdot r_1.$$

Заметив, что $\frac{g}{g_1}$ есть тяжесть на поверхности планеты по отношению к тяжести Земли, видим, что работа, потребная для удаления единицы массы от поверхности планеты на бесконечно большое расстояние, равна работе поднятия этой же массы от поверхности на один радиус планеты, если допустить, что сила тяжести на ней не уменьшается с удалением от поверхности.

Таким образом, хотя пространство, куда проникает сила тяготения любой планеты, безгранично, однако, сила эта представляет как бы стену или сферу ничтожного сопротивления, облекающую кругом планету на величину ее радиуса. Одолейте эту стену, прошибите эту неуловимую равнопланетную оболочку, — и тяготение побеждено на всем его бесконечном протяжении.

Из последней формулы видно, что предельная работа T_1 пропорциональна силе тяжести $\left(\frac{g}{g_1}\right)$ у поверхности планеты и величине ее радиуса.

Для равноплотных планет, т. е. для планет одной плотности, плотности, например, Земли (5,5), сила тяжести у поверхности, как известно, пропорциональна радиусу планеты и выражается отношением радиуса r_1 планеты к радиусу Земли r_2.

Следовательно,

$$\frac{g}{g_1} = \frac{r_1}{r_2} \quad \text{и} \quad T_1 = \frac{r_1}{r_2} \cdot r_1 = \frac{r_1^2}{r_2}$$

Значит, предельная работа T_1 чрезвычайно быстро уменьшается с уменьшением радиуса r_1 планеты, именно так, как уменьшается ее поверхность.

Так, если эта работа для земного шара ($r_1 = r_2$) равна r_2, или 6 366 000 *кгм*, то для планеты с диаметром в 10 раз меньшим она равна 63 660 *кгм*.

Но для Земли с некоторой точки зрения она не очень велика. В самом деле, если считать теплопроизводительность нефти в 10 000 *кал*, что довольно верно, то энергия этого горения выразится механической работой в 4 240 000 *кгм* на 1 *кг* горючего материала.

Выходит, что для предельного удаления единицы массы от поверхности нашей планеты требуется работа, которая содержится потенциально в $1^1/_2$ массовых единицах нефти.

Так, в применении к человеку, весящему 70 *кг*, получим количество нефти в 105 *кг*.

Недостает только уменья воспользоваться этой могучей энергией химического сродства.

Становится все-таки более понятным, почему увосьмеренное количество взрывчатого материала сравнительно с весом снаряда может помочь последнему вполне одолеть силу земного тяготения.

По Ланглею, 1 $м^2$ поверхности, освещенной нормальными лучами солнца, дает в минуту 30 *кал* или 12 720 *кгм*.

Чтобы получить всю работу, потребную для победы 1 *кг* над тяжестью земли, нужно пользоваться 1 $м^2$ поверхности, освещенной лучами в течение 501 мин., или восьми с лишком часов.

Все это очень немного; но при сравнении человеческой силы с силой притяжения последняя нам покажется огромной.

Так, допустим, что человек каждую секунду поднимается по прекрасно устроенной лестнице на высоту 20 *см*. Тогда предельная работа будет им совершена только в течение 500 дней тяжкого труда, если на ежедневный отдых подарим ему 6 час. При применении для поднятия 1 л. с. сократим работу в 5 раз. При 10 л. с. понадобится только 10 дней, а при непрерывной работе — около недели.

При той работе, которую поглощает летящий аэроплан (70 л. с.), довольно одного дня.

Для большинства астероидов и для марсовых лун эта работа полного одоления тяжести поразительно мала. Так, луны Марса не имеют в диаметре больше 10 *км*. Если принять для них земную плотность $5^1/_2$, то работа T_1 составит не более 4 *кгм*, т. е. соответствует поднятию на березу 4 *м* высоты. Если бы на нашей луне или на Марсе оказались разумные существа, то победа над тяжестью для них была бы гораздо легче, чем для жителей Земли.

Так, для Луны T_1 в 22 раза меньше, чем для Земли. На крупных планетоидах и спутниках планет победа над тяжестью была бы пустяком с помощью описанных мною реактивных приборов. Например, на Весте T_1 в 1000 раз меньше, чем на Земле потому, что поперечник Весты равен 400 *км*. Поперечник Метиссы — около 107 *км*, а T_1 — в 15 000 раз меньше.

Но это громаднейшие астероиды; большинство же в 5—10 раз меньше. Для них T_1 в миллионы раз меньше, чем для Земли.

Из предыдущих формул найдем для всякой планеты:

$$\frac{T}{T_1} = \frac{h}{h + r_1} = \frac{\frac{h}{r_1}}{1 + \frac{h}{r_1}}.$$

Мы здесь выразили работу поднятия T на высоту h от поверхности планеты радиуса r_1 по отношению к полной наибольшей работе T_1. По этой формуле вычислим:

$$\frac{h}{r_1} = \frac{1}{10}, \ \frac{1}{5}, \ \frac{1}{4}, \ \frac{1}{3}, \ \frac{1}{2}, \ 1, \ 2, \ 3, \ 9, \ 99, \text{ бесконечно.}$$

$$\frac{T}{T_1} = \frac{1}{11}, \ \frac{1}{6}, \ \frac{1}{5}, \ \frac{1}{4}, \ \frac{1}{3}, \ \frac{1}{2}, \ \frac{2}{3}, \ \frac{3}{4}, \ \frac{9}{10}, \ \frac{99}{100}, \ 1.$$

Первая строка показывает поднятие в радиусах планеты; вторая — соответствующую работу, принимая работу полного одоления тяжести за единицу. Например, для удаления от поверхности планеты на один ее радиус нужно совершить половину полной работы, а для удаления в бесконечность — только вдвое более.

Необходимые скорости

Интересно знать, каковы должны быть скорости, приобретаемые ракетой от действия взрывчатых веществ для того, чтобы одолеть сопротивление тяготения.

Мы не будем опять приводить банальных вычислений, с помощью которых скорости эти определяются, и ограничимся только выводами.

Так, скорость V_1, потребная для поднятия ракеты на высоту h и получения после этого скорости V, равна:

$$V_1 = \sqrt{V^2 + \frac{2g\, r_1 h}{r_1 + h}}.$$

Если тут положить, что $V = 0$, т. е. если тело движется вверх до остановки силою тяжести, то найдем:

$$V_1 = \sqrt{\frac{2g r_1 h}{r_1 + h}}.$$

Когда h бесконечно велико, т. е. если поднятие беспредельно и конечная скорость нуль, то необходимая для того у поверхности планеты скорость выразится:

$$V_1 = \sqrt{2gr_1}.$$

По этой формуле вычислим для Земли $V_1 = 11\,170$ *м/сек*, что в 5 раз быстрее наибыстрейшего пушечного снаряда при его вылете из жерла.

Для нашей Луны $V_1 = 2373$ *м/сек*, т. е. это близко к скорости снаряда и скорости молекул водорода. Для планеты Агаты, имеющей 65 *км* в диаметре и плотность, не большую плотности Земли (5,5), V_1 менее 5,7 *м/сек*; такую же почти скорость V_1 найдем и для спутников Марса. На этих телах солнечной системы достаточно слегка разбежаться, чтобы навсегда освободиться от силы их тяготения и сделаться самостоятельной планетой.

Для планет, равноплотных с Землей, получим:

$$V_1 = r_1 \sqrt{\frac{2g_1}{r_2}},$$

где g_1 и r_2 относятся к земному шару. Из формулы видно, что предельная скорость бросания V_1 в этом случае пропорциональна радиусу r_1 данной планеты.

Так, для наибольшего планетоида Весты, поперечник которой близок к 400 *км*, найдем, что $V_1 = 324$ *м/сек*.

Это значит, что даже ружейная пуля оставляет навсегда Весту и делается аэролитом, кружащимся вокруг солнца.

Последняя формула удобна для быстрого соображения о скоростях бросания на равноплотных планетах разной величины. Так, Метисса, один из крупных астероидов, имеет диаметр раза в 4 меньше, чем Веста, и скорость поэтому будет во столько же раз меньше, т. е. около 80 *м/сек*.

Вечное кружение вокруг планеты требует работы вдвое меньшей и скорости в $\sqrt{2} = 1{,}41\ldots$ раз меньшей, чем для удаления в бесконечность.

Время полета

Мы не будем тут приводить весьма сложных формул, определяющих время полета снаряда. Тем более, что это вопрос не новый и решенный, и мы будем только повторять известное.

Воспользуемся лишь одним выводом, чрезвычайно простым и полезным, для решения простейших задач о времени движения ракеты.

Для времени t падения неподвижного сначала тела на планету (или солнце), сосредоточенную в одной точке (при той же массе), найдем:

$$t = \frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{r_2}{2g}}\left\{\sqrt{\frac{r_2}{r_1} - 1} + \arcsin\sqrt{\frac{r}{r_2}}\right\}.$$

Тут r_2 означает расстояние, с которого тело начинает падение; r — величина этого падения; r_1 — радиус планеты, а g — ускорение тяжести в это время у ее поверхности.

Та же формула, конечно, выражает и время поднятия от $(r_2 - r)$ до r_2, когда тело теряет всю свою скорость.

Если положить, что $r = r_2$, т. е. если определить время падения до центра сосредоточенной планеты, то получим из последней формулы:

$$t = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{r_2}{r_1} \sqrt{\frac{r_2}{2g}}.$$

При обыкновенных условиях эта формула дает также приблизительно и время падения до поверхности планеты, или время поднятия ракеты с этой поверхности до остановки.

С другой стороны, время полного кругового обращения какого-нибудь тела, например, снаряда, вокруг планеты (или солнца) равно:

$$t_1 = 2\pi \cdot \frac{r_2}{r_1} \sqrt{\frac{r_2}{g}},$$

где r_1 — радиус планеты с ускорением g у поверхности, а r_2 — расстояние тела от ее центра.

Сравнивая обе формулы, найдем;

$$t_1 : t = 4\sqrt{2} = 5{,}657.$$

Стало быть, отношение времени обращения какого-нибудь спутника к времени его центрального падения на планету, сосредоточенную в одной точке, равно 5,66.

Итак, чтобы получить время падения какого-нибудь небесного тела (например, нашей ракеты) в центр (или, приблизительно, на поверхность), вокруг которого оно обращается, надо время звездного обращения этого тела по кругу разделить на 5,66.

Так, узнаем, что Луна падает до Земли 4,8 суток, а Земля до Солнца — $64^1/_4$ суток.

Наоборот, ракета, брошенная с Земли и остановившаяся на расстоянии Луны, летела в течение 4,8 суток, или около 5 дней.

Также ракета, брошенная с Солнца и остановившаяся под влиянием могучей силы его тяготения и недостаточной скорости ракеты на расстоянии Земли, употребила бы на свой полет около 64 суток, или свыше 2 месяцев.

Работа солнечного тяготения

Определим работу тяготения Солнца, когда ракета направляется с земного шара. Конечно, выгоднее всего, чтобы снаряд был направлен по годовому движению Земли вокруг Солнца. Тут можно воспользоваться также и вращением нашей планеты вокруг оси.

Работа ракеты слагается из двух работ. Первая — одоление земной тяжести. Для единицы массы, например, тонны, она выражается 6 366 000 *тм* или скоростью в 11 170 *м/сек*. Если ракета будет брошена по направлению годового движения Земли, то она удалится от Земли и сделается спутником Солнца, как и Земля. Она также будет иметь секундную скорость, положим (среднюю), в 29,5 *км/сек*. Для того чтобы теперь она совсем удалилась от Солнца, надо работу ее годового движения увеличить в 2 раза или скорость в $\sqrt{2}$, т. е. прибавить ей скорость, равную $29{,}5\,(\sqrt{2}-1)=12{,}21$ *км/сек*. Полная работа выражается относительным числом $(11{,}17)^2+(12{,}21)^2$, а скорость, потребная для получения всей работы, будет $\sqrt{11{,}17^2+12{,}21^2}=16{,}55$ *км/сек*. Так как у ракеты второй опоры нет, то она сразу должна приобрести эту скорость, отталкиваясь от земли. Если воспользоваться вращением экваториальных точек земли, то эта скорость еще уменьшится на 465 *м/сек* и будет составлять 16 085 *м/сек*, т. е около 16 *км/сек*. Этой скорости более чем достаточно для того, чтобы долететь до любой планеты солнечной системы. С ней можно вечно блуждать между звездами (солнцами), никогда не останавливаясь. Только нельзя будет вылететь или, вернее, удалиться навсегда от нашего млечного пути. Если бы мы вздумали начать полет против годового движения земли, то потребовалась бы громадная скорость и ужасающая работа, чтобы одолеть солнечное тяготение. Действительно, в первом случае мы удаляемся от Земли, но не теряем опять своей годовой скорости в 29,5 *км/сек*. При отталкивании от Земли в противоположном направлении чтобы удалиться от Солнца, мы должны потерять эту скорость и приобрести еще против годового движения скорость в 41,7 *км/сек*, т. е. всего 71,2 *км/сек*. Вся скорость, потребная для нашего дела, будет $\sqrt{71{,}2^2+11{,}2^2}=72{,}1$. Эта скорость в $4^1/_2$ раза больше, а работа больше в 20 раз, количество же взрывчатых веществ невообразимо велико. Менее невыгодным будет бросание снаряда в нормальном направлении к годовому пути Земли.

Сопротивление атмосферы движению снаряда

Пока мы покажем, что сопротивление атмосферы есть работа незначительная по отношению к работе тяготения. Потом эти вопросы разберем основательно. Пусть снаряд имеет отвесное движение. Если секундное ускорение его 30 *м/сек*, то он пронижет 53 *км*, т. е. почти всю атмосферу в течение 33 сек. При этом наибольшая секундная скорость составит 1 *км/сек*. Но, ведь, это скорость на высоте, где воздуха почти нет. Мы можем принять среднюю скорость не более 0,5 *км*. Давление на 4 $м^2$ сечения ракеты не будет превышать при такой скорости, по известным формулам, 100 *т*. Но так как ракета очень длинна, имеет хорошую форму и движется очень быстро, то это давление на плоское сечение уменьшается, по крайней мере, в 100 раз. Значит, оно будет не более 1 *т*. Наша большая ракета весит не менее 10 *т*. Давление на нее будет не менее 40 *т*. Таким образом оно составит число в 40 раз больше того, которое выражает среднее сопротивление атмосферы. Полная работа снаряда или работа тяготения, конечно, будет в тысячи раз больше работы сопротивления атмосферы. Отсюда также видно, что воздух не должен оказывать заметного влияния на скорость движения ракеты

Имеющаяся энергия

Приводим таблицу, содержащую данные о количестве энергии, выделяемой при сгорании различных веществ, отнесенные к 1 *кг* вещества.

ТАБЛИЦА 1.

Горение. Кислород свой	Большие калории	Работа *кгм*	Скорость *м/сек*	Отношение работ
H_2 и O_2 получаются **пары** воды .	3200	$1{,}37 \cdot 10^6$	5180	1,455
То же, но получается **вода** . . .	3736	$1{,}6 \cdot 10^6$	5600	1,702
То же, но получается **лед**	3816	$1{,}63 \cdot 10^6$	5650	1,730
C и O_2 получается CO_2	2200	$0{,}94 \cdot 10^6$	4290	1,000
Бензин H_6C_6 и O_2; получается H_2O и CO_2	2370	$1{,}01 \cdot 10^6$	4450	1,078
Горение. Кислород извне	**Большие калории**	**Работа *кгм***	**Скорость *м/сек***	**Отношение работ**
Горит H_2; получается H_2O	28780	$12{,}3 \cdot 10^6$	15520	13,08
Горит C; получается CO_2	8080	$3{,}46 \cdot 10^6$	8240	3,673
Горит углеводород. Получается CO_2 и H_2O	10000	$4{,}28 \cdot 10^6$	9160	4,545
	13000	$5{,}56 \cdot 10^6$	10440	5,909
Радий	$1{,}43 \cdot 10^9$	$0{,}611 \cdot 10^{12}$	$3{,}44 \cdot 10^6$	$0{,}65 \cdot 10^6$

Мы видели, что работа тяготения Земли на 1 *кг* массы составляет $6{,}37 \cdot 10^6$ *кгм* или скорость в 11 *км/сек*. С этой работой мы и будем сравнивать энергию, которой может распоряжаться человек. Верхняя часть таблицы относится к тому случаю, когда мы летим в пустоте и потребляем собственный, запасный кислород. В этом случае энергия взрывчатых веществ по крайней мере в четыре раза меньше, чем нужно для освобождения их от пут тяготения, предполагая полную утилизацию горения. Соответствующая скорость раза в два меньше. Нижняя часть таблицы относится к полету в воздухе, когда мы можем заимствовать кислород из окружающей среды, не запасая его в ракете. В таком случае имеющаяся энергия будет раза в два больше, чем потребно, также и скорость значительней[1].

В общем выходит, что энергия взрывчатых веществ оказывается далеко недостаточной для того, чтобы эти вещества могли сами приобрести скорость, освобождающую их от земного тяготения[2].

Нетрудно элементарно доказать, что, несмотря на это, снаряд может получить любую скорость, — стоит только запасти побольше взрывчатого материала. При единице запаса по отношению к весу пустого снаряда, очевидно, и скорость будет близка к 5 *км/сек*[*] так как отталкивающиеся массы одинаковы (см. таблицу). При относительном запасе в 3 единицы скорость ракеты будет уже 10 *км/сек.* Действительно, отбросив две единицы взрывчатых веществ, получим скорость ракеты (с остатком) в 5 *км/сек.* Взрывая остаток, прибавим снаряду еще скорость в 5 *км/сек.* Всего приобретем 10 *км/сек* скорости. Так легко докажем, что при запасах взрывчатых веществ в 7, 15 и 31 получим скорости корабля в 15, 20 и 25 *км/сек.* Между тем даже для освобождения от солнечного тяготения довольно скорости в 16—17 *км/сек.*

Разложение атомов есть источник огромной энергии, как это видно из последней строки таблицы. Эта энергия в 400 000 раз больше самой могучей химической энергии. Недостаток ее в том, что она чересчур дорога, недоступна и истекает крайне медленно, хотя и в продолжении тысячи лет. Если бы мы даже добыли 1 *кг* радия (количество еще не добытое в мире), то и тогда выделяемая им энергия дала бы только 15 *кгм/сек*, т. е. энергию рабочего. Значит, такой мотор при одном весе с авиационным будет по крайней мере в 7 раз слабее последнего. Притом мы не имеем еще радиевого мотора, да и цена 1 *кг* радия не меньше миллиарда рублей. Но нельзя быть уверенным в том, что не найдутся со временем дешевые и быстро выделяющие источники энергии.

---

[1] Последний столбец в табл. 1 представляет собой отношение работы, получаемой от 1 *кг* данного горючего, к работе, получаемой от 1 *кг* $CO + O_2$ при сгорании в CO_2.

[2] Это относится к случаю, в котором вся масса взрывчатого вещества должна освободиться от земного тяготения. *Прим. ред. Цандера*

[*] При этом предполагается, что взрывчатый материал остается на месте, а пустой снаряд летит с указанной скоростью. *Прим. ред. Цандера*

Получение космических скоростей вообще

Мы можем такую скорость получить и на планете. Получив ее, мы удаляемся в эфирное пространство, блуждаем среди планет и даже среди звезд. Но если мы не будем иметь там реактивного прибора, то движение наше будет подобно движению болида, т. е. оно не будет зависеть от нашей воли. Следовательно, без ракетного прибора обойтись все равно невозможно.

Получение скорости на земле имеет большие преимущества, так как, двигаясь по ее поверхности, мы можем получать непрерывный приток энергии, не тратя запас.

Перечислю тут неосуществимые средства получения космических скоростей.

1. Невозможно пускать снаряд с вращающегося колеса или гигантской карусели, так как скорость по окружности колеса, независимо от его размеров, не может быть более 500—1000 *м/сек*; а это — скорость не космическая. Даже при этой скорости колесо должно разорваться от центробежной силы. Кроме того, ни один организм не выдержит ее действия даже при диаметре колеса в 1 *км*.

2. Невозможна короткая пушка, так как относительная тяжесть в снаряде раздробит организм. Даже пушка длиной в 6 *км* мала. Приводится ли снаряд в движение газом, взрывчатым веществом, электромагнитной силой, — это все равно.

3. Невозможна вертикальная пушка, так как такие сооружения при большой высоте неосуществимы.

4. Непрактична горизонтальная пушка, независимо от ее длины, так как снаряд при вылете быстро потеряет почти всю свою скорость в плотном слое воздуха (табл. 2). Из восьмой строки таблицы видно, что ракета в 10 *т* весом, с площадью поперечного сечения в 4 *м*^{2}, при горизонтальном движении в 8 *км/сек* теряет 20% своей кинетической энергии. Это — при пролете в 50 *км*. Но, ведь, при такой скорости она будет двигаться криволинейно, не выйдет из атмосферы. Поэтому она потеряет быстро всю скорость или раньше того упадет на Землю. При скорости 16 *км/сек* она потеряет 80% своей энергии. Если же ракета имеет меньшую массу, т. е. без запаса взрывчатых веществ, например, при массе в 1 *т*, то уже при скорости в 4 *км/сек* она потеряет половину своей энергии. Массивность снаряда много облегчает его полет. Из десятой строки таблицы видно, что пушка на высочайших горах терпима, так как ядро даже при скорости в 12 *км/сек* теряет только 13,6% своей энергии.

5. Невозможно приобретение космической скорости на небольших круговых путях, так как центробежная сила убьет организм, хотя хорошо укрепленную в почве дорогу и не разрушит.

6. Непрактично и получение космической скорости на огромных путях, расположенных горизонтально по экватору, потому что сопротивление воздуха, как и в предыдущем случае, погло-

тит всю скорость движения. Колеса для движущегося космического экипажа (для облегчения трения) непригодны.

ТАБЛИЦА 2

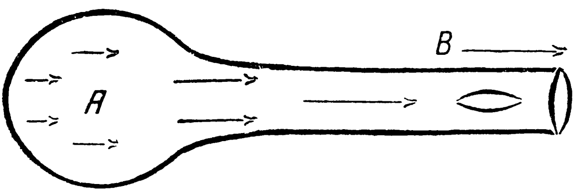
Вес ракеты — 10 *т*. Площадь поперечного сечения ракеты — 4 $м^2$. Утилизация формы — 100%. Удельный вес воздуха — 0,0013 уд. веса воды. Сопротивление воздуха и работа при постоянной скорости снаряда

1. Скорости в *км/сек*	4	6	8	10	12	16	17
2. Давление воздуха* на плоскость в 4 $м^2$ в *т* $P=0{,}0001\ c^2\ 4$ . . .	6 400	14 400	25 600	40 000	576 000	102 400	115 600
3. Давление на ракету при утилизации на 100 % в *т*	64	144	256	400	576	1 024	1 156 *
4. Работа ракеты при продвижении на 10 *км*, в тыс. *тм* .	640	1 440	2 560	4 000	5 760	10 240	11 560
5. Если ракета весит 10 *т*, то для одоления земной тяжести нужна работа не менее 6 370 000 · 10 · 2 = 127 400 000 *тм*. Умножаем на 2, так как утилизируется не более 50% энергии взрыва							
6. Работа сопротивления по отношению к работе взрывчатых веществ в %. Пробег 10 *км* . . .	0,50	1,13	2,02	3,15	4,54	8,06	9,10
7. То же, но по отношению к работе движения снаряда, в %	1,00	2,26	4,04	6,30	9,08	16,12	18,20
8. То же, при пробеге в 50 *км*, в % .	5,00	11,30	20,2	31,5	45,4	80,6	91,0
9. То же, если пустая ракета весит 1 *т*, в %	50	113	202	315	454	806	910
10. Пушка на высоте 8 *км* в 10 *т*, пробег 50 *км*, работа в %	1,5	3,4	6,0	9,4	13,6	24,2	27,3

* Необходимо заметить, что в новом издании 1930 г. книги „Давление на плоскость“ К. Э. Циолковский выводит формулы, согласно которым давление встречного воздуха на тело значительно больше и возрастает (см. стр. 20 в означенной книге) пропорционально седьмой степени скорости. Хотя этот закон представляет собой только первое приближение, но все же сопротивления, вычисленные в настоящей книге, требуют для скоростей, больших скорости звука, поправки в сторону увеличения. *Прим. ред. Цандера.*

Некоторую степень возможности имеют газовые и, в особенности, электромагнитные пушки, длиною не менее 60 *км*, расположенные наклонно в горах, так что жерло выходит на высоте 8 *км*, где воздух уже втрое разрежен.

О том, что пушки не могут быть коротки, много уже писалось. Повторим и мы несколько слов. Предположим, что человек, погруженный в воду, может выдержать относительную тяжесть, в 100 раз бо́льшую земной. Следовательно, ускорение движения снаряда в пушке не может быть более 1000 *м/сек*^{2} (10×100). Если надо избавиться от тяготения Земли, то приходится в канале приобрести скорость в 12 *км/сек*. Это может совершиться в течение 12 сек. Средняя скорость ядра будет 6000 *м/сек*. В 12 сек. оно пройдет 72 *км*. Такова и наименьшая длина пушки. Но, по всей вероятности, она должна быть в 10 раз больше, так как человек и в жидкости не выдержит более, чем десятикратное утяжеление. Короткие стальные пушки пригодны лишь для бросания стальных же сплошных снарядов. И такие пушки должны быть, по крайней мере, в 100 раз длиннее обыкновенных артиллерийских орудий, иначе и снаряды, без людей, будут раздроблены.



Фиг. 1.

С первого раза кажется, что газ, скорость частиц которого при обыкновенной температуре не превышает 2 *км/сек*, не может дать космических скоростей. Но это ошибка, которую мы сейчас выясним (фиг. 1).

Представьте себе большой резервуар *A* с водородом или другим газом и примыкающий к нему цилиндрический ствол *B*. На снаряд *B* производится давление, тем более постоянное, чем резервуар *A* больше сравнительно с объемом цилиндра *B*. Значит, в предельном случае работа, получаемая ядром, пропорциональна квадратному корню из этой длины. Следовательно, она неограниченно велика. Этот странный парадоксальный вывод объясняется тем, что работа совершается за счет всей газовой массы *A*. А так как она может быть велика, то и отдаваемая снаряду работа может быть громадной. Ведь, большую скорость получает только незначительная масса газа в стволе и сам снаряд. Остальная масса *A* имеет малую скорость, но зато она охлаждается. За счет этой выделенной огромной теплоты и получается работа движения ядра и газа в стволе *B*. Ясно, что для приобретения наибольшей работы и скорости полезно подогревание газа струями пара или другими приемами, которых множество. Удобно подогревание электрическим током через протянутые в *A* проводники.

В последующих вычислениях будем считать давление на снаряды постоянным, т. е. резервуар A очень большим, наполненным водородом и подогреваемым. На водород тяжесть действует в 14½ раза слабее, чем на воздух (в отношении сгущения внизу), и потому мы примем, несмотря на большую высоту пушечного жерла, плотность газа во всей системе постоянной.

Получим уравнения:

$$P = p_a \cdot n \cdot F. \tag{1}$$

$$j : g_з = P : G. \tag{2}$$

$$V = \sqrt{2j \cdot L}. \tag{3}$$

$$t = \sqrt{2L : j}. \tag{4}$$

$$K = j : g_з. \tag{5}$$

Из этих формул найдем:

$$j = g_з \cdot K. \tag{6}$$

$$P = (G \cdot j) : g_з. \tag{7}$$

$$n = P : (F \cdot p_a). \tag{8}$$

$$L = V^2 : (2j). \tag{9}$$

Здесь:

K — относительная тяжесть в ядре,
j — секундное ускорение ядра,
P — давление на ядро,
n — число атмосфер давления,
L — длина пушки в *км*,
t — время пребывания в канале,
F — площадь сечения пушечного канала,
V — наибольшая секундная скорость,
D — диаметр сечения снаряда и канала пушки,
$p_a = 10$ *т/м²* давление 1 *ат*,
G — вес снаряда, определенный на поверхности земли,
$g_з$ — ускорение тяжести земли.

С помощью этих формул составим табл. 3 (стр. 54).

Из таблицы видно, что при сгущении газов 1000 *ат* и при длине пушки в 720 *км* можно получить скорость в 380 *км/сек*, между тем как для одоления притяжения Солнца и блуждания в Млечном Пути надо лишь 17 *км/сек* скорости. Из шестого столбца таблицы видно, что такая скорость получается при относительной тяжести в 100 при стократном сжатии газа при длине пушки в 145 *км*. Из восьмого столбца видно, что скорость 4 *км* получается при десятикратной тяжести, при сжатии в 10 *ат* и при длине пушки в 80 *км*. Если поперечное сечение канала увеличить в 4 раза или диаметр в 2 раза, то (столбец 14) скорость той же массы увеличится вдвое, т. е. достигнет первой космической скорости (чтобы сделаться поблизости Земли ее спутником). Длина пушки и сжатие газа останутся те же, но ускорение и относительная тяжесть увеличатся вчетверо.

ТАБЛИЦА 3

Ускорение земной тяжести $g = 10$ *м/сек*^{2}. Вес снаряда[1] $G = 10$ *т*. Давление атмосферы $p_a = 10$ *т/м*^{2}

	1	2	3	4	5	6	7
K	10	100	10	100	100	100	100
j м/сек^2	10^2	10^3	10^2	10^3	10^3	10^3	10^3
P т	10^2	10^3	10^2	10^3	10^3	10^3	10^3
n	10	100	1	10	100	100	100
L км	720	72	720	72	32	144,5	8
t сек	120	12	120	12	8	17	4
F м^2	1	1	10	10	1	1	1
V км/сек	12	12	12	12	8	17	4
D м	1,13	1,13	3,57	3,57	1,13	1,13	1,13

(Продолжение)

	8	9	10	11	12	13	14
K	10	1 000	1 000	1 000	1 000	10 000	40
j м/сек^2	10^2	10^4	10^4	10^4	10^4	10^5	400
P т	10^2	10^2	10^4	10^4	10^4	10^5	400
n	10	10^3	10^3	10^2	10^2	10^3	10
L км	80	7,2	72	72	720	720	80
t сек	40	1,2	3,8	3,8	12	3,8	20
F м^2	1	1	1	10	10	10	4
V км/сек	4	12	38	38	120	380	8
D м	1,13	1,13	1,13	3,57	3,57	3,57	2,26

Электромагнитные пушки имеют большое преимущество, так как не требуют резервуара, гораздо осуществимее, экономнее и имеют обильный приток побочной энергии на всем их протяжении, легко подводимой проводниками из боковых станций.

Пушки современем могут иметь большое применение для массового отправления снарядов: для космических переселений в большом масштабе и как дополнение к ракетному способу. В самом деле, при получении с помощью пушки первой космической скорости в 8 *км/сек* снаряд возвращается обратно на Землю и разбивается благодаря тому, что его скорость не параллельна экватору (или меридиану). Для первых важных достижений, т. е. для поселений поблизости Земли, но вне атмосферы, необходимо соединение пушечного метода с ракетным: снаряд приобретает скорость, меньшую 8 *км/сек*, но потом добавляет ее взрыванием, как ракета. Так как направление взрывания

[1] Как видно из формул (2) или (7), G представляет собой вес ядра на поверхности земли, а не массу M, которую ошибочно ввел Циолковский на этом месте. *Прим. ред. Цандера.*

переменно и зависит от нас, то снаряд может приобрести достаточную скорость по окружности, чтобы сделаться близким и маленькой луной Земли.

Без ракетного приспособления можно обойтись, когда цель снаряда (выброшенного из пушки) стать на орбиту Земли или пролететь поблизости планет нашей системы. Также и в том случае, когда она должна освободиться от притяжения Солнца и блуждать среди иных солнц, в Млечном Пути.

Во всяком случае, пушки (и электромагнитные) вследствие своего большого протяжения страшно дороги, мало осуществимы (в настоящее время), и притом реактивный прибор может обойтись и без них.

Действие ракеты

Ракета в сравнении с пушкой то же, что бактерия в сравнении со слоном. Ракетою я называю реактивный прибор, который двигается отталкиванием вещества, запасенного в нем заранее. Нет машины и нет организма, которые не отталкивали бы от себя материи: человек выделяет непрерывно кожей пар, также и паровая машина, но действие это слабо в сравнении с другими силами, в них работающими, — и потому такие приборы нельзя называть реактивными. Ракета подобна увеселительной ракете. Отличие ее от других экипажей и кораблей состоит в том, что последние отталкивают вещество, вне их находящееся.

Коэфициент полезного действия ракеты

Пусть мы сначала имеем дело с невесомой энергией, каково электричество, массой которого можно пренебречь. Допустим также, что снаряд не подвержен силе тяжести и другим внешним силам. Тогда для двух неподвижных масс, отталкиваемых промежуточной невещественной силой, имеем на основании закона сохранения количества движения:

$$M_1 W + M_2 c = 0. \tag{12}$$

Если скорость ракеты c примем положительной, то скорость отброса W будет отрицательна, так как количество движения было нуль и не может измениться внутренними силами. M_1 и M_2 означают массы отброса и ракеты.

Работа, полученная ракетой, будет:

$$E_2 = \frac{M_2 c^2}{2}. \tag{13}$$

Работа оттолкнутой массы будет:

$$E_1 = \frac{M_1 W^2}{2}. \tag{14}$$

К. п. д. ракеты или использование ею энергии будет:

$$\eta=\frac{E_2}{E_1+E_2}=1:\left(1+\frac{E_1}{E_2}\right)=1:\left(1+\frac{M_1W^2}{M_2c_2}\right). \tag{15}$$

Но из первого уравнения видно, что:

$$M_1:M_2=-c:W. \tag{16}$$

Значит, к. п. д. ракеты:

$$\eta=1:\left(1-\frac{W}{c}\right)=1:\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right). \tag{17}$$

Отсюда ясно, что чем меньше масса ракеты по отношению к массе отброса, тем к. п. д. значительнее. По последней формуле вычислена табл. 4.

ТАБЛИЦА 4

Масса ракеты	M_2	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0
Масса отброса	M_1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
К. п. д.	η	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
То же, в %	%	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100

Из таблицы видно, что к. п. д. на практике не может быть полным, так как ракета всегда имеет какую-нибудь массу. При равных массах ракеты и отброса использование составляет 50%.

Но не то будет, если снаряд со своим запасом уже имеет некоторую скорость, например, полученную посредством электромагнитной пушки, взрыванием или другим способом. Тут может быть интересный случай, когда использование энергии независимо от массы отброса может быть 100%. Действительно, если ракета имеет, например, 1 *м/сек* скорости, то, откидывая элемент отброса в противоположную сторону с относительной скоростью в 1 *м/сек*, получим малую частицу отброса с абсолютной скоростью в нуль. Ясно, что вся израсходованная работа пошла целиком на пользу снаряда. В разбираемом случае вместо уравнения (12) получим:

$$M_1(W+V)+M_2(c+V)=(M_1+M_2)\,V. \tag{18}$$

По сокращении получим формулу (12) и все вытекающие из нее выводы. Тут V есть общая первоначальная скорость системы до отбрасывания. Далее имеем:

$$E_2 = \frac{M_2}{2}(c+V)^2. \qquad (19)$$

$$E_1 = \frac{M_1}{2}(W+V)^2. \qquad (20)$$

$$\eta = 1 : \left\{ 1 + \frac{M_1 (W+V)^2}{M_2 (c+V)^2} \right\}. \qquad (21)$$

По формулам (18) или (12) вместо этого найдем:

$$\eta = 1 : \left\{ 1 - \frac{c \cdot (W+V)^2}{W (c+V)^2} \right\}. \qquad (22)$$

Если ракета имеет прибавку скорости (по тому же направлению, конечно), то отброс имеет скорость отрицательную. Если еще скорость отброса равна общей скорости ракеты [1] $V = W$, то числитель в формуле (22) равен нулю, и потому $\eta = 1$, т. е. использование энергии будет полное или составит 100%. Значит, выгодно чтобы частицы отброса отталкивались в прямо противоположную сторону от движения снаряда со скоростью самой ракеты, тогда получим идеальное использование затраченной работы.

Но мы имеем в виду от данной запасенной массы отброса получить наибольшую скорость снаряда. Выгодно с отбросом соединять энергию, чтобы самый отброс был в то же время источником энергии. Иначе дело будет хуже. Действительно, если мы возьмем, например, песок для отброса и углерод с кислородом (как соединение энергии с отбросом), то мы менее выгадаем, чем если возьмем в запас одни горючие вещества.

Во втором случае, при одной массе запаса, энергия на единицу массы запаса будет больше, и потому получится большая скорость отброса, а, стало быть, и ракеты. Вообще, энергия материальна. Даже электричество и свет материальны, не говоря уже про взрывчатые вещества. Чтобы снаряд получил наибольшую скорость, надо, чтобы каждая частица продуктов горения или иного отброса получила наибольшую относительную скорость. Она же постоянна для определенных веществ отброса. Что толку, если мы сэкономим энергию, не имея отброса. Экономия энергии тут не должна иметь места: она невозможна и невыгодна. Другими словами: **в основу теории ракеты надо принять постоянную относительную скорость частиц отброса.**

Другое дело — реактивный аэроплан, который может воспользоваться воздухом как предметом отброса. Тут выгодно экономить запасенную энергию, которая, между прочим, должна быть использована и как отброс. Но такой снаряд не есть чисто реактивный прибор.

---

[1] По абсолютным величинам. *Прим. ред. Цандера.*

Скорость ракеты при пользовании энергией извне

Может быть и такой случай, когда, помимо энергии отброса, мы имеем еще приток энергии извне. Этот приток может подаваться с земли во время движения снаряда в виде лучистой энергии с той или другой длиной волн, также в форме α- и β-частиц, также получаться и от Солнца.

Земной приток энергии заманчив, но мало данных для его обсуждения. Солнечный же приток энергии имеет место, когда ракета уже вне атмосферы. В обоих случаях запасный отброс не нужен, так как энергия, притекающая извне, сама содержит отброс в виде α- и β-частиц. Надо только уметь направить их в сторону, противоположную желаемому направлению ракеты. Дело будет яснее, если мы запасаем радиоактивное вещество. Скорость частиц его так громадна, что запас его может быть очень мал в сравнении с массой ракеты. Так что эта последняя может считаться постоянной, как и при энергии, притекающей извне.

В таком случае имеем:

$$\frac{dW}{W}=\frac{dM_1}{M_2}, \tag{23}$$

где W есть относительная скорость частиц отброса, например, частиц альфа. Интегрируя, получим, предполагая постоянное направление отбрасывания:

$$c=\frac{W}{M_2}\cdot M_1+c_0, \tag{24}$$

где c_0 есть начальная скорость ракеты до отбрасывания или взрывания. Если она равна нулю, то:

$$c=\frac{M_1}{M_2}\cdot W. \tag{25}$$

Из формулы видно, что окончательная скорость снаряда пропорциональна относительному запасу отброса (или, вообще, отбросу, так как запаса может не быть) и относительной скорости отброса (например, α-частиц).

Если

$$W=3\cdot 10^8\ м/сек;\ M_1=M_2,$$

то

$$c=3\cdot 10^8\ м/сек.$$

Эта скорость в 18 000 раз больше той, какая нужна для одоления притяжения Солнца. Энергия же этого движения в 324 млн. раз больше, чем нужно. Летя с такой скоростью, эфирный корабль достигнет ближайшего солнца или ближайшей иной солнечной системы в 4 года. Тут предполагается заимствование энергии извне. Для применения формулы к радиоактивному веществу надо, чтобы отношение $M_1 : M_2$ было мало. Если, например, оно равно 0,1, то для достижения иного соседнего солнца потребуется 40 лет.

От солнца нельзя получить так много частиц, ибо при удалении от солнца приток их почти прекращается. Известные радиоактивные вещества, кроме того, разлагаются очень медленно и дают в секунду очень недостаточную работу. Количество их, имеющееся в руках человека, также ничтожно. Но будущее неизвестно: земной шар и его вещество мало исследованы. Он может дать еще много неожиданного.

Положим в формуле (25):

$$W = 30 \cdot 10^6 \text{ м/сек, а } c = 17 \cdot 10^3 \text{ м/сек,}$$

т. е. такую скорость снаряда, которая только немного больше требуемой для вечного удаления от Солнца.

Опуская знак, который встречается в формуле (16), т. е. беря для c и W одинаковый знак, получим:

$$\frac{M_1}{M_2} = \frac{c}{W} = 0{,}00057. \qquad (26)$$

Значит, относительная масса отброса или радиоактивного вещества составляет в этом случае около $^1/_{2000}$ массы снаряда. Если, например, он весит 1 *т*, то масса отброса составит только 568 *г*, или меньше полутора фунтов. Масса отброса так мала, что масса ракеты может считаться постоянной и формулы применимы почти без погрешности при употреблении будущих годных радиоактивных веществ, если только скорости их частиц такого же порядка, как скорости α-частиц (электричество или радий).

Каково же будет использование энергии? Имеем:

$$E_2 = \frac{M_2}{2} c^2. \qquad (27)$$

$$E_1 = \frac{M_1}{2} W^2. \qquad (28)$$

К. п. д. будет (см. 23):

$$\eta = 1 : \left(1 + \frac{M_1}{M_2} \cdot \frac{W^2}{c^2}\right). \qquad (29)$$

С помощью (26) получим:

$$\eta = 1 : \left(1 + \frac{W}{c}\right) = 1 : \left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right). \qquad (30)$$

Когда имеем дело с радиоактивными веществами или с энергией, притекающей извне, то отношения в последней формуле очень велики и потому имеем:

$$\eta = \frac{c}{W} = \frac{M_1}{M_2}. \qquad (31)$$

Так, в разобранном случае, когда $M_2 : M_1 = 1765$, к. п. д. составляет около $1/2000$. Хотя использование невыгодно, но зато запас отброса ничтожен.

Во франклиновом колесе использование выгоднее, потому что частицы приводят в движение сравнительно огромную массу воздуха (электрический ветер). Но в пустоте использование энергии так мало, что колесо не вращается, т. е. получаемая работа не может одолеть трения. Принцип франклинова колеса мог бы иметь применение при полете снаряда в воздухе.

Превращение тепловой энергии в механическое движение

Обратимся к взрывчатым веществам. Источник их энергии есть химическое сродство. В общем они дают лишь теплоту, т. е. беспорядочное движение частиц (молекул). Нужны особые машины, чтобы получить из такого движения (из теплоты) движение частиц согласованное, параллельное, направленное в одну сторону, одним словом, движение простое, видимое. Для реактивного аппарата надо, чтобы возможно большая часть тепловой или химической энергии частиц превратилась в их согласованное поступательное движение. Тогда исчезает теплота, а взамен ее мы получаем механическое движение или быстро движущуюся струю. Для этого употребляют длинную трубу. В одном конце ее происходит взрыв или горение, а из другого — стремительно вылетают газы и пары. Стенки трубы имеют свойство направлять в одну сторону беспорядочное (в разные стороны, колеблющееся), тепловое или химическое движение (незаметное, ощущаемое как теплота), превращать его в поток, подобный речному. Но необходимо, чтобы продукты горения были газообразны или парообразны (летучи), с возможно низкой температурой сжижения.

Если это так, то газ, расширяясь в трубе, все более и более охлаждается, теплота исчезает, заменяясь газовой струей. Если труба коротка, то газ вырывается из нее, имея высокую температуру, и энергия ее не будет использована (так бывает в пушках и ружьях). После выхода из трубы газ продолжает расширяться и охлаждаться, но движение происходит в разные стороны, что для нас непригодно. Еще хуже, если взрыв происходит без трубы. Чересчур длинная труба выгодна, но она обременит своей массой ракету и потому тоже не годится.

При шестикратном расширении газов абсолютная температура понижается вдвое. Использование тепла будет в 50%. При расширении в 36 раз используется уже 75% и т. д. Итак, труба должна быть настолько длинна, чтобы газ при выходе расширился, по крайней мере, в 36 раз. Еще лучше — в 1300 раз. Тогда пропадает только 5% всей тепловой энергии. Совершенно непригодны вещества, дающие нелетучие продукты, например, окись кальция: энергия велика, но использовать ее трудно, так как нет газа (он есть только при очень высокой температуре, как на солнце), нет расширения. Энергия превращается в лучистую и теряется в эфире.[1] Терпимы парообразные продукты, в особенности в смеси с газообразными. Например, при сгорании углеводородов с кислородом или с его азотными соединениями, выделяются газы (углекислый, азот) и пары воды. При сильном расширении прежде всего сжижаются в капли пары воды. Но в присутствии газов они передают свою теплоту газам, которые и используют их энергию. Так же может быть использована и энергия, выделяемая при замерзании воды. Абсолютная температура взрывающихся газов в первый момент должна бы достигать 10 000°, но при такой температуре только малая часть элементов находится в соединении, остальная—разложена. Первая, сложная часть, только при расширении своем и понижении температуры постепенно возрастает. Поэтому температура взрывающихся веществ на деле едва ли превосходит 3000°. На этом основании в последующей табл. 5 мы выражаем числами не степень тепла, а степень потенциальной энергии. Впрочем, начиная с 1000—2000 это уже будет приблизительная температура.

ТАБЛИЦА 5

Использование теплоты в трубе

Расширение газов	1	6	36	216	1 300	7 800	46 800
Температура абсолютная или энергия	10 000	5 000	2 500	1 250	625	312	156
Температура по Ц.	9 727	4 727	2 227	977	352	39	—147
Термический к. п. д. в % . .	0	50	75	87	95	97	98,4
Потеря в %	100	50	25	13	5	3	1,6
Примерная плотность газов по отношению к воздуху .	1000	167	28	4,6	0,77	0,13	0,02

Как видно, даже при использовании в 95% температура еще составляет 352° Ц. При ней пары в сжижение притти не могут, и потому не используется при таком расширении даже скрытая теплота сжижения. Значит, выгодно дальнейшее расширение, возможное лишь в пустоте. Тогда труба еще должна удлиниться.

[1] Однако, мои новые исследования показывают, что использование металлического горючего в воздушных реактивных двигателях, при котором азот атмосферы представляет собой летучий газ, примешивающийся к твердым продуктам сгорания, будет весьма выгодным, в особенности в случае использования части конструкции ракеты, сделанной, например, из алюминиевого или магниевого сплава в качестве горючего. В этом случае горючего вполне хватит для достижения любых космических скоростей. То же относится к случаю, в котором берут с собой кислород, в случае одновременного применения горючего, дающего летучие продукты сгорания. *Прим. ред. Цандера.*

Взрывание при высоком давлении особенно необходимо во время полета в атмосфере. Взрывание не может давать давление, меньшее атмосферного, ибо в противном случае не будет расширения и потока. Но и при давлении много большем использование будет тем меньше, чем ниже давление в сравнении с воздушным. Если, например, давление газов в 6 раз больше воздушного, то использование не может быть больше 50%. Если давление газов в 36 раз больше давления среды, то использование меньше 75% (табл. 5).

В пустоте — другое дело. Там упругость взрывающихся газов может быть мала, только труба будет шире, вес же ее останется почти без изменения. Мы не теряем в использовании, теоретически, ни при каком, самом малом, давлении взрыва, если только ракета в пустоте. Итак, выходит, что в начале полета снаряда давление в трубе должно быть очень высокое в сравнении с атмосферным; затем по мере поднятия это давление может пропорционально понижаться, а в эфире, вне воздуха, может быть как угодно слабо. На практике это мало применимо, так как труба должна быть для этого то узкой с толстыми стенками, то широкой с тонкими стенками.

Надо выбрать среднее давление, превышающее, конечно, атмосферное, и его придерживаться до получения устойчивого положения, подобного положению небесных тел. После этого давление может быть произвольно малым [1].

Давление одних и тех же взрывных веществ может изменяться от 5000 *ат* до желаемой малой величины. Дело в том, что в одной и той же трубе сила взрыва зависит от тщательности смешения элементов горения. Смешение может быть так совершенно, так тесно, что взрыв будет почти моментальный. И, наоборот, он может быть медленным, как горение при плохом смешении, когда части соединяющихся веществ очень крупны. Этим путем и регулируется давление. Так, более или менее сильное действие пороха зависит от его приготовления.

При высоком давлении использование энергии велико, но требуется неодолимо большая работа для вталкивания масс во взрывную трубу. Поэтому надо по возможности, не очень теряя в использовании, понизить максимальное давление в трубе. В температуре мы тут не выигрываем. Она неизбежно высока, именно 3000—4000° Ц. Искусственное охлаждение наружных стенок трубы необходимо.

Мы можем сейчас указать на потребный минимум давления. Он определяется влиянием атмосферы, ее давлением. Если начать полет с высоких гор, то атмосферное давление можно принять в 0,3 *кг/см²*. Это составляет около трети давления на уровне океана. Значит, при вылете из трубы газы не должны иметь

---

[1] Автор здесь пренебрегает трением в трубе; вследствие трения кинетическая энергия превращается в теплоту, и при очень больших скоростях газов и малых давлениях скорость газов опять уменьшится в трубе. Весьма низкие температуры получатся только при известных условиях. *Прим. ред Цандера.*

меньше 0,3 *кг/см*^{2}. В начале же трубы давление должно быть по крайней мере в 36 раз большее (использование 75%). Итак, максимальное давление газов не должно быть менее 10 *ат.* В нижних же слоях — не менее 30 *ат.* Во всяком случае, можно ограничиться 100 *ат.*

Рассчитаем величину площади основания взрывной цилиндрической трубы при этом давлении. Если ракета весит 1 *т*, а со взрывным материалом 5 *т*, если давление на нее от взрывания в два раза превышает ее вес, то надо получить давление на дно трубы в 10 *т*. Площадь основания трубы будет равна 100 *см*^{2}. Диаметр круглой площади основания составит 11,3 *см*^{2}. Мы уже говорили, как получить низкое давление: чем крупнее элементы взрыва, т. е. чем хуже они размешаны, тем взрыв слабее. Все же в замкнутом пространстве, в конце концов, давление достигнет огромной величины. Но, во-первых, труба широка и открыта, во-вторых, размешивание таково, что давление получается, какое нам нужно. Повторяю, что мы нисколько не теряем энергии горения от слабого давления. При беспорядочном взрыве (взрыве частном в общей массе) происходят охлаждение и бурное движение (порыв). Но движение, не совершая работы, тут же превращается в теплоту, и температура восстановляется. Физики хорошо это знают. Если использование энергии и будет хуже при малом давлении, то виновата в этом атмосфера. Она не позволяет взрывчатым веществам расширяться неограниченно. Но зато при большом давлении труба будет короче, что дает экономию веса. В пустоте, увеличивая длину трубы, мы можем довести использование энергии почти до 100%; но длина трубы будет тогда обременительно велика. Я много раз доказывал, что работа вталкивания взрывных материалов в трубу довольно велика и при наибольшем давлении — неодолима. Для избежания этого можно сделать так, чтобы давление в начале трубы периодически менялось, например, от 200 *ат* до нуля и от нуля до 200 *ат.* Оно будет волнообразно. Среднее давление может быть в этом случае очень велико, лишь бы перенес его человек. Взрывчатые вещества тут должны вталкиваться в моменты слабейшего давления, периодически. Тогда работа вталкивания будет ничтожна, а использование теплоты или химического сродства гораздо больше. В воде же толчки не отразятся вредно на человеке.

Движение ракеты от взрывания в пустоте и в среде, свободной от тяжести

Хотя и невыгодно давать отбросу относительную скорость, бо́льшую или меньшую абсолютной скорости снаряда, но при употреблении взрывчатых веществ относительная их скорость поневоле постоянна. Чем она, вообще, больше, тем бо́льшую скорость получает аппарат. Если так, то сначала скорость частиц отброса больше скорости ракеты и использование очень мало́, затем обе скорости равны, — использование полное. Далее, скорость отброса меньше, и использование получается неполным. Короче, использование энергии или переход ее в движение ракеты начинается с нуля, постепенно возрастает, доходит до 100%, затем непрерывно уменьшается, спускаясь в пределе до нуля.

При взрывании мы имеем две потери. Прежде всего не вся энергия тепла превращается в движение отброса. Но чем длиннее труба и чем газообразнее продукты отброса, тем эта потеря меньше. В пределе она нуль. На практике использование не должно быть меньше 75%. Вторая потеря зависит от того, что отброс имеет одну и ту же относительную наибольшую скорость, не равную ускоряющемуся движению снаряда. Как увидим, эта потеря при космических скоростях составляет не менее 35%, а использование — не более 65%. В среде тяготения, в которой мы живем на Земле, оно меньше. Если принять вторичное использование в 50%, то ракета превращает в свое движение около 37% ($0{,}75 \times 0{,}5$) всей потенциальной энергии взрывчатых веществ.

Определение скорости ракеты

Имеем в пустоте и в среде, свободной от земного тяготения:

$$W dM_1 + M_2 dc = 0. \tag{32}$$

Но M_2 состоит из постоянной массы M_0 (т. е. из снаряда, людей, запасов и разных принадлежностей) и переменной массы взрывчатых веществ M_1, которые, сгорая, выбрасываются из ракеты. Значит, $M_2 = M_0 + M_1$. Теперь вместо (32) имеем:

$$W dM_1 + (M_0 + M_1)\, dc = 0. \tag{33}$$

Отсюда

$$-W \cdot \frac{dM_1}{M_0 + M_1} = dc. \tag{34}$$

Интегрируя, найдем:

$$c = -W \ln (M_0 + M_1) + \text{const}. \tag{35}$$

(ln означает натуральный логарифм). Допустим, что при начале взрывания ракета не двигалась, т. е. $c = 0$ и $M_1 = M'_1$.

$$c = W \ln (M_0 + M'_1). \tag{36}$$

Следовательно,

$$c = W \cdot \ln \left(\frac{M_0 + M'_1}{M_0 + M_1} \right). \tag{37}$$

Наибольшую скорость получает ракета, когда израсходует весь запас взрывчатых веществ или когда $M_1 = 0$.

В таком случае

$$c_1 = W \ln \left(1 + \frac{M'_1}{M_0} \right). \tag{38}$$

Из последней формулы видно: 1) максимальная скорость снаряда c_1 тем больше, чем бо́льшую скорость имеет отброс W; 2) c_1 может беспредельно возрастать с увеличением относительного количества $\frac{M'_1}{M_0}$ отброса. Но возрастание это, сначала довольно быстрое, потом делается все более и более медленным. Если отношение $\frac{M_1}{M_0}$ очень мало, то математики легко докажут, что $c_1 = W\frac{M'_1}{M_0}$. Значит в этом случае c_1 пропорционально запасу M'_1. Напротив в пределе, когда отношение (см. 38) очень велико,

$$c_1 = W \cdot \ln\left(\frac{M'_1}{M_0}\right),$$

т. е. возрастание скорости будет чрезвычайно медленное; 3) скорость ракеты не изменяется, если отношение $\frac{M'_1}{M_0}$ остается постоянным. Отсюда видно, что космическая скорость не зависит от абсолютной величины массы снаряда. Иными словами, масса снаряда и его нагрузка произвольно велики, если не считаться с иными условиями; 4) окончательная скорость не зависит от порядка взрывания. Проходит ли оно равномерно или нет, секунды или тысячелетия — это все равно. Даже перерывы ничего не значат.

Пусть dt означает элемент времени.

Из (34) найдем:

$$\frac{dc}{dt} = \frac{W}{M_0 + M_1} \cdot \frac{(-dM_1)}{dt}. \qquad (39)$$

Первая часть выражает секундное ускорение в движении ракеты, т. е. силу рожденной в ней относительной тяжести (хотя кругом по нашему условию тяжести нет). Как видно из (39), она пропорциональна интенсивности в расходе материала $(-dM_1 : dt)$. Кроме того, по мере израсходования M_1 кажущаяся тяжесть увеличивается, так как M_1 уменьшается и $dM_1 < 0$.

Чтобы относительная тяжесть оставалась неизменной, необходимо постепенное ослабление интенсивности взрыва. Тогда из (39) получим:

$$\frac{-W}{M_0 + M_1} \cdot \frac{dM_1}{dt} = K, \qquad (39_1)$$

где K есть постоянная относительная тяжесть.

Отсюда

$$\frac{-WdM_1}{M_0 + M_1} = K \cdot dt. \qquad (39_2)$$

Интегрируя, получим:

$$-W \cdot \ln(M_0 + M_1) = K \cdot t + \text{const}. \qquad (39_3)$$

Время взрывания

Если $M_1 = M'_1$, то $t = 0$; следовательно

$$t = \frac{W}{K} \cdot \ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right). \qquad (39_4)$$

Если $M_1 = 0$, т. е. весь взрывчатый материал исчерпан, то

$$t_1 = \frac{W}{K} \cdot \ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right). \qquad (39_5)$$

Значит, время всего взрывания обратно пропорционально получаемой относительной тяжести и увеличивается с массой отброса.

Из (39_1) найдем:

$$-\frac{dM_1}{dt} = \frac{K}{W} \cdot (M_0 + M_1). \qquad (39_6)$$

Отсюда видно, что наименьшая интенсивность взрывания или наименьший расход бывает при конце взрывания, когда M_1 осталось мало, а наибольшая — вначале, когда $M_1 = M'_1$.

В первом случае

$$-\frac{dM_1}{dt} = \frac{M_0 K}{W}, \qquad (39_7)$$

а во втором —

$$-\frac{dM_1}{dt} = \frac{(M_0 + M'_1) \cdot K}{W}. \qquad (39_8)$$

Отношение наибольшего расхода (в начале) к наименьшему (в конце) будет:

$$1 + \frac{M'_1}{M_0}. \qquad (39_9)$$

Чем больше отношение $M'_1 : M_0$, тем сильнее изменяется расход взрывчатого материала и, обратно, он почти постоянен при малом отношении. На практике силу взрывания изменять неудобно, — проще дать возможность выдержать действие непостоянной тяжести, погрузив людей и другие нежные предметы в жидкость.

Время взрывания (равномерного) всего запаса, когда ускорение ракеты и относительная тяжесть возрастают, но расход взрывчатых веществ один и тот же, можно выразить еще так:

$$t_1 = M'_1 \cdot \frac{dt}{dM_1}. \qquad (39_{10})$$

Тут производную можно заменить секундным расходом взрывчатого вещества. То же время при равномерном ускорении ракеты и постоянной относительной тяжести в снаряде (39_1), но неравномерном расходе отброса, будет равно:

$$t_1 = c_1 : j = c_1 : \frac{dc}{dt}. \tag{39_{11}}$$

Производная $j = \frac{dc}{dt}$ выражает постоянное возрастание скорости снаряда в секунду.

Механический коэфициент полезного действия

Интересно знать, какая часть полной работы движущихся частиц отброса передается ракете. Имеем:

$$E_1 = 0{,}5\ M'_1 \cdot W^2. \tag{40}$$

$$E_2 = 0{,}5 \cdot M_0\, c_1^2. \tag{41}$$

Отсюда

$$\frac{E_2}{E_1} = \frac{M_0}{M'_1} \cdot \left(\frac{c_1}{W}\right)^2 \tag{42}$$

или на основании (38):

$$\frac{E_2}{E_1} = \frac{M_0}{M'_1}\left[\ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right)\right]^2. \tag{43}$$

Отсюда можно вычислить, что **к.** п. д. не может быть больше 65%, а для получения космических скоростей он может быть принят в 50%. Если запас взрывчатого вещества сравнительно невелик, то приблизительно получим вместо (43):

$$\frac{E_2}{E_1} = M'_1\ M_0, \tag{45}$$

или, точнее:

$$\frac{E_2}{E_1} = \frac{M'_1}{M_0} \cdot \left(1 - \frac{M'_1}{M_0}\right); \tag{46}$$

можно получить еще более точную формулу, раскрывая выражение

$$\ln(1+x) = x - \frac{x^2}{2} + \frac{x^3}{3} - \frac{x^4}{4} \dots \tag{47}$$

Из формул видно, что сначала, когда запас мал, к.п.д. возрастает пропорционально запасу, затем растет медленнее, достигает наибольшей величины, потом медленно уменьшается и в пределе достигает нуля.

Отношение $M'_1 : M_0 = x$, соответствующее наибольшему к.п.д., определяется уравнением:

$$\ln\ (1+x) = \frac{2x}{1-x} \cdot x$$

и по величине близко к 4 (т. е. запас превышает вес ракеты

ТАБЛИЦА 6

Отношение массы отброса к массе ракеты $M'_1 : M_0$	c_1, если скорость отброса 5000 *м/сек*, формула (38)	c_1, если скорость отброса 4000 *м/сек*, формула (38)	Средний к. п. д. $E_2 : E_1$ (в %), формула (43)	Приблизит. поднятие в *км* при постоян. земн. тяжести
0,1	472,5	378	8,87	11,4
0,2	910	728	16,55	42
0,3	1 310	1 048	22,9	92
0,4	1 680	1 344	28,2	138
0,5	2 025	1 620	32,8	204
0,6	2 345	1 876	36,7	280
0,7	2 645	2 116	40,0	357
0,8	2 930	2 344	42,9	440
0,9	3 210	2 568	45,8	520
1	3 465	2 772	48,0	607
1,5	4 575	3 660	55,8	650
2	5 490	4 392	60,3	1 520
3	6 900	5 520	63,5	2 430
4	8 045	6 436	64,7	3 300
5	8 960	7 168	64,1	На деле поднятие выше, ибо тяжесть ослабляется
6	9 730	7 784	63,0	
7	10 395	8 316	61,7	
8	10 985	8 788	60,5	
9	11 515	9 212	58,9	
10	11 990	9 592	57,6	
15	13 865	11 092	51,2	
20	15 220	12 176	46,3	
30	17 170	13 736	39,3	
50	22 400	17 920	31,0	
100	26 280	21 040	21,0	
193	30 038	24 032	14,4	
∞	∞	∞	0	

в 4 раза), а использование составляет 65%. В табл. 6 даны величины интересующих нас величин для различных случаев.

Кроме того, что мы вывели аналитически, из таблицы видим, что наибольшее использование (до 65%) энергии отброса бывает тогда, когда вес его в 4 раза больше веса ракеты. Но процент использования вообще не мал (около 50%), когда относительное количество отброса колеблется от 1 до 20, а соответствующие скорости — от 3 до 15 *км/сек*. Это вполне достаточные космические величины. Две скорости таблицы относятся к разным взрывчатым материалам. Бо́льшая — к чистым — водороду и кислороду, меньшая — к углеводородам и эндогенным соединениям кислорода. Для наглядности я прибавляю пятый столбец, который показывает в *км* наибольшее поднятие тела при земной и постоянной тяжести.

Наше исследование применяется в следующих случаях: 1) в среде без тяжести, например, между солнцами или млечными путями, где тяжесть близка к нулю; 2) на малых астероидах, малых лунах (луны Марса) и на всех малых небесных телах, например, на кольцах Сатурна, где тяжестью тоже можно пренебречь; 3) на орбите Земли; 4) в каждом месте любой солнечной системы, на каком угодно расстоянии от небесного тела, если снаряд вне атмосферы и приобрел или не приобрел скорость, препятствующую ему задевать небесное тело или его атмосферу.

Потом увидим, что для избежания потери энергии направление взрывания должно быть нормально к равнодействующей силе тяготения.

Отсюда видно, что достаточно только освободиться от планетной атмосферы и сделаться спутником этой планеты, хотя бы на очень близком от нее расстоянии, чтобы дальнейшие движение и перемещение по всей вселенной было совершенно обеспечено. Действительно, взрывание тогда может быть очень слабым, а энергия, потребная для этого, может быть заимствована от энергии Солнца. Опорный материал дадут частицы α и β, повсюду рассеянные, или болиды или космическая пыль.

Первый великий шаг человечества состоит в том, чтобы вылететь за атмосферу и сделаться спутником Земли. Остальное сравнительно легко, вплоть до удаления от нашей солнечной системы. Но я, конечно, не имею в виду спуск на массивные планеты.

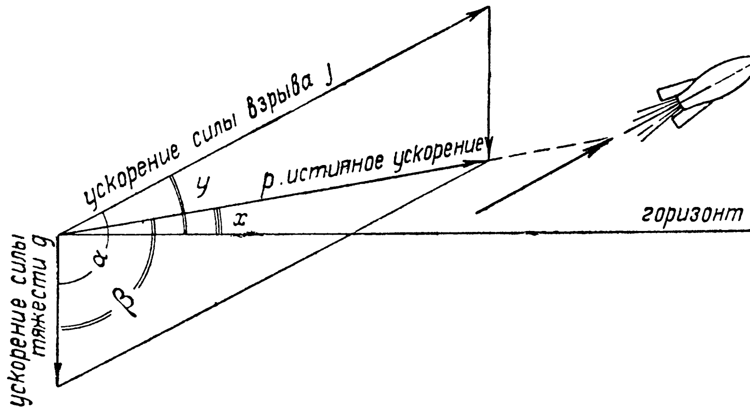
Движение ракеты в среде тяжести, в пустоте

Устраним мысленно атмосферу или вообразим себя на Луне или другой планете, имеющей сушу и не окруженной газами или парами. Медленным вращением планеты пренебрегаем. Полет снаряда может быть: 1) отвесным, 2) горизонтальным и 3) наклонным.

Разберем вопрос вообще (см. фиг. 2).

Определение результирующего ускорения

На ракету действует сила тяжести g, выражаемая секундным ускорением, затем сила взрывания по направлению длинной оси снаряда, сообщающая ему секундное ускорение j. Между направлениями этих сил образуется данный угол α, больший 90°. Угол силы взрывания с горизонтом будет $\alpha - 90^\circ = y$. Это будут три данных величины. Неизвестны: направление движения ракеты, определяемое углом β или углом $x = \beta - 90^\circ$, и величина равнодействующей p, т. е. секундное истинное ускорение снаряда p.



Фиг. 2.

Тригонометрия нам даст (см. чертеж):

$$\alpha = y + 90; \quad \sin\alpha = \cos y; \quad \cos\alpha = -\sin y;$$

$$\cos\beta = -\sin x; \quad x = \beta - 90; \quad \operatorname{tg}\beta = \operatorname{ctg} x.$$

$$\operatorname{tg}\beta = \operatorname{ctg} x = \frac{j \cdot \sin\alpha}{g + j\cos\alpha} = \frac{j \cdot \cos y}{g - j\sin y}. \qquad (48)$$

$$p = \sqrt{j^2 + g^2 + 2j \cdot g \cdot \cos\alpha} = \sqrt{j^2 + g^2 + 2j \cdot g \cdot \sin y}. \qquad (49)$$

Известный угол y и неизвестный x проще, потому что они меньше прямого и определяют наклоны к горизонту силы взрывания (также оси ракеты) и равнодействующей (истинное направление движения снаряда).

Работа ракеты и отброса; механический к. п. д.

Каково же будет использование в среде тяготения, в пустоте?

$$E_2 = 0{,}5\, M_0 c_1^2 + A. \qquad (65)$$

A есть работа поднятия ракеты, а E_2 — работа ракеты.

$$A = -l\cos\beta \cdot M_0 \cdot g = l\sin x \cdot M_0 g. \qquad (66)$$

l означает величину пролета или длину пути снаряда.

Если p и j будут постоянны, то:

$$l = \frac{c_1^2}{2p} \tag{67}$$

и (из 65—67)

$$E_2 = 0{,}5 \cdot M_0 c_1^2 \left(1 + \sin x \cdot \frac{g}{p}\right). \tag{68}$$

Далее

$$E_1 = 0{,}5\, M'_1\, W^2. \tag{69}$$

Из (68) и (69):

$$\eta = E_2 : E_1 = \frac{M_0}{M'_1} \cdot \frac{c_1^2}{W^2}\left(1 + \frac{g}{p} \cdot \sin x\right).$$

Из тригонометрии известно для всякого угла:

$$\cos\beta = \frac{\operatorname{ctg}\beta}{\sqrt{1 + \operatorname{ctg}^2\beta}}. \tag{71}$$

Отсюда и из (48):

$$\cos\beta = \frac{g + j\cos\alpha}{\sqrt{j^2 \cdot \sin^2\alpha + (g + j\cos\alpha)^2}} = \tag{72}$$

$$= -\sin x = \frac{g - j\sin y}{\sqrt{j^2\cos^2 y + (g - j\sin y)^2}}.$$

Из (70) теперь можем исключить неизвестный $\sin x$. Но надо еще исключить и c_1. Имеем:

$$t_1 = \frac{W}{K} \cdot \ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right). \tag{73}$$

Это есть полное время взрывания при постоянной относительной тяжести K.

Но

$$K = j \text{ и } c_1 = p \cdot t_1. \tag{74}$$

Следовательно из (39_5) и (74):

$$c_1^2 = p^2 \cdot \frac{W^2}{j^2} \cdot \left[\ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right)\right]^2. \tag{75}$$

Теперь из (70), (72) и (75) найдем:

$$\eta = \frac{p^2 \cdot M_0}{j^2 \cdot M'_1} \cdot \left[\ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right)\right]^2 \times$$

$$\times\left[1 - \frac{g \cdot (g - j \cdot \sin y)}{\sqrt{j^2 \cdot \cos^2 y + (g - j\sin y)^2}\,\sqrt{j^2 + g^2 - 2j \cdot g \cdot \sin y}}\right]. \tag{77}$$

Когда тяжести нет, $g = 0$ и $p = j$. В этом случае последняя формула дает формулу (43). Определим по (77) к. п. д. в том случае, когде взрывание горизонтально, т. е. когда $y = 0$. Тогда опять получим формулу (43). Легко и так видеть, что при направлении взрывания, нормальном к силе тяготения (горизонтальном), использование такое же, как при полном отсутствии тяжести. Близко к планете (у самой поверхности) горизонтальное взрывание неприменимо, так как ракета, понижаясь, заденет за почву. Но на некоторой высоте, даже в воздухе, оно возможно, а также тогда, когда ракета в силу приобретенной космической скорости уже не может задеть за атмосферу и носится, как небесное тело. Оно еще применимо к планетам без атмосферы при движении снаряда по горизонтальному гладкому пути. Далее увидим и применение к движению в атмосфере.

Можем проверить формулу (77) еще на одном частном случае. Положим, что движение снаряда отвесно, т. е. $y = 90°$ и $p = j - g$.

Тогда найдем:

$$\eta = \frac{M_0}{M'_1}\left[\ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right)\right]^2 \cdot \left(1 - \frac{g}{j}\right). \tag{80}$$

(Эта формула была выведена ранее и содержится в печатных трудах 1903 г.)

Из формулы видно, что отвесное движение ракеты очень невыгодно, в особенности, когда j немного превышает величину g. Напротив, чем больше ускорение силы взрывания j по отношению к g, тем потеря меньше и η больше. Сравнивая к. п. д. в свободной от тяготения среде (43) с к. п. д. в среде тяготения при отвесном движении (80), видим, что последний к. п. д. меньше первого в $1 : \left(1 - \frac{g}{j}\right)$.

Относительная потеря выражается дробью $\frac{g}{j}$. Если, например, сила взрывания в десять раз больше веса ракеты, то потеря составит 0,1. Но когда обе силы равны, то потеря равна 100%, т. е. вся энергия теряется безрезультатно для снаряда. Действительно, в этом случае ракета уравновешена, не поднимается и не получает никакой скорости. При бесконечной силе j взрыва к. п. д. такой же, как в среде без тяготения. Но сильное взрывание все убивает и разрушает внутри снаряда. Его можно применить только при снарядах без людей и сложных аппаратов.

ТАБЛИЦА 7

Среда тяготения. Отвесное движение ракеты

$j : g$	1	2	3	4	5	10	∞
К. п. д. в %	0	50	66,7	75	80	90	100
Скорость в %	0	70,7	81,7	86,6	89,4	94,9	100

Как видно, отвесное движение сопровождается большой потерей энергии, в особенности, когда сила взрывания j невелика. Тут j должно быть больше g, в противном случае никакого движения не получится. Последняя строка выражает в процентах наибольшую соответствующую скорость. На самом деле, скорость выражается второй строкой, потому что часть энергии пойдет на поднятие во время взрывания (доказано в 1903 г.).

Полет ракеты в среде тяготения, в атмосфере

Положим, что горизонтально расположенная ракета в среде тяготения двигается еще под влиянием горизонтальной силы. Сначала сила тяжести заставит ее падать под углом от 90° и меньше. Точнее tg этого угла равен $g:j$. Но через несколько секунд горизонтальная составляющая скорости ракеты будет такой громадной, что отвесное движение снаряда при его большой поверхности станет совершенно незаметным в сравнении с горизонтальной составляющей. Тогда ракета будет двигаться почти горизонтально, как по рельсам. Можно вычислить, что падение ракеты вследствие сопротивления воздуха при значительной боковой поверхности снаряда (вертикальная проекция), может быть только очень медленным, и все более и более медленным по мере увеличения скорости ракеты. Так же будет обстоять дело и при наклонном движении снаряда, если наклон не превышает 20—40°. Тогда снаряд, спустя несколько секунд от начала движения, двигается, как по наклонным рельсам. Примерно падение хорошо устроенной ракеты при отсутствии горизонтального движения составит только 20—30 *м/сек*. При огромной же поступательной скорости оно должно дойти до 1 *м/сек* и менее. Что же это в сравнении с космической скоростью?

Определение скорости, ускорения, времени полета, работы, совершенной ракетой и отбросом, и механического к. п. д., предполагая движение по наклонной плоскости

Из фиг. 3 имеем приблизительно:[1]

$$c_1 = p \cdot t. \tag{83}$$

$$p = j - g \cdot \sin y. \tag{84}$$

$$K = j : g. \tag{85}$$

$$c_1 = (j - g \cdot \sin y) \cdot \frac{W}{j} \ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right). \tag{86}$$

$$t_1 = \frac{W}{j} \ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right). \tag{39_5}$$

Это при постоянном j.

[1] Данное приближение допустимо при больших величинах j по сравнению с g. *Прим. ред.*

Формулы еще более пригодны при движении снаряда по наклонной неподдающейся плоскости, т. е. при ускоренном движении по горе (вверх).

Займемся определением к. п. д.

$$E_2 = 0{,}5 \cdot M_0 c_1^2 + A. \tag{87}$$

$$A = M_0 \cdot g \cdot h = M_0 \cdot g \cdot l \cdot \sin y. \tag{88}$$

Тут h есть величина поднятия снаряда.

Отсюда

$$E_2 = \frac{M_0}{2} \cdot c_1^2 \cdot \left(1 + \frac{g}{p} \sin y\right). \tag{89}$$

Далее:

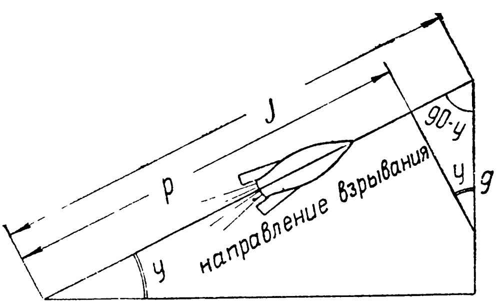
$$E_1 = \frac{M'_1}{2} \cdot W^2. \tag{90}$$

Следовательно:

$$\frac{E_2}{E_1} = \eta = \frac{M_0}{M'_1} \cdot \frac{c_1^2}{W^2} \left(1 + \frac{g}{p} \sin y\right). \tag{91}$$

С помощью (86) и (84) из этого найдем:

$$\eta = \frac{M_0}{M'_1} \cdot \left[\ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right)^2 \cdot \left(1 - \frac{g}{j} \sin y\right)\right]. \tag{92}$$



Фиг. 3.

Упрощая формулу (77), при малых углах y получим приближенно и эту самую формулу (92) [см. еще формулу (49)].

Если ракета горизонтальна и $y = 0$, то к. п. д. из (92) получим согласно формуле (43). Также из (92), если $y = 90°$, получим известную формулу (80). η представляет собою механический к. п. д., умножая который на термический к. п. д. (см. табл. 5) получаем полный к. п. д.

Видим, что к. п. д. в пустоте (77) вообще не тот, что в атмосфере, или вернее — в пустоте при движении снаряда по наклонной плоскости.

Потеря по сравнению со свободной от тяжести средою будет:

$$\frac{g}{j} \sin y. \tag{93}$$

Если, например:

$$g : j = 0{,}3; \quad y = 20°; \quad \sin y = 0{,}342,$$

то потеря — 5,7%. Прилагаем табл. 8.

ТАБЛИЦА 8

Среда тяжести в атмосфере. Наклонное движение

Угол наклона в градусах		1	2	5	10	15	20	25	30	35
Потеря энергии в процентах при разных $j:g=$ сила взрывания	10	0,17	0,34	0,85	1,7	2,6	3,4	4,2	5	5,7
	5	0,34	0,64	1,7	3,4	5,2	6,8	8,4	10	11,4
	2	0,85	1,7	4,25	8,5	13	17	21	25	28,5
	1	1,7	3,4	8,5	17	26	34	42	50	57

Отсюда видно, что очень выгодно было бы пускать ракету при самом сильном взрывании, если бы не разрушительное его действие и технические затруднения. Также выгодно было бы направлять ракету по самым наименьшим углам, если бы не работа сопротивления атмосферы. Вообще, потеря, даже при малой силе взрывания, может быть доведена до 1%.

Более точное вычисление сопротивления атмосферы

Я все же в последующем упрощаю формулы, данные мною в 1911—1912 гг. Допускаю температуру воздуха постоянной. Благодаря этому атмосфера распространяется без конца. Тогда имеем известную формулу:

$$h=\frac{f_1}{d_1}\cdot\ln\frac{d_1}{d}, \tag{95}$$

где $\frac{f_1}{d_1}$ есть высота воображаемой атмосферы h_1 при постоянной плотности d_1; f_1 — давление атмосферы, соответствующее d_1.

Значит:

$$\frac{h}{h_1}=\ln\frac{d_1}{d} \tag{96}$$

и

$$d=d_1e^{-\frac{h}{h_1}}. \tag{97}$$

Сопротивление воздуха или давление W его на ракету от ее движения будет:

$$W=\frac{F}{a}\cdot d\cdot\frac{c^2}{2g}. \tag{98}$$

Это давление (Понселе) не в абсолютных единицах, а в обыкновенных мерах, например, в тоннах. F — площадь миделя поперечного сечения ракеты; a — полезность формы ракеты, т. е. коэфициент, который тем больше, чем сопротивление W меньше. При наклонном движении ракеты длина l пути составит:

$$l=h:\sin y. \tag{99}$$

Имеем:

$$p = j - g \sin y \tag{84}$$

$$c = \sqrt{2p \cdot l}\,. \tag{84$_1$}$$

Отсюда:

$$c = \sqrt{2(j - g \sin y)l}\,. \tag{100}$$

Элемент работы сопротивления воздуха выразится:

$$dT = W dl \tag{101}$$

Из (97), (98), (99) и (100) найдем:

$$dT = \frac{Fd_1}{ag} \cdot (j - g \sin y) l \cdot e^{-\frac{l \sin y}{h_1}} \cdot dl. \tag{102}$$

Положим тут:

$$\frac{l \sin y}{h_1} = \frac{h}{h_1} = x;$$

$$dx = \frac{\sin y}{h_1} \cdot dl = \frac{dh}{h_1}; \quad dl = \frac{h_1 dx}{\sin y}. \tag{103}$$

Тогда найдем:

$$dT = \frac{F(j - g \sin y)\, d_1}{a \cdot g \cdot \sin^2 y} \cdot h_1^2 \cdot x \cdot e^{-x} \cdot dx. \tag{104}$$

Полагаем:

$$\frac{F(j - g \sin y)}{a \cdot g \cdot \sin^2 y} \cdot d_1 h_1^2 = A. \tag{105}$$

Интегрируя и определяя постоянное, получим:

$$T = A\left[1 - \left(1 + \frac{h}{h_1}\right) e^{-\frac{h}{h_1}}\right] = A\left[1 - \left(1 + \frac{l \sin y}{h_1}\right) e^{-\frac{l \sin y}{h_1}}\right]. \tag{106}$$

Принимая во внимание (103), получаем также:

$$T = A[1 - (1 + x)e^{-x}]. \tag{107}$$

Нам надо определить полную работу сопротивления атмосферы. Для этого надо положить:

$$h = \infty \text{ или } x = \infty.$$

Имеем:

$$e^{-x} = 1 : e^{x} = 1 : \left(1 + \frac{x}{1} + \frac{x^2}{1 \cdot 2} + \frac{x^3}{1 \cdot 2 \cdot 3} + \cdots\right). \tag{108}$$

Следовательно:

$$(1 + x)e^{-x} = e^{-x} + x \cdot e^{-x} = e^{-x} + x : \left(1 + \frac{x}{1} + \frac{x^2}{1 \cdot 2} + \cdots\right) =$$

$$= \frac{1}{e^x} + 1 : \left(\frac{1}{x} + 1 + \frac{x}{1 \cdot 2} + \frac{x^2}{1 \cdot 2 \cdot 3} + \cdots\right). \tag{109}$$

Отсюда ясно, что если h или x равно бесконечности, то и выражение (109) обращается в нуль. Значит, работа сопротивления

$$T = A. \tag{110}$$

Полную работу отвесного движения получим из формулы (104), если положим $y = 90°$. Тогда найдем:

$$T = \frac{F(j-g)}{ag} d_1 h_1^2. \tag{111}$$

Сравнивая эту работу с полной работой наклонного движения, увидим, что последняя больше первой во столько раз:

$$\frac{j - g \sin y}{(j-g)\sin^2 y}. \tag{112}$$

Если j велико или y невелик, то приблизительно можем считать, что работа наклонного движения обратно пропорциональна квадрату синуса угла наклона. Значит, когда наклона нет и движение горизонтально, то полная работа сопротивления бесконечна. Но это неправильно, так как равноплотные слои атмосферы не могут считаться горизонтальными, как мы это приняли вследствие сферичности Земли. Одним словом, для малых углов формулы неприменимы. Так, если принять высоту атмосферы заметной плотности в 50 *км*, то легко вычислить, что горизонтальный путь больше наклонного только в 15,5 раза. Если же принять высоту в 5 *км*, то горизонтальный путь будет больше отвесного в 155 раз. Значит, горизонтальная работа не может быть бесконечной. По формуле (104) можем вычислить полную работу отвесного движения. Допустим $F = 2$ *м*^{2}; $j = 100$ *м/сек*^{2}; $g = 10$ *м/сек*^{2}; $h_1 = 8000$ *м*; $d_1 = 0{,}0013$ *т/м*^{3}; $a = 100$. Тогда $T = 14\,976$ *тм*. Она совсем незначительна даже в сравнении с одной работой движения ракеты, имеющей массу в 10 *т* (без взрывчатых веществ) и освобождающейся от силы земного тяготения (11 *км/сек* скорости). Эта работа более 60 млн. *тм*. Значит, она в 4000 раз слишком больше работы отвесного сопротивления атмосферы. Начав движение снаряда с высочайших гор, там, где воздух реже в 3—4 раза, увидим, согласно формуле (104), что эта работа еще уменьшается пропорционально разрежению, т. е. тоже в 3—4 раза. От наклонного движения она увеличивается не очень сильно. По формуле (112) можем это вычислить, положив $j = 30$, $j = 20$ и $g = 10$.

ТАБЛИЦА 9

y . . .	10	20	30	40	50	90
T при $j = 30$	46,7	11,3	5	2,85	1,92	1
T при $j = 20$	60	14,2	6,0	3,3	2,1	1
$1 : \sin^2 y$	33	8,55	4	2,42	1,70	1

Из второй строки табл. 9 видно, что при 20° наклона работа увеличивается в 11 раз. Потом, из сравнения второй и третьей строк с четвертой видно, что работу можно грубо считать пропорциональной $1:\sin^2 y$. Чем больше j, тем близость эта значительнее, и наоборот. Третья строка показывает увеличение работы при $j = 20$. При малых углах истинная работа вследствие сферичности Земли гораздо меньше.

Мы видели, что работа сопротивления при отвесном движении составляет 1:4000 часть работы движения ракеты, но и при наклонном движении она менее 1%.

Интересна зависимость работы сопротивления от пройденного пути или достигнутой высоты h. Полная работа выражается формулой (104), остающаяся — формулами (107) и (108). Она зависит от высоты подъема.

Табл. 10 и показывает эту зависимость.

ТАБЛИЦА 10

Относительная остающаяся работа сопротивления в процентах[1]

h	4	8	16	24
$h:h_1$	0,5	1	2	3
Относительная остающаяся работа (%)	91	74	41	20

Самый выгодный угол полета

По формулам (77) или (93) можем вычислить потерю работы от наклона в среде тяготения. По формуле (104) определяем соответствующую потерю от сопротивления атмосферы. Составив таблицу и определив сумму потерь, увидим, какой наклон сопровождается наименьшей потерей. Он и будет самым выгодным.

Но и без таблиц можно приблизительно определить наивыгоднейший угол наклона. Потеря от наклонного движения снаряда выражается (см. 93):

$$\frac{g}{j}\sin y \text{ в абсолютных единицах.} \tag{113}$$

Потеря от сопротивления атмосферы в абсолютных единицах будет:

$$Ag = \frac{F}{a} \cdot \frac{(j - g\sin y)}{\sin^2 y} \cdot d_1 h_1^2. \tag{114}$$

[1] Табл. 10 пришлось пересчитать ввиду того, что Циолковский в формуле (105) сделал ошибку; у него остающаяся относительная работа вышла зависящей от угла наклона, чего на деле нет. Из табл. 10 видим, что после пролета 4 *км* остается совершить еще 91% всей работы, а после пролета 24 *км* — 20%. *Прим. ред. Цандера.*

Работа ракеты равна (см. 104):

$$E_2 = 0{,}5 \cdot M_0 \cdot c_1{}^2 = 0{,}5 \cdot M_0 \cdot W^2 \left[\ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right)\right]^2 \text{ (см. 38).} \quad (115)$$

Поэтому обе потери в абсолютных единицах будут:

$$E_2 \cdot \frac{g}{j} \sin y + Ag = E_2 \cdot \frac{g}{j} \sin y + \frac{F}{a} \cdot d_1 h_1^2 \cdot \left(\frac{j - g \sin y}{\sin^2 y}\right) = Z. \quad (116)$$

Взяв производную этого выражения и прировняв ее нулю, получим уравнение, неудобное для решения относительно $\sin y$.

Однако выгоднейший угол невелик. Поэтому можем у второго члена пренебречь выражением $g \sin y$.

Тогда уравнение (116) превратится:

$$Z = E_2 \frac{g}{j} \cdot x + \frac{F}{a} \cdot d_1 \cdot h_1^2 \cdot \frac{j}{x^2}. \quad (117)$$

Здесь $\sin y = x$. Диференцируя это уравнение, приравнивая первую производную к нулю и определяя x, получим:

$$x = \sin y = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot F \cdot d_1 \cdot h_1^2 \cdot j^2}{a \cdot E_2 \cdot g}}. \quad (118)$$

С помощью (115):

$$\sin y = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot F \cdot d_1 \cdot h_1^2 j^2}{a \cdot M_0 W^2 \left[\ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right)\right]^2 \cdot g}}. \quad (119)$$

Отсюда видно, что выгодный угол y: 1) увеличивается с энергией взрывания j и поперечной площадью F ракеты, 2) уменьшается с увеличением полезности формы a и отношения массы снаряда к массе отброса $M'_1 : M_0$. На планете с большой тяжестью g он тоже уменьшается, и обратно. Положим в (119): $F = 2$; $d = 0{,}0013$; $h = 8000$; $j : g = 10$; $a = 100$; $M_0 = 10$; $W = 5000$.

Тогда вычислим

$$\sin y = 0{,}167 \text{ и } y = 9°35'.$$

При $j = 20$ получим $\sin y = 0{,}057$ и $y = 3°20'$.

Но при таких малых углах сопротивление атмосферы ввиду ее сферичности будет гораздо меньше. Значит и выгодный угол будет еще меньше.

Из формулы (117) найдем относительную потерю от обеих причин:

$$\frac{Z}{E_2} = \frac{g}{j} \cdot x + \frac{F \cdot d_1 \cdot j}{a \cdot E_2 \cdot x^2} \cdot h_1^2 = \frac{g}{j} x +$$

$$+ \frac{2 \cdot F d_1 j \cdot h_1^2}{a \cdot M_0 \cdot W^2 \left[\ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right)\right]^2 \cdot x^2}. \quad (120)$$

Покажем более простую формулу для определения процентной потери.

Разделив второй член на третий (в 120), узнаем, во сколько раз потеря от влияния тяжести более, чем потеря от сопротивления воздуха. Затем, исключив из этого отношения x с помощью (119), получим число 2. Из этого видно, что при наивыгоднейшем наклоне потеря от тяготения вдвое больше потери от сопротивления воздуха. Следовательно:

$$Z : E_2 = \frac{g}{j} \cdot x + \frac{g}{2j} x = \frac{3}{2} \cdot \frac{g}{j} x. \tag{121}$$

Так, при углах в 9 и 3° найдем полную потерю в 0,025 и в 0,0428, т. е. в 2,5 и 4,3%.

Из (121) и (119) выведем полную относительную потерю:

$$Z : E_2 = \sqrt[3]{\frac{27 \cdot F \cdot d_1 \cdot h_1^2 \cdot g^2}{2 \cdot a \cdot M_0 \cdot W^2 \left[\ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right)\right]^2 \cdot j}}. \tag{122}$$

Площадь подобно изменяющегося тела возрастает пропорционально квадрату его размеров, а объем и масса — кубу их. Следовательно, потеря уменьшается с увеличением размеров ракеты, а также с улучшением формы a снаряда и увеличением j или силы взрывания, только очень медленно. Если, например, j увеличится в 8 раз, то потеря уменьшится только вдвое. Весьма выгодно лететь при малом j, отчего, как видно, проиграем немного. При $j = 10$ $x = \sin y = 0{,}036$; $y = 2°10'$ и $Z : E_2 = 0{,}054$. Следовательно, угол очень мал, а потеря равна 5%. На деле она гораздо меньше от шарообразности Земли.

Положим в формулах $a = 50$ и, как раньше:

$$F = 2;\ d_1 = 0{,}0013;\ h_1 = 8000;\ M_0 = 10;\ W = 5000;$$

j будем давать различные значения.

Составим табл. 11.

При малом наклоне оказывается бывает необходимо и малое ускорение, что очень выгодно с технической стороны. Жаль, что потеря получается при этом наибольшая (до 14,6%).

Мы даем тут ускорение для снаряда от 1 до 200 $м/сек^2$, что соответствует от 0,1 до 20 по отношению к ускорению земного тяготения

Ускорение ракеты без тяжести j	1	2	3	4	5	6	7	8
$\sin y = x$	0,0097	0,0154	0,0204	0,0246	0,0292	0,0326	0,0356	0,0392
Угол y в градусах . . .	0,56	0,88	1,17	1,41	1,68	1,86	2,07	2,26
$Z : E_2$ = потеря в % . .	14,6	11,6	10,2	9,23	8,57	8,07	7,66	7,33

(10 $м/сек^2$). Если, например, ракета весит 10 $т$, то давление взрывчатых веществ изменяет наклон от 0,5 до 20°. Потеря энергии от тяжести и сопротивления атмосферы — от 15 до 2,5%. Кажется странным, что потеря меньше при больших наклонах; но это объясняется огромностью ускорения j. Потеря же при малых углах на самом деле еще меньше ввиду изгиба атмосферы на шаровой поверхности земли.

Если масса ракеты M_0 будет в 8 раз меньше, то по формулам (119) и (122) видно, что синусы углов и потери (см. таблицу) увеличатся вдвое. Так, при $j = 30$ угол будет около 11°, а потеря — около 9,5%.

По таблице и формуле (114) легко показать, что приближенные формулы не дают большей ошибки даже при $j = 1$. При большем j она гораздо меньше.

Тяжесть, сопротивление атмосферы и кривизна Земли

Из (101), (98), (97) и (100) получим в обыкновенных единицах:

$$dT = \frac{F \cdot d_1}{a \cdot g}(j - g \sin y)\, e^{-\frac{h}{h_1}} \cdot l\, d\, l. \tag{122_1}$$

Для плоской Земли имеем еще в помощь формулу (99)

$$l = h : \sin y.$$

Но для истинной формы Земли она применима только при не очень острых углах y. Для всяких углов легко найдем более точную формулу:

$$h = l \sin y + \frac{l^2}{2R} = l\left(\sin y + \frac{l}{2R}\right), \tag{123}$$

где R есть радиус Земли.

Отсюда можем вычислить:

$$l = -R \sin y \cdot \left(1 - \sqrt{1 + \frac{2h}{R \sin^2 y}}\right). \tag{124}$$

Положим:

$$\frac{2h}{R \sin^2 y} = X; \quad \sqrt{1 + X} = 1 + \frac{X}{2} - \frac{X^2}{8} + \frac{X^3}{16} \cdots \tag{125}$$

ТАБЛИЦА 11

9	10	15	20	25	30	40	50	60	80	100	200
0,0422	0,0453	0,059	0,072	0,083	0,094	0,114	0,133	0,150	0,182	0,211	0,333
2,43	2,60	3,41	4,16	4,75	5,41	6,55	7,66	8,66	10,50	12,16	19,50
7,05	6,80	,94	5,40	4,97	4,71	4,28	3,98	3,75	3,40	3,16	2,50

Ограничиваясь тремя членами, получим:

$$l = -R\sin y\cdot\left(-\frac{X}{2}+\frac{X^2}{8}\right)=\frac{h}{\sin y}-\frac{h^2}{2R\sin^3 y}=$$

$$=\frac{h}{\sin y}\left(1-\frac{h}{2R\sin^2 y}\right). \tag{126}$$

Решим задачу о работе сопротивления атмосферы в частном случае, когда полет горизонтален и $y=0$.

Тогда:

$$h=\frac{l^2}{2R} \quad \text{и} \quad l=\sqrt{2Rh}. \tag{127}$$

Далее из (102):

$$dT=\frac{Fd_1}{a\cdot g}\cdot j\cdot e^{-\frac{h}{h_1}}\cdot ldl=\frac{Fd_1}{a\cdot g}\cdot j\cdot e^{\frac{-l^2}{2Rh_1}}\cdot ldl. \tag{128}$$

Положим:

$$\frac{l^2}{2Rh_1}=u.$$

Тогда:

$$ldl=R\cdot h_1\cdot du, \tag{129}$$

и вместо (128):

$$dT=\frac{Fd_1}{a\cdot g}\cdot j\cdot R\cdot h_1 e^{-u}du=A\cdot e^{-u}\cdot du. \tag{130}$$

Интегрируя и определяя постоянное, найдем:

$$T=A\left(1-e^{-u}\right)=A\cdot\left(1-e^{-\frac{h}{h_1}}\right)=A\cdot\left(1-e^{-\frac{l^2}{2Rh_1}}\right). \tag{131}$$

Здесь:

$$A=\frac{F\cdot d_1}{a\cdot g}\cdot j\cdot R\cdot h_1. \tag{132}$$

Это выражение определяет и полную работу сопротивления атмосферы.

Для вертикального движения имели:

$$T=\frac{F\cdot(j-g)}{a\cdot g}\cdot d_1\cdot h_1^2. \tag{111}$$

При отвесном движении снаряда работа сопротивления атмосферы будет меньше во столько раз [(132) и (111)]:

$$\frac{j}{j-g}\cdot\frac{R}{h_1}. \tag{133}$$

Положим тут:

$$j=100;\ g=10;\ h_1=8000.$$

Тогда по (133) получим число 883, т. е. работа при горизонтальном движении чуть не в тысячу раз больше, чем та же работа сопротивления атмосферы при отвесном полете снаряда. Это объясняется тем, что снаряд с возрастающей скоростью должен пролетать очень плотные слои атмосферы. Итак, путь, близкий к горизонтальному, очень невыгоден: работа сопротивления поглотит огромную часть живой силы ракеты, которая не приобретет достаточной скорости. Мы видели, что работа отвесного сопротивления воздуха составляет, примерно, $^1/_{4000}$ часть кинетической энергии снаряда (при $M_0 = 10\ m$). Значит, горизонтальное сопротивление поглотит около $^1/_5$ доли (22,2%). По табл. 11 при наклоне в полградуса (0,56) потеря несколько меньше, именно — около 15% (14,6). Здесь только $^1/_3$ приходится на сопротивление т. е. 5%. Так мало потому, что ускорение по таблице в 100 раз меньше, чем мы приняли. Тут и потеря от влияния тяжести.

Из (132) видно, что T много зависит от j и что горизонтальные полеты выгодны при малом j. Так можем вычислить для разных j работу сопротивления атмосферы при горизонтальном движении снаряда. Положим попрежнему:

$$F = 2,\ a = 50;$$

тогда (см. 132):

$$T = 264\,800. \tag{134}$$

Работа ракеты будет из [(41) и (38)]:

$$E_2 = 0{,}5 \cdot M_0 \cdot W^2 \left[ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right)\right]^2. \tag{135}$$

Работа ракеты для одоления земной тяжести (11*кг*) при $M_0 = 10$ составит около $64 \cdot 10^6$. Это более сопротивления атмосферы в $240 : j$ раз.

Составим табл. 12.

ТАБЛИЦА 12

Сила взрыва j	1	2	5	10	20	30	50	100
Потеря в %	0,42	0,83	2,1	4,2	8,3	12,5	20,8	41,7

Даже при ускорении $j = 5$, т. е. вполовину земного ускорения ($g = 10$) — потеря около 2%.

Подъем, посещение планет и спуск на Землю

Положим, что ракета поднялась на некоторую высоту, потеряв всю скорость при отвесном полете. Под влиянием тяготения она будет падать обратно, приобретет значительную скорость и разобьется о землю, несмотря на тормозящее действие атмосферы. Даже одно тормозящее действие последней может разрушить снаряд или убить находящийся в нем организм. Но если мы вообразим, что у ракеты после поднятия остался запас взрывчатого вещества и она употребила его с тем, чтобы замедлить скорость своего падения совершенно в том же порядке, как она эту скорость увеличивала, поднимаясь с Земли, то спуск совершится благополучно, и у самой поверхности планеты снаряд остановится, т. е. спокойно спустится на Землю.

Если для поднятия количество взрывчатых веществ должно превышать в K_1 раз вес ракеты со всем содержимым, то и для благополучного спуска нужен запас, равный массе ракеты, умноженной на K_1. Для одного поднятия массы ракеты со взрывчатым веществом будет:

$$M_0 + M_0 \cdot K_1 = M_0(1 + K_1). \quad (136)$$

Для спокойного спуска требуется еще запас взрывчатых веществ, в K_1 раз больший этой массы (136), т. е.

$$M_0(1 + K_1) K_1. \quad (136_1)$$

Вместе с ракетой и первым запасом (136) это составит:

$$M_0(1 + K_1) K_1 + M_0(1 + K_1) = M_0(1 + K_1)^2. \quad (136_2)$$

Масса одного запаса будет:

$$M_0(1 + K_1)^2 - M_0 = M_0[(1 + K_1)^2 - 1]. \quad (137)$$

Если, например, $M_0 = 1$, $K_1 = 9$, то запас будет 99, т. е. вес его в 99 раз больше ракеты с содержимым (кроме взрывчатых веществ). Такой обильный запас едва ли осуществим. Еще труднее дело, когда мы пожелаем подняться с Земли, спуститься на какую-либо чуждую планету (находящуюся, положим, на орбите Земли), подняться с нее и возвратиться домой.

Другое дело, если поднятие снаряда невелико и потому K_1 есть малая дробь. Тогда запас, приблизительно, будет равен:

$$M_0 \cdot 2 \cdot K_1$$

(см. 137). Значит, тогда запас только удваивается.

Но поднятие на незначительную высоту не имеет космического значения.

Поднятие с Земли и спуск на чужую планету на земной орбите (такой нет: это допущение) требует запаса:

$$M_0 \cdot [(1 + K_1) \cdot (1 + K_2) - 1]. \quad (138)$$

Здесь K_2 означает относительное количество взрывчатых веществ, потребное для поднятия или спуска на чуждую планету.

Если на этой планете мы не можем сделать запаса взрывчатых веществ, а, между тем, хотим улететь с планеты и возвратиться на Землю, то мы с нее заранее должны взять запас:

$$M_0[(1 + K_1)^2 \cdot (1 + K_2)^2 - 1]. \quad (139)$$

Допуская, что планета по массе и объему аналогична Земле, найдем запас равным:

$$M_0[1 + K_1)^4 - 1]. \quad (140)$$

Положим тут $K_1 = 9$ и $M_0 = 1$. Тогда запас будет 9999, т. е. совершенно неосуществимый. Это примерно соответствует Венере. Еще менее осуществимо путешествие на Юпитер и другие массивные планеты, ибо для них K_2 громадно. Напротив, путешествие на астероиды, особенно на маленькие, достижимее, так как K_2 можно считать нулевым. Тогда путь на любой из них (опять предполагая их на орбите Земли) и возвращение на Землю требуют запаса по формуле (137).

Посещая разные планеты, не имея при этом возможности на них делать запасы и возвращаясь на Землю, мы, вообще, должны делать такой запас:

$$M_0 [(1+K_1)^2 \cdot (1+K_2)^2 \cdot (1+K_3)^2 \cdot (1+K_n)^2 - 1]; \qquad (141)$$

Если n есть число планет (считая и Землю), то при равенстве их с Землей, получим запас:

$$[(1+K_1)^{2n} - 1] \cdot M_0. \qquad (142)$$

Очевидно, такое последовательное посещение планет еще менее возможно.

Горизонтальное движение снаряда в равноплотной атмосфере при наклоне его длинной оси

Мы полагали [(83) и ранее], что ракета должна двигаться в воздухе, как по рельсам, т. е. что сопротивление атмосферы помешает ей значительно уклоняться от пути, обусловленного взрывающими силами и силой тяготения. Сейчас мы это подтвердим.

Положим, что ракета двигается горизонтально с секундной скоростью c, причем длинная ось ее отклонена на некоторый угол ξ к горизонту. Тогда отвесное давление на нее R_y будет, согласно известным законам сопротивления жидкой среды:

$$R_y = \frac{d}{g} F_h \cdot K_1 \sin \xi \cdot c^2. \qquad (143)$$

Здесь F_h есть горизонтальная проекция ракеты, а K_1 — коэфициент сопротивления.

Если ракета движется горизонтально, то, значит, она не падает, и давление на нее снизу R_y равно весу M_0 ракеты. Тогда из (143) найдем:

$$\sin \xi = \frac{M_0 g}{d \cdot F_h \cdot K_1 \cdot c^2}. \qquad (144)$$

Положим, например: $M_0 = 1$; $g = 10$; $d = 0{,}0013$; $c = 100$; $F_h = 20$; $K_1 = 1$.

Теперь вычислим:

$$\sin \xi = 0{,}0385 \quad \text{и} \quad \xi = 2{,}2°.$$

При M_0 в 10 раз большем и ξ будет почти в 10 раз больше. При c в 10 раз большем наклон уменьшается в 100 раз, т. е. делается незаметно малым.

Попытаемся определить работу сопротивления атмосферы при ускоренном и горизонтальном движении ракеты. Сферичность земли уменьшает эту работу. Горизонтальное давление R_x от сопротивления воздуха будет:

$$R_x = R_y \sin \xi = M_0 \sin \xi = \frac{M_0^2 \cdot g}{d \cdot F_h K_1 \cdot c^2}. \tag{145}$$

Следовательно, элемент работы составит:

$$dT = R_x dl, \tag{146}$$

где l есть длина пройденного пути.

Можно считать d постоянной и только c — переменной.

$$c = \sqrt{2j \cdot l}; \tag{147}$$

j есть секундное ускорение ракеты. Теперь из (147), (146) и (145) получим:

$$dT = \frac{M_0^2 \cdot g \cdot dl}{2\,d \cdot F_h \cdot K_1 \cdot j \cdot l}. \tag{148}$$

Интегрируя и определяя постоянное, найдем:

$$T = A \cdot \ln\left(\frac{l}{l_1}\right), \tag{149}$$

где:

$$A = \frac{M_0^2 \cdot g}{2\,d \cdot F_h \cdot K_1 \cdot j}. \tag{150}$$

Если считать работу с начала пути, с нулевой скорости, то такая работа теоретически беспредельна. Она становится небольшой, когда ракета прошла по рельсам часть пути l, приобретя уже некоторую скорость. В равноплотной среде работа, хотя и медленно, но возрастает беспредельно. Положим, в (150):

$$M_0 = 1;\ g = 10;\ F_h = 20;\ K_1 = 1;\ j = 10.$$

Тогда $A = 19{,}2$ и

$$T = 19{,}2 \cdot \ln\left(\frac{l}{l_1}\right). \tag{151}$$

Пусть после 10 *км* пути снаряд пролетит всего 1000 *км*. Тогда

$$T = 19{,}2 \cdot \ln 100 = 88{,}3.$$

Если же снаряд пройдет предварительно 1 *км*, то $T = 132{,}5$.

Значит, на удержание от падения работа идет сравнительно ничтожная.

Можно выразить эту работу в зависимости от приобретенной снарядом скорости c. Имеем из (147) и (149):

$$l = \frac{c^2}{2j} \quad \text{и} \quad T = A \cdot \ln\left(\frac{c^2}{c^2_1}\right). \tag{152}$$

Так, если ракета начала полет со скоростью 100 *м/сек*, а кончила со скоростью 10 000 *м/сек*, то

$$T = 19{,}2 \cdot \ln\,(100^2) = 176{,}6.$$

Это уже космическая скорость, почти освобождающая от тяготения земли, а работа все-таки незначительна. Если полет начался со скоростью 10 *м/сек*, то

$$T = 19{,}2 \cdot \ln\,(1000^2) = 265.$$

Разница в работе от этого, оказывается, невелика. Соответственный путь l вычислим по (147). Именно:

$$l = \frac{c^2}{2j} = 5 \cdot 10^6 \text{ м}, \tag{147}$$

или 5000 *км*. (Надо помнить, что в этих вычислениях мы не принимаем в расчет лобовое сопротивление.) Но при таком длинном пути, хотя вначале и горизонтальном, ракета значительно удаляется от земной поверхности и попадает сначала в разреженый воздух, а потом в пустоту. В мало разреженном воздухе работа будет громадна вследствие сильного наклона снаряда, а в более разреженном — даже равновесие невозможно, тем более невозможно оно в пустоте. Работа равновесия становится нелепой величиной.

Можно придерживаться постоянного слоя воздуха до скорости в 8 *км/сек*, после чего центробежная сила совсем уничтожает тяжесть. Наклон уничтожается, и работа поддержания тяжести исчезает. Вообще работа при круговом движении от влияния центробежной силы меньше вычисленной. Но тут является другое затруднение. При движении в плотной среде работа лобового сопротивления атмосферы, даже и при острой форме снаряда, становится невыгодно велика. Кроме того, после приобретения скорости в 8 *км/сек*, еще ведь нужно выбраться по касательной или восходящей кривой из атмосферы, что опять требует много работы. Наши расчеты сейчас показали только, что работа поддержания веса очень мала, но мы не доказываем, что путь в равноплотном воздухе самый выгодный.

Горизонтальное движение снаряда, если наклона его длинной оси нет

Снаряд двигается по направлению тяжести.

Падение, или, вернее, секундная скорость падения будет:

$$c_y = c \cdot \sin \xi = \frac{M_0 \cdot g}{d \cdot F_h K_1 \cdot c}. \tag{165}$$

Опять предполагается полет ракеты горизонтальным. Под ξ тут нужно подразумевать малый угол отклонения снаряда от его горизонтального движения вследствие тяжести и сопротивления воздуха. Положим, например $M_0 = 1$; $g = 10$; $d = 0{,}00037$ (на высоте 10 *км*); $F_h = 20$; $K_1 = 1$; $c = 2260$; $h = 10\,000$. Тогда $c_y = 0{,}6$, т. е. 60 *см/сек.*

Если снаряд движется по касательной к Земле, то с одной стороны он удаляется от Земли с известной скоростью, с другой,— падает или приближается к поверхности Земли в зависимости от своей поступательной скорости и плотности среды. Падение выражается формулой (165). Исключив из нее d и c (см. 97, 127 и 147), получим:

$$c_y = \frac{M_0 \cdot g \cdot e^{\frac{h}{h_1}}}{d_1 \cdot F_h \cdot K_1 \sqrt{2j} \cdot \sqrt[4]{\overline{D}h}}. \tag{166}$$

Скорость же поднятия при движении по касательной вычислим следующим образом. Имеем:

$$l = \frac{j}{2} \cdot t^2, \tag{167}$$

где t — время, а $\overline{D}$ — диаметр Земли. Имеем еще:

$$h = l^2 : \overline{D}.$$

Следовательно,

$$h = \frac{j^2 \cdot t^4}{4\overline{D}}.$$

Отсюда, диференцируя, найдем:

$$\frac{dh}{dt} = \frac{j^2}{\overline{D}} \cdot t^3 = \sqrt[4]{\frac{64}{\overline{D}}} \cdot \sqrt{j} \cdot h^{3/4}. \tag{168}$$

Теперь мы имеем возможность дать табл. 13.

Полет приблизительно совершается по касательной к Земле. От этого происходит удаление от шаровой поверхности (4 графа). Сначала это удаление почти незаметно. Так, по истечении 10 сек., когда уже пройдено 0,5 *км*, оно составляет только 2 *см*. Скорость (5 графа) удаления по истечении 10 сек. составляет 8 *мм/сек.* Но уже через 50 сек., когда пройдено более 12 *км* и снаряд поднялся на 12 *м*, скорость более 0,5 *м/сек* (55 *см/сек*). Она уже в этом случае немного не достигает скорости падения (7 графа). Примерно, вскоре после 50 сек. последняя скорость становится незаметной в сравнении с удалением от шаровой поверхности. Так, по истечении 200 сек., когда снаряд поднялся уже на высоту 3 *км* и приобрел скорость в 2 *км*, пролетев по касательной 200 *км*, скорость поднятия превышает скорость падения (она ограничена сопротивлением воздуха) в 127 раз. Но далее она повышается, сравнивается со скоростью поднятия и, наконец, ее превышает, потому

Время полета ракеты в секундах . .	10	20	50	100	200	400	1 000
Скорость в *м/сек* при $j = 10$	100	200	500	1 000	2 000	4 000	10 000
l — длина пути *км*	0,5	2	12,5	50	200	800	5 000
Высота $h = l^2 : \overline{D}$ (приблизительно) *м* . .	0,02	0,32	12,3	197	3 150	50 400	1 970 000
$\frac{dh}{dt}$ — скорость поднятия в секундах . .	0,008	0,064	0,554	4,43	35,5	283	4 430
Плотность воздуха d	—	—	—	0,0013	0,000878	Близко к нулю	
Скорость падения от тяжести и сопротивления воздуха *м/сек*	3,85	1,92	0,77	0,385	0,280	53	$4{,}10^{109}$
$d_1 : d$	1	1	1	1	1,48	550	10^{109}

что атмосфера разрежается и в пустоте нужна бесконечная скорость, чтобы получить давление или сопротивление среды, равное весу ракеты. Там уже тело будет падать только от действия силы тяжести. Короче, тогда мы можем совершенно игнорировать сопротивление воздуха, которого в пустоте нет,

Что же выходит? Примерно с минуту ракета уклоняется вниз от горизонтали; после этого полет становится параллельным к Земле; затем начинается удаление от земной поверхности, и полет все более и более приближается к касательной прямой. Тяжесть как бы не влияет на снаряд, он движется будто по рельсам. Но по истечении, примерно, 4 мин. (265 сек.) воздух настолько разрежается, что рельсы как бы устраняются, и снаряд летит уже под влиянием силы земной тяжести, которая входит в свои права; но тогда уже корабль поднялся на высоту 10 *км*, пролетел 351 *км* и приобрел скорость более 2 *км/сек*.

Значит, некоторая, более плотная, часть атмосферы облегчает путь снаряда, так как на этом протяжении дает ему рельсы, что уменьшает работу, если не считать лобового сопротивления аппарата. Мы допустили ускорение ракеты равным земному (10 *м/сек*^{2}). Увеличение давления j на снаряд сделает уклонение от касательной еще менее значительным, т. е. укрепит „рельсы“. Можно точно определить кривую полета, но и так уже дано много формул. Неудобство такого касательного к Земле полета состоит в том, что полет надо начинать с высоты: с башен или крутых гор, так как в первые секунды будет понижение ракеты.

При $j = 10$, как видно из таблицы, средняя скорость падения от тяжести и сопротивления воздуха не может превышать 4 *м/сек*, если начало полета считать от скорости в 100 *м/сек*. Таким образом в 40—50 сек. полета снаряд спустится гораздо меньше, чем на 200 *м*. Вернее — на 100 *м*. После этого полет уже будет параллелен поверхности Земли, а еще далее — начнется удаление от нее. Итак, при умеренном действии ($j = 10$) взрывчатых веществ полет должен начаться с башни высотою в 100 *м* или с такой же горы, но при крутом обрыве в 45°. При большем j и требуемая высота будет меньше и уклон положе. Эта зависимость обратно пропорциональна. Если сначала двигаться по горизонтальной плоскости и при этом приобрести скорость, несколько большую 500 *м/сек*, то совсем не потребуется возвышения, так как падение не будет превышать удаления, происходящего от шаровидности Земли.

Подъем в атмосфере по восходящей линии

Касательный полет выгоден тем, что позволяет употреблять очень малую степень взрывающей силы j. В техническом отношении, особенно при первых опытах, это очень важное преимущество. Но в отношении экономии энергии, идущей на преодоление сопротивления воздуха, лучше полет наклонный к горизонту. Хотя, чем больше наклон, тем поневоле приходится употреблять бóльшую взрывающую силу j, так как этот полет подобен поднятию на гору.

Мы уже разобрали его ранее (83) в отношении сопротивления воздуха. Теперь мы можем прибавить, что были правы, предполагая ничтожное уклонение от падения благодаря сопротивлению атмосферы.

Мы видели, что крутой подъем невыгоден, особенно отвесный [1]. Тут мы предполагаем малонаклонный полет в атмосфере. Он имеет много выгод. Во-первых, потеря равняется потере при восхождении на гору, отчего потеря энергии еще уменьшается. На большой же высоте, где воздух не может служить опорой, действие взрывчатых веществ может быть нормально радиусу земли благодаря чему, как мы доказали, потери энергии совсем нет. Во-вторых, можно употребить малую силу взрывания j. В-третьих, можно воспользоваться горами, чтобы сообщить достаточную подготовительную скорость снаряду, как мы видели, очень полезную, ибо тогда можно избежать падения, в особенности, если наклон пути достаточно велик. В-четвертых, некоторая степень наклона пути сильно уменьшает расход энергии на одоление лобового сопротивления атмосферы. (Сравнительно с касательным или горизонтальным полетом.) Наконец, при малой силе взрывания ра-

[1] Но для случая, в котором ракета летит с наиболее выгодной скоростью и с тем ускорением, которое требуется для этого, проф. Оберт (Германия) приходит к заключению, что если применяемое ускорение неограниченно, то как раз наиболее выгодным является отвесный подъем. См. книгу Oberth, Wege zur Raumschiffahrt. *Прим. ред. Цандера.*

кету и все ее части не надо делать особенно массивными. Также и для безопасности человека не нужно предохранительных средств.

При наклонном восходящем движении ракеты удаление h от шаровой поверхности Земли зависит от двух причин — от угла наклона и от сферичности планеты:
первое равно:

$$h = l \sin y, \tag{169}$$

а второе:

$$h_2 = l^2 : \overline{D}. \tag{170}$$

Отсюда:

$$h_1 + h_2 = l \sin y + \frac{l^2}{\overline{D}} = l\left(\sin y + \frac{l}{\overline{D}}\right). \tag{171}$$

Падение выразится известными нам формулами (165) и (166). Но под углом ξ в них надо подразумевать другой угол, выражающий отклонение, зависящее исключительно от сопротивления атмосферы и поступательной скорости полета. Этот угол ξ вообще чрезвычайно мал.

При восходящем движении, хотя и по малому уклону y, сила взрывания j не может быть как угодно мала. Ее минимальная величина определяется уравнением:

$$j = g \cdot \sin y. \tag{172}$$

И при этом ракета будет стоять на горе (воздух). Ускорения еще не будет, а будет сильное падение. Нужно и выгодно, чтобы j значительно превышало эту величину. Даем тут наименьшие j в зависимости от угла наклона y и силы тяжести g (табл. 14).

ТАБЛИЦА 14

y в градусах	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
j *м/сек*^{2} .	0,175	0,349	0,523	0,698	0,872	1,05	1,22	1,39	1,56	1,74
j, увеличенное в 10 раз	1,75	3,49	5,23	6,98	8,72	10,5	12,2	13,9	15,6	17,4

Отсюда видно, что j, увеличенное в 10 раз, даже при 10° наклона только в 1,7 раза больше ускорения земной тяжести (10 *м/сек*^{2}). Но и при этом наклоне и меньшем, очевидно, можно ограничиться несравненно более слабой взрывающей силой, примерно, до 0,1 силы тяжести. Это же имеет громадные технические выгоды, так как позволит начать полеты даже при современном состоянии техники.

Для поднятия при наклонном движении снаряда мы нашли формулу (171).

Скорость подъема, пренебрегаем пока шаровидностью Земли, будет: $-c\sin\xi$.

С другой стороны, скорость падения определяется формулой (165). Приравнивая падение подъему, найдем уравнение, из которого получим:

$$\sin\xi = \frac{M_0 \cdot g}{d \cdot F_h \cdot K_1 \cdot c^2}. \tag{173}$$

При этом угле начальное движение будет горизонтальным. Если, например, $M_0 = 1$; $g = 10$; $F_h = 20$; $K_1 = 1$; $c = 100$, то $\sin\xi = 0{,}0385$, а угол $\xi = 2°,2$. При скорости в 200 *м* угол будет близок к 0,5°.

Итак, вполне возможно избежать падения даже при очень малом угле наклона, лишь была бы достаточная начальная скорость. Но она может быть гораздо меньше, если угол наклона будет больше. Так, если угол дойдет до 8°, то скорости в 50 *м/сек* уже будет довольно.

Двигатель и его расход горючего

Мощность двигателя на 1 *т* веса ракеты

Даем в табл. 15 мощность двигателя на 1 *т* ракеты при различных скоростях и ускорениях; мощность приближенно выражена в тысячах метрических сил (100 *кгм/сек*); скорость ракеты c_1 — в *км/сек* в разные моменты движения.

Выходит, что мощность однотонной ракеты, при наименьшем ускорении (и, конечно, малом угле наклона) изменяется от 100 до 11 000 метрических сил.

Если ракета дает 100 *кг* на мотор, то вначале мощность будет близка к аэропланным двигателям (100 метрических сил), и только при достижении крайней космической скорости увеличивается в 110 раз.

С первого взгляда это устрашает, но не забудем, что имеем дело с реактивными (или ракетными) двигателями.

Расход горючего при разной взрывной силе; окончательная скорость и время взрывания как функция запаса взрывчатых веществ

Задача состоит в том, чтобы взрывать в трубе ежесекундно определенное и неизменное количество взрывчатых веществ. Сейчас мы покажем на примере и в таблице, что оно совсем невелико. Например, для однотонной ракеты при достижении ею космической скорости 8 *км/сек* довольно 4 *т* взрывчатых материалов. Время взрывания для получения этой скорости будет 8000 сек., если средняя величина взрывающей силы равна 1 (0,1 силы тяжести).

Значит, в секунду придется, в среднем, взрывать 0,5 *кг* взрывчатого вещества. Что же здесь недостижимого? Если бы взрывающая сила была даже в десять раз больше (при большем наклоне), и то пришлось бы взрывать в секунду 5 *кг*. И это возможно.

Табл. 16 покажет нам приблизительно среднее количество взрывчатых материалов, употребляемых в секунду при разной взрывающей силе j. Вес ракеты составляет 1 *т*.

ТАБЛИЦА 15

	c_1 *км/сек*	0,1	0,2	0,3	0,5	1	2	5	8	11
Ускорение j ракеты в $м/сек^2$ или взрывающая сила	1	0,1	0,2	0,3	0,5	1	2	5	8	11
	2	0,2	0,4	0,6	1	2	4	10	16	22
	3	0,3	0,6	0,9	1,5	3	6	15	24	33
	5	0,5	1	1,5	2,5	5	10	25	40	65
	10	1	2	3	5	10	20	50	80	110
	20	2	4	6	10	20	40	100	160	220
	30	3	6	9	15	30	60	150	240	330
	50	5	10	15	25	50	100	250	400	550
	100	10	20	30	50	100	200	500	800	1100

Второй космической скорости довольно, чтобы сделаться спутником земли, конечно, вне атмосферы. Третьей — достаточно для одоления земной тяжести и блуждания по земной орбите. И тут секундное взрывание меньше 1 *кг*. Последней скорости довольно для вечного удаления от нашей солнечной системы и блуждания в Млечном пути со скоростью, не меньшей скорости пушечного снаряда. Даже и тут секундный расход меньше 2 *кг*. Время взрывания продолжается от 1 до 5 час. Все это при силе взрывания j, в 10 раз меньшей земной тяжести. При большей силе j пропорционально увеличивается секундный расход взрывчатых веществ и уменьшается время взрывания. Увеличение массы ракеты также сопровождается пропорциональным возрастанием секундного расхода, время же взрывания тут не изменяется. Кажется сначала странным, что работа ракетного мотора прогрессивно (со скоростью снаряда) возрастает, между тем как секундное количество израсходованного взрывчатого материала не увеличивается. Дело в том, что взрывчатое вещество, еще не взорванное, уже имеет энергию, тем бо́льшую, чем больше скорость несущегося корабля. Поэтому оно и выделяет ее в большем количестве, чем это следует по его потенциальной химической энергии.

ТАБЛИЦА 16

Запас взрывчатых веществ, в *т*	1	4	9	30
Окончательная скорость, в *м/сек*	3 465	8 045	11 515	17 170
Время взрывания, в секундах	3 465	8 045	11 515	17 170
Время, в часах	0,96	2,23	3,2	4,8
Количество взрывающих веществ в *кг/сек* $j=1$	0,29	0,5	0,78	1,75
То же, но $j=5$	1,45	2,5	3,9	8,75
То же, но $j=10$	2,9	5	7,8	17,5

Выводы

Из всего изложенного можем сделать следующее заключение. Полет выгодно начать в горах, на возможно большей высоте. На горах должна быть выровнена дорога, с наклоном не более 10—20°. На автомобиль ставится ракета, которая приобретает от него скорость от 40 до 100 *м/сек*. Затем снаряд восходящим путем летит самостоятельно, развивая сзади давление взрыванием веществ. Наклон снаряда по мере увеличения его скорости уменьшается, и полет приближается к горизонтальному. По выходе же из атмосферы и некотором удалении от всяких ее следов полет становится параллельным земной поверхности, т. е. круговым. Ускорение j должно иметь наименьшую величину, примерно, от 1 до 10 *м/сек*^{2}. Расход на сопротивление воздуха окажется минимальным. Влияние тяжести также почти уничтожается (в отношении потери энергии). Первая скорость приобретается автомобилем, аэропланом или каким-угодно прибором: сухопутным, водным или воздушным. Полет не в очень разреженной атмосфере может происходить энергией топлива, сжигаемого кислородом из атмосферы. Это сэкономит запасы топлива в 9 раз (идеальное число, когда запасается один чистый водород). Если ракета в воздухе еще не приобрела космической скорости, освобождающей ее от тяготения Земли, то в очень разреженных воздушных слоях кислородом атмосферы пользоваться уже нельзя.

Поэтому тут пускается в ход запасный жидкий кислород или непрочное (по возможности, эндогенное) его соединение с другими газами (например, с азотом). Тогда недополученная скорость доводится до космической.

Земная подготовительная ракета

Назначение ракеты. Площадка для разбега. Полотно. Мотор. Сопротивление воздуха. Трение

Мы видели, что ракета еще на Земле должна приобрести некоторую скорость, чтобы сразу лететь горизонтально или наклонно восходящим путем. Чем больше будет полученная от разбега скорость, тем лучше. Желательно, чтобы снаряд не тратил при этом своей запасной энергии в образе взрывчатых веществ. А это возможно только в том случае, если наша ракета будет приведена в движение посторонней силой: автомобилем, пароходом, локомотивом, аэропланом, дирижаблем, газовой или электромагнитной пушкой и пр. Известные существующие способы не могут дать скорости больше 100—200 *м/сек*, так как ни колеса ни воздушные винты не могут без разрыва вращаться быстрее. Скорость их по окружности можно довести до 200 *м/сек* * — не более. Значит эту скорость (720 *км/час*) не могут превзойти обычные орудия передвижения. Для начала, пожалуй, и этого много. Но мы будем стремиться сообщить ракете возможно большую предварительную скорость, чтобы она сберегла свой запас взрывчатого материала для дальнейшего полета, когда она уже оставит свой твердый путь. Отсюда видно, что для приобретения снарядом скорости, большей 200 *м/сек*, нужны особые приспособления. Газовые и электромагнитные пушки на первое время мы должны отвергнуть как сооружения чересчур дорогие, многомиллионные, вследствие их большой длины. В коротких же относительная тяжесть (толчок) все убьет и изломает. Самый простой и дешевый в этом случае прием — ракетный, реактивный. Мы хотим сказать, что наша космическая ракета должна быть поставлена на другую — земную, или вложена в нее. Земная ракета, не отрываясь от почвы, сообщит ей желаемый разбег. Для земной ракеты нужен плоский прямолинейный, наклонно восходящий путь.

Воздушные винты невозможны и ненужны. Их тяга заменяется задним давлением взрывающихся в трубе газов. Колеса

---

* Но в технике, например, центробежных нагнетателей для авиационных двигателей и в быстроходных турбинах применяют уже бо́льшие скорости: до 400 *м/сек*. *Прим. ред. Цандера.*

для облегчения трения негодны. Земная ракета двигается, как сани.

Трение твердых тел представляет довольно значительное сопротивление, даже если облегчается смазкой. Например, коэфициент трения для железа по сухому чугуну или бронзе (и обратно) составляет около 0,2. Это значит, что снаряд весом в 1 *т* приводится в движение на горизонтальной плоскости силою, не меньшей 0,2 *т* или 200 *кг*. Такова величина трения для давлений, не превышающих 8—10 *кг/см*^{2} трущейся поверхности.

Замечательно, что коэфициент трения с увеличением скорости трущихся тел уменьшается раза в 4 и более (в узких пределах опыта). При обыкновенном давлении, не нарушающем указанные пределы, и при обильной смазке коэфициент трения тех же тел может уменьшится в 5—10 раз. Смачивание трущихся поверхностей водой уменьшает трение раза в два. Коэфициент трения металла по льду и снегу (и обратно) доходит до 0,02, т. е. в 10 раз меньше трения сухих разнородных металлов и сравнивается, значит, с величиною трения при обильной смазке. Итак, если ракета двигается по льду или ровному и обильно смазанному металлическому полотну, то нет неодолимых препятствий для быстрого движения без колес. Если, например, на снаряд производится давление газов, равное его весу ($j = 10$), то на трение теряется только от 20 до 2%, всей затраченной на движение земной ракеты энергии. При ускорении в 5 *м/сек*^{2} ($j = 5$) затрата будет от 40 до 4%. Если $j = 1$, то затрата уже составит от 200 до 40%, что нетерпимо.

Впрочем, я знаю способы сводить трение почти к нулю, но об этом поговорим в другой книге. [1]

Мы приходим к мысли о земной ракете, двигающейся по обыкновенным, но гладким и строго прямолинейным рельсам, обильно смазывающимся выпирающим из полозьев машины салом, маслом или льдом. Последнее возможно только в холодное время года, или на высоких горах, где температура ниже нуля.

Форма земной ракеты должна быть легкообтекаема воздухом. Чем она будет продолговатей, тем легче ракета будет рассекать среду, если не считать трения воздуха о стенки земной ракеты. При ее продолговатости в 100 или 200 (т. е. когда длина во столько раз превышает наибольший поперечник снаряда), можно даже принимать в расчет одно трение. Ввиду, как увидим, очень длинного пути, необходимого для разбега снаряда, он и сам может быть очень длинен — места хватит.

Особые вычисления и соображения, которые мы тут не приводим, показывают, что величина трения не может превышать числа:

$$\frac{dFV}{2g}, \tag{174}$$

---

[1] См. работу „Сопротивление воздуха и скорый поезд", 1927 г.

какова бы ни была скорость трущейся поверхности. Из формулы видим, что это предельное трение пропорционально трущейся площади F, плотности газа d и скорости движения его молекул V. Такой вывод позволяет сравнивать газы при огромных скоростях с твердыми телами, так как и у последних трение не очень зависит от скорости трущегося тела. Преобразованием формулы (174) не трудно доказать, что для „постоянных" газов и неизменного внешнего давления это предельное трение пропорционально квадратному корню из молекулярного веса газа и обратно пропорционально квадратному корню из температуры газа. Значит, например, при атмосферном давлении нагретый водород дает меньше трения, чем холодный воздух. Напротив, холодный углекислый газ представляет большее сопротивление, чем нагретый воздух.

При одной же плотности газов вывод будет обратный, т. е. газы с малым молекулярным весом и нагретые дают больший коэфициент трения. Укажем о пределах.

По формуле (174) для обычного воздуха на 1 *м*² найдем предельное трение близким к 0,011.

Другие соображения дают для величины трения формулу:

$$R = \frac{s \cdot l \cdot b}{2\,g}\, d \cdot c. \tag{175}$$

Значит, коэфициент трения пропорционален плотности газа d, скорости снаряда и толщине s воздуха, прилипшего к 1 *м*² тела, движущегося со скоростью 1 *м/сек*. Но, к сожалению, эта формула верна только тогда, когда скорость снаряда имеет столько метров, сколько он сам имеет метров длины. Следовательно, в этой формуле мы должны положить $l = c$. Тогда получим:

$$R = \frac{s}{2\,g} l^2 \cdot b \cdot d = \frac{s}{2\,g} c^2 \cdot b \cdot d\,. \tag{176}$$

Положим тут: $2g = 20$; $b = 3$; $d = 0{,}0013$; кроме того, мне из личных опытов известно, что $s = 0{,}01$ (1 *см*). Тогда найдем:

$$R = 195 \cdot 10^{-8} \,.\, c^2 = 195 \cdot 10^{-8}\,. \tag{177}$$

Допустим еще, что вес всего снаряда в тоннах выражается числом l. Тогда составим табл. 17 для разных ускорений j и разных скоростей снаряда.

Видим, что даже при скорости в 5 *км/сек* и ускорении земной ракеты в 0,1 тяжести ($j = 1$) потеря не превышает 10%. Но тут большое неудобство: ракета должна иметь в длину до 5 *км*. При малых скоростях и малых длинах снаряда поглощается незаметный процент работы. Но тут тупой снаряд даст значительное сопротивление от работы раздвигания воздуха.

Длина земной ракеты не должна превосходить 100 *м*, в противном случае ракета будет иметь большую массу и стоимость,

ТАБЛИЦА 17

Длина, вес и скорость земной ракеты в *м*, *т* и *м/сек*	1	10	100	500	1 000	1 500	2 000	3 000	5 000
Величина трения в *кг*	0,002	0,2	20	500	2 000	4 500	8 000	18 000	50 000
Сопротивление по отношению к давлению на снаряд в процентах при $j=10$	0,0002	0,002	0,02	0,1	0,2	0,3	0,4	0,6	1
То же, при $j=1$	0,002	0,02	0,2	1	2	3	4	6	10
То же, при $j=4$	0,0005	0,005	0,05	0,25	0,5	0,75	1	1,5	2,5

да и абсолютная работа, необходимая для придания ей скорости и одоления сопротивления воздуха, будет велика. Значит, надо много взрывчатых веществ и затрат на них. Если ракета будет короче, чем в таблице, в $\frac{c}{l}$ раз, то каждая частица воздуха будет подвергаться смещению более короткое время, чем в том случае когда скорость снаряда численно равна длине его Время уменьшится в $\left(\frac{c}{l}\right)$ раз.

Толщина s увлекаемого слоя воздуха уменьшится не пропорционально, а примерно, в $\left[1+\ln\left(\frac{c}{l}\right)\right]$ раз. Во столько же раз уменьшится и сопротивление воздуха. Таким образом вместо формулы (176) получим более точную, пригодную для всяких длин земной ракеты, а именно:

$$R=\frac{s\cdot l}{2g}\cdot b\cdot d\cdot c:\left[1+\ln\left(\frac{c}{l}\right)\right]. \tag{178}$$

Положим длину ракеты постоянной и равной 100 *м*. Скорости же различны. Тогда получим табл. 18.

ТАБЛИЦА 18

c в *м*	100	200	300	400	500	700	1 000	2 000	3 000	4 000
$\frac{c}{l}$	1	2	3	4	5	7	10	20	30	40
$\ln\left(\frac{c}{l}\right)$ . . .	0	0,69	1,10	1,39	1,61	1,95	2,30	3,00	3,40	3,69
$\left[\ln\left(\frac{c}{l}\right)+1\right]$	1	1,69	2,10	2,39	2,61	2,95	3,30	4,00	4,40	4,69

Последняя графа показывает, во сколько раз уменьшается толщина прилипшего слоя газа и сопротивление от трения в зависимости от изменения длины (2-я строка).

Пусть в формуле (178) $s = 0{,}01$; $l = 100$; $b = 3$. Тогда найдем:

$$R = 1{,}95 \cdot 10^{-6} \cdot c : \left[1 + \ln \left(\frac{c}{l} \right) \right]. \tag{179}$$

Это дает возможность составить табл. 19 абсолютных и относительных сопротивлений при разной силе взрывания.

ТАБЛИЦА 19

c в *м/сек* . . .	100	200	300	400	500	700	1000	2000	3000	4000
Давление в *кг* .	19,5	23,1	27,9	32,6	37,4	46,3	59,1	97,5	133,0	167,0
Относительное сопротивление в %: Вес 100 *т* $j = 10$.	0,02	0,023	0,028	0,033	0,037	0,046	0,059	0,098	0,133	0,167
Вес 100 *т* $j = 1$ . . .	0,2	0,23	0,28	0,33	0,37	0,46	0,59	0,98	1,33	1,67
Вес 10 *т* $j = 1$ . . .	2	2,3	2,8	3,3	3,7	4,6	5,9	9,8	13,3	16,7
Вес 10 *т* $j = 4$ . . .	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,1	1,5	2,5	3,3	4,2

Отсюда видно, что даже при самом малом ускорении ($j = 1$) и ничтожной массивности (10 *т*) ракеты трение поглощает не более 17%.

Решим теперь вопрос о длине площадки для разбега земной ракеты. Часть площадки послужит для ускорения движения, а другая часть—для замедления и уничтожения его. Контрвзрывание не есть экономный способ уничтожения приобретенной скорости. Торможением через трение или сопротивление воздуха это можно сделать даже скорее, т. е. на более коротком пути. Можно прекратить смазку и выставить перпендикулярно к направлению движения планы. Их воздушное сопротивление скоро уничтожит скорость земной ракеты. На торможение, особенно если космическая ракета уже улетела, нужна гораздо меньшая часть дороги, чем на ускорение. Общая картина такова. Земная ракета мчится по рельсам ускоренным движением вместе с космической. Когда получится наибольшая скорость и начинается торможение земной ракеты, космическая вырвется по инерции из земной и пойдет своим путем все скорее и скорее благодаря начавшемуся собственному взрыванию. Заторможенная же воздухом или другими средствами земная ракета покатит далее по площадке, но все медленнее, пока не остановится. Тормозящую часть площадки мы не будем считать, так как она может быть очень коротка. Чтобы сопротивление было наименьшим, космическая ракета должна составлять переднюю часть земной. Нос первой будет открыт (наружу), а корма спрячется в ракете земной. Когда движение последней будет замедляться, то космическая ракета вырвется из земной и оставит ее. В земной этим самым откроется широкая пасть (зев), которая представляет огромное сопротивление и будет сильно тормозить движение. Ракета без хлопот сама остановится. Земная ракета очень длинна, и космическая займет в ней своей кормой только малую часть. Остальная останется для наполнения ее взрывчатым материалом и органами управления.

Для составления табл. 20 (наибольших скоростей земной ракеты) имеем формулу:

$$p = j - g \cdot \sin y. \qquad (180)$$

Тут видим равнодействующую p, ускорение от взрывающей силы j, от тяжести Земли (10 *м/сек*^{2}) и угол наклона пути к горизонту. Далее:

$$c = \sqrt{2p \cdot l} = \sqrt{2(j - g \sin y) \cdot l}. \qquad (181)$$

Давление P взрывчатых веществ на ракету определяется уравнением:

$$P = G_0 \cdot \frac{j}{g}, \qquad (182)$$

ТАБЛИЦА 20*

Длина рельс в *км*	1	2	5	10	50	100	200	300	500
$j = 100$ . .	447	632	1 000	1 420	3 160	4 470	6 324	7 746	10 000
$j = 50$ . .	316	447	707	1 000	2 236	3 162	4 472	5 477	7 071
$j = 30$ . .	244	346	547	774	1 732	2 449	3 464	4 242	5 477
$j = 20$ . .	200	282	447	632	1 414	2 000	2 828	3 468	4 472
$j = 10$.	141	200	316	447	1 000	1 414	2 000	2 449	3 160
$j = 5$ . . .	100	141	223	316	707	1 000	1 414	1 732	2 236
$j = 3$ . . .	78	109	173	244	547	774	1 095	1 342	1 732
$j = 1$ . . .	45	63	100	142	316	447	632	774	1 000

* Цыфры таблицы исправлены. *Прим. ред.*

где G_0 есть вес[1] ракеты; давление выражено в обыкновенных единицах.

Площадку считаем горизонтальной ($y=0$). Может понадобиться только очень малый наклон, который уменьшит немного приведенные скорости, как и сопротивление воздуха.

Время движении земной ракеты получим, если скорость разделим на ускорение j. Так, при 500 *км* пути оно, по таблице, будет от 100 до 1000 сек. При пути в 1 *км* время будет от $4^1/_2$ до 45 сек. Время торможения может быть очень коротко.

Тяжесть, которая рождается от ускорения, по таблице меняется от 0,1 до 10 земной. Слагаясь с последней, она дает кажущуюся тяжесть в ракетах от 1 до 10 (приблизительно). Рельсовый путь где-нибудь в горах, на высоте, возможен длиною и в 500 *км* (около 5^0 Земли), так что есть даже надежда на получение космических скоростей. Но большая тяжесть заставляет повышать прочность ракет и тем увеличивать их массы. Наконец, увеличивается работа сопротивления воздуха. Одним словом, достаточно и ускорение j, равное земному, и тогда уже получим вполне достаточную предварительную скорость до 3160 *м/сек*. Небольшой очень полезный наклон пути в 10—20° немного уменьшит подготовительную скорость.

Можем вычислить и **запасы взрывания для земной ракеты.** Если пустая земная ракета весит 10 *т* и небесная ракета с зарядом столько же, то все вместе составит 20 *т*. Теперь по табл. 6 вычислим в тоннах запас взрывного материала для земной ракеты для получения разных скоростей. Скорость отброса W допустим в 4 *м/сек*.

ТАБЛИЦА 21

$M_1' : M_0$.	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1	1,5	2
M в *т* . .	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	30	40
c_1 в *м/сек* .	378	728	1048	1344	1620	1876	2116	2344	2568	2772	3660	4392

Этих скоростей вполне довольно, между тем запас не превышает 40 *т*. Заметим, что сильное торможение может убить человека, управляющего земной ракетой. Поэтому лучше, если последняя управляется автоматически без людей. Пассажиры же космической ракеты при торможении, окажутся вне земной ракеты, от которой космическая ракета уже отделится.

Если космическая ракета таким путем получила начальную скорость без затраты своего собственного запаса, то она его может запасать меньше или при тех же запасах получать бо́льшую космическую скорость.

[1] См. примечание редактора Цандера к табл. 3.

Мы имели:

$$dc = -W \cdot \frac{dM_1}{M_0 + M_1} \qquad (34)$$

и

$$c = -W \cdot \ln (M_0 + M_1) + \text{const.} \qquad (35)$$

Если начальная скорость ракеты равна c_0, то $M_1 = M''_1$, т. е. масса отброса будет наибольшая (начальная). Следовательно,

$$c_0 = -W \cdot \ln (M_0 + M''_1) + \text{const.} \qquad (183)$$

Вычитая из (35) (183), получим:

$$c - c_0 = W \cdot \ln \left(\frac{M_0 + M''_1}{M_0 + M_1} \right). \qquad (184)$$

Если $M_1 = 0$, то получим наибольшую скорость c_1. Следовательно,

$$c_1 = c_0 + W \cdot \ln \left(1 + \frac{M''_1}{M_0} \right). \qquad (185)$$

Положим, что подготовительная начальная скорость ракеты равна 3 *км/сек*, а надо иметь $c = 8$ *км/сек*. W положим в 5 *км/сек*.

ТАБЛИЦА 22

c_1 в *км/сек*	8	11	17
$c_1 - 5$	3	6	12
$M''_1 : M_0$ (по (186)	0,8	2,31	10,0
$M'_1 : M_0$ (по табл. 6)	4	8	30
$c_1 - 4$	4	7	13
$M''_1 : M_0$	1,24	3,08	12,0
$M'_1 : M_0$	4	8	30
$c_1 - 3$	5	8	14
$M''_1 : M_0$	1,72	4	15
$M'_1 : M_0$	4	8	30

Тогда по табл. 6 найдем относительный запас космической ракеты равным $M''_1 : M_0 = 1{,}8$, между тем как для получения скорости в 8 *км/сек* нужен относительный запас в 4 *км/сек* (табл. 6); из (185) можем получить:

$$\frac{M''_1}{M_0} = 1 - e^{\frac{c_1 - c_0}{W}}. \qquad (186)$$

Воспользуемся этой формулой, чтобы составить сравнительную табл. 22.

Из таблицы видно, что космическая ракета, имеющая предварительную скорость, гораздо менее перегружается взрывчатыми веществами, чем не имеющая этой скорости. Так, для получения высшей космической скорости, одолевающей притяжение Солнца (17 *км/сек*), надо бы взрывчатых веществ в 30 раз больше веса ракеты. Если же ракета еще на суше получила уже 5 *км/сек*, то относительный запас составит только 10-кратный вес. Первая космическая скорость требует 4-кратного запаса; если же была подготовительная скорость в 3 *км/сек*, то вес взрывчатых веществ составит только 0,8 веса ракеты.

Форма земной ракеты

Форма земной ракеты — очень удлиненная, наименьшего сопротивления. Удлиненность может достигать 50. Так как ракета не покидает Землю и достаточно плотные слои атмосферы, то ее нет надобности делать герметически закрытой. Ее корпус может быть уподоблен корпусу аэроплана. В нем содержится помещение для взрывчатых веществ, которые нагнетаются насосами во взрывную трубу и выбрасываются силою взрыва в задней части ракеты. В ней же находится для накачивания и двигатель, приводимый в действие бензиномотором (возможно для этого и предварительное использование небольшой части запаса взрывчатых веществ; после работы в моторе они поступают во взрывную трубу и совершают работу реакции).

Космическая ракета

Космическая ракета должна иметь наименьшую массу и объем, что облегчит ее осуществление. Удлиненность ее 10, не более. Наибольший поперечник не менее 1—2 *м*. Форма также легко обтекаемая, но ее оболочка герметически закрыта, так как ракета удаляется в безвоздушное пространство, где через отверстия газ, необходимый для дыхания, мог бы весь выйти.

Основная оболочка ракеты должна выдерживать безопасно давление не меньше 0,2 *ат*, если она наполнена чистым кислородом. Действительно, у уровня океана мы получаем наибольшее количество кислорода. Частное давление его составляет около 0,2 *ат*. Таково и его количество. Значит, физиологически его достаточно. Но человек легко переносит или, по крайней мере, приспособляется еще к вдвое меньшему количеству кислорода. На горах (в 5—6 *км* высоты), где вдвое меньше кислорода, человек еще свободно живет. Здоровые переносят, хотя с опасностью для жизни, еще вдвое большее разрежение (на высоте в 10 *км*). Во всяком случае, 0,5 обыкновенного количества кислорода довольно. Значит, довольно кислорода при давлении его в 0,1 *ат*.

Оболочка ракеты должна иметь клапан, открывающийся наружу, если разность между внутренним и внешним давлением средин превышает, положим, 0,2 *ат*. Внизу, у уровня моря, абсолютное давление в ракете, стало быть, будет не более 1,2 *ат*, а в пустоте давление внутри снаряда не превзойдет 0,2. Это очевидно пределы, пригодные для дыхания. Если увеличить посредством регулятора внешнее давление на клапан, например, до 1 *ат*, то пределы давлений будут 1 и 2 *ат*. Последнее на первое время пригоднее, как больший запас для дыхания. Внутреннее давление газа заставляет делать форму ракеты в виде дирижабля с круговыми поперечными сечениями. Эта же форма полезна и для получения наименьшего сопротивления воздуха. Она же избавляет ракету и от излишних внутренних скреплений и перегородок. Надутая крепко ракета заменяет сложную балку, хорошо сопротивляющуюся перегибу и, вообще, изменению формы. Но так как ей приходится планировать и эта способность ее (без крыльев) слаба, то полезно соединять боковыми сторонами несколько оболочек (ракет) формы тел вращения. Соединенные бока должны укрепляться внутри перегородками. Такая сложная ракета, напоминающая волнистую пластину с несколькими острыми хвостами и головами, или одно большое крыло, уже более успешно планирует. Космической ракете еще приходится выдерживать усиленную тяжесть. Это заставляет делать все ее органы более крепкими, чем нужно для сопротивления силам обыкновенной тяжести. Так, должны быть крепче отделения, хранящие взрывчатые материалы. Но мы видели, что наиболее выгоден мало наклонный полет, с небольшим ускоренным движением ($j < 10$). При этом тяжесть так мало изменится, что все расчеты можно смело делать на обыкновенную ее силу.

Придется еще принять во внимание сгущение и разрежение среды, окружающей быстро движущуюся ракету. В носовой части воздух сжимается, что позволяет эту часть ракетной оболочки делать более слабой или тонкой, — в кормовой же стороне атмосфера разрежается, что заставляет кормовую часть делать прочнее или толще. Силы эти действуют, пока ракета в атмосфере. В пустоте их нет. Тем не менее, не ослабляя переднюю часть, заднюю необходимо делать более прочной. Это имеет большее значение для космической ракеты и меньшее для земной вследствие ее значительной продолговатости. Мы видели, что общее продольное сопротивление воздуха составляет небольшую часть давления на ракету взрывчатых веществ. Нормальное к стенкам ракеты давление такого же порядка. Следовательно, при среднем j оно составляет величину, не превышающую силу обыкновенной тяжести. Ввиду большего запаса прочности ракеты, этими силами, как и относительной тяжестью, можем пренебречь.

Принимаем за основу главное: разность внутреннего и внешнего давлений для ракеты веретенообразной. Вот масса (табл. 23) оболочки, сделанной из самых крепких сплавов железа, при четырехкратном запасе прочности и разности давлений в 1 *ат* (вместо необходимой в 0,2 *ат*). Этот вес зависит, главным образом, от объема оболочки, а не от вида и продолговатости, предполагая веретенообразную плавную форму.

ТАБЛИЦА 23

Объем ракеты в $м^3$	5	10	15	20	30	40	50	100
Вес внутреннего газа плотности воздуха в *кг*	6,5	13	19,5	26	39	52	65	130
Вес оболочки в *кг*	33	65	98	130	195	260	325	650

Выходит, что вес оболочки только в 5 раз больше веса заключенного в нем воздуха обыкновенной плотности (0,0013). При давлении в 0,2 *ат* прочность будет 20, а при 0,1 *ат* запас прочности достигнет 40. Для помещения одного человека вполне достаточно 10 $м^3$. Такого запаса кислорода довольно одному человеку на 10 дней, если все продукты дыхания поглощаются в самой ракете.

Наибольший груз, возможный для ракеты, при разных ее объемах выражается примерно в тоннах (1-я строка той же таблицы). Этот груз при всех объемах в 154 раза больше веса оболочки. Впрочем, для малых ракет оболочка окажется непрактично тонка, так что ее поневоле придется делать толще раза в два, три и более, смотря по малости объема. Это еще увеличит запас прочности малых ракет. Но малого объема оболочки в таком случае составят большую часть наивысшей грузоподъемности (154), например, 1, 2, 10%. Для больших же объемов вес оболочки менее 1%. Про наружную чешуйчатую оболочку, дающую возможность получить в эфире, на солнечном свету, от 150° тепла до 250° холода, мы уже говорили. В блестящем виде она может предохранить и от нагревания во время полета в воздухе, особенно если между ней и крепкой оболочкой будет протекать холодный газ, выпускаемый из ракеты.

Материал взрывчатых веществ

Обращенный в жидкость чистый водород содержит меньше потенциальной энергии, так как он холоден и поглощает энергию при обращении в газ, и химическое его действие слабее[1]. Его трудно обращать в жидкость и хранить, так как без особых предосторожностей он быстро улетучивается. Пригоднее всего жидкие или легко обращаемые в жидкость углеводороды. Чем они летучее, тем больше содержат водорода и тем они выгоднее для дела. Кислород терпим и в жидком виде, тем более, что может служить источником охлаждения, к которому приходится прибегать для охлаждения ракеты (во время движения в атмосфере она нагревается) и взрывной трубы. Но разумнее поступить так: наибольшую часть запаса кислорода взять в виде его каких-либо эндогенных соединений, т. е. таких, которые синтезируются (составляются) с поглощением тепла. При разложении же они его обратно выделяют и увеличивают, таким образом, энергию горения. Другая, меньшая, часть кислорода может быть в чистом и жидком виде и служить сначала для охлаждения, а потом для дыхания и взрывания. Его приходится запасать немного. Герметически запертые жидкие газы развивают огромное давление, для одоления которого нужны очень массивные сосуды. Поэтому, чтобы не быть такими, они должны иметь отверстия, через которые могли бы свободно выходить образовавшиеся газы. Так поддерживается и их низкая температура. Действие сложных взрывчатых веществ немного уступает действию чистых водорода и кислорода. Последние дают скорость отброса (продукты соединения, или горения) в 5 *км/сек*, а сложные — в 4 *км/сек*. Значит и скорость ракеты в последнем случае будет в таком же отношении уменьшена, т. е. на 20%.

Некоторые предлагают для реактивного действия сжатые в сосудах газы или сильно нагретые летучие жидкости. Это совершенно неприменимо — и вот почему. Самые точные и многочисленные мои расчеты показывают, что вес резервуаров, самой лучшей формы и материала, по крайней мере в пять раз больше веса сжатого воздуха, заменяющего взрывчатое вещество. Отсюда видно, что **газовый отброс всегда будет раз в 5—10 весить меньше, чем ракета**. Мы же видим (табл. 6), что для получения низшей космической скорости надо, чтобы взрывчатый материал при самых благоприятных условиях превышал по массе ракету в четыре раза. Хотя легкие газы и выгоднее, но они требуют и большего веса сосудов. То же скажем и про сильно накаленные газы. Вода и другие летучие жидкости, умеренно нагретые, дают некоторые преимущества и потому более пригодны для первых опытов невысокого полета. Мои вычисления показали, что с помощью сжатых газов можно подыматься не выше 5 *км*, а посредством перегретой воды — не свыше 60 *км*.

Нет ничего пока более энергичного и в то же время подходящего среди указанных ранее взрывчатых материалов.

Как же взрывать их и как хранить? Если взрывать так, как во всех известных старых и новых ракетах, то реактивное дав-

---

[1] Но в общем итоге его теплотворная способность выше углеводородов. *Прим. ред. Цандера.*

ление при взрыве будет передаваться на всю поверхность сосуда (их хранилища), что заставит делать его очень массивным. Давление взрывчатых веществ доходит до 5000 *ат*. В таком случае расчет нам покажет, что вес баков будет, по крайней мере, в 30 раз больше веса взрывчатых материалов при водяной их плотности (она на деле меньше, а это еще хуже). Если так, то снаряд не поднимется выше 15 *км*.

Но мы мало потеряем, если благодаря способу умеренного (т. е. нетщательного) смешения взрывчатых веществ ослабим давление их до 100 *ат*, или в 50 раз. При этом и запас взрывчатых материалов может увеличиться во столько же раз и достичь $1^2/_3$. И такого запаса мало. Дальнейшее уменьшение давления взрыва невыгодно ввиду давления атмосферы и малой утилизации химической энергии. Гораздо рассудительнее держать элементы взрыва особо, без давления, и только накачивать их во взрывную трубу, т. е. особую камеру, где происходит химическое соединение (горение) элементов. Тогда для хранения их могут служить обыкновенные баки или даже сама разгороженная ракета. Неудобство состоит в том, что приходится, преодолевая давление взрыва, накачивать вещества во взрывную камеру. Но если давление не более 100 *ат*, то работа этого нагнетания не очень велика.

Приводим табл. 24, определяющую эту работу при разных космических скоростях и разной силе взрывания. Вес ракеты принимаем в 1 *т*, давление в 100 *ат*.

Отсюда видно, что при самой малой силе взрыва $j = 1$ и при наи-

ТАБЛИЦА 24

Скорость снаряда в *км/сек*	8	11	17
Масса взрывчатых веществ в *т*	4	8	30
Время взрывания в секундах при $j = 10$	800	1 100	1 700
Количество подаваемых взрывчатых веществ в *кг/сек*	5	11	17
Работа накачивания в *кгм*	500	1 100	1 700
Время взрывания в секундах при $j = 1$	8 000	11 000	18 000
Количество взрывчатых веществ в *кг/сек*	0,5	1,1	1,7
Работа в *кгм*	50	110	170

меньшей космической скорости 8 *км/сек* работа вдавливания или накачивания ограничивается 50 *кгм* или половиной метрической силы. При самой же громадной космической скорости и удесятеренной силе взрыва ($j=10$) работа достигает 17 метрических сил.

Все это легко одолимо и даже может быть еще уменьшено при взрывании периодическом, о котором мы уже говорили. Понятно, что при увеличенной массе ракеты работа пропорционально увеличивается.

Приведенные числа — средние, — приблизительные. Плотность взрывчатых веществ принимается равной единице.

Из таблицы также видно, что работа накачивания будет необременительна даже тогда, когда давление взрывчатых веществ доведем до 1000 *ат*. Но при больших массах ракет и при большом давлении экономно применять периодическое давление и накачивание. Тогда работа намного сбавится.

Детали ракеты

Взрывная труба. Форма. Давление. Вес. Охлаждение

Главный двигатель ракеты есть взрывная труба, подобная по действию пушке с холостым зарядом. Насколько взрывная труба легче резервуара, выдерживающего ее давление, видно из следующего. Табл. 24 показывает, что при запасе взрывчатых веществ в 4 *т* секундный расход их составляет 0,5 *кг*. Столько же в секунду их и выходит из трубы. Значит, труба есть сосуд, содержащий 0,5 *кг* веществ, притом при давлении большей частью уменьшенном сравнительно с давлением в резервуаре (где оно максимально и равномерно). Резервуар же (бак) содержит веществ в 8000 раз больше. Стало быть, и вес его по крайней мере должен быть во столько же раз больше. Вот, примерно, какую экономию представляет моя ракета по отношению к употребляемым. Цилиндрическая форма трубы оказывается чересчур длинной. Коническая форма тем сильнее сокращает эту длину, чем конус больше расширяется. Но чем угол его больше, тем более и потери энергии, так как движение газов уклоняется в стороны. Все же при угле в 10° потеря почти незаметна. Но и в таком большом угле нет надобности. Конус нужен усеченный. В меньшее основание накачиваются жидкие взрывчатые вещества. В трубе они смешиваются, взрываются, стремятся по трубе к открытому широкому основанию конуса, откуда и вырываются наружу сильно разреженные, охлажденные, со скоростью до 5 *км/сек*. В цилиндрической трубе полезное давление действует только на круглое основание цилиндра, куда нагнетаются взрывчатые вещества, в конической же трубе полезное давление происходит на всей внутренней поверхности конуса.

Поэтому основание конической трубы гораздо меньше, чем у цилиндрической.

Легко выведем формулу, показывающую отношение площадей оснований конуса:

$$F_{\max} : F_{\min} = \left(1 + \frac{l}{r} \operatorname{tg} \alpha\right)^2, \tag{187}$$

где по порядку поставлены: площадь большего основания и меньшего, длина трубы, радиус меньшего основания и тангенс угла отверстия конуса.

Если ракета весит 1 *т*, а со взрывчатыми веществами 5 *т*, и ускорение j ракеты 10, то и давление на трубу газов должно составлять 5 *т*. При наибольшем давлении газов в 100 *ат* и при цилиндрической трубе площадь ее основания будет 50 *см*², диаметр 8, а радиус 4 *см*. Приняв еще длину трубы в 10 *м* и положив в формуле (187) разные углы, составим табл. 25 для величины расширения трубы.

ТАБЛИЦА 25

Угол в градусах . . .	1	2	3	4	5	6	8	10
$F_{\max} : F_{\min}$	28,8	95,1	199	342	524	740	1296	2000
Отношение диаметров .	5,37	9,75	14,1	18,5	22,9	27,2	36,0	44,7
Диаметр отверстия в *м* .	0,22	0,39	0,56	0,74	0,92	1,08	1,44	1,8

Отсюда видно, что довольно угла отверстия конуса даже в 1° и никак не более 3—5°. Потеря энергии при этом будет совершенно ничтожна[1]. Несмотря на коническую форму трубы, хорошее использование силы взрывания требует возможно более длинной трубы для того, чтобы газы почти все свое беспорядочное движение (теплоту) превратили в поступательное движение. С целью увеличения длины трубы она может делать изгибы. Изгибание в двух взаимно перпендикулярных плоскостях может увеличить еще и устойчивость ракеты: вращение газов, страшно быстрое, заменит два массивных, нормальных между собою диска, вращающихся с умеренной скоростью (100—200 об/сек) *.

Двигатель для накачивания

Двигатель для накачивания ввиду его слабосильности может быть аэропланного типа, только в разреженных слоях и в пустоте потреблять он (поневоле) будет запасенный кислород. Выход

[1] Автор здесь пренебрегает влиянием трения в раструбе ракеты. Принимая же его во внимание, получаем наиболее выгодный угол отверстия конуса в 7—8°.

* Изгибы сильно увеличат потери в трубе, стабилизующее же действие их подлежит сомнению. *Прим. ред. Цандера.*

продуктов горения в нем должен быть направлен в общую взрывную трубу или в особую, параллельную главной. Нельзя пренебрегать и малым использованием энергии горячих продуктов горения в моторах. Весь запас взрывчатых веществ мы могли бы использовать в обыкновенных двигателях (бензиновых, газовых) для получения огромной механической энергии. Как она может быть велика, видно из табл. 24. Наименьшее потребление взрывчатых веществ, по таблице, $^1/_2$ *кг/сек*. Это количество содержит энергии (табл. 1) $1{,}37 \cdot 10^6$ *кгм*. Если используются из этого 30%, то получим механическую энергию в 411 000 *кгм/сек*. Это соответствует непрерывной работе более чем 4000 метрических сил. Извлекши такую механическую работу, мы пользуемся продуктами горения как реактивным материалом во взрывной трубе. Особенно это было бы пригодно в разреженном воздухе и в пустоте. Но нам нет никакой надобности в такой громадной механической энергии. Для накачивания взрывчатых веществ надо очень немного работы (табл. 24) — от 1 до 100 сил. Кроме того, это и невозможно, так как аэропланный мотор в 4000 метрических сил весит не менее 4 *т*. Его вес поглотит всю подъемную силу ракеты. Я хочу сказать, что механическая работа, которую мы можем получить почти без ущерба, в тысячи раз больше, чем нам нужно.

Некоторое затруднение видим в очень высокой температуре взрывания — в самом начале трубы. Она доходит до 2000—3000° Ц. Чем дальше от начала трубы, тем температура текущих и расширяющихся газов ниже. У самого выхода из трубы она может быть ниже нуля и даже, в идеальном случае, доходит до —273.

Труба должна быть сделана из крепкого, тугоплавкого и хорошо проводящего тепло материала. Тогда накаленная часть трубы будет отдавать свое тепло соседним холодным частям. Но этого недостаточно. Необходимо непрерывное во время взрыва охлаждение накаленных частей трубы. Они могут быть окружены жидким кислородом, который все равно необходим для дыхания, горения в моторах и охлаждения помещения экипажа в ракете. Поэтому образовавшийся от нагревания трубою газ должен быть направлен, главным образом, в нагнетательный мотор. Все-таки некоторая начальная часть трубы будет испорчена во время взрывания, как оно ни кратковременно.

Поэтому накаленная часть трубы должна делаться толще, чем нужно, чтобы противодействовать давлению газов. Оно ослабляется по мере удаления газов от начала трубы, разрежения и охлаждения. Также и толщина стенок трубы тем тоньше, чем ближе они к выходному отверстию. Вес трубы очень незначителен даже при наибольшем и равномерном давлении во всю ее длину. Так, приняв давление в 100 *ат*, четырехкратный запас прочности, лучший материал, длину трубы в 10 *м* и диаметр ее в 8 *м*, при цилиндрической форме, легко вычислим вес трубы, равный 32,5 *кг*. Но ведь это число получено предполагая всю трубу такой же крепкой, как ее начало, где давление во множество раз больше, чем в других ее частях. Одним словом, это вес предельно большой.

Вес нагнетательного мотора будет от 5 до 100 *кг* (табл. 24)[1].

Органы управления ракеты

Органы управления отличаются тем, что могут действовать не только в воздухе, но и в пустоте. Это три особых руля, и все они помещаются поблизости выходного расширенного отверстия взрывной трубы. Так как ракете при спуске на землю приходится планировать без взрывания, как аэроплану, то рули эти не могут быть внутри трубы. Ракета должна иметь: 1) горизонтальный руль высоты, 2) руль направления и, наконец, 3) руль боковой устойчивости. Первые два нечего описывать, так как они тождественны с рулями аэропланными. Но действуют они и в пустоте благодаря быстрому потоку выходящих из отверстия взрывной трубы газов. Уклонение руля вызывает на него давление потока (продуктов горения) и соответствующее уклонение снаряда. Эти рули могли бы иметь очень малую площадь ввиду большой скорости газового потока; но ракета должна планировать в воздухе, как аэроплан, и потому площадь рулей будет такая же большая, как у самолета. То же можем сказать и про крылышки боковой устойчивости. Поставленные по бокам корпуса снаряда, они будут работать только в атмосфере. Поэтому, кроме обыкновенных элеронов самолета, нужен другой орган устойчивости, действующий и в пустоте. Это есть небольшая пластинка перед выходным отверстием трубы, могущая вращаться вокруг оси, параллельной оси трубы или ракеты. При поворачивании пластинки вылетающий из трубы поток сам вращается; рождается его вихреобразное движение, что и заставляет снаряд поворачиваться вокруг своей длинной оси в ту или другую сторону.

Если этот руль снаружи, вне трубы, то он будет действовать и в воздухе, как аэропланные элероны, независимо от взрывания: но он чересчур слаб, и поэтому кроме него придется прибегнуть и к обыкновенным элеронам. Извивы взрывной трубы, если они есть, также должны быть отнесены к органам управления.

Ракета должна иметь кварцевые прозрачные окна, чтобы все кругом можно было обозревать и чтобы они не могли полопаться от нагревания и тряски. Внутри они должны быть прикрыты другим прозрачным слоем, защищающим от губительного действия чистых солнечных лучей, не обезвреженных земной атмосферой. Компас едва ли может служит руководством к определению направления. Для этого пригодны более всего солнечные лучи, а если нет окон или они закрыты, то быстро вращающиеся маленькие диски. В течение короткого времени взрывания и пребывания в атмосфере они могут служить безукоризненно.

---

[1] Считая вес мотора 1 *кг* на силу. *Прим. ред.*

План завоевания межпланетных пространств

Общий план

Мы можем достигнуть завоевания солнечной системы очень доступной тактикой. Решим сначала легчайшую задачу: устроить эфирное поселение поблизости Земли, в качестве ее спутника, на расстоянии 1—2 тыс. *км* от поверхности, вне атмосферы. При этом относительный запас взрывчатого материала вполне доступен, так как не превышает 4—10 (сравнительно с весом ракеты). Если же воспользоваться предварительной скоростью, полученной на самой земной поверхности, то этот запас окажется совсем незначительным (об этом впереди).

Основательно устроившись тут и получив надежную и безопасную базу, освоившись хорошо с жизнью в эфире (в материальной пустоте), мы уже более легким путем будем изменять свою скорость, удаляться от Земли и Солнца и вообще разгуливать, где нам понравится. Дело в том, что в состоянии спутника Земли или Солнца мы можем употреблять самые малые силы для увеличения, уменьшения и всякого изменения своей скорости, а, стало быть, и нашего космического положения. Энергии же кругом великое изобилие в виде никогда не погасающего, непрерывного и девственного лучеиспускания Солнца. Точкой опоры или опорным материалом могут служить отрицательные и, в особенности, положительные (атомы гелия) электроны, заимствованные от солнечного излучения. Этой энергии сколько угодно, и ловить ее нетрудно в огромном количестве протянутыми далеко от ракеты проводниками или иными неизвестными еще средствами. Можно воспользоваться и давлением света, направив его отражателями по надобности. В самом деле, килограмм вещества, с поверхностью в 1 $м^2$, в течение года получает от солнечного света приращение скорости, большее 200 *м/сек*. Вследствие отсутствия тяжести (кажущегося, конечно, или относительного) здесь как-раз можно устраивать огромные легкие зеркала, дающие возможность приобретать гораздо бо̀льшие прибавочные скорости и, таким образом, „бесплатно“ путешествовать по всей солнечной системе.

Так мы можем добраться до астероидов, маленьких планеток, спуск на которые, по малой на них тяжести, не представляет трудности. Достигнув этих крохотных небесных тел (от 400 до 10 и менее *км* в диаметре), мы получим обилие опорного и строительного материала для космических путешествий и ведения эфирного хозяйства. Отсюда для нас откроется путь не только ко всем планетам нашей системы, но и путь к другим солнцам.

Мы уже говорили о том, что возможен **спуск на Землю без затраты вещества и энергии**. Устройство первого хозяйства поблизости Земли нуждается в постоянной земной помощи. Сразу на ноги самостоятельно оно стать не может. Поэтому необходимы постоянные сношения с планетой. От нее придется получать машины, материалы, разные сооружения, продукты питания, людей. Неизбежен и частый обмен работников ввиду необычности среды.

Для возвращения на Землю нет надобности прибегать к контрвзрыванию и, таким образом, тратить запасы вещества и энергии. Если поблизости атмосферы слабым обратным взрыванием еще более подойдем к ней и, наконец, заденем за ее края, то сейчас же будем от сопротивления воздуха терять скорость и по спирали спускаться к Земле. Таким образом, скорость сначала, от падения будет увеличиваться, потом же, при вступлении в более плотную часть атмосферы, она начнет уменьшаться. Когда она сделается недостаточной, чтобы одной центробежной силой уравновешивать силу тяжести, то, наклонив продольную ось снаряда, начинают планировать. Можно еще увеличить скорость, увеличив наклон ракеты вниз, повышая ее при помощи падения. Одним словом, мы поступаем с ракетой, как с аэропланом, у которого остановлен мотор. Как тут, так и там надо приноровить момент потери большей части скорости к моменту касания суши или воды. Терять громадную скорость ракеты на высотах совершенно безопасно ввиду чрезвычайной поразительной разреженности там воздуха. Можно даже потерять почти всю скорость, обернувшись много раз кругом земли: оставить только 200—300 *м/сек* (смотря по плотности окружающей среды), а затем поступать, как с самолетом. Но все же, если у ракеты нет добавочных планов, приземление совершается при гораздо большей скорости, чем у аэроплана, и потому оно рискованнее. Его хорошо делать не на суше, а на воде.

Из сказанного видим, что небесный корабль должен иметь и некоторые черты самолета.

Ввиду того, что выгоднее всего управляться при небольшом ускорении j ракеты, никаких особых предосторожностей для сохранения человека от усиленной тяжести не требуется, так как это усиление очень мало и нормальный субъект вынесет его даже стоя. Притом оно продолжается несколько минут, самое большое 2—3 часа. Продукты дыхания должны поглощаться щелочами и другими веществами, о чем знают хорошо химики. Также должны обезвреживаться и все твердые и жидкие выделения человека. О добывании в эфире кислорода и пищи много мною писалось. Дело это несомненной осуществимости.

Условия жизни в эфире

1. В ракете долго существовать невозможно: запасы кислорода для дыхания и пища должны скоро выйти, продукты же дыхания и пищеварения загрязнят воздух. Нужны особые жилища — безопасные, светлые, с желаемой температурой, с возобновляющимся кислородом, с постоянным притоком пищи, с удобствами для жизни и работы.

Эти жилища и все принадлежности для них должны доставляться ракетами с Земли в сложенном (компактном) виде, раскладываться и собираться в эфире, по прибытии на место.

Жилище должно быть непроницаемо для газов и паров и проницаемо для света.

Его материалы: никелированная сталь, простое и кварцевое стекло. Обитель состоит из многих отделений, изолированных друг от друга и сообщающихся только плотно закрывающимися дверями. Если какой-либо отсек будет пробит или окажется проницаемым для газов, то можно сейчас же спастись в другом, а испорченный исправить. Малейшая утечка скажется уменьшением давления и показанием чувствительного манометра. Тогда же можно принять меры к уничтожению проницаемости. Таким образом, безопасность жизни в пустоте можно довести до 100%.

Около одной трети поверхности жилища открыто для лучей солнечного света. Они проникают во все отделения, благодаря прозрачности перегородок.

Вся поверхность жилища покрыта двойным слоем тонких подвижных ставней, в виде черепицы или крупной чешуи. Если неосвещенная солнцем часть здания покрыта блестящими ставнями, а прозрачная открыта для солнечных лучей, то получается наивысшая температура, достигающая 150° Цельсия. Если же, наоборот, непрозрачная покрыта выдвинутым черным слоем, а прозрачная — блестящей как серебро поверхностью, то получается низшая температура, достигающая вдали от Земли 250° холода. По близости же планеты температура не может понизиться более, чем на 100—150° ниже нуля, так как Земля согревает. Комбинируя или сочетая в том или другом количественном отношении блестящую чешую (панцырь) с черной, получим любую степень тепла: для взрослых, детей, растений, бань, прачечных, для дезинфекции, промышленных целей и тому подобное.

Вот примерное устройство теплового приспособления, дающего разнообразную температуру, хотя и не крайние возможные пределы тепла. Непрозрачная часть жилища снаружи черная. На небольшом расстоянии от нее находится вторая блестящая с обеих сторон чешуя. Ее части могут вращаться и становиться нормально к поверхности, как иглы ежа. Тогда получается низшая температура. Когда же эта броня закрывает черную поверхность, то получается высшая степень тепла. Такая же чешуя может быть и на прозрачной части жилища. Тогда можно получить более низкую температуру. В зависимости от назначения эфирных камер, их устройство может быть очень разнообразно. Так например, блестящая чешуя может надвигаться одна на другую в несколько слоев и открывать, более или менее, черную поверхность жилища, давая желаемую степень теплоты.

Первое время будут простейшие дома, пригодные как для людей, так и для растений. Они заполнены кислородом плотности в одну пятую атмосферы, небольшими количествами углекислого газа, азота и паров воды. Тут же находится немного плодородной и влажной почвы. Она, освещенная солнцем и засеянная, может давать богатые питательными веществами корнеплодные и другие растения. Люди будут своим дыханием портить воздух и поедать плоды, а растения будут очищать воздух и производить плоды. Человек будет возвращать в полной мере то, что он похитил от растений, в виде удобрений для почвы и воздуха. При этом невозможно обойтись без работы разного рода бактерий.

Совершенно тот же оборот между животными и растениями мы видим на земном шаре, который также изолирован от других небесных тел, как и наша ракета-жилище.

Человеку дает пища 3000 больших калорий в сутки. Столько же дает тепла полкилограмма угля или муки, или 3 *кг* картофеля, или 2 *кг* мяса. Квадратный метр поверхности, освещенной нормальными лучами Солнца, в пустоте, на расстоянии Земли (от светила), получает в сутки 43 000 калорий, что соответствует 10 *кг* муки, или 43 *кг* картофеля (также банана), или 30 *кг* мяса.

Значит, теоретически, окно в 1 $м^2$, освещенное нормальными к нему лучами Солнца, дает человеку в 14 раз больше энергии, чем нужно для жизни в суровом климате. Некоторые растения используют до 10% солнечной энергии (таков кактус Бербанка), другие до 5% (банан и корнеплодные). Таким образом, для существования человека, т. е. для получения необходимых ему кислорода и пищи, достаточно 1 $м^2$ солнечных лучей, при условии утилизации энергии Солнца в $^1/_{14}$, или 7%. Выходит, что для насущных потребностей одного сильного человека довольно жилища с окном в 1 $м^2$ и подходящими растениями. Но растения еще можно культивировать отбором и искусственным оплодотворением. Возможно, что они со временем будут давать, при идеальных эфирных условиях, не 5 и не 10%, а 50% и более. Но и современные растения, при некотором выборе, могут уже удовлетворить нас.

Растениям в наших жилищах может быть очень хорошо. Так, температура самая для них благоприятная, количество углекислого газа может быть доведено без вреда для человека до 1%, т. е. его будет в 30 раз больше, чем на Земле, влажность — любая, удобрение — полное и подходящее, свет желаемого напряжения и состава лучей (к чему могут послужить стекла разных цветов и свойств), полное уничтожение всяких вредителей, сорных трав и посторонних культур путем предварительного очищения почвы повышением температуры.

Однако, далеко не совпадают между собой потребности разных растений и человека. Для каждого существа нужна особая наиболее подходящая для него среда. Так это и будет со временем в эфире: для одних растений такое-то помещение, с такою-то почвою, атмосферою, влагою, светом и температурою, — для других иное, для человека — еще более отличающееся. И для разных рас, возрастов, темпераментов жилища не однообразны.

На первое время можно довольствоваться сожительством (симбиозом) растений с человеком.

Тяжести не будут ощущать ни растения ни люди. И для тех и для других это может быть очень выгодно. Растениям

8*

не нужны будут толстые стволы и ветки, которые нередко ломаются от обилия плодов и составляют бесполезный балласт деревьев, кустарников и даже трав. Тяжесть же мешает и поднятию соков. Маленькая тяжесть все-таки может быть полезна растениям: для удержания почвы и воды в одном месте. Но ее легко получить слабым вращением жилища или оранжерей. Как для растений, так и для людей она почти не будет заметна: стволы не будут гнуться, и люди будут попрежнему свободно совершать полеты во всех направлениях, двигаясь по инерции, куда надо. Величина искусственной тяжести будет зависеть от угловой скорости и радиуса вращения. Примерно, она может быть в 1000 раз менее земной, хотя ничто не мешает нам сделать ее и в 1000 раз более земной. На вращение оранжереи или дома не нужно никакого расхода сил. Предметы вращаются сами собой, по инерции, если раз приведены в движение. Последнее вечно, как вращение планеты.

Желаемая температура даст человеку возможность обходиться без одежды и обуви. Обилие тепла ограничит и потребность пищи.

Дезинфекция уничтожит все заразные болезни и всех вредителей и врагов растений и человека. Отсутствие тяжести освобождает людей от постелей, кресел, столов, экипажей и сил для движения. В самом деле, довольно толчка, чтобы двигаться вечно по инерции.

Работы всякого рода тут удобнее производить, чем на Земле. Во-первых, потому, что сооружения могут быть неограниченно велики при самом слабом материале — тяжесть все равно их не разрушит, так как ее тут нет. Во-вторых, человек здесь в состоянии работать при всяком положении, закрепив только ноги или другую часть тела — ни отвесных, ни горизонтальных линий тут нет. Нет ни верха, ни низа. Упасть никуда нельзя. Никакие даже самые массивные предметы задавить работника не могут, так как они никуда не падают, даже без всякой опоры. Все составные части тела, как бы они велики ни были, не давят друг на друга. Перемещаются все вещи при малейшем усилии, независимо от их массы и размера, нужна только единовременная затрата, пропорциональная массе предмета и квадрату его скорости: затем уже тела двигаются без остановки. Остановка же может возвратить потраченную на первоначальное движение работу. Так что транспорт буквально ничего не стоит.

Но не надо забывать, что явления инерции (или косности) остаются и тут в такой же степени, как и на Земле; удары так же сильны, как на планете, в среде тяжести. Ковка успешна. Попав между двумя различно (или несогласно) движущимися твердыми массами, мы можем быть раздавлены — при их значительной величине или большой скорости. Так же успешно действуют всякого рода прессы, рычаги, дробилки, молоты и все другие машины, если действие их не основано или не зависит от силы тяжести.

Нет борьбы с погодой, со слякотью, холодом, туманом, ливнем, сыростью, ветром, ураганами, тьмою, жаром и т. п. Нет борьбы с животными и растениями. Для работы вне искусственной среды, т. е. вне жилища, нельзя быть голым. В эфире, в пустоте, работники и гуляющие должны облекаться в особые предохранительные одежды, вроде водолазных одежд (скафандр). Они, как и закрытые жилища, дают кислород и поглощают продукты человеческих выделений. Это упрощенное подобие тесных жилищ, непосредственно примыкающих к телу. Разница только в том, что кислород тут не растения дают, а он запасается заранее и выделяется понемногу, как в усовершенствованных водолазных костюмах. Особые стекла предохраняют от губительного действия солнечных лучей. Эти одежды непроницаемы для газов, обладают достаточною гибкостью и крепостью, чтобы выдерживать давление газов, и не стеснять движения членов. Органические выделения поглощаются, влажность внутри одежды регулируется. Окраска одежды должна соответствовать желаемой температуре. В одной одежде холодно, а в другой жарко. Можно испечься в одном облачении и замерзнуть в другом. Поверхность скафандра может быть броневая сдвижная, как в жилище. Тогда температуру можно менять по желанию.

Внутри жилищ работы производятся, как на Земле, только гораздо удобнее, так как не связывают тяжесть и ее направление, не стесняет одежда, обувь, холод, жар и обычная земная грязь одежды.

Все сооружения, скафандры, орудия, оранжереи или жилища — все должно быть сделано и испытано заранее на Земле. Вся работа в эфире, на первое время, ограничивается лишь сборкой готовых частей. Первые колонии должны основываться за счет своей планеты, тем более, что и материалов по близости Земли вероятно никаких нет (можно только захватывать составные части разреженной атмосферы, но этого недостаточно). Хорошо, если колонии на первых порах не будут хотя бы нуждаться в кислороде и пище. Но начало техники возможно и тут. Еще менее колонии будут нуждаться в помощи, когда поселятся в поясе астероидов, между Марсом и Юпитером, где не может быть нужды в сыром материале. Здесь поселения получат не только множество планеток, дающих сколько угодно вещества и не стесняющих своею тяжестью, тут не только мы получим солидное положение, но и ужасающие пространства с солнечной энергией, общее количество которой в две тысячи миллионов раз больше того, которое получает сейчас наша планета. Температуру же в поясе астероидов можно довести простым способом (описанным давно в моих рукописях и патентованным Маркузе) до 20° Цельсия и больше. Сложными способами и зеркалами она может быть доведена до температуры Солнца, а путем электричества еще выше. Но ничто не мешает нам переселиться и ближе к Солнцу, где его сила в десятки и сотни раз больше, чем на Земле. Температура в наших руках. Массы вещества найдутся и между орбитами нижних планет.

Мы говорили, что борьбы с природой почти нет. Но бороться с давлением газов, убийственными лучами Солнца, с несовершенной природой человека и растений необходимо. Воевать за комфорт, знание, совершенствование людей и т. д. неизбежно. Борьбы много, хотя она и не так мелочна, как на Земле.

Развитие в эфире индустрии в самом широком смысле

Эфирное пространство, свободное от разрушительной и ограничительной силы тяжести, особенно благоприятно для развития культуры. Такому условию больше всего удовлетворяют изолированные от планет поселения или крохотные астероиды. Тут и обилие материала, и незаметная тяжесть, и девственный солнечный свет, и безграничное и доступное пространство, и солнечная энергия, превышающая земную в 2 миллиарда раз, и свобода перемещения во всех шести направлениях — даже до иных солнечных систем.

Здесь можно непосредственной силой Солнца с помощью зеркал и стекол получить огненные очаги любой величины, с температурой от 273° холода до 6000° тепла. Преобразованием солнечной энергии в механическую, а затем в электрическую можно получить до 20 тысяч градусов и более.

Сильнее всего отнимает тепло от нагретых тел водная среда, но и воздух мешает сильному нагреванию или охлаждению тел. Он также окисляет поверхность обрабатываемых предметов, сжигает их или препятствует их сохранению и сплавлению (свариванию) в одно целое. В пустоте этого минуса для промышленности нет.

Тяжесть также страшно мешает строительству, развитию техники, действию машин, перемещению и социальному общению.

Понятно поэтому, почему в поясе маленьких планеток (где тяжесть легко одолима самым слабым движением), в эфире, в царстве непрерывного света и шестистороннего простора, индустрия и эволюция разумных существ, не ограниченных размерами мозга, должны достигнуть неслыханных успехов.

Единственное затруднение — отсутствие воздуха и производимого им давления на тело, которое стало необходимостью для животных. Потом существа приспособятся и к этому, но сначала придется иметь дело с искусственной атмосферой для растений и людей. Пустота и девственный солнечный свет убивают. Противоядием послужат: хорошо изолированные многокамерные жилища, скафандры и искусственный подбор существ. Кислород же, вода, металлы и другие необходимые вещества находятся почти во всех камнях. Надо только их извлечь. Цели индустрии в эфире, в общем, такие же, как и на Земле, только много обширнее.

План работ, начиная с ближайшего времени

Теперь мы поговорим о том, как можно начать работу по завоеванию космоса немедленно, сейчас же. Обыкновенно идут от известного к неизвестному: от швейной иголки к швейной машине, от ножа к мясорубке, от молотильных цепов к молотилке, от коляски к автомобилю, от лодки к кораблю. Так и мы думаем перейти от аэроплана к реактивному прибору — для завоевания солнечной системы. Мы уже говорили, что ракета, летя сначала неизбежно в воздухе, должна иметь некоторые черты аэроплана. Но мы уже доказывали, что в нем непригодны колеса, воздушные винты, мотор, проницаемость помещения для газов, обременительны крылья. Все это мешает ему получить скорость, бо́льшую 200 *м/сек*, или 720 *км/час*. Самолет не будет пригоден для целей воздушного транспорта, но постепенно станет пригоден для космических путешествий. Разве и сейчас аэроплан, летая на высоте 12 *км*, не одолевает уже 70—80% всей атмосферы и не приближается к сфере чистого эфира, окружающего Землю! Поможем же ему достигнуть большего. Вот грубые ступени развития и преобразования аэропланного дела для достижения высших целей:

1. Устраивается ракетный самолет с крыльями и обыкновенными органами управления. Но бензиновый мотор заменен взрывной трубой, куда слабосильным двигателем накачиваются взрывчатые вещества. Воздушного винта нет. Есть запас взрывчатых материалов и остается помещение для пилота, закрытое чем-нибудь прозрачным для защиты от встречного ветра, так как скорость такого аппарата больше аэропланной. Этот прибор от реактивного действия взрывания покатится на полозьях по смазанным рельсам (ввиду небольшой скорости могут остаться и колеса). Затем поднимется на воздух, достигнет максимума скорости, потеряет весь запас взрывчатых веществ и облегченный начнет планировать как обыкновенный или безмоторный аэроплан, чтобы безопасно спуститься на сушу.

Количество взрывчатых веществ и силу взрывания надо понемногу увеличивать, также максимальную скорость, дальность, а главное — высоту полета. Ввиду проницаемости для воздуха человеческого помещения в самолете, высота, конечно, не может быть больше известной рекордной высоты. Достаточно и 5 *км*. Цель этих опытов — уменье управлять аэропланом (при значительной скорости движения), взрывной трубой и планированием.

2. Крылья последующих самолетов надо понемногу уменьшать, силу мотора и скорость увеличивать. Придется прибегнуть к получению предварительной, до взрывания, скорости с помощью описанных ранее средств.

3. Корпус дальнейших аэропланов следует делать непроницаемым для газов и наполненным кислородом, с приборами, поглощающими углекислый газ, аммиак и другие продукты выделения человека. Цель — достигать любого разрежения воздуха. Высота может много превосходить 12 *км*. В силу большой скорости при спуске для безопасности его можно делать на воду. Непроницаемость корпуса не даст ракете потонуть.

4. Применяются описанные мною рули, действующие отлично в пустоте и в очень разреженном воздухе, куда залетает снаряд. Пускается в ход бескрылый аэроплан, сдвоенный или строенный,

надутый кислородом, герметически закрытый, хорошо планирующий. Он требует для поднятия на воздух большой предварительной скорости и, стало быть, усовершенствования приспособлений для разбега. Прибавочная скорость даст ему возможность подниматься все выше и выше. Центробежная сила может уже проявить свое действие и уменьшить работу движения.

5. Скорость достигает 8 *км/сек*, центробежная сила вполне уничтожает тяжесть, и ракета впервые заходит за пределы атмосферы. Полетав там, насколько хватает кислорода и пищи, она спирально возвращается на Землю, тормозя себя воздухом и планируя без взрывания.

6. После этого можно употреблять корпус простой, несдвоенный. Полеты за атмосферу повторяются. Реактивные приборы все более и более удаляются от воздушной оболочки Земли и пребывают в эфире все дольше и дольше. Все же они возвращаются, так как имеют ограниченный запас пищи и кислорода.

7. Делаются попытки избавиться от углекислого газа и других человеческих выделений с помощью подобранных мелкорослых растений, дающих в то же время питательные вещества. Над этим много, много работают — и медленно, но все же достигают успеха.

8. Устраиваются эфирные скафандры (одежды) для безопасного выхода из ракеты в эфир.

9. Для получения кислорода, пищи и очищения ракетного воздуха придумывают особые помещения для растений. Все это в сложенном виде уносится ракетами в эфир и там раскладывается и соединяется. Человек достигает большей независимости от Земли, так как добывает средства жизни самостоятельно.

10. Вокруг Земли устраиваются обширные поселения.

11. Используют солнечную энергию не только для питания и удобств жизни (комфорта), но и для перемещения по всей солнечной системе.

12. Основывают колонии в поясе астероидов и других местах солнечной системы, где только находят небольшие небесные тела.

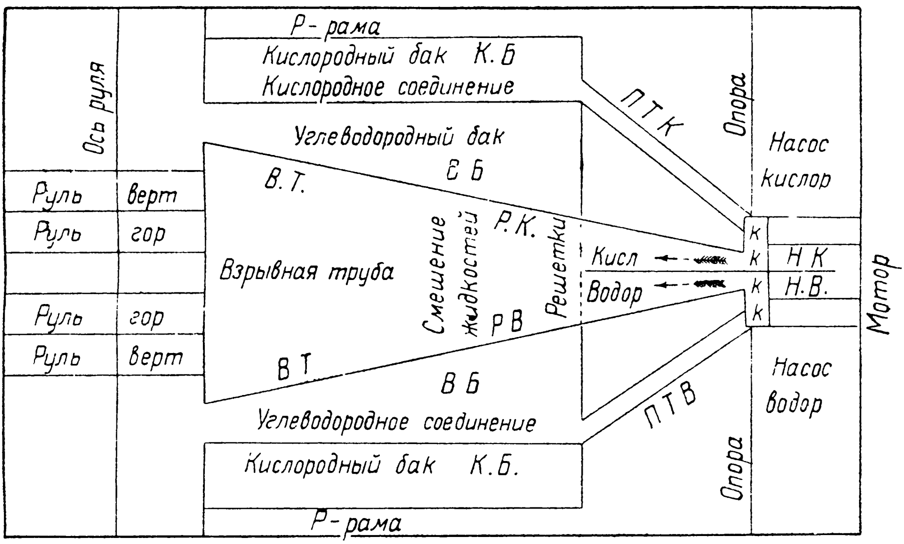
13. Развивается промышленность и увеличивается число колоний.

14. Достигается индивидуальное (личности, отдельного человека) и общественное (социалистическое) совершенство.

КОСМИЧЕСКАЯ РАКЕТА. ОПЫТНАЯ ПОДГОТОВКА

Описание постановки опыта

Сначала необходимо произвести опыты на одном месте, т. е. без заметного перемещения прибора. Предполагается при этом выработать подходящую конструкцию, также управление взрывом, направлением прибора, его устойчивостью и пр.



Фиг. 1.

Фиг. 1 изображает предполагаемое на первое время устройство аппарата. Рисунок схематический (переменный масштаб), т. е. без соблюдения пропорциональности частей. Потом я постараюсь приблизительно дать истинные размеры.

Начинаем описание справа налево.

1. Справа бензиновый мотор для выкачивания и накачивания жидкого воздуха, кислорода или его эндогенных соединений. Глушитель следует устранить, а продукты горения выбрасывать назад по направлению, обратному предполагаемому движе-

нию. Это хоть немного увеличит реактивное действие ракеты. Впрочем для опытов это неважно.

2. *Н.К.* и *Н.В.*— два насоса, приводимые в движение одним двигателем. Первый накачивает во взрывную трубу кислородные соединения, другой — водородные. Объемы их должны соответствовать полному соединению взрывчатых веществ. Объем кислородного цилиндра, вообще, больше водородного.

Окончательная регулировка может закончиться изменением хода одного из поршней. Регулировка имеет важное значение; если кислорода будет больше, чем нужно, то может загореться взрывная труба, если — меньше, то даром будет пропадать горючее.

Определим отношение объемов насосных цилиндров в случае употребления бензола C_6H_6 и жидкого кислорода O_2. При сгорании получается вода H_2O и углекислый газ CO_2. Для C_6 и получения CO_2 надо O_{12} или 192 весовых части кислорода, а для H_6 — надо O_3 или 48 частей. Всего 240 частей кислорода. Бензол же имеет 78 частей. Стало быть, кислорода надо по весу больше в 3,1 раза. При одинаковых приблизительно плотностях и объем кислорода будет втрое больше, чем бензола. Если взять соединения, которые содержат больше водорода, например, ожиженный этилен C_2H_4, или скипидар $C_{10}H_{16}$, то отношение будет больше, но оно мало изменится. Так, для маслородного газа C_2H_4 оно будет 3,4. Для скипидàра (терпентинное масло) оно близко к 3,2 (предполагая одинаковые плотности). Но при употреблении жидкого воздуха, в котором много азота, объемное количество кислорода может увеличиться в 5 раз, и отношение объемов цилиндров дойдет до 15. Но часть азота обыкновенно удаляется, и потому это отношение гораздо меньше и может дойти до 4—5. Эндогенные соединения кислорода (например, азотный ангидрид N_2O_5) также это отношение увеличивают, но очень немного. Так, последнее соединение доводит отношение кислородного соединения к водородному (бензину) до 4,2.

Если вталкивать каким-нибудь способом угольный порошок, т. е. чистый углерод ($C = 12$), то количество кислорода O_2 окажется только в $2^3/_4$ раза больше, чем угля. Если же последний плотен, как алмаз, то кислорода по объему потребуется даже меньше, чем углерода.

3. *кк*, *кк* — насосные клапаны. У одного насоса два кислородных клапана, у другого — два водородных (т. е. пропускающих водородное соединение). Клапаны находятся на некотором расстоянии от места взрыва *Рк*, *Рв* и потому портиться от нагревания не могут. Кроме того, кислородная смесь очень холодна, а водородное соединение охлаждено сильно ею же, почему жар взрыва не доходит во вредной степени до насосов и клапанов. Клапаны, ведущие во взрывную трубу, захлопываются с ужасною силою в момент взрыва. Только тогда, когда уменьшится давление в трубе и продукты взрыва частью улетят, частью разредятся, клапаны могут открыться, и поршни будут двигаться, чтобы дать трубе новую порцию взрывчатых веществ

(вернее их называть элементами взрыва, так как отдельно они не взрываются, как например, порох или нитроглицерин, и потому совершенно безопасны). Отсюда видно, что секундное число оборотов двигателя (или ходов поршня) не может быть выше меры, определяемой опытом. Отсюда и необходимость переменной подачи. Если, например, придется число оборотов уменьшить в пять раз, чтобы мотор экономно работал то передача должна этого достигнуть. Но того же можно достигнуть, уменьшив объем каждого насоса в пять раз или же ход поршней во столько же раз. Первое выгоднее. Тогда переменная передача или переменный ход поршней может понадобиться только в будущем для изменения силы взрывания.

4. *П. Т. К.* и *П. Т. В.* — трубопроводы для кислорода и водорода. Они идут от баков и оканчиваются у насосов. Они не подвергаются давлению взрыва, как и баки, и потому могут быть устроены из тонкого материала.

5. *Р.К* и *Р.В* — решетки с косыми дырами для лучшего смешения углеводорода с кислородной смесью. Начало взрывной трубы перегорожено пополам. По одной половине устремляется кислородная смесь, по другой — углеводород. Тут они холодны и смешаться не могут. Смешение и взрыв происходят далее за решетками, где множество разнородных струй приходит в столкновение и смешение. Накаленная в этом месте (еще ранее) труба побуждает их к химическому соединению или взрыву. (Для первых опытов нужно иметь электрический или другой запал, накаляемый при начале опытов, пока не накалилась перегородка.) Цель перегородок — удалить клапаны от черезмерного жара, несколько охладить взрывную трубу и уменьшить (уровнять) силу взрыва и его давление на дно трубы.

Если дыры в решетке очень мелки и их много, то взрывание будет чересчур быстро, взрывной толчок ужасен и труба может пострадать. Число и размер дыр надо определить опытом, начав с дыр крупных, уменьшая их до возможной степени и увеличивая одновременно их число. Направление их или взаимный наклон также изменяется до получения лучшего результата.

6. *В. Т.* — взрывная труба конической формы. Эта, расширяющаяся к выходу форма сокращает длину трубы. Опыт должен определить наиболее выгодную степень ее расхождения или угол конуса. Очень большой угол сильно сократит длину, но, расбрасывая взрывчатые вещества в стороны, меньше их использует.

Взрывная труба должна быть сделана из материала прочного (даже при высокой температуре), тугоплавкого и несгораемого; хорошо, если он также и лучший проводник тепла. Доступнее сделать трубу из двух оболочек: первая — внутренняя, очень прочная и тугоплавкая, вторая—менее тугоплавкая, но тоже прочная и хорошо проводящая тепло. Благодаря этому тепло от страшного нагревания трубы вблизи решеток будет быстрее уноситься наружной трубой в обе стороны и будет полезно обеим сторонам трубы: справа будут подогреваться холодные, еще несмешанные жидкости, а слева — расширяющиеся и охлаждающиеся от этого потоки газов. Нагревание прибавит им скорости, что и нужно. Кроме того, труба охлаждается еще и жидкостями. Нефть (водородное соединение) охлаждает трубу и сама охлаждается смесью жидкого кислорода.

Результаты опыта заставят нас многократно менять материалы, взрывные вещества и устройство трубы.

7. *В. Б.* и *К. Б.* — внутренний водородный или нефтяной бак, окружающий горячую часть взрывной трубы, и наружный с жидким кислородом, окружающий водородный бак и охлаждающий его. Баки не должны свариваться со взрывной трубой, так как она подвержена взрывным толчкам и потому будет рвать баки в случае тесного соединения их стенок с трубой. Герметическое соединение с ней возможно при волнистых стенках бака.

8. *Руль верт. Руль гор.* — рули; они находятся против выходного отверстия взрывной трубы. Так как будущий аппарат летит то в воздухе, то в пустоте и опускается на землю планированием (после того как израсходует весь взрывной материал или после того как с намерением прекратит взрывы), то рули должны действовать одинаково хорошо как в воздухе, так и в пустоте, так же как и при неподвижности привязанного аппарата во время первых опытов. Перед опытами прибор должен висеть на тросе, прикрепленном нижним концом к центру его тяжести, чтобы иметь безразличное равновесие. Сильно наклоняться он не может, так как этому мешает близкий пол (почва или помост). При первых опытах в помещении (или снаружи) измеряется только средняя реактивная сила или отдача, возбуждаемая рядом почти сливающихся взрывов. Это есть тяга прибора или стремление его вперед. Конечно, при этих опытах прибор укрепляют так, чтобы он не мог вертеться и только натягивал задний трос с динамометром. Потом упражняются в рулях. Делают свободным вращение аппарата и, маневрируя рулями, стараются дать ему определенное направление и стремятся сохранить его. Сначала упражняются с одним вертикальным рулем. Хотя снаряд и будет немного наклонен, но направление его в горизонтальной плоскости мы будем менять по желанию. Потом пускают в дело и горизонтальный руль, состоящий из двух плоскостей (вроде раздвоенного хвоста некоторых птиц) и двойной штанги для ручного управления. Таким способом пытаемся направить продольную ось ракеты независимо от пола. Даем, например, снаряду точное горизонтальное положение. Боковая устойчивость достигается взаимным наклоном частей горизонтального руля, что достигается расхождением рычагов двойной штанги. Тут нет ничего нового: все, как у самолета. Эти же рули (они могут выходить за пределы трубы) служат как в пустоте при взрыве, так и при стремительном движении снаряда в воздухе по инерции, когда он возвращается на землю планированием.

9, 10. Рама *P* и *Опора* — перекладина на раме. Взрывная труба в ее узком начале должна быть особенно массивна. Тут у нее есть выдающаяся часть, которая и опирается на перекладину рамы. Опора выдерживает на себе частый ряд могучих толчков, сливающихся в одно сильное давление, которое должны выдерживать перекладина и рама. Поэтому число свободных вибраций перекладины не должно быть кратным числу оборотов мотора, или числу взрывов. В противном случае раскачается и сломится даже очень крепкая опора.

Взрывание не может быть вполне равномерным и, ввиду массивности всей системы и большого числа взрывов в секунду (до 25), получится некоторое среднее давление, которое и определится силомером. Нам выгодно, чтобы сила взрывания (или тяга), приходящаяся на единицу массы утрачиваемых в секунду взрывных веществ, была наибольшей. Путем многочисленных опытов мы можем добиться экономичности, крепости и легкости всего аппарата. Крепость достигается прочностью материала и другими его качествами, его формой (или устройством), хорошим охлаждением, обширностью взрывной части трубы (взрывная полость поблизости решеток) и уменьшением порции взрывных веществ и их силы. Взрывную полость нужно сокращать понемногу, понемногу же увеличивать и разовую порцию накачиваемых веществ.

Размеры насосов и трубы сопла. Количество горючего, скорость истечения и к. п. д.

Полагая 1 *т* на весь снаряд, на запасы взрывчатых материалов и вес управителя, практические результаты, т. е. возможность полета, получим уже при расходовании в секунду 0,3 *кг* взрывчатых веществ [1].

Работа накачивания будет менее метрической силы [2]. Отсюда видно, что на мотор выходит горючего в несколько сотен раз меньше, чем на взрывную трубу, и потому реактивное действие двигателя (выброска газов назад) почти незаметно по сравнению с трубой.

Расчеты сделаем не на 0,3 *кг*, а на 1 *кг*. Узнаем в таком случае объем двух насосных цилиндров (вместе), предполагая плотность взрывающихся веществ, равную единице, что не очень далеко от истины.

Если мотор делает 25 об/сек, то каждый оборот должен давать 40 $см^3$. Значит, оба насоса вместе имеют объем куба с ребром в 3,4 *см*. Насосы, очевидно, крохотные. Но благоразумнее начать с меньшего количества взрывных веществ, например 0,1 *кг*.

Объем этого количества будет равен кубу с ребром в 1,6 *см*

---

[1] См. статью „Исследование мировых пространств реактивными приборами", стр. 94, в этом томе.
[2] Там же, стр. 107 и 110.

(16 *мм*). Ясно, что весом насосов мы можем совершенно пренебречь, тем более, что они не подвержены сильному давлению.

Опыт покажет, может ли небольшая сила вгонять во взрывную трубу столько или более материала. Расчет в моей книжке сделан на 100 *ат* непрерывного давления, между тем как при быстром смешении и малой взрывной полости оно может доходить до 3000—5000 *ат*. Но когда развивается подобное давление, то клапаны им запираются, насос не действует, и поршень лишь сжимает жидкость, или пружинный шатун (примыкающий к поршню стержень) немного сжимается под влиянием движения мотыля (кривошипа). Однако это настолько краткий момент, что на насос почти не оказывает влияния. В этот момент газы вырываются, давление в трубе и на клапаны ослабляется, и насос работает нормально.

Трудно теоретически определить наиболее выгодный диаметр начала взрывной трубы, но он не может быть меньше примерного размера насосов, т. е. диаметр трубы не будет менее 2—5 *см*. Значит, площадь — от 4 до 16 *см*^{2}. Наибольшее давление на дно, предполагая 3000 *ат*, не превысит 12—48 *т*. Но это только на короткий миг (удары). Нам достаточно среднее давление в 1 *т*.

И при этом уже возможны полеты. При конической трубе еще прибавляется составляющее продольное давление благодаря наклону стенок трубы. Значит, среднее давление на дно может быть меньше 1 *т*.

Но сильное давление на короткий момент или толчки не выгодны, так как заставляют делать массивнее взрывную трубу и клапаны, что увеличивает тяжесть ракеты. Поэтому смешение не должно быть тщательным. Надо начать опыты с решеток не очень мелких, чтобы избежать мгновенного взрыва и ужасных ударов, хотя ввиду присутствия внешнего атмосферного давления выгоднее быстрый взрыв и большое давление. Дабы уменьшить разрушительные для трубы удары, можно ее сделать сначала просторнее и крепче, чем по расчету.

Мотор, накачивающий горючее и кислород, будет работать почти впустую, а массивность трубы нужна будет только для коротких толчков. Но для начала можно пренебречь экономией веса. Потом надо стремиться удлинить моменты давления, чтобы они занимали по крайней мере половину всего времени или столько же, сколько моменты слабого или нулевого давления. Для этого придется или участить число движений насосов или увеличить их объем. Первое выгоднее, так как дает более равномерное давление. Тогда использование массивности трубы будет больше, так как среднее реактивное давление пропорционально увеличится. Работа же мотора возрастет не сильно, так как накачивание должно совпадать с наименьшим давлением в трубе, которое бывает после взрыва. Только движение поршней будет прерывистее, и пружинность шатуна или мотыля должна увеличиться.

Крепость трубы используется тут тем, что усилится ее действие или получится большее среднее реактивное давление при том же весе трубы. Но можно, не усиливая реактивное действие, уменьшить массу трубы, увеличивая число взмахов насоса и уменьшая в то же время их объем.

Но возвратимся к первым опытам и к первым скромным числам. Скорость движения струи в насосах, при площади сечения от 2 до 8 *см*^{2}, будет от 50 до 125 *см/сек* (объем насосов от 4 до 40 *см*^{3}). Число оборотов мотора — 25 в секунду.

При выходе из трубы газы не могут иметь менее 1 *ат* давления. Если положить разрежение в 1300, то абсолютная температура выходящих из взрывной трубы газов будет 625° или 352° Ц[1]. Значит, вылетающие газы в атмосфере еще будут очень горячи, и использование тепла (обращение его в движение) будет никак не более 95%, а на самом деле гораздо меньше, ибо температура выходящих газов будет, вероятно, много выше. Их скорость[2] не будет превышать 3—4 *км/сек*. Надо добиваться наибольшей скорости, что возможно только при определенных размерах трубы. Широкое основание трубы безопаснее, но дать наибольших скоростей такая труба не может.

В редких слоях воздуха или в пустоте разрежение может быть очень высокое и будет зависеть от размеров и формы трубы. Температура уходящих продуктов горения будет очень низка, использование температуры наибольшее, и скорость максимальная. Но нам придется начать полеты в атмосфере, и потому рассчитывать на выгоды пустого пространства мы можем только потом, когда достигнем успеха в воздухе. В пустоте, например, наибольшее давление газов в трубе может быть очень малым, и мы ничего от этого не потеряем. Из этого видно, что современем, поднявшись в разреженные слои атмосферы с помощью массивной трубы, мы можем ее отбросить от себя и продолжать полет при помощи трубы более легкой, с малым давлением. Но малое давление (сжатие) заставило бы переделать трубу: при выходе из атмосферы сделать ее шире и длиннее без изменения общего веса, ибо стенки при этом утоньшатся. Такое изменение в пути невозможно, а потому труба, приспособленная к воздушному давлению, остается без изменения и в пустоте. Было бы полезно ее удлинить, т. е. сделать насадку на конец трубы, что может быть и будут делать в разреженных слоях воздуха и вне атмосферы. Это возможнее.

Есть еще способ высшего использования энергии взрывания: уменьшить в пустоте расход взрывчатых веществ в секунду. Но это возможно только в ограниченном размере, смотря по начальной силе взрывания в атмосфере. Она может быть так мала, что и уменьшать будет нечего. Все же по мере увеличения ракетной скорости силу взрывания в пустоте можно ослаблять почти до нуля.

---

[1] См статью „Исследование мировых пространств реактивными приборами“, стр. 61, в этом томе.

[2] Там же, стр. 68 и 69.

Давление газов (на 1 *см*^{2}) с удалением от начала трубы быстро падает вследствие их разрежения и происходящего от того охлаждения. Распределение плотностей и температур в трубе подобно такому же распределению их в отвесном столбе атмосферы, хотя полной тождественности и нет. Действительно, хотя газы первое время (т. е. на некотором протяжении от начала трубы) и расширяются, но температура их не понижается и равна температуре диссоциации продуктов горения. Это оттого, что сначала только часть элементов соединяется химически, другая находится в состоянии разложения, ибо полному химическому соединению мешает высокая температура (3000—4000° Ц). Когда же соединение всех элементов закончится, газы будут расширяться и охлаждаться, как в столбе атмосферы.

Отсюда видно, что только начало взрывной трубы подвержено сильному давлению. Мы будем рассчитывать вес трубы и толщину ее стенок лишь на 1 *м* длины и на постоянное давление в 3000 *ат*, хотя среднее давление, в особенности при первых опытах, будет гораздо меньше.

Если диаметр трубы в несколько раз больше толщины ее стенок, то можно принимать (при обыкновенном хорошем материале), что вес сосуда в шесть раз больше, чем вес сжатого в сосуде воздуха (или газа, плотности и упругости воздуха). Но здесь этот закон неприменим, так как толщина стенок составляет значительную часть диаметра трубы. Зато при нашем расчете на достаточную поперечную прочность продольная прочность окажется избыточной (т. е. гораздо большей, чем нужно).

Произведем же расчеты.

$$\delta = R - r \tag{1}$$

Здесь даны толщина стенок трубы и радиусы ее — наружный и внутренний.

Далее

$$q = 2\ (R - r)\ \frac{K_z}{S}. \tag{2}$$

Тут показаны: сопротивление материала трубы на протяжении единицы ее длины, коэфициент сопротивления металла и желаемый запас прочности. Давление газов на том же протяжении будет:

$$q_1 = 10^3 p 2r, \tag{3}$$

где p есть давление в *ат*. Приравнивая это давление сопротивлению, из (1), (2) и (3) получим:

$$\frac{R - r}{r} = \frac{\delta}{r} = 10^3 \cdot p \cdot \frac{S}{K_z}. \tag{4}$$

Положим тут $p = 3000$; $S = 6$; $K_z = 60$ *кг/мм*^{2}$=6 \cdot 10^6$ *г/см*^{2}. Теперь найдем $\delta : r = 3$. Значит, толщина стенок будет в три раза больше внутреннего радиуса трубы или в полтора раза больше ее внутреннего диаметра. Но есть материалы вдвое более прочные, и запас прочности ввиду меньшего давления в трубе можно также уменьшить вдвое. Тогда толщина стенок составит только $^3/_4$ радиуса или $^3/_8$ диаметра.

Вес трубы будет:

$$G = \pi\ (R^2 - r^2) \cdot \gamma \cdot 100. \tag{5}$$

Это на протяжении 100 *см*; тут γ есть плотность материала. Мы принимали $2R$ от 2 до 4 *см*.

Из (5) и (4) найдем:

$$G = \pi \cdot p \cdot \gamma \cdot r^2 \left(10^3 \cdot p \cdot \frac{S}{K_z} + 2\right) 10^5 \cdot \frac{S}{K_z}. \tag{6}$$

Мы принимали внутренний диаметр трубы от 2 до 4 *см* или радиус от 1 до 2 *см*. Значит, формула (6) даст при обычном материале и большом запасе прочности для веса трубы значения от 37,7 до 150,7 *кг*. А для очень крепкого материала и при меньшем запасе прочности — от 5,2 до 20,7 *кг*. Но можно обойтись без формулы (6). Действительно, r—от 1 до 2 *см*; δ — от 3 до 6 *см*; R — от 4 до 8 *см*. Значит, вес трубы по формуле (5) будет 2512. $(R^2 - r^2)$ или от 37,7 до 150,7 *кг*. Так же можно получить вес трубы, когда толщина составляет $^3/_8$ внутреннего радиуса.

Что же выходит? Наибольший вес трубы не превышает 151 *кг* — и это при трате 1 *кг* взрывчатых веществ в секунду. Это более чем достаточно для заатмосферных полетов при полном весе ракеты в 1 *т*. Все остальное весит очень немного. Вес мотора с насосами и трубами — не более 10 *кг*. На раму, баки, рули, пилота и прочее положим 140 *кг*; всего будет около 300 *кг*. На взрывчатые вещества останется 700 *кг*, т. е. вдвое больше.

Для первых опытов и даже для полетов в стратосфере и пустоте этого может быть довольно; 700 *кг* водородных и кислородных соединений хватит на взрывание в течение от 700 до 7000 сек., или от 11,7 мин. до 1 ч. 57 мин.

И труба и весь снаряд, при опытах на месте, могут быть еще легче: до 100 *кг*.

Кислородное эндогенное соединение или смесь

На первое время можно употребить жидкий воздух. Примесь азота ослабит взрыв и понизит максимальную температуру. Со временем количество азота следует понемногу убавлять. Температура от этого повысится немного ввиду явлений диссоциации. Холодная жидкость, входя в отделение взрывной трубы, весьма полезна для ее охлаждения. Жидкий воздух очень дешев и будет вероятно еще дешевле.

Плотность его близка к единице, теплота испарения ничтожна (65), температура — 194° Ц, теплоемкость невелика. Нагревая и испаряя воздух, мы теряем немного энергии, тем более, что она получается от перегретых частей трубы, охлаждение которых совершенно неизбежно.

Выгоднее жидкого воздуха был бы азотный ангидрид N_2O_5, если бы не его дороговизна, химическое действие, неустойчивость и ядовитость. В нем кислорода втрое больше, чем азота. Притом это есть эндогенное соединение и потому оно при разложении выделяет тепло. Его пришлось бы подогревать, так как при обыкновенной температуре он тверд. Не порекомендуют ли нам известные физики более подходящие эндогенные соединения кислорода! Но понемножку жидкий воздух можно заменить кислородом из воздуха, который во всех отношениях лучше N_2O_5. Его температура в открытом сосуде — 182° Ц. Жидкий кислород из воздуха почти чист.

Водородное соединение

Жидкий водород вообще неприменим, в особенности на первое время. Причины: дороговизна, низкая температура, теплота испарения, трудность хранения. Практичнее употребить углеводороды с возможно большим относительно количеством водорода. Энергия их горения почти такая же, как разделенных водорода и углерода. Продукты горения парообразны или газообразны. Только примесь углерода повышает температуру горения вследствие его большей трудности диссоциации.

Но углеводороды с наибольшим процентом содержания водорода газообразны, как например, метан CH_4 или болотный газ. Обращается он в жидкость трудно и на первое время неприменим, хотя в нем водорода только в три раза (по весу) меньше, чем углерода. Лучше подходит бензол C_6H_6, хотя в нем углерода в 12 раз больше, чем водорода. Еще доступнее нефть с возможно большим содержанием водорода. Она даже дешевле жидкого воздуха. Нефть есть смесь углеводородов. В предельном углеводороде C_nH_{2n+2} водород составляет не менее $^1/_6$ доли (по весу) и не более $^1/_3$. Повторяем, что все углеводороды в отношении химической энергии могут считаться, приблизительно, за смесь водорода с углеродом. Плотность их большей частью меньше единицы. Все они выделяют летучие продукты и потому пригодны для ракеты.

Максимальная скорость продуктов горения при замене водорода углеводородами немного уменьшается: примерно, с 5 до 4 *км/сек* [1]. Это — при кислороде, содержащем немного азота.

Температура сгорания; охлаждение раструба ракеты и температура газов в раструбе

Для начала, чем ниже будет температура, тем лучше, так как легче найти материалы для взрывной трубы. Примесь азота к кислороду поэтому полезна. Низкая температура жидкого воздуха и охлажденной им нефти также полезна, хотя это охла-

---

[1] См. статью „Исследование мировых пространств“, стр. 48. *Прим. ред.*

ждение заставляет нас терять энергию. Но водород[1] нефти температуру горения повышает. В этом отношении выгоден был бы чистый водород, к которому, может быть, и перейдут со временем. Может быть, найдут его выгодные эндогенные соединения. **Очень был бы выгоден одноатомный водород H; если верить сведениям, то он выделяет на 1 *г* при образовании двухатомного водорода H_2 50 000 *кал*, т. е. почти в 16 раз более, чем 1 *г* гремучего газа. Отсюда видно, что существуют практические источники энергии, в десятки раз более энергичные, чем самые могучие из известных (как гремучий газ, окислы кальция и другие).**

В общем, если бы не было искусственного и естественного охлаждения трубы, высшая температура ее могла бы достигать 3000° Ц. Но газы после смешения, взрывания и достижения высшей температуры устремляются к выходу, все более и более расширяясь и оттого охлаждаясь: беспорядочное тепловое движение благодаря направляющему действию трубы превращается в согласное, механическое, струйное. В пустоте температура вылетающих газов должна бы достигнуть абсолютного нуля, так как там расширение не ограничено внешним давлением. В атмосфере же, при достаточно длинной конической трубе, температура понизится до 300—600° Ц. Средняя температура взрывной трубы поэтому не может быть очень высока: ведь тепло от накаленных ее частей быстро убегает к холодным. Кроме того, труба непрерывно охлаждается снаружи и внутри. В самом деле, в перегороженную ее начальную часть проникают непрерывной струей две очень холодные жидкости: жидкий воздух и охлажденная им же нефть. А наружные стенки трубы еще охлаждаются холодной нефтью, которая сама охлаждена окружающим ее жидким воздухом. Отсюда видно, что лишь центральная часть газового столба во взрывной трубе может иметь высшую температуру, части же его (продукты горения), прилегающие к стенкам, имеют температуру умеренную, так как охлаждаются холодной (вернее — не очень накаленной трубой.

Материалы взрывной трубы

Не может ли и при этих условиях расплавиться и загореться труба? Или хотя бы ее часть, подверженная высшей температуре? Горению металла (т. е. соединению его с кислородом или другими веществами) в начале трубы мешают низкая температура жидкостей и холодные стенки трубы. Перегородка тут препятствует химическому процессу, а значит, и выделению (рождению) тепла. Уже за перегородкой происходят смешение и горение. Тут температура достигает максимума. Но кислород быстро поглощается водородом и углеродом, не имея возмож-

[1] Циолковский ошибочно принял, что температура горения углерода выше, чем водорода, также что диссоциация углерода меньше чем у водорода. Слово „углерод“ мною заменено словом „водород“ и выпущен абзац. *Прим. ред. Цандера.*

ности сильно действовать на охлажденный металл трубы и соединяться с ним химически. При избытке водорода смесь даже обладает восстанавливающей силой, т. е. раскисляет металл. Сравнительно низкая температура стенок трубы даже мешает их расплавлению. Не мешает применить перемешивание нефти.

Безопасность взрывной трубы можно видеть из техники сваривания железа ацетилено-кислородным пламенем. Температура его выше температуры горения наших взрывных веществ, ибо берется чистый кислород, и ацетилен C_2H_2 содержит много углерода. При избытке водорода (т. е. его соединения — ацетилена) железо не только не горит, но даже окись его восстанавливается. Оно и не плавится, если его охлаждать хотя бы водой с задней стороны, так как не может достигнуть температуры плавления. Большие массы металлов затруднительно сплавлять, ибо их прежде нужно сильно нагреть.

Все же мы должны стремиться к тому, чтобы материал трубы был не только крепок и тугоплавок, но и обладал хорошей теплопроводностью, также малым химическим сродством с кислородом и другими элементами, входящими в состав взрывчатых веществ.

Многие тела имеют высокую температуру плавления. Например, вольфрам плавится при 3200° Ц. Но такие металлы редки, дороги, и обработка их в больших массах пока невозможна в силу именно их тугоплавкости. Пока от подобных материалов приходится отказаться. Начать придется с простого железа. Температура его плавления в чистом виде 1700° Ц, стали — меньше (около 1200—1300°). А нам ее как раз и придется употребить ввиду ее крепости. Для повышения крепости можно сплавлять ее с вольфрамом, хромом, никелем, марганцем, кобальтом и т. д. Тут нужны указания специалистов.

Полезно было бы покрыть стальную трубу слоем хорошо проводящего тепло металла вроде красной меди, алюминия и других (для лучшего охлаждения трубы). Но эти вещества обыкновенно или легкоплавки или непрочны. Поэтому такой прием неэкономен в отношении веса. Разве металлурги укажут нам подходящий для того материал. До тех же пор придется обойтись без этих покрышек и довольствоваться лучшим сортом стали и ее теплопроводностью, которая, повидимому, достаточна для первых опытов.

Если бы даже взрывная труба в месте ее высшей температуры немного и пригорела, то и тогда беда была бы не очень значительна. Ведь толщина ее стенок тут как раз наибольшая.

Работа всей машины

Рассмотрим работу всей машины, чтобы лучше судить о необходимых качествах разных материалов, ее составляющих.

Пускаем бензиновый мотор вхолостую. Заметим, что для уменьшения массивности его маховика полезно сделать двигатель многоцилиндровым, например, двухцилиндровым двойного действия.

Сцепляем мотор с двойным насосом, который начнет выкачивать из баков страшно холодные жидкости и вгонять их в перегороженное начало трубы. Начнутся взрывы. (Собственно, ряд холостых выстрелов.) Часть трубы за перегородкой накалится, и тепло будет распространяться по трубе в обе стороны, значит, и на отгороженную часть. Поэтому жидкости, еще не доходя до перегородок, будут нагреваться, обращаться в газы и пары.

Через решетки уже будут вырываться газообразные вещества более или менее плотные. Смешение этим облегчится, так что, может быть, решетки и не понадобятся Но начало взрывной трубы, клапаны и насосы будут иметь невысокую температуру и потому пострадать никак не могут. На них пойдут обыкновенные материалы.

Каждый ход насоса дает взрыв. Сгущенная взрывная волна, дав могучий толчок трубе и соединенной с ней раме, распространится вдоль трубы в виде расширяющейся и охлаждающейся от этого газовой массы. До конца трубы при атмосферном давлении доходит не очень горячий газ — с температурой в 300 — 600° Ц. Во всяком случае ее легко вынесут металлические рули. В пустоте же температура окажется совсем низкой в зависимости от расширения трубы и длины ее. Частые взрывы (до 25 в секунду) сливаются в один и дают тягу (ряд отдач) или движение аппарату.

Успех опытов на месте (на станке) состоит в следующем:

1. Аппарат должен оставаться целым, а взрывная труба не должна доходить до полного разрушения после израсходования всех взрывчатых веществ.

2. Массивность аппарата при этом должна быть наименьшей.

3. Реактивное давление должно быть наибольшим, согласно быстроте расходования продуктов взрыва и их качеству.

4. Для этого сгорание должно быть как можно совершеннее.

5. Также температура оставляющих трубу газов должна быть наименьшей.

6. Прибор должен поворачиваться по желанию опытного управителя и сохранять желаемое направление.

7. Работа насосов не должна быть велика.

После опытов на одном месте и достижения успеха можно снаряд поставить на четыре колеса и катиться реактивным действием на аэродроме. Сначала он может быть обыкновенных размеров, но по мере увеличения скорости размеры его должны возрастать. Возможно, что придется воспользоваться в тихую погоду озером и глиссером, сняв колеса.

При четырех колесах придется управлять одним отвесным рулем поворота, при двух колесах вдоль — рулями поворота и боковой устойчивости, наконец, при одном колесе — всеми рулями.

Затем с аэродрома или озера можно начать взлеты, не выходя за пределы тропосферы. Для облегчения этого следует к аппарату приспособить аэропланные крылья, а рули увеличить настолько, чтобы они могли служить для планирования и при отсутствии взрывания.

Обеспечение безопасности работ

Все опыты надо производить продуманно и с крайней осторожностью. Запас элементов взрыва сначала должен быть очень небольшой: примерно для десятка ходов поршня, т. е. для десяти холостых выстрелов. Насосы можно взять наименьших размеров или ход их поршней сократить и приводить в действие руками или ногами. После каждого опыта, т. е. немногих взрывов, осматривать состояние взрывной трубы, клапанов, рамы и всего аппарата. Только понемногу учащать число взрывов и их силу.

Для начала можно воспользоваться короткой цилиндрической взрывной трубой с постоянной толщиной стенок, потом такой же, но длиннее и с утоньшением стенок к выходному отверстию, далее — конической с быстрым утоньшением стенок к концу. При наименьшем весе трубы (по расчету) надо ограждать ее на случай разрыва другой трубой.

Охлаждение на первое время можно делать водой (как охлаждаются пушки), запасы взрывчатых материалов держать друг от друга в отдалении, хотя только быстрое смешение этих запасов может дать опасный взрыв в помещении. Они же у нас лежат в разных сосудах и сами по себе совершенно безвредны. Сосуд с жидким воздухом должен иметь сверху отверстие для свободного испарения. Чтобы его меньше уходило, следует ограждать сосуды от проникновения внешнего тепла. В пустоте это легко, в воздухе же нужны сосуды вроде дюаровских. Впрочем, взрывание так недолго в космической ракете, что эти предосторожности излишни, так как потери и при обыкновенных баках незначительны.

Учащая число взрывов и порцию каждого заряда, в конце-концов прибегнем к мотору и к типу снаряда, более или менее близкому к нашему чертежу.

В сущности, мы имеем дело с частым рядом не очень сильных холостых выстрелов. Поэтому, если взрывная труба достаточно крепка или предохранена, то мы ничем не рискуем, производя свои эксперименты. Но опыты должны руководить нами. Ничего абсолютно верного мы не должны считать в наших теоретических указаниях.

Ракетные космические поезда

Что такое ракетный поезд

1. Под ракетным поездом я подразумеваю соединение нескольких одинаковых реактивных приборов, двигающихся сначала по дороге, потом в воздухе, потом в пустоте вне атмосферы, наконец, где-нибудь между планетами или солнцами.

2. Но только часть этого поезда уносится в небесное пространство, остальные части, не имея достаточной скорости, возвращаются на землю.

3. Одиночной ракете, чтобы достигнуть космической скорости, надо давать большой запас горючего. Так, для достижения первой космической скорости, т. е. 8 *км/сек*, вес горючего должен быть по крайней мере в 4 раза больше веса ракеты со всем ее остальным содержимым. Это затрудняет устройство реактивных приборов.

Поезд же дает возможность или достигать больших космических скоростей или ограничиться сравнительно небольшим запасом составных частей взрывания.

4. Мы будем сначала решать задачу в самом простейшем виде. Предполагаем устройство всех ракет совершенно одинаковым; запасы горючего и силу взрывания также. На деле, конечно, должны быть некоторые уклонения. Так, ракеты, двигающиеся по дороге, будут проще, двигающиеся только в атмосфере, не имеют надобности снабжаться приспособлениями для продолжительного существования людей в эфирном пространстве.

Устройство и действие поезда

5. Взрыв начинается с передней ракеты, чтобы весь поезд подвергался не сжатию, а натяжению, с которым легче бороться. Кроме того, это способствует и устойчивости поезда во время взрывания. При этом можно составить более длинный поезд, а следовательно получить и бóльшую скорость при том же запасе горючего в каждом ракетном вагоне.

6. Чем короче вагоны, тем больше может быть их число при том же запасе прочности, а чем больше их число, тем окончательная скорость последнего заднего вагона будет больше. Это заставляет стремиться нас делать отдельные снаряды возможно

короче. Но диаметр ракетного прибора не может быть меньше 1 *м*. Значит, длина ракетного вагона не может быть менее 10 *м*. При меньшей продолговатости сопротивление воздуха окажется чересчур значительным. Для ракет, возвращающихся на землю, это может быть достаточным, но для космического вагона надо не менее **3 *м* в диаметре и 30 *м* в длину**. Отсюда вывод: последний космический вагон надо делать обширнее.

7. Устройство космической ракеты очень сложно и будет еще непрерывно усложняться. Мы не имеем цели сейчас входить во все подробности. Тут цель другая: показать выгоды поезда в отношении окончательной скорости в сравнении с одиночным реактивным прибором. Возможно, что маленькая ракета по достижении эфирного пространства будет развертываться в большую. Но мы все это оставим и примем размеры ракеты в 3 и 30 *м*.

8. Поперечник ракеты составляет 3 *м*, длина ее 30 *м*, толщина стенок 2 *мм* (к концам толще). Плотность их материала — 8. Площадь среднего сечения 7 *м*^{2}; поверхность — 180 *м*^{2}, объем — 105 *м*^{3}. Ракета может вместить 105 *т* воды. Отсек оболочки в 1 *м* весит везде одинаково, так как к концам она толще, именно — 0,15 *т*. Столько же полагаем на людей, баки, трубы, машины и другие приспособления: всего 0,3 *т* на 1 *м* длины. Значит, вся оболочка ракеты будет весить $4^1/_2$ *т*. Столько же внутреннее содержание, — всего 9 *т*. Из этого веса на людей довольно 1 *т*.

9. Запас взрывчатых веществ положим на 1 *м* отсека 0,9 *т*, а на всю ракету — 27 *т*, т. е. в **три** раза больше, чем весит ракета со всем содержимым. (Соответствующая скорость для одной ракеты при употреблении нефти равна 5520 *м/сек.*) Этот запас в одной ракете займет (при плотности его, равной единице) 27 *м*^{3}, т. е. около четвертой доли всего объема ракеты. На людей и машины останется 78 *м*^{3}. Если возьмем 10 человек, то каждому достанется около 8 *м*^{3}. Кислорода в таком объеме при 2 *ат* давления хватит на дыхание 160 человек в течение 24 час., или 10 человек в течение 16 дней, конечно, при удалении продуктов дыхания.

Мы хотим показать, что даже такой большой запас горючего необременителен для ракеты.

10. Взрывание натягивает поезд, — и вот почему толщина стенок в узких местах ракеты больше: сопротивление разрыву каждого сечения ракеты должно быть одинаково.

11. Оболочка ракеты при запасе прочности в 5 выдержит сверхдавление в 4 *ат*. Но так как оно и в пустоте не более 2 *ат*, то запас прочности будет 10.

12. Так как всем ракетам может предстоять планирование, даже последней — космической — при ее возвращении на Землю, то каждая ракета снабжается необходимым для этого устройством.

Одиночная надутая оболочка, имеющая, по необходимости, форму точеного на токарном станке тела (тела вращения), планировать будет слабо. Надо соединить, например, три такие поверхности. Надутые воздухом или кислородом, примерно, до 2 *ат* они представят собою весьма прочную балку.

13. Крылья мы не можем предложить вследствие значительного их веса.

14. Каждая ракета должна иметь рули: направления, высоты и противодействия вращению. Они должны действовать не только в воздухе, но и в пустоте.

15. Рули находятся в задней части каждой ракеты. Рулей две пары. За ними сейчас следуют взрывные трубы. Направление их отклонено, немного в бок. Иначе вырывающиеся газы будут давить на заднюю ракету.

Число взрывных труб не менее четырех. Их выходные концы расположены по окружности ракеты на равных расстояниях друг от друга. Взрывание происходит толчками, как отдельные холостые выстрелы. Эти толчки могли бы повредить ракете. Поэтому полезно число труб делать гораздо более четырех. Выстрелы будут чаще и могут быть распределены так, что давление на ракету от взрывов будет довольно равномерно.

Каждая пара рулей находится в одной плоскости (параллельной длинной оси ракеты), но отклонение их от нее может быть неодинаково. Тогда ракета начнет вращаться. Из этого видно, что любая пара может в этом случае служить для устранения вращения ракеты. Каждая пара, кроме того, служит для управления направлением снаряда в данной плоскости. В общем получается желаемое направление в пространстве и отсутствие вращения. Поток взрывающихся газов направляется на эти рули. Понятно после этого, что они служат не только в воздухе, но и в пустоте.

16. Маленькие кварцевые окна дают несколько солнечных пятен внутри ракеты, нужных при управлении. Другие большие окна закрыты снаружи ставнями. Потом в разреженной атмосфере или в пустоте их открывают.

17. Носовая часть занята людьми. Далее следует машинное отделение (насосы и двигатели для них), наконец, кормовая часть занята взрывными трубами и окружающими их баками с нефтью. Последние окружены баками со свободно испаряющимся жидким и холодным кислородом.

18. Дело происходит приблизительно так. Поезд, положим, из пяти ракет, скользит по дороге в несколько сот километров длиной, поднимаясь на 4—8 *км* над уровнем океана. Когда передняя ракета почти сожжет свое горючее, она отцепляется от четырех задних, которые продолжают двигаться по инерции, передняя же уходит от задних вследствие продолжающегося, хотя и ослабленного, взрывания. Управляющий ею направляет ее в сторону и она понемногу спускается на землю, не мешая движению, оставшихся сцепленными четырех ракет.

Когда путь очищен, начинает свое взрывание вторая ракета (теперь передняя). С ней происходит то же, что и с первой: она отцепляется от задних трех и сначала обгоняет их, но потом, не имея достаточной скорости, поневоле возвращается на планету.

Так же и все другие ракеты, кроме последней. Она не только выходит за пределы атмосферы, но и приобретает космическую скорость. Вследствие этого она или кружится около Земли, как ее спутник, или улетает далее — к планетам и даже иным солнцам.

Определение скорости и других характеристик поезда

19. Для одиночной ракеты мы имеем формулу [см. мое „Исследование мировых пространств реактивными приборами", формула (38)]:

$$\frac{c_1}{W} = \ln\left(1 + \frac{M'_1}{M_0}\right),$$

где дано отношение окончательной скорости ракеты c_1 к скорости отброса W в зависимости от отношения полной массы отброса M'_1 или горючего к массе ракеты со всем содержимым, кроме составных частей взрыва; ln — натуральный логарифм.

20. Эту формулу можно применить и к сложной ракете, т. е. к поезду из реактивных приборов. c_1 будет означать прибавочную скорость V каждого поезда от взрывания вещества в одной ракете. Относительная скорость отброса W всегда останется одна и та же, что и масса отброса M'_1. Но масса ракеты M_0 не есть масса одной ракеты, а целого поезда, без массы взрывного материала M'_1 передней ракеты, которая действует на весь поезд со всем его еще нетронутым горючим.

21. Поэтому мы должны заменить в формуле (19) массу ракеты M_0 массою поезда M_p по формуле:

$$M_p = (M_0 + M'_1)\, n - M'_1,$$

где n означает число ракет. Очевидно, что это выражение относится не только к полному поезду, состоящему из определенного числа ракет n, но ко всякому другому частному поезду (после убыли нескольких передних ракет), состоящему только из меньшего их числа n'.

22. Теперь вместо формулы (19) получим:

$$\frac{V}{W} = \ln\left[1 + \frac{M'_1}{(M_0 + M'_1)\, n - M'_1}\right].$$

23. Для первого поезда, состоящего из наибольшего числа n_1 ракет, получим:

$$\frac{V_1}{W} = \ln\left[1 + \frac{1}{[(M_0 : M'_1) + 1] \cdot n_1 - 1}\right].$$

24. Для второго поезда, в котором одной ракетой меньше, найдем:

$$\frac{V_2}{W} = \ln\left[1 + \frac{1}{[(M_0 : M_1') + 1] \cdot (n - 1) - 1}\right].$$

25. Так же и для остальных. Вообще же для поезда порядка x будет:

$$\frac{V_x}{W} = \ln\left[1 + \frac{1}{[(M_0 : M_1') + 1] \cdot (n_1 - x + 1) - 1}\right].$$

26. Например, для последнего поезда $x = n_1$. Подставив, получим формулу (19) для одиночной ракеты.

27. Скорость первого поезда выражается формулой (23), полная скорость второго — суммою скорости первого поезда и прибавочной скорости второго. Вообще полная скорость поезда порядка x выражается суммою прибавочных скоростей (25) первых x поездов. Полная скорость последней задней ракеты будет равна сумме прибавочных скоростей всех поездов, от самого сложного до последнего, состоящего из одной ракеты (порядка n_1).

28. Из общей формулы (25) мы видим, что прибавочные скорости поездов тем больше, чем меньше осталось ракет. Наименьшая прибавочная скорость — у полного поезда, наибольшая — у последнего, когда $x = n_1$, т. е. когда в нем осталась только одна ракета. Прибавочные скорости возрастают весьма медленно, и поэтому очень большое число ракет дает мало выгоды, т. е. лишь немного увеличивает полную скорость последней ракеты.

Все же возрастание космической скорости было бы беспредельным, если бы не ограниченная крепость материала, из которого сделаны ракеты.

29. Вычисления можно упростить, если считать поезда с конца, в обратном порядке, т. е. последний поезд из одиночной ракеты считать за первый, предпоследний — за второй и т. д. Тогда порядковое число будет y, и мы получим:

$$y + x = n_1 + 1.$$

30. Исключая с помощью этого уравнения x из уравнения (25), получим:

$$\frac{V}{W} = \ln\left[1 + \frac{1}{[(M_0 : M_1') + 1] \cdot y - 1}\right].$$

Этим мы доказали, что при счете поездов с конца прибавочная скорость не зависит от полного числа ракет n_1 в поезде, а только от обратного их порядка y.

31. Так составим таблицу, по которой легко будет узнавать полную скорость каждого частного поезда и наибольшую полную скорость последнего поезда, состоящего из одной ракеты.

Порядок y поезда с конца									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Порядок с начала x									
10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
Относительная прибавочная скорость, если $M_0 : M_1' = 1/3$:									
1,386	0,470	0,262	0,207	0,166	0,131	0,113	0,100	0,09	0.08
Окончательная относительная скорость последнего поезда (из одной ракеты), состоящего в начале движения из нескольких ракет:									
1,386	1,856	2,118	2,325	2,491	2,622	2,735	2,835	2,925	3,005

32. Если, например, у нас поезд из четырех ракет, то последняя окончательная относительная скорость будет 2,325, т. е. она будет во столько раз больше скорости отброса.

Скорости частных поездов (при четырех ракетах) в нормальном порядке можно узнать из второй строки. Они будут по времени, начиная с самого сложного:

$$0{,}207;\ 0{,}207 + 0{,}262 = 0{,}469;\ 0{,}469 + 0{,}470 = 0{,}939;$$
$$0{,}939 + 1{,}386 = 2{,}325.$$

Для поезда из десяти ракет полная скорость последней ракеты равна 3,005. Скорости частных поездов этого поезда, по порядку x, узнаем также из второй строки, складывая ее числа, начиная справа.

33. Истинные скорости можем определить, зная скорость V, отброса т. е. скорость вылетающих из взрывной трубы продуктов горения. Получим такую таблицу:

Число ракет в поезде									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Окончательная секундная скорость последнего поезда в *км*, если $M_0 : M_1' = 1/3$ и $W = 3$ *км/сек*									
4,17	5,58	6,36	6,96	7,47	7,86	8,19	8,49	8,76	9,00
То же, но $W = 4$ *км/сек*									
5,56	7,49	8,49	9,28	9,96	10,48	10,92	11,32	11,68	12,00
То же, но $W = 5$ *км/сек*									
6,95	9,30	10,60	11,60	12,45	13,10	13,65	14,15	14,60	15,00

Даже при употреблении нефти и использовании энергии горения в 50% ($W = 3$) при 7—8 поездах получается космическая скорость. При большем использовании она получается уже при трех и даже двух поездах. Для удаления от Земли и достижения планет до астероидов может быть достаточно десятиракетного поезда.

34. Если в формуле (30) масса ракеты M_0 велика в сравнении с массой отброса M'_1, или частный поезд содержит много ракет, т. е. y велико, то второй член в формуле (30) представит малую правильную дробь Z.

Тогда можем положить приблизительно:

$$\ln(1+Z) = Z - \frac{Z^2}{2} + \frac{Z^3}{3} - \frac{Z^4}{4} \ldots$$

Чем меньше дробь Z, тем меньше можем брать членов.

35. Положим, например, как раньше:

$$M_0 : M'_1 = 1/3 \text{ и } y = 6.$$

Первое приближение по (34) даст $1/7$, или 0,143. Это немного больше, чем по табл. 31 (0,131). Второе приближение будет 0,133, что еще ближе к истине. Если возьмем девятиракетный поезд, то $Z = 1/_{11}$ и первое приближение даст $Z = 0{,}91$, что уже почти согласуется с таблицей.

36. Итак, начиная с 11-го поезда, можем смело положить:

$$\frac{V_y}{W} = Z = 1 : \left[\left(\frac{M_0}{M'_1} + 1\right) \cdot y - 1\right].$$

37. Сумму прибавочных скоростей поездов далее 11-го с конца можем узнать приблизительно интегрированием выражения (36). Получим

$$\frac{M'_1}{M_0 + M'_1} \cdot \ln\left[\left(\frac{M_0}{M'_1} + 1\right) \cdot y - 1\right] + \text{const.}$$

Если $y = 10$, то сумма прибавочных скоростей равна нулю. Следовательно:

$$\text{const.} = -\frac{M'_1}{M_0 + M'_1} \cdot \ln\left[\left(\frac{M_0}{M'_1} + 1\right) \cdot 10 - 1\right].$$

Значит, для суммы прибавочных скоростей получим:

$$\frac{M'_1}{M_0 + M'_1} \cdot \ln\left[\frac{\left(\frac{M_0}{M'_1} + 1\right) \cdot y - 1}{\left(\frac{M_0}{M'_1} + 1\right) \cdot 10 - 1}\right].$$

38. Полагая тут $y = 11$ (одинадцатый поезд, т. е. прибавку одной ракеты к десяти), найдем относительную прибавочную скорость в 0,077 (табл. 31).

Если мы прибавим 10 поездов, то $y = 20$, и суммированная прибавочная скорость десяти поездов будет 0,55. При скорости отброса в 4 *км/сек* абсолютная прибавка составит 2,2 *км/сек*.

Прибавим 90 ракет; $y = 100$, и прибавочная скорость будет 1,78. Абсолютная прибавка ($W = 4$ *км/сек*) равна 7,12 *км/сек*. По табл. 33

десять поездов при тех же условиях дают 12 *км/сек.* Значит, 100 поездов дадут скорость в 19,12 *км/сек.* Это более чем нужно для удаления к иным солнцам.

При 50% использовании горючего (табл. 33) найдем, что скорость от 100 поездов будет $9+5{,}34=14{,}34$ *км/сек.*

39. При более чем 100 ракет в поезде можем суммированную прибавочную скорость выразить формулой (из 37):

$$\frac{M'_1}{M_0+M'_1}\cdot\ln\left(\frac{y}{10}\right).$$

40. Например, для 1000 поездов наибольшая относительная скорость будет 3,454. Если $W=4$, то абсолютная прибавка от 990 ракет равна 13,82, а всего от 1000 ракет получим 25,82 *км/сек.*

41. Представим себе сначала горизонтальное движение всех поездов. У последней ракеты будет наибольшее секундное ускорение (прибавка скорости в 1 сек.). На практике удобно, чтобы сила взрывания была постоянной. Если это будет так, то ускорение одиночной ракеты сначала будет слабее, потому что масса будет велика, ибо горючее еще не израсходовано. Потом, по мере его сгорания, ускорение будет больше. Так, при нашем тройном запасе в начале ускорение будет в четыре раза больше, чем в конце, когда весь взрывной материал вышел.

42. При взрывании, нормальном к направлению тяжести, пользоваться большим ускорением (на твердом пути, в воздухе или в пустоте) невыгодно. Во-первых, понадобятся особые предохранительные средства для спасения пассажира от усиленной тяжести, во-вторых, самая ракета должна делаться прочнее, а стало быть, и массивнее, в-третьих, взрывные трубы и другие машины должны быть тоже крепче и массивнее.

43. Примем наибольшее ускорение поезда в 10 *м/сек²*. Такое же ускорение в 1 секунду Земля сообщает свободно падающим предметам. Ясно, что подобное ускорение будет в последнем поезде, состоящем из одной ракеты — притом в конце равномерного взрывания. Мы допустим, что сила этого взрывания уменьшается пропорционально уменьшению полной массы ракеты, так что ускорение все время будет постоянным и равным 10 *м/сек²*.

44. Масса поездов из двух и более ракет мало изменяется, и потому силу взрывания здесь можем принять постоянной, а ускорение считать неизменным. Притом оно будет тем меньше, чем число ракет в поезде больше, так что некоторая неравномерность ничему повредить не может.

45. Ускорение второго поезда (с конца) будет вдвое меньше, так как масса его вдвое больше, десятого — в десять раз меньше, так как он содержит 10 ракет одинаковой массы, и т. д.

Выходит, что напряжение горизонтального поезда или его относительный вес не зависит от числа ракет. Действительно, если даже будет 1000 ракет, то натяжение его будет, с одной стороны, благодаря массе в 1000 раз больше, с другой, благодаря малому ускорению в 1000 раз меньше. Очевидно, поезд из любого числа ракет будет иметь такое же натяжение, как и состоящий из одной ракеты.

46. Если натяжение удлиненного поезда и будет больше, то только благодаря трению и сопротивлению воздуха. Этим мы пока пренебрежем.

47. Наклон пути к горизонту также увеличивает натяжение поезда пропорционально его длине. Но если мы примем кривой путь, постепенно восходящий, причем наклон его будет (тангенс или синус наклона) очень мал и пропорционален ускорению поезда, то и этим обстоятельством можем принебречь.

48. Имея все это в виду, вычислим времена, скорости, рейсы и подъемы поездов (табл. 49).

Очень удобно допустить, что **взрывная часть в каждой ракете устроена и действует одинаково. Тогда время взрывания при полном израсходовании одного и того же запаса горючего также будет одинаково во всех ракетах.**

Если получим первую космическую секундную скорость в 8000 *м/сек*, то там, вне атмосферы, давлением света или другим способом уже легко будет удаляться от Земли и путешествовать в пределах солнечной системы и даже далее.

49. Поезд в 5 ракет.

	Номера поездов в хронологическом порядке				
(1)	1	2	3	4	5
	Число ракет в каждом поезде				
(2)	5	4	3	2	1
	Среднее ускорение в $м/сек^2$				
(3)	2	2,5	3,33...	5	10
	(Время взрывания постоянно.) Относительная прибавочная скорость каждого поезда				
(4)	0,2	0,25	0,333...	0,5	1,0
	Окончательная относительная скорость каждого поезда				
(5)	0,2	0,45	0,783	1,283	2,283
	Абсолютная скорость каждого поезда, если прибавочную скорость последней ракеты принять в 5520 *м/сек* [1]				
(6)	1104	2484	4322	7082	12 602
(7)	Время взрывания в секундах равно 1104 : 2 = 552 = 5520 : 10 = 552. Оно одно и то же для всех ракет				
	Средняя скорость каждого поезда в *м/сек*				
(8)	552	1242	2161	3541	6301
	Весь пройденный каждым поездом путь в *км* (при взрывании)				
(9)	288,14	685,58	1192,87	1954,63	3478,15

[1] См. „Исследование пространств реактивными приборами“, стр. 68.

	Тангенс наклона				
(10)	0,02	0,025	0,033..	0,05	0,1
	Отвесный полный подъем каждого поезда в *км*				
(11)	5,76	17,1	39,6	97,7	347,8
	То же, если наклон вдвое меньше				
(12)	2,88	8,5	19,8	48,8	173,9
	Окончательная скорость при 50% использовании взрывных веществ, когда скорость одиночной ракеты равна 3900 *м/сек*				
(13)	780	1755	3054	4992	8892
	Длина поездов в *м*				
(14)	150	120	90	60	30

50. Из 6-ой строки видим, что пятикратный поезд дает скорость, достаточную для удаления от Земли и даже от ее орбиты. Почти первую космическую (8000 *м/сек*) скорость приобретает предпоследний поезд, состоящий из двух ракет. Так что ему немного нехватает, чтобы носиться вне атмосферы, вокруг Земли вместе с последней ракетой, взрывчатый материал которой еще не израсходован. Понятно, что он может быть заменен каким-либо другим грузом. Отсюда видна возможность делать спутниками Земли целые нагруженные поезда, если полное число составных частей поезда, т. е. ракет, достаточно велико.

51. Из 7-ой строки видно, что время взрывания в каждом поезде равно 552 сек. или 9,2 мин. Для пяти поездов это составит 46 мин. времени. Значит, менее, чем в час, все будет закончено, и последняя ракета сделается блуждающим телом.

Запас взрывных веществ у нас втрое более веса ракеты с остальным содержимым и потому равен 27 *т*. Следовательно, в секунду должно взрываться 48,9 *кг*. **Равномерность действия требует большого числа взрывных труб.** Если в каждой ракете их будет 40, а мотор дает в секунду 30 оборотов, или 30 накачиваний (порций), то каждая порция составит 0,041 *кг*, или 41 *г*. С чем сравнится эта канонада? 1200 холостых выстрелов в секунду, в 41 *г* сильного взрывчатого вещества каждый. И она продолжается последовательно и непрерывно во всех ракетах в течение 46 мин.

52. Мы приняли размер поперечника ракеты в 3 *м*. На первое время можно ограничиться 1 *м*. Тогда вся эта ужасающая картина ослабится в 27 раз (три в кубе). Мы говорили, что в этом случае последняя космическая ракета может особым образом развернуться и быть просторным помещением для человека. Но об этом в другом месте.

53. Из 9-ой строки видно, что пути, пройденные поездами, не превышают размеров земного шара. Но отвесный подъем каждого поезда (строка 11) гораздо меньше. Так, только первый поезд, прокатясь по Земле 288 *км*, поднимается на высоту 5—6 *км*. Второй поезд уже скоро должен оставить твердую дорогу и лететь в воздухе. Последняя ракета, не кончив еще взрывания, улетает уже за пределы атмосферы. Это — когда наибольший тангенс угла подъема (у последнего поезда) равен 0,1, а соответствующий угол с горизонтом — 6°. Для первого поезда он немного более 1°, для второго — 2° и т. д.

54. При наклоне, вдвое меньшем (строка 12), уже два поезда могут время своего взрывания проводить на твердом пути. Высота земных гор еще позволяет это. Тогда твердый путь составит около 600—700 *км*.

55. В строке 13 мы предположили 50% использования энергии взрывных веществ. И тогда последний поезд получает скорость, намного превосходящую первую космическую (8 *км/сек*). Ракетные рейсы, понятно, при этом будут короче.

56. Наибольший начальный поезд имеет в длину 150 *м*. Если же ограничиться на первое время втрое меньшими размерами, то всего получим для пятиракетного поезда 50 *м*.

57. Мы уже говорили, что прочность поезда (на разрыв) не зависит от числа ракет на горизонтальном пути. Однако, достаточна ли прочность одиночной ракеты?

Площадь сечения оболочки ракеты везде одинакова и равна (при толщине в 2 *мм*) 18 000 *мм*^{2}. Сопротивление разрыву при шестикратном запасе прочности будет не менее 180 *т*. Ракета со всем содержимым (и горючим) имеет массу в 36 *т*. Ускорение в 10 *м/сек*^{2} в связи с обыкновенной тяжестью создает относительную тяжесть в 1,4 раза больше земной. Но горизонтальная составляющая будет только равна земной. Таким образом ракета подвергается натяжению, равному 36 *т*. Эта разрушающая сила в 5 раз меньше силы сопротивления материала. Если же примем ракеты в три раза меньшего диаметра и длины, то разрушающая сила будет в 15 раз меньше прочного сопротивления.

58. Наклонное движение увеличивает это разрушающее влияние. Но оно для всех поездов одинаково. Так, для одиночной ракеты наклон наибольший и увеличивает напряжение только на 0,1. Наклон, например, пятикратной ракеты в пять раз меньше, так что, несмотря на большую массу, напряжение будет увеличено (в сумме) тоже на 0,1.

59. Отсюда видно, что ракеты могли бы делаться менее массивными, если бы не газовое сверхдавление, неизбежное в пустоте. Его все же можно уменьшить в четыре раза, так как вместо 4 *ат* сверхдавления можно ограничиться одной. Однако, оболочка окажется для малых ракет непрактично тонка.

60. Ввиду избыточной крепости поезда на растяжение мы предложим еще таблицы на поезда из 1, 2, 3, 4 и 5 ракет. Но здесь мы допускаем, что **сила и скорость взрывания одной и той же массы взрывного материала пропорциональны массе поезда.** Так, первый поезд, положим, из пяти ракет, тянется силою в пять раз большею, чем одна ракета, и потому **оба поезда имеют одно и то же ускорение, так же и все частные поезда одного и того же общего поезда.** Выходит, что, несмотря на различие в числе ракет разных поездов, у нас как бы движется одно тело с неизменным

секундным ускорением. Но время взрывания, конечно, обратно пропорционально массам частных поездов (ибо, чем сильнее взрывание, тем скорее оно кончается).

61. Во всех таблицах (см. 62 и 63) мы принимаем окончательную суммовую скорость последней ракеты равной первой космической скорости в 8 *км/сек*. Таблицы, между прочим, дают ответ на вопрос: какая же при этом требуется прибавочная скорость для одиночной ракеты. Из пятой строки таблицы мы видим, что эти наибольшие прибавочные скорости будут таковы для разных поездов.

Число ракет в поезде	1	2	3	4	5
Требуемая прибавочная скорость от одиночной ракеты в *км/сек*	8	5,3	4,4	3,8	3,5

Мы видим, что прибавочная скорость тем меньше, чем число ракет в поезде больше. Так, для пятикратного поезда она только 3,5 *км/сек*, что достигается при относительном запасе горючего в 1 или 1,5.

Из 10-й и 16-й строк видим, что длина рейсов по твердому грунту тут гораздо меньше. Также весь процесс взлета короче: всего 800 сек., или 3,3 мин., так как секундное ускорение не уменьшается, пока идет взрывание.

62. Длина ракеты 30 *м*.

	1 ракета	2 ракеты		3 ракеты		
Номера поездов	1	1	2	1	2	3
Число ракет и относительная сила взрывания	1	2	1	3	2	1
Относительное время взрывания	1	1	2	1	1,5	3
Относительное время ускоренного движения каждого поезда	1	1	3	1	2,5	5,5
Окончательная скорость каждого поезда в *м/сек*	8000	2667	8000	1454	3636	8000
Прибавка скорости каждого поезда в *м/сек*	8000	2667	5333	1454	2182	4364
Время движения каждого поезда с предыдущими в секундах	800	266,7	800	145,4	363,6	800,0

	Время движения одного поезда в секундах				
800	266,7	533,3	145,4	218,2	436,4
	Средняя скорость каждого поезда в *м/сек*				
4000	1333,3	4000	727,2	1818,2	4000,0
	Длина пути каждого поезда с предыдущими в *км*				
3200	355,5	3200	105,7	661,1	3200
	Пролет каждого поезда отдельно в *км*				
3200	355,5	2844,5	105,7	555,4	2538,9
Высота поднятия				$\sin \alpha = 0{,}30$	
960	106,7	960	31,7	198,3	960
То же				$\sin \alpha = 0{,}25$	
800	88,9	800	26,4	166,3	800,0
То же				sin угла = 0,20	
640	77,1	640	211	132,2	640,0
То же				sin угла = 0,15	
480	53,3	480	15,8	99,2	480,0
То же				sin угла = 0,10	
320	35,5	320	10,6	66,1	320,0
	Длина всего поезда в *м*				
30	60	30	90	60	30

63. Длина ракеты 30 *м*.

4 ракеты				5 ракет				
Номера поездов								
1	2	3	4	1	2	3	4	5
Число ракет в каждом и относительная сила взрывания								
4	3	2	1	5	4	3	2	1
Относительное время взрывания каждого поезда								
1	1,33	2	4	1	1,25	1,67	2,5	5

1	2	3	4	1	2	3	4	5
Относительное время ускоренного движения каждого поезда								
1	2,33	4,33	8,33	1	2,25	3,92	6,42	11,42
Окончательная скорость каждого поезда в *м/сек*								
960,4	2237,7	4158,5	8000	700,6	1576,3	2746	4497,8	8000
Прибавка скорости каждого поезда в *м/сек*								
960,4	1277,3	1920,8	3841,5	701	876	1170	1752	3502
Время движения каждого поезда с предыдущими в секундах								
96,0	223,8	415,8	800,0	70	158	275	450	800
Время ускоренного движения одного поезда в секундах								
96,0	127,8	192,0	384,2	70	88	117	175	350
Средняя скорость каждого поезда в *м/сек*								
480,2	1118,8	2079,2	4000,0	350	788	1373	2249	4000
Длина рейса каждого поезда с предыдущими в *км*								
46,08	250,43	864,45	3200	24,50	124,50	377,57	1012,05	3200
Пролет каждого поезда отдельно в *км*								
46,1	204,3	614,02	2335,6	24,5	100,0	253,1	634,4	2188,0
	Высота поднятия					$\sin \alpha = 0,3$		
13,8	75,1	259,3	960,0	7,35	37,35	112,28	303,61	960
	То же					$\sin \alpha = 0,25$		
11,5	62,6	216,1	800,0	6,1	31,1	94,4	253,0	800
	То же					$\sin \alpha = 0,20$		
9,6	50,1	172,9	640,0	4,9	24,9	75,5	204,4	640
	То же					$\sin \alpha = 0,15$		
6,9	37,5	129,7	480,0	3,67	18,6	56,7	151,8	480
	То же					$\sin \alpha = 0,1$		
4,6	25,0	86,4	320,0	2,45	12,4	37,8	101,2	320
Длина всего поезда в *м*								
120	90	60	30	150	120	90	60	30

64. Наклон твердой дороги к горизонту и тут надо признать очень малым, но постоянным, например в 6°, причем $\sin\alpha$ будет равен 0,1. Дорога выйдет прямой, но не вогнутой, как в случае непостоянного секундного ускорения частных поездов.

65. Для поездов из 2, 3 и 4 ракет можно допустить не только ускорение постоянным, но и время взрывания таким же неизменным. Но для этого запас горючего в каждой ведущей ракете должен быть пропорционален силе взрывания или массе каждого частного поезда. Значит, первые ракеты (или поезда) не только взрывают скорее, но и дольше, чем по табл. 62 и 63, в силу большего запаса горючего. Тут также все частные поезда двигаются как одно тело с постоянным ускорением. На этом основании составим следующую таблицу.

66. Длина ракеты 30 *м*.

	2 ракеты		3 ракеты			4 ракеты			
	Номера поездов								
(1)	1	2	1	2	3	1	2	3	4
	Число ракет в частном поезде, относительная сила взрывания и запас горючего								
(2)	2	1	3	2	1	4	3	2	1
	Относительное время ускоренного движения каждого поезда								
(3)	1	1	1	1	1	1	1	1	1
	Относительное полное время взрывания каждого поезда								
(4)	1	2	1	2	3	1	2	3	4
	Окончательная скорость каждого поезда в *км/сек*								
(5)	4	8	2,7	5,3	8	2	4	6	8
	Прибавочная скорость каждого поезда в *км/сек*								
(6)	4	4	2,7	2,7	2,7	2	2	2	2
	Полное время движения каждого поезда, если секундное ускорение всегда равно 10 *м/сек*^{2}								
(7)	400	800	267	533	800	200	400	600	800
	Время движения одного поезда в секундах								
(8)	400	400	267	267	267	200	200	200	200
	Средняя скорость каждого поезда в *км/сек*								
(9)	2	4	1,33	2,67	4,00	1	2	3	4

Полная длина пути каждого поезда (с предыдущими) в *км*

(10)	800	3200	355,5	1422	3200	200	800	1800	3200

Пролет каждого поезда отдельно

(11)	800	2400	355,5	1066,5	1778	200	600	1000	2200

Полная высота поднятия в *км*; $\sin\alpha = 0{,}1$; $\alpha = 6^\circ$

(12)	80	320	35	142	320	20	80	180	3200

Длина поездов в *м*

(13)	60	30	90	60	30	120	90	60	30

67. Наклон твердой дороги к горизонту и вообще тут может быть постоянным, например, тангенс угла наклона в 6° равен 0,1.

Даже первый частный поезд тут только часть пути может итти по твердому грунту. Другая бо́льшая часть пути совершается в атмосфере.

Из 6-ой строки видно, что прибавочные скорости одинаковы для частных поездов одного кортежа, и тем меньше, чем число ракет в кортеже больше. Для четырехракетного поезда прибавочная скорость только 2 *км/сек*, что соответствует относительному запасу горючего от 0,5 до 0,7 (по отношению к массе ракеты без взрывчатых веществ).

Передние же земные поезда могут иметь большую массу горючего, так как число людей на них может быть меньше и оборудование их проще, ибо они возвращаются сейчас же на Землю.

68. Все же наиболее практичны и осуществимы поезда из одинаково устроенных ракет с неизменным запасом горючего и постоянной силой взрыва (см. п. 4). Они же могут состоять и из громадного числа звеньев (отдельных ракет), что увеличивает окончательную скорость, или позволяет довольствоваться небольшим запасом горючего в каждой отдельной ракете (или слабым его использованием). Одним словом, **и при несовершенстве реактивных приборов можно получить космические скорости.**

69. Приводим таблицу для десятиракетного поезда. Время взрывания в каждом частном поезде одно и то же, что следует из одинакового устройства звеньев поезда.

Длина одной ракеты равна 30 *м*. Ракеты одинаковы по устройству и запасу горючего.

	Номера частных поездов									
(1)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
	Число ракет в каждом частном поезде									
(2)	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
(3	Время взрывания одно и то же									
	Ускорение каждого поезда в *м/сек*^{2}									
(4)	1	1,111	1,250	1,429	1,667	2	2,5	3,333	5	10

(5) Если желаем достигнуть первой космической скорости в 8 *км/сек*, то время взрывания будет 8000 *м/сек* : 29,29 *м/сек*^{2} = 273,1 сек. (см. ниже п. 70).

Прибавочная скорость каждого поезда в *м/сек*

(6)	273	301	343	391	456	546	682	1009	1365	2734

Окончательная скорость каждого поезда в *м/сек*

(7)	273	574	917	1308	1764	2310	2992	3901	5266	8000

Средняя скорость каждого поезда в *м/сек*

(8)	136	287	458	654	882	1155	1496	1950	2633	4000

Длина пути каждого поезда в *км* (см. 3 и 5 строки)

(9)	37,1	78,3	125,0	178,5	240,8	315,3	408,4	532,3	718,8	1092,4

Весь пройденный путь каждого поезда с предыдущими в *км*

(10)	37,1	115,4	240,4	418,9	659,7	975,0	1383,0	1915,7	2634,5	3726,9

Наклон пути каждого частного поезда. Тангенс угла (6°) последнего примем в 0,1. Наклон других пропорционален ускорению

(11)	0,01	0,0111	0,0125	0,0143	0,0167	0,02	0,025	0,0333	0,05	0,1

Полная высота поднятия каждого поезда в *км*

(12)	0,371	0,870	1,562	2,553	4,021	6,306	10,21	17,72	35,94	109,24

Полная высота в *км*

(13)	0,371	1,241	2,803	5,356	9,377	15,683	25,89	43,61	79,55	188,79

Высота по отношению к рейсу (12 и 10)

(14)	0,01	0,01090	0,01179	0,01278	0,0140	0,0161	0,0187	0,0227	0,0302	0,0508

Полное время взрывания каждого поезда в секундах

(15)	273	546	819	1092	1365	1638	1911	2184	2457	2730

70. Если время взрывания обозначим через x и будем требовать от последней ракеты (поезда) первой космической скорости, то на основании четвертой строки имеем:

$$1x + 1{,}1x \ldots + 1{,}25x \ldots + 2x \ldots + 5x + 10x = 29{,}39x = 8000,$$

откуда $x = 273{,}1$ сек.

71. Наибольшая прибавочная скорость, требуемая от последней одиночной ракеты, будет только 2,7 *км/сек*, что соответствует относительному запасу горючего от 0,8 до 1. Если же запас будет больше, то и окончательная скорость будет больше. Но на первое время этого и не нужно.

72. Первые четыре поезда могут итти по твердому грунту, причем подъем равен 6 *км*, а длина всего пути — 419 *км* (см. 13 и 10 строки). Это допустимо для Земли. Пятый поезд заканчивает свой путь в атмосфере, а остальные пять даже начинают его в ней. Ввиду шарообразности Земли поднятие для последних поездов гораздо больше, чем дано в строке 12.

Длина всего пути во время взрывания достигает 3000 *км*.

73. Твердая дорога крива: вогнута (строка 14). Точные вычисления относительно этой кривизны дают формулы чересчур сложные (со вторыми производными), и мы их тут не можем приводить, чтобы не затемнять главного. Но допустим, что кривизна пути постоянна для каждого поезда. Известная элементарная теорема нам даст

$$r = L^2 : 2h,$$

где по порядку означены: радиус кривизны, пройденный путь и отвесное поднятие h. Строки 10-я и 13-я позволяют определить радиус кривизны для каждого участка пути. Так, для 1-го, 5-го и последнего, т. е. 10-го, найдем в *км*:

$$r = 1850,\ 23\,220 \text{ и } 36\,770.$$

Отсюда видно, что радиусы кривизны возрастают, отчего центробежная сила уменьшается. Но она в то же время растет от увеличения скорости поездов (истинные радиусы больше, а потому истинная центробежная сила меньше).

74. Для трех этих случаев вычислим ее в метрах секундного ускорения. Как известно, она равна

$$c_r = v^2 : r,$$

где означены центробежная сила, скорость движения и радиус кривизны пути. Эта формула (строка 7-я и п. 73) дает:

$$c_r = 0{,}04,\ 1{,}34 \text{ и } 1{,}74.$$

По отношению к силе земной тяжести (10 *м/сек*^{2} ускорения) это составляет от 0,004 до 0,17. Но не забудем, что только четвертый поезд может двигаться по твердому пути и развивать центробежную силу. Остальные двигаются в атмосфере, и тогда центробежной силы может совсем не быть: вообще, она будет зависеть от нас, т. е. от управления (от наклона рулей). Для 4-го поезда $r = 16\,360$ и $c = 1{,}05$, т. е. сила, придавливающая поезд к пути, не более $^1/_{10}$ тяжести поезда (в действительности еще меньше).

75. Обратимся, вообще, к относительной силе тяжести, создающейся в поезде во время его движения. Центробежная сила прижимает поезд к дороге сначала незаметно, потом сильнее, но максимум не доходит до 0,1 тяжести Земли. Этой силой мы пренебрежем. Вторая, нормальная к ней сила зависит от ускоренного движения поезда. Наибольшая величина его равна земному ускорению (10 *м/сек*^{2}). Этой величиной уже пренебречь нельзя. Слагаясь с притяжением Земли, обе силы дают ускорение, приблизительно равное 14 *м/сек*^{2}, что в 1,4 раза больше земного ускорения. Человек весом в 75 *кг* будет весить в поезде не более 105 *кг*. Такое увеличение тяжести в течение немногих минут легко вынести даже в стоячем положении. Тяжесть будет возрастать понемногу, изменяясь от 1 до 1,4 по отношению к обыкновенной. Наклон этой относительной тяжести к отвесу также растет постепенно, от нуля до 45°. Горизонтальная земная поверхность по мере

увеличения ускорения как бы наклоняется все более и более и в конце ускоренного движения для пассажира кажется, что поезд мчится на гору под углом в 45°. В начале движения эта гора почти горизонтальна, потом делается все круче, под конец же твердого пути представится почти отвесной. Зрелище ужасающее и поражающее. Трение и сопротивление воздуха немного ослабляют ускоренное движение и потому ослабляют и самое усиление тяжести.

76. Когда поезд срывается с твердого грунта и мчится в воздухе, то явление усложняется.

В атмосфере будет то же самое, если равнодействующая взрывающих сил будет направлена вдоль продольной малонаклонной оси ракеты. Тогда она, падая, будет испытывать сопротивление воздуха, равное ее весу. Воздух будет давить на нее как и твердая дорога. Однако ракета, летя в наклонном положении носом кверху, не упадет на землю, так как будет подниматься быстрее, чем опускаться.

77. Опускание от земной тяжести будет вначале медленное и ускоренное, потом же достигнет такой скорости, при которой давление воздуха сравняется с весом ракеты. Тут отвесная скорость падения сделается постоянной и не очень значительной в сравнении с непрерывно возрастающей скоростью поднятия ракеты.

78. Ракета, параллельно утроенная или учетверенная на 3 *м*² своей горизонтальной проекции даст тяжесть при начале взрывания, как мы видели, около 0,9 *т*. (Для ракет с диаметром в 1 *м* — в 9 раз меньше.) На 1 *м*² придется 0,3 *т* (см. 8). Таково же будет и давление воздуха на 1 *м*² горизонтальной проекции снаряда. Это обстоятельство может нам служить для составления уравнения. Оно же нам даст необходимые выводы.

79. Примем направление равнодействующей взрывания горизонтальным. Тогда встречный поток будет направлен на ракету (полагая основание ее плоским) под углом, тангенс которого равен

$$c_h : c,$$

где c_h — постоянная скорость падения ракеты от ее тяжести и c — переменная скорость поступательного движения ракеты.

80. Давление воздушного потока на нормальную к нему поверхность 1 *м*² будет не менее

$$(d : 2\,g) \cdot c^2,$$

где d — плотность воздуха, g — ускорение земной тяжести и c — скорость потока.

Поток же, действующий на пластинку в наклонном положении, давит сильнее (пропорционально удвоенному тангенсу угла). Следовательно, давление на каждый *м*² основания ракеты выразится

$$(d : g) \cdot c \cdot c_h.$$

81. Величину этого давления мы должны прировнять весу

G_1 ракеты, приходящемуся на 1 $м^2$ ее основания (0,3 *т*, или 300 *кг*). Следовательно:

$$G_1 = (d : g) \cdot c \cdot c_h.$$

Отсюда

$$\frac{c_h}{c} = (g \cdot G_1) : (d c^2).$$

Из этого видно, что относительная скорость падения, или угол этого падения (тангенс) быстро уменьшается с увеличением поступательной скорости ракеты. Но он увеличивается с уменьшением плотности воздуха, т. е. с поднятием ракеты в высоту.

82. Вычислим тангенс этого угла для разных скоростей ракеты и разных плотностей воздуха.

Если, например, d=0,0012, G_1=0,3 *т*, g=10 *м/сек*^{2}, c=1000 *м/сек*, то наклон будет 0,0025. Даже на высоте 8—10 *км*, где плотность воздуха в 4 раза меньше, наклон будет 0,01. При скорости ракеты вдвое меньшей (500 *м/сек*), наклон будет 0,04. И этот наклон в 2,5 раза меньше принятого нами наклона (0,1) продольной оси ракеты к горизонту (когда она сходит с твердого пути). Значит, и при этих условиях ракета не только не будет падать, но будет быстро подниматься, удаляясь от поверхности Земли еще и в силу ее шарообразности.

83. Но разреженность воздуха с течением времени возрастает. гораздо быстрее квадрата поступательной скорости ракеты. Поэтому наступит момент, когда тяжесть ракеты не будет уравновешиваться сопротивлением атмосферы, относительная вертикальная составляющая тяжести будет уменьшаться — и в пустоте за пределами атмосферы исчезнет. Тогда останется только тяжесть от ускоренного поступательного движения ракеты, равного 10 *м/сек*^{2}. Оно произведет кажущуюся тяжесть по напряжению, равную земной, но по направлению ей почти перпендикулярную. Тогда Земля покажется отвесной стеной, параллельно которой мы движемся (восходим).

Но и это продолжится лишь несколько минут: взрывание прекратится, и всякие следы тяжести как бы исчезнут.

84. Если положим в последнем уравнении тангенс угла наклона в 0,1 и $c = 1000$ *м/сек*, то вычислим $d = 0{,}00003$, т. е. можно мчаться до высоты, где плотность воздуха очень мала (0,00003; она будет в 40 раз меньше, чем у уровня океана), и все же не падать при скорости в 1000 *м/сек*. Такая скорость еще не развивает центробежную силу, равную тяжести Земли, и потому не делает путь круговым без приближения и удаления от Земли. Лишь по достижении скорости в 8 *км/сек* путь будет круговым и вечным (только вне атмосферы).

Различные системы поездов

85. Охарактеризуем наши поезда разных систем. Могут быть четыре случая.

А. Ракеты устроены почти одинаково. Запас взрывчатых веществ у всех один и тот же, но взрывание тем сильнее, чем масса поезда больше. Благодаря этому ускорение для всех частных поездов одно и то же, но время взрывания обратно пропорционально массе поезда (62 и 63).

Б. Запас взрывчатых веществ и сила взрывания тем больше, чем больше масса частичного поезда. Вследствие этого секундное ускорение и время взрывания для всех поездов одинаковы (см. п. 66).

В. Запас взрывчатых веществ пропорционален массе частного поезда, но сила взрывания постоянна. В этом случае время взрывания в каждом поезде тем больше, чем масса его больше. Ускорение же обратно пропорционально массе частного поезда. Этот случай нами не разобран.

Г. Все ракеты совершенно тождественны по запасу горючего и характеру взрывания. Чем больше масса частного поезда, тем меньше ускорение. Время взрывания для всех поездов одинаково (см. п. 49).

86. Система А неудобна тем, что требует у первых ракет сильного или быстрого взрывания, а следовательно, усложнения и утяжеления взрывного механизма. От этого же и напряжение первых длинных поездов будет громадно. Вся система грозит разрывом, и потому нельзя употреблять многоракетных поездов. Прибавочная скорость каждого поезда такая же, как и в системе Г. Выгода — в уменьшении длины твердого пути и времени взрывания, но это совсем не важно (пп. 62 и 63).

87. Система Б, как и предыдущая А, требует увеличения массы и объема ракеты тем большего, чем больше звеньев в поезде. Ведь горючее, а также более сложные и сильные машины требуют помещения. Нельзя тогда употреблять и много ракет в поезде: он разорвется от сильного ускоренного движения. Выгода в быстром увеличении скорости, так как прибавочная скорость одна и та же для всех поездов. Значит, окончательная скорость пропорциональна числу ракет в поезде. Если, например, прибавочная скорость одиночной ракеты составляет 8 *км/сек*, то поезд системы Б, состоящий из двух ракет, достигает скорости в 16 *км/сек*, что почти достаточно для блуждания среди иных солнц. Если мы можем от одиночной ракеты получить скорость в 2 *км/сек*, то четырехракетный поезд даст последней ракете уже первую космическую скорость в 8 *км/сек* (см. п. 66).

88. Система В практичнее, потому что для длинных поездов ускорение будет слабое, как в системе Г, и потому можно употребить для поезда множество ракет. Взрывные механизмы и самые ракеты почти одинаковы. Но так как количество горючего пропорционально массе частного поезда, то передние ракеты должны быть больше, чтобы вместить бо́льшую массу горючего. В этом их недостаток. Но мы видели, что простора в наших ракетах довольно, и потому поезд из 2—3 ракет возможен и без изменения объема приборов. Еще выгода в том, что прибавочные скорости не уменьшаются с увеличением числа ракет, как в сис-

теме Б. Действительно, хотя ускорение в длинном массивном поезде и меньше, но время взрывания в силу большого запаса горючего во столько же раз больше. Поэтому **окончательные прибавочные скорости у всех частных поездов одинаковы, что** представляет большое преимущество. Увеличение же времени и длины твердого пути (сравнительно с системами А и Г) несущественно.

89. Хотя нами этот случай не разбирался, но относительно величины прибавочных скоростей можно воспользоваться табл. 66. Эта система В заслуживает самого усиленного внимания. Если бы мы, например, могли от одиночной ракеты достигнуть скорости всего лишь в 1 *км/сек* (пушечная скорость может быть больше), что[1] требует относительного запаса от 0,2 до 0,3, то и тогда довольно 17 поездов, чтобы достигнуть наибольшей космической скорости, достаточной для достижения всех наших планет (но не спуска на них) и блуждания в Млечном Пути. Запас горючего в ракетах, начиная с передней, будет не более:

5,1 4,8 4,5 4,2... 1,2 0,9 0,6 0,3

Такие запасы вполне допустимы. Последняя космическая ракета будет почти пуста, т. е. свободна от горючего.

Вот какие перспективы обещает применение поездов, вот как они могут облегчить получение космических скоростей!

90. О системе Г (см. п. 49) мы достаточно говорили раньше. Ее преимущество—в полном однообразии элементов поезда (кроме последней космической ракеты).

Вообще, совершив свое дело, т. е. отправив последнюю ракету в космическое путешествие, все остальные ракеты, какой бы то ни было системы, пролетев более или менее длинный путь в атмосфере, планируя, спускаются на сушу или воду и опять могут служить для того же. **Один и тот же поезд, на одном и том же пути, может отправить миллионы приборов в небесное путешествие.** Требуется только непрерывный расход на горючее из дешевых продуктов нефти и эндогенных соединений кислорода.

Недостаток системы Г — в малой прибавочной скорости. Но если ряд 89 заменим равными членами, например, величины 5,1, то система В превратится в Г, и тогда окончательная скорость еще намного возрастет.

91. Вопрос о материалах для сжигания, устройства взрывных труб, оболочки и других частей ракеты не может быть сейчас решен. Поэтому я пока предполагаю, что для элементов взрыва будут применяться нефтяные продукты и жидкий кислород или его эндогенные соединения, а для устройства ракеты — разные известные сорта стали: хромовая, берилиевая и пр.

Конечно, много выгоднее употребить для элементов взрыва одноатомный водород и озон. Но устойчивы ли достаточно такие

---

[1] См. „Исследование мировых пространств", табл. 6, стр. 68.

материалы и могут ли иметь удобный вид? Это должны решить химики, специально занимающиеся подобными веществами.

Если возможны хорошие результаты с кислородом, нефтью и сталью, то тем лучше они будут при иных более выгодных материалах.

Температура космической ракеты

Даже среди ученых существуют противоречивые и неясные представления о температуре тел в эфире, например, о температуре ракеты.

Говорят о температуре небесного пространства. Говорить об этом невозможно: это не имеет смысла, потому что мы не имеем ясного понятия об эфире. Можно говорить только о температуре газов, жидкостей и твердых тел, помещенных в небесном пространстве.

Если допустить, что кругом какого-нибудь тела, в эфире небесного пространства, нет никаких других тел, например, солнц, планет, комет и малых тел, то такое тело будет только терять теплоту, не получая ее взамен от других тел. Весьма вероятно, что температура такого тела дойдет до абсолютного нуля, т. е. будет иметь 273° холода по Цельсию: движение молекул остановится, но это не значит, что движение их частей, и тем более протонов и электронов, прекратится. Едва ли вполне прекратится даже движение молекул и атомов.

Но мы не будем погружаться в глубины вопроса. Нам нужно представление о простой температуре тел в небесном пространстве. Весьма вероятно, что она близка к 273° холода. Такова температура в удалении от солнц, когда они кажутся звездочками, ибо нагреванием от них тогда можно пренебречь. Сомневаться в этом трудно (хотя и в этом деле выводы ученых разноречивы). Действительно, теперь фактически подтверждается, что температура планет, удаленных от Солнца, очень низка, между тем как они нагреваются солнечными лучами. Если бы они удалились еще дальше от светила, так что все солнца показались бы им звездами, то эта температура несомненно дошла бы до абсолютного нуля (273° холода по Цельсию).

Планеты еще обладают собственной теплотой, они еще борются с охлаждением, у них еще большой запас тепла и его источников.

Тела же небольшие, к которым можно причислить не только земные тела человеческого обихода, но и астероиды (если они удалены от теплых или накаленных тел), быстро достигают степени абсолютного холода.

Поэтому космическая ракета, вдали от Солнца, между едва мерцающими звездами, повидимому, будет находиться в критическом положении. Ее температура скоро должна дойти до 273° холода.

Но, во-первых, она может иметь в себе источник тепла, во-вторых, может быть настолько защищена рядом оболочек от потери тепла, что эти потери легко будет восполнять искусственно даже в течение тысяч лет.

Но этот вопрос мы пока оставим. Обратимся к снаряду, который находится на том же расстоянии от Солнца, что и Земля. Это нисколько не мешает ему быть вне Земли, на ее орбите, на сотни миллионов километров расстояния от Земли, когда она представляется маленькой звездочкой, подобной Венере.

Наша ракета будет терять тепло только от лучеиспускания, ибо воздуха или другой материальной среды кругом ее нет. Но она же будет и получать тепло от Солнца, и потому температура ее будет понижаться только до тех пор, пока расход теплоты (от лучеиспускания) не сделается равным приходу (от лучей Солнца).

Значит, надо иметь соображения о величине прихода и расхода и тогда уже решать вопрос о величине установившейся постоянной температуры тела.

Величина прихода тепла, конечно, зависит от энергии лучей Солнца. Мы эту энергию примем постоянной. Но она может совсем не восприниматься нашим телом, если оно покрыто со стороны Солнца одной или несколькими блестящими оболочками, целиком отражающими эту теплоту. Значит, как бы ни была велика энергия лучей Солнца, она может не восприниматься нашей ракетой благодаря ее устройству и свойствам поверхности.

Наоборот, есть черные поверхности, которые почти целиком поглощают падающую на них теплоту Солнца.

Итак, приход тепла может колебаться от нуля до некоторой максимальной величины, зависящей от энергии согревающих лучей. Если бы не было расхода тепла от лучеиспускания, то наша ракета тогда нагрелась бы до температуры Солнца.

Обратимся же к расходу теплоты.

Всякие поверхности тел теряют теплоту, но одни больше, другие — меньше. Притом эта потеря быстро возрастает (в четвертой степени) с увеличением абсолютной температуры тела. Конечно, потери возрастают и с увеличением поверхности (например, снаряда). Все эти соображения и вычисления приводят к следующим выводам.

Сооружение, с одной стороны обращенное к Солнцу, имеющее с этой стороны темную поглощающую тепло поверхность, а с другой — противоположной (теневой), огражденное от потерь лучистой энергии несколькими блестящими поверхностями, может иметь температуру, высший предел которой не менее 150° Ц.

Вот практический пример. Имеем шарообразный замкнутый сосуд с газом. Третья доля его поверхности, обращенной к Солнцу, закрыта стеклами, хорошо пропускающими лучистую энергию. Она падает на темную поверхность внутри шара, которая хорошо поглощает лучи солнца. Остальные две трети поверхности ограждены от потерь тепла одной или несколькими блестящими поверхностями. Температура газа внутри шара доходит до 150° Ц.

Тот же полый шар, обращенный к Солнцу блестящей поверхностью, получает внутри температуру, близкую к 273° холода. Колебание температуры — более 400° Ц.

Тот же шар, повернутый к Солнцу боком так, что только часть прозрачной поверхности получает лучи Солнца, имеет температуру, среднюю между 273° холода и 150° жары.

Поворачивая шар, мы получаем любую температуру между этими пределами, например температуру всех климатов, всех высот и всех времен года земного шара.

Если наш снаряд будет достаточно быстро вращаться, обращаясь периодически прозрачной стороной к Солнцу, то в нем установится средняя температура, близкая (по расчету) к 27° Ц. Это почти вдвое больше, чем средняя температура нашей вращающейся планеты — Земли.

Но последняя большую часть солнечных лучей не воспринимает, а отражает обратно в небесное пространство. Ведь 50% земной атмосферы покрыты всегда облаками, блестящая поверхность которых прекрасно отражает солнечный свет. Вот почему средняя температура Земли близка к 15° Ц.

Вообще температура планет — дело условное и очень сложное, и мы не имеем в виду тут разбирать этот вопрос. В моих рукописях много соображений и вычислений о температуре планет. В печатных же трудах приведены только результаты их...

Кажется, что теперь вопрос о температуре космических ракет достаточно уяснился.

Однако может быть и такое устройство небесных снарядов, что температура их будет выражаться не сотнями, а тысячами градусов. Для этого нужно еще уменьшить расход тепла, не уменьшая его прихода от Солнца.

Если бы мы в нашем шаре уменьшили площадь окон и увеличили площадь блестящей поверхности, то потеря тепла уменьшилась бы, но зато и приход тепла сократился бы. Из этого заколдованного круга, однако, можно выйти. Можно оставить в шаре очень маленькое прозрачное отверстие и впускать в него любое количество солнечной энергии посредством собирательного стекла или сферического зеркала. Отверстие в шаре должно при этом совпадать с фокусным изображением Солнца. Так потери тепла дойдут до минимума, без всякого сокращения прихода солнечной энергии.

Что же выйдет? Количество тепла в шаре будет возрастать до тех пор, пока ежесекундный приход не сравняется с секундным расходом. Это непременно должно случиться, так как с повышением температуры расход тепла возрастает. Температура внутри шара может дойти до 1000 и более градусов.

Если бы даже наш снаряд удалился к пределам солнечной системы, туда, где вращается со своими кольцами Сатурн, где мчатся Уран и Нептун, и там космическая ракета могла бы получить от Солнца теплоту, достаточную для жизни.

Наоборот, есть возможность получения низкой температуры, несмотря на самые горячие лучи Солнца. Это дает средство путешествовать нашему ракетному прибору поблизости Солнца. Не только там, где кружится и жарится в солнечном жару Меркурий, но и еще ближе.

Новый аэроплан

От редактора

В работе „Новый аэроплан" Циолковский стремится при помощи упрощенных формул сочетать все величины, которые важны для полетов аэроплана. Им при этом делаются упрощения следующего характера:

а) вес оболочки определяется как вес цилиндра (19);

б) площадь горизонтальной проекции крыла аэропланов определяется как проекция цилиндра (20);

в) нагрузка от весов: 1) оболочки; 2) моторов и органов управления; 3) горючего с баками; 4) людей и грузов и 5) запаса, принимаются равными друг другу, так что каждая нагрузка представляет одну пятую часть от общего веса (23);

г) напряжение оболочки вычисляется как таковое для цилиндра (24);

д) давление на плоскость, нормальную к потоку, принимается по формуле (27), дающей давление в полтора раза меньше, чем в действительности.

е) Относительное давление на плоскость, наклоненную к потолку, принимается по формула Ланглея (28), что для многих профилей сильно не совпадает с действительностью.

Формулы приводят Циолковского к ряду определенных выводов относительно скорости полета, требуемой удельной мощности двигателей, возможной грузоподъемности и т. д.

Необходимо указать, что расчеты подобного характера для определенного типа аэропланов применимы вообще. Данная работа может служить упрощенной схемой, но для получения годных для практики результатов следует расчет вести не в виде формул, а в виде графиков, т. е. ряда кривых, вводимых в расчет. При этом все вышеприведенные упрощения могут отпасть, например, взамен нагрузок равной величины можно принимать все нагрузки такими, какими они получаются в реально выполненных конструкциях аэропланов. Также и применение двигателей разного типа даст разные результаты: необходимо взять фактический вес двигателей для разной мощности.

Частичные изыскания подобного рода имеются в литературе.

В конце работы описывается ряд аэропланов разного типа.

Относительно специального типа аэропланов, предлагаемого Циолковским, следует указать на то обстоятельство, что ввиду наличия опытов с моделями дирижаблей возможно будет определить летные качества предлагаемых аэропланов, но необходимы опыты с изогнутыми формами и с цепью таких тел. Придется вероятно обтянуть весь аэроплан удобообтекаемой оболочкой.

Работа представляет интерес, и ее помещение в „Сборнике" должно побудить к исследовательской работе в направлении, намеченном Циолковским.

Подобные проекты за границей появляются.

Ф. Цандер.

Новый тип аэроплана

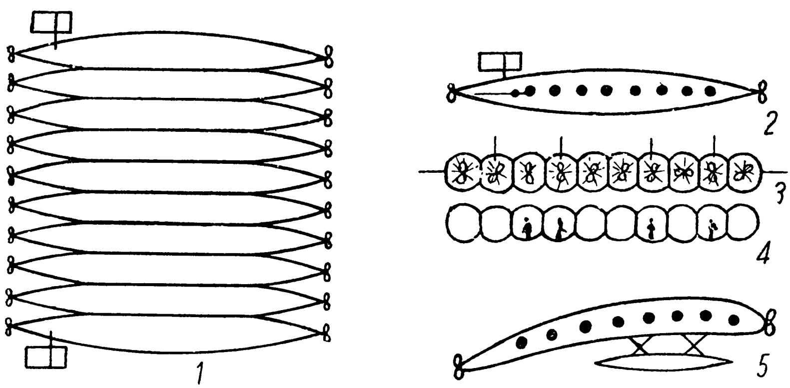
1. Представьте себе сильно надутую воздухом или кислородом поверхность вращения в виде веретена. Диаметр его поперечного сечения не меньше 2 *м*, длина — не меньше 20 *м*.

Параллельный ряд таких веретен смыкается боками и образует волнистую квадратную пластинку с зубцами сзади и на концах (см. фиг. 1).

Площадь пластинки — не менее 400 $м^2$ (20×20). Спереди и сзади, на каждом остром конце, помещен воздушный (гребной) винт. Диаметр винта — не менее 1 *м*, число их — не менее 10—20.

По бокам, сзади, устроены два больших руля высоты, которые служат и рулями боковой устойчивости. Сверху снаряда, тоже сзади, помещен один или несколько рулей направления.

Двигатели приводят в действие пропеллеры (винты).



Фиг. 1.

2. При взлете с воды аэроплан надо поставить на особые поплавки в слегка наклонном положении. Когда он приобретет достаточную скорость и взлетит, то поплавки эти отцепляются, и аэроплан летит без них. Спуск же благодаря непроницаемости его оболочки может быть произведен и непосредственно на воду (т. е. без поплавков). Так же производится и взлет с аэродрома, но вместо поплавков будет уже колесное шасси, которое также оставляется на суше при поднятии аэроплана на воздух. Но для спуска и здесь требуется обширная водная поверхность. Он возможен и без нее при ровном поле или на плоской снежной поверхности. Таскать за собою тяжелую тележку или поплавки невыгодно — и это скоро оставят.

3. Вот в главном устройство нового безфюзеляжного аэроплана. Преимущества могут быть выяснены только путем вычислений. Однако уже теперь можно привести перечень наиболее очевидных выгод.

4. Вследствие непроницаемости для воздуха оболочки получаются постоянное внутри самолета давление и, следовательно, безопасный полет в разреженных слоях атмосферы. В этом случае приходится накачивать воздух в камеры, чтобы жечь его в двигателях. Но, ведь, накачивание необходимо и в обыкновенных аэропланах при полете их на высотах.

5. Прочность всего снаряда обусловливается внутренним сверхдавлением, а потому получается и наименьший его вес.

6. Наименьший вес и наибольшая прочность еще достигаются и от равномерного распределения людей и грузов.

7. Малое сопротивление воздуха вследствие отсутствия корпуса, стоек, колес, поплавков, крыльев, расчалок, подкосов и т. д., — а поэтому и большая скорость.

7_1. По той же причине — экономия веса.

8. Простая конструкция, — а потому дешевизна всего сооружения.

9. Возможность строить большие грузоподъемные самолеты на 100 и более пассажиров.

10. Удобное распределение многих воздушных винтов и моторов, отчего является полная безопасность. Одновременная порча или остановка даже пяти моторов совершенно безопасна и почти не замедляет полет. Допустимость винтов небольшого диаметра и большого числа оборотов мотора с увеличением их энергии.

11. Можно удлинять и расширять снаряд, не увеличивая его высоты. При расширении его работа уменьшается (продолговатость крыла поперечная), а при сужении — увеличивается (продолговатость продольная). Последующие расчеты делаем на квадратное крыло.

12. Малая мощность одного мотора и потому минимальный вес, однообразие, дешевизна и простота.

13. Много простора и комфорта.

14. Возможность летать на больших высотах, где воздух разрежен, — а потому иметь большие скорости поступательного движения.

15. Постепенный переход к космическому реактивному кораблю. Другие преимущества выясним вычислениями, которые подтвердят уже указанные.

16. Неудобно непрерывное накачивание воздуха в аэроплан, но оно вообще неизбежно для неослабной работы двигателей в разреженном воздухе и сейчас употребляется, если самолет предназначен для высотных полетов.

Определение скорости полета и других характеристик

17. Приступим к расчетам. Предупреждаю, что все они приблизительны.

Основные единицы, где не сказано: секунда, метр и его производные — тонна, тоннометр и т. д., подразумеваются сами собой.

Вообразим себе отсек между двумя поперечными параллельными сечениями одного веретена на расстоянии 1 *м*. Мы примем его круглым цилиндрическим с диаметром D (среднее сечение).

18. Окружность U этого сечения, также и поверхность F будет:

$$U = F = \pi D.$$

19. Вес оболочки G_1 выразится:

$$G_1 = \pi D \cdot \delta \cdot \gamma,$$

где δ и γ — толщина оболочки и удельный вес ее материала.

20. Площадь ее горизонтальной проекции $F_h = D$.

21. Нагрузка q_1 одной оболочки на единицу площади проекции найдем из (19) и (20):

$$q_1 = G_1 : F_h = \pi \cdot \delta \cdot \gamma.$$

22. Но эта нагрузка неполная. Это только нагрузка от веса оболочки. Она еще увеличивается от веса моторов и органов управления q_2, горючего с баками q_3, людей и грузов q_4 и запасная — q_5. Таким образом полная нагрузка q будет равна:

$$q = q_1 + q_2 + q_3 + q_4 + q_5.$$

23. Если положить пока для простоты, что все нагрузки одинаковы, то найдем из (21) и (22):

$$q = 5q_1 = 5\,\pi\delta\gamma.$$

24. Сопротивление разрыву оболочки Q должно равняться сверхдавлению P газа внутри оболочки. Поэтому напишем:

$$Q = \delta\, 2K_z : S = P \cdot F_h = PD,$$

где K_z — временное сопротивление разрыву, S — запас прочности и P — сверхдавление газа на единицу площади.

25. Формула (24) дает нам возможность узнать толщину оболочки, а следовательно, и вес ее и нагрузку. Будет известна и нагрузка полная. Таким образом из (23) и (24) получим:

$$\delta = PDS : 2K_z$$

и

$$q = 5q_1 = 5\,\pi\gamma\, P\, \frac{DS}{2K_z}.$$

Частные нагрузки на 1 $м^2$ проекции мы приняли в $^1/_5$ полной (22).

26. В общем поверхность всего аэроплана представляет как бы одно плоское крыло. Мы принимаем самые невыгодные условия. Так, мы могли бы этому крылу придать слабую изогнутость, отчего поддерживающая сила (от встречного потока) возросла бы вдвое. Но мы расчет делаем на плоское крыло.

27. Также давление на плоскость P_n нормального потока мы принимаем по формуле:

$$P_n = (c^2 : 2g)\ d,$$

где c — скорость потока, g — ускорение земной тяжести и d — плотность воздуха. Принятая формула дает давление раза в полтора меньшее, чем на деле. Это тоже невыгодно.

28. Относительно давления на наклонную к потоку плоскость принимаем формулу Ланглея, так как она близка к моей и вполне оправдывается моими опытами. По Ланглею, давление на наклонную плоскость можно получить, умножив величину давления нормального потока на $2 \sin y : (1 + \sin^2 y)$.

Но при выгодном полете аэроплана угол наклона его к горизонту y очень мал, и потому мы можем нормальное давление просто помножить на удвоенный sin того угла. Погрешность будет незначительна.

29. Тогда получим, по условию (26), давление, которое на самом деле гораздо больше, особенно если придать легкую кривизну нашему самолету, именно, подъемная сила P_v слегка наклонной к горизонту плоскости в 1 $м^2$ будет (26) и (28):

$$P_v = (c^2 : g)\ d\ \sin\ y.$$

Ошибка будет небольшая. Так, при угле в 10° она не более 3%. Она незначительна для плоскости в сравнении с тем, как мы уменьшили подъемную силу воздуха по условиям (26) и (27)?

30. Равномерный горизонтальный полет аэроплана требует, чтобы полная нагрузка q была равна подъемной его силе P_r. Поэтому из (25) и (29) получим:

$$c = \sqrt{5\pi \cdot g \cdot \gamma PSD : 2d\ \sin \cdot yK_z}.$$

Тут выражена скорость независимо от веса оболочки и вообще веса аэроплана и его частей. Подразумевается только, что он должен быть равен его полной подъемной силе от давления встречного потока на крыло. Подъемная сила может быть очень мала, и тогда вес аэроплана должен быть тоже мал, что практически неосуществимо, — и обратно: он может быть очень велик, что также неосуществимо. Поэтому скорость эта для нас мало интересна. Из формулы видим, что она должна возрастать с увеличением сверхдавления, желаемой прочности и размера D и уменьшаться с увеличением плотности воздуха, угла наклона крыла и крепости материала.

31. Надо разобрать теперь значение энергии (или мощности двигателей) и сопротивления воздуха от трения и инерции.

Вообразим наш аэроплан длиною в l, шириною в b и высотою в D. Надо определить полное его сопротивление при движении в воздухе и удельное, т. е. на 1 $м^2$ горизонтальной проекции.

Я пользуюсь своей работой „Сопротивление воздуха и скорый поезд", 1927 г. Там формула (31) определяет полное сопротивление поверхности эллипсоида вращения. Мы не будем разбирать значение постоянных в этой формуле, а только заменим их числами. Кроме того, полное сопротивление мы разделим на величину горизонтальной проекции. Ее площадь можем положить равной $l \cdot D \cdot 0{,}75$, где выражены диаметр и длина эллипсоида.

32. Тогда вместо формулы (31) этого труда, дающей полное сопротивление, получим сопротивление удельное, т. е. на 1 $м^2$ проекции:

33. $$P_{h1} = d\,\xi\,c^2\ (A : X^2 + B : XD),$$

где $A = 0{,}0212$, $B = 0{,}00134$, X — продолговатость формы или отношение длины ее к высоте, а ξ — особый коэфициент трения [формула (20), „Сопротивление“, 1927 г.], зависящий от отношения $l : c$. Он определяется вычислением формулы (20) и таблицами той же работы.

34. Определяя A и B, мы положили *):
$\pi = 3{,}14$, $g = 9{,}8$, коэф. сопротивления шара Кш $= 0{,}4$, коэф. формы Кф $= 1$; коэф. плоской пластинки Кпл $= 1$, коэф. сужения поверхности к концам Ксц $= 0{,}75$, толщину поверхн. слоя Тщ$_1 = 0{,}0084$. Значение этих постоянных достаточно разъяснено в моем труде „Сопротивление воздуха“, 1927 г.

35. Для удобства вычислений мы положим еще в формуле (33):

$$A : X^2 + B : X \cdot D = C.$$

Тогда

$$P_{h1} = d\,\xi \cdot c^2 C.$$

36. Это — удельное сопротивление от трения и инерции, когда аэроплан летит совершенно горизонтально. Для получения подъемной силы нужен наклон. Поэтому получается еще горизонтальное сопротивление P_{h2} от наклона аэроплана. Это есть горизонтальная составляющая подъемной силы P_v, или нормального давления на крыло. Она составляет (см. 29).:

$$P_{h2} = P_v \cdot \sin y = (c^2 : g) \cdot d \sin^2 y.$$

37. Теперь, чтобы узнать требуемую от аэроплана работу, умножим сумму всех горизонтальных сопротивлений (34 и 35) на скорость движения. Но благодаря применению пропеллера работа аэроплана будет более идеальной в a раз.

38. Итак, получим секундную работу аэроплана (из 35, 36 и 37):

$$(P_{h1} + P_{h2})\, ac = adc^3\, (\xi \cdot C + \sin^2 y : g) = L_1.$$

Последняя буква означает величину удельной мощности мотора, т. е. его секундную работу, приходящуюся на 1 $м^2$ горизонтальной проекции аэроплана.

39. С другой стороны, мощность L_1 обусловливается величиной подъемной силы: чем больше она, тем больше мы можем уделить массы для двигателей и, следовательно, тем больше будет мощность. В (23) мы допустили, что массы пяти нагрузок одинаковы и равны массе оболочки. Таким образом вес мотора выразится весом оболочки или пятой долей полной нагрузки (см. 25). Зная же вес моторов, их энергию E или секундную работу единицы их веса (удельную работу), нетрудно выразить и их мощность. Таким образом с помощью (25) найдем:

$$L_1 = 0{,}5\,\pi \cdot E \cdot P \cdot \gamma\, DS : K_z.$$

40. Основные уравнения следующие: формула (25) выражает полную нагрузку на 1 $м^2$ проекции в зависимости от веса оболочки. Формула (29) — то же, но подъемную силу в зависимости

*) Здесь мы сохранили обозначения, принятые в труде „Сопротивление воздуха и скорый поезд“, 1927 г. Надо заметить, что построение формул Циолковским далеко от принятого в современной аэродинамике. *Прим. ред.*

от скорости поступательного движения. Формула (38) — удельную мощность, зависящую от скорости горизонтального движения и угла наклона. Формула (39) — тоже мощность на 1 $м^2$ проекции в зависимости от веса моторов, который принят равным весу оболочки, или 0,2 полной подъемной силы. Уравнения (32), (33) и (36) вспомогательные. **Все семь формул относятся к 1 $м^2$ горизонтальной проекции аэроплана.** Без (25) уравнения мы не можем обойтись, так как оболочка, для полетов на высоте, а также ради прочности должна иметь определенную массивность.

Для горизонтальности полета полная нагрузка q должна равняться подъемной силе P_v. Это дает возможность исключить из уравнений (25) и (29) удельную нагрузку или удельную подъемную силу.

Также и удельная мощность L_1 находится в зависимости от лобового сопротивления (38), и она же зависит от удельного веса моторов (39) что дает нам возможность исключить и удельную мощность L_1. Таким образом получим:

41. $$2{,}5\ \pi\gamma \cdot PD\ \frac{S}{K_z} = \frac{c^2}{g} \cdot d \sin y$$

и

42. $$adc^3\left(\xi \cdot C + \frac{\sin^2 y}{g}\right) = 0{,}5\pi E\gamma \cdot P \cdot D\ \frac{S}{K_z}.$$

Исключая из уравнения плотность воздуха d посредством (41), получим:

43. $$c = E \sin y : \left[5\ ag\left(\xi \cdot C + \frac{\sin^2 y}{g}\right)\right].$$

Отсюда видно, что скорость аэроплана пропорциональна удельной энергии его двигателей. Так, если бы вес их при той же мощности уменьшился в 10 раз, то самостоятельная горизонтальная скорость увеличилась бы во столько же раз.

44. Но не забудем, что плотность среды при этом подчиняется уравнению (41). Поэтому имеем:

$$d = 2{,}5\,\pi\gamma \cdot PDSg : (K_z \sin y \cdot c^2).$$

Следовательно, эта плотность должна уменьшаться, так как увеличивается квадрат скорости. Если, например, скорость увеличивается в 10 раз, то аэроплан должен подняться на высоту, где плотность среды в 100 раз меньше, чем внизу, где он летал с энергией в 10 раз меньшей. Но на высотах как раз и трудно проявление энергии моторов, если не сгущать разреженный воздух или не пользоваться запасенным жидким кислородом. Замечательно, что скорость не зависит от веса оболочки и ее свойств.

45. Вспомним, что ξ само зависит от отношения скорости к длине аэроплана [формула (20) „Сопротивления"]. Поэтому определение скорости мы даем приблизительное. Впрочем ξ мало

изменяется. Так из формулы (20) или из таблиц „Сопротивления" найдем, полагая длину l аэроплана в 20 *м*,

скорость	100	200	300	400
ξ	2,5	3,4	3,7	4,2

Следовательно, поправки немудрены ввиду приблизительности расчетов.

Обратим еще внимание на C. Формула (35) выражает зависимость C от размеров D и продолговатости X аэроплана. Следовательно, величина скорости зависит и от его продолговатости.

Но определим самую скорость c. Допустим, что $l=20$; $D=2$; $\pi=3{,}14$; $E=100$ (метрическая сила на 1 *кг* веса мотора); $a=1{,}5$; $\sin y=0{,}1$ (6° наклона к горизонту); $g=10$; $X=10$. По этим данным найдем $\xi=2{,}5$ (см. 45). Предполагая заранее скорость в 100 *м/сек*, $C=0{,}000088$ и $c=109$ *м/сек* (393 *км/час*).

Это — первое приближенное значение. Но мы заранее предположили скорость в 100 *м/сек*, между тем как она оказалась около 109. Поэтому ξ будет не 2,5, а немного больше, что совершенно незаметно увеличит найденную скорость.

46. Вычислим и соответствующую плотность воздуха по формуле (44). Положим: $\gamma=8$; $P=10$ (сверхдавление в 1 *ат*); $D=2$; $S=10$; $g=10$; $K_z=10^5$ (100 *кг* на 1 *мм*^{2} сечения) и $c=109$. Тогда найдем для плотности среды величину немного менее 0,0011. Значит подниматься придется не выше 2 *км*.

47. На основании формулы (44) составим таблицу.

Скорости в *м/сек*	109	545	1090	2180
Отношение плотностей среды ·	1	1 : 25	1 : 100	1 : 400

48. Не совсем ясна зависимость скорости от наклона аэроплана $\sin y$. Но функция

$$\sin y : (\xi \cdot C + \sin^2 y : g)$$

имеет максимум, причем получается наибольшая скорость. Беря производную, приравнивая ее нулю и определяя из полученного уравнения наклон $\sin y$, соответствующий ее максимуму, получим:

$$\sin y = \sqrt{\xi C g}\,.$$

49. Подставляя этот наклон $\sin y$ в формулу (43), найдем:

$$c = \frac{E}{10a\cdot\sqrt{\xi C\cdot g}} = \frac{E}{10a\cdot\sin y}\,.$$

50. Положим $C=0{,}000088$; $\xi=2{,}5$; $g=10$. Теперь из (48) получим:

$$\sin y = 0{,}047 \text{ (угол равен } 2°40'\text{)}.$$

51. Полагая еще $E=100$ (обыкновенный авиационный мотор) и $a=1{,}5$, вычислим $c=141{,}8$ *м/сек* или 511 *км/час*. Это — максимальная скорость, которая получается при угле наклона аэроплана почти в 3° к горизонту. Ни больший ни меньший наклон не дают высшей скорости.

52. Если всегда будем придерживаться наиболее выгодного наклона, то для величины плотности среды из (44) и (49) получим:

$$d=250\pi\cdot\gamma\cdot PD\frac{a^2}{E^2}\cdot\frac{S}{K_z}\cdot\sqrt{\xi\cdot C\cdot g^3}\ .$$

Отсюда видно, что если бы достигли высшей энергии моторов, то пришлось бы летать в очень разреженных слоях атмосферы, так как по формуле плотность среды должна быстро уменьшаться с возрастанием энергии моторов.

53. Определим $\sin y$ из уравнения (41); найдем:

$$\sin y=A\cdot D:(c^2\cdot d),$$

где

$$A=2{,}5\,\pi\gamma P\cdot g\,(S:K_z).$$

54. Теперь, исключая $\sin y$ из уравнения (42) и решая его относительно плотности среды d, получим:

$$d=\frac{A\cdot E\cdot D}{10g\cdot\xi\cdot C\cdot a\cdot c^2}\cdot\left(1\pm\sqrt{1-\frac{100g\cdot\xi\cdot C\cdot a^2\cdot c^2}{E^2}}\right).$$

55. Отсюда видно, что

$$c\leqq E:(10\cdot a\sqrt{\xi\cdot C\cdot g}),$$

т. е. скорость не может быть больше определенной величины. Приняв прежние условия, вычислим:

55. $$c\leqq 141{,}8.$$

Получили ту же максимальную скорость, которую нашли ранее (49).

55_1. Итак, скорость обыкновенных аэропланов не может быть увеличена в разреженных слоях воздуха, если не будет увеличена удельная энергия двигателей. Поэтому обычные авиационные двигатели для достижения высших скоростей, повидимому, не годятся.

55_2. Необходимая разреженность воздуха при этой наибольшей скорости выразится по формуле (54) так:

$$d=A\cdot E\cdot D:(10\cdot g\cdot\xi\cdot C\cdot a\cdot c^3).$$

Если отсюда исключим скорость c и A посредством уравнений (54) и (55), то получим формулу (52).

56. Какова же работа аэроплана? Удельная работа выражается формулой (38) или (39). При условиях (45) и (46) вычислим

$L_1 = 2{,}5$ *тм* или 25 метрических сил на 1 $м^2$ горизонтальной проекции. На всю проекцию (20×20) получим 10 000 метрических сил.

57. Полную нагрузку видим из формулы (25):

$$q = 5\,q_1 = 0{,}125\ т = 125\ кг.$$

Каждый род нагрузки (0,2) будет составлять 0,025 *т*, или 25 *кг*.

58. На человека, весящего 75 *кг*, требуется 3 $м^2$ проекции, т. е. 75 метрических сил. А так как вся проекция составляет около 400 $м^2$, то аэроплан может брать 133 чел.

59. Объем, соответствующий 1 $м^2$ проекции, будет составлять $0{,}75 \cdot 2 = 1{,}5\ м^3$. Следовательно, на одного человека придется около $4{,}5\ м^3$. Площадь же пола, равная 3 $м^2$, даже будет больше, чем нужно.

61. Полученная нами удельная работа мотора на человека — 75 метрических сил — чересчур велика и потому убыточна (хотя скорость в 511 *км/час* вполне окупает расходы на энергию). Нельзя ли ее уменьшить? Но для этого прежде надо выразить работу мотора, приходящуюся не на единицу площади горизонтальной проекции, а на единицу подъемной силы и на единицу скорости поступательного движения. Действительно, если мы движемся в 10 раз скорее и поднимаем груз в 10 раз больше, то почему бы на это не затратить работы в 100 раз больше? Сокращение времени от скорости движения есть еще новая выгода, которую мы тут учитывать не будем (вследствие ее неопределенности).

62. Из формул (39), (55) и (25) получим:

$$L_1 : (c \cdot q) = 2a \sqrt{\xi \cdot C \cdot g}.$$

Тут мощность (39) мы делим на максимальную скорость (55) и полную нагрузку (25).

63. Отсюда видно, что мощность, требуемая на единицу перемещения единицы груза не зависит ни от энергии мотора ни от скорости, а только от формы и величины аэроплана. Она почти постоянна.

64. Формула (62) показывает секундную работу в *тм* на перемещение 1 *т* аэроплана на 1 *м* пути. Но на людей идет только пятая часть веса или 200 *кг*. Значит, мы получим работу для перемещения двух человек (с багажом) на 1 *м* пути.

65. Примем условия (46). Тогда из (62) найдем 0,047 *тм*, или 47 *кгм*, на 1 *т* аэроплана и 1 *м* пути. Это — на двух человек, на одного (100 *кг*) получим 24. Обыкновенно обычный аэроплан на одного человека, при скорости в 40 *м/сек* (144 *км/час*), тратит 40 метрических сил. На 1 *м* пути пойдет 1 метрическая сила. У нас же выходит в 4 раза меньше. Но сколько еще экономится времени!

66. Сколько же может пролететь без спуска наш аэроплан при условиях (46)? Мы видим, что скорость при этом составляет 551 *км/час*. Нагрузка полная равна 125 *кг*, а частная (на мо-

торы, например) — 25 *кг* (1 *м* горизонтальной проекции). Соответствующая мощность будет 25 метрических сил (56). На 25 метрических сил пойдет горючего $0,1 \times 25 = 5$ *кг*. Значит, нам нашего бензина хватит на 5 час. пути. При этом аэроплан пролетит 2555 *км*. Но мы показывали, что подъемная сила нашего аэроплана на деле окажется, по крайней мере, в два раза больше, т. е. прибавится еще 75 *кг* горючего. Это даст ему возможность пролететь без спуска в 30 час. 15 338 *км*, что достаточно для перелета через океан.

67. Скорость аэроплана зависит от скорости винта по его окружности (а не от числа оборотов в секунду, которое тем больше, чем размер винта меньше), которая нисколько не зависит от размеров винта (его диаметра), а только от прочности материала и его распределения в винте. Выгоднее основание винта делать массивнее. Во всяком случае эта окружная скорость не более 500 *м/сек*, в противном случае ни один материал не выдержит центробежной силы, и винт разлетится от нее вдребезги. Скорость аэроплана при самом наименьшем наклоне (45°) лопастей винта к потоку на практике будет не более 250 *м/сек* или 900 *км/час*, что очень далеко от космических скоростей.

68. Следовательно, если мы хотим получить космические скорости, летая в разреженных слоях воздуха, то винт не годится (помимо обычной слабости моторов).

Кроме этих препятствий, есть не менее серьезное. Это вопрос о кислороде. Можно сжимать воздух, т. е. накачивать его в камеру аэроплана. Но при сжатии воздуха в 6 раз, абсолютная его температура повышается вдвое. Вот таблица:

Во сколько раз сжимается разреженный воздух:	1	6	36	216	1296	7776
Абсолютная температура сжатого воздуха:	200	400	800	1600	3200	6400
Температура по Ц:	−73	127	527	1327	2927	6127

69. Температура сжатого воздуха доходит до 6 тысяч градусов Ц. Тут тратится огромная работа, которая отчасти выделяется обратно, если, не понижая эту высокую температуру, вгонять сжатый воздух в моторы.

Сжатие в 36 раз еще можно допустить (при большем сжатии химическая реакция и выделение тепла задержатся). Тут температура будет около 527° Ц.

70. Для аэроплана и это хорошо, т. е. 3066 *км/час*. До такого сжатия однако на практике еще не доходили, но может быть дойдут.

71. Но как быть дальше? Как получить скорости еще большие, при которых ни воздушный винт ни сжатие в моторах неприменимо? От обычных моторов и винта приходится отказаться.

Можно брать с собой в жидком виде запасы кислорода, взрывать с помощью их горючее, выбрасывать продукты взрыва наружу через трубу[1] и пользоваться отдачей, как двигателем.

Но с одной стороны крайне неэкономно обременять аэроплан весом кислорода, который раньше брался из атмосферы. С другой стороны скорость аэроплана не настолько значительна, чтобы выгодно было пользоваться отдачей.

На единицу веса горючего, состоящего из чистого углерода, надо кислорода по весу в 2,7 раза (32 : 12) больше. Итого масса запаса той же энергии увеличивается тогда в 3,7 раза. Если бы использование горючего было во столько же раз больше, то тогда можно бы еще примириться с этой неприятностью, тем более, что мы много выиграем в скорости движения.

72. В разреженном воздухе использование тепла можно довести до 50—100% (в движении газового отброса). Использование же ракетное (в движении ракеты) при скорости в 1—2 *км/сек* едва ли будет выше использования его в обыкновенных моторах.

Чтобы ракетное использование было полным, нужно, чтобы скорость отброса (в каждый момент) равнялась скорости движения аэроплана[2].

73. Отсюда вытекает очень сложная конструкция летательного прибора большой скорости. Сначала он пускает в дело обычные моторы и гребной винт. Потом винт устраняется или вертится впустую, а моторы накачивают воздух в заднее изолированное помещение, из которого он вырывается со скоростью, равной скорости движения прибора. Так как сначала эта скорость самолета увеличивается, то скорость вырывающегося сзади воздуха тоже должна расти. Когда она достигает 1 *км/сек* или более, то те же моторы накачивают во взрывные трубы элементы взрыва, вылетающие в разреженном воздухе со скоростью 3—5 *км/сек.*

74. Тут уже становится весьма заметна центробежная сила движения аэроплана вокруг Земли, весьма уменьшающая его вес и работу перемещения. Она доходит до нуля, когда аэроплан получает первую космическую скорость и выходит за пределы атмосферы.

75. Винт может дать больше скорости аэроплану, чем это думают. Скорость его по окружности, конечно, не может быть больше 500 *м/сек,* но лопасти винта могут быть направлены почти параллельно встречному потоку, или движению аэроплана (с углом атаки в 20—40°). Сначала его работа будет почти бесполезна. Но когда аэроплан приобретет большую скорость, то винт при известном соотношении начнет работать более экономно. Работа и всякого винта неэкономна в начале движения, когда аэроплан не приобрел еще постоянной скорости. Хорошо,

---

[1] См. статью „Ракета в космическое пространство“, стр. 15.

[2] См. „Исследование мировых пространств реактивными приборами“, стр. 56.

если бы лопасти винта, автоматически или путем управления, могли менять свой угол атаки постепенно, уменьшая его по мере увеличения скорости самолета.

Хотя работа при малом угле атаки лопастей крайне неэкономна, но другого выхода нет. Однако мы эту конструкцию и малый угол атаки лопастей не рекомендуем.

76. Проще сообщить сразу каким-либо способом значительную скорость аэроплану и потом пустить в дело воздушные насосы, которые с помощью обыкновенных моторов сгущают и накачивают воздух в особую камеру. Из камеры воздух вырывается через особые трубы наружу — за кормовую часть корабля. Вылет газов легко регулировать сообразно полученной скорости аэроплана.

77. Скорость вылетающего из отверстия в разреженное пространство газа довольно однообразна и мало зависит от степени его сжатия. Но ведь это справедливо только при постоянной его температуре. Температура же непостоянная может доходить до многих тысяч градусов (как бы ни был разрежен и холоден вначале сжимаемый газ). Если нужна малая скорость отброса (при малой скорости снаряда), то мы сжимаем и накачиваем воздух умеренно. Тогда скорость его при выходе может быть даже менее 500 *м/сек.* Но если нужна большая скорость выбрасываемого воздуха, то накачивание ускоряется, воздух сильнее сжимается и нагревается, и скорость увеличивается. Скорость сильно сжатого и нагретого до многих тысяч градусов воздуха может доходить до 2 *км/сек* и более (пропорционально квадратному корню из упругости газа, или его абсолютной температуры).

Не забудем, что сжимается воздух очень разреженный, например, в 1000 раз, и сгущение его даст давление, примерно, лишь в 1 *ат,* что он сначала холоден, но от сжатия сильно нагревается и вырывается с тем большей скоростью, чем это нагревание выше.

78. Моторы могут работать с постоянной силой, и скорость истечения сжатого воздуха может регулироваться заслонками. Чем выпускное отверстие меньше, тем больше в резервуаре будет накопляться воздуха, тем больше он будет сжат, тем сильнее нагревается и тем выше будет скорость его истечения из труб.

79. Надо только оградить воздушную камеру от потерь тепла. Если сжатый воздух будет охлаждаться, то скорость истечения трудно повышать и, кроме того, будет бесплодно тратиться энергия (превращаемая в тепло и рассеиваемая в пространстве).

80. При еще большей скорости аэроплана уже выгодно сжигать топливо непосредственно в запасенном кислороде.

81. Всякий тепловой двигатель в то же время и реактивный прибор, если выхлопные газы направлены в конические трубы и вырываются в сторону, противоположную движению экипажа или корабля. Но так как вырывается их немного, скорость корабля мала, поэтому использование этой дополнительной энергии будет очень слабо и, например, в автомобиле, обычном аэроплане ею не пользуются, а газы выбрасываются без всяких приспособлений в пространство.

На нашем быстроходном аэроплане на высотах этим пренебрегать не следует. Но, конечно, сила этой реакции не будет достаточна ввиду небольшого количества взрывающегося в моторах материала.

Двигатели могут накачивать воздух и давать воздушную реакцию. Но и выхлопные газы будут производить газовую реакцию.

Воздушная реакция будет утилизировать, примерно, 20% теплоты горения. Остающиеся 80° будут использованы выхлопными газами. Но ввиду малой скорости аэроплана только процентов 10—20 этой энергии пойдут на движение снаряда.

Все же выходит, что использование вырывающихся газов в разреженном пространстве может удвоить работу моторов.

82. Заметим, кстати, что воздух для накачивания надо извлекать насосами из пространства перед носом корабля, а выпускать его на корме. Тогда впереди снаряда воздух разредится, а сзади — сгустится. Это будет подгонять аэроплан.

83. Сложное устройство моторов аэроплана утяжеляет его и делает мало пригодным. Поэтому мы предлагаем несколько его типов. Все они грузоподъемны — не менее, чем на 133 чел. при размерах не менее 20 *м* в длину и ширину и не менее 2 *м* в высоту. Мощность их моторов не ниже 10 000 метрических сил. (Впрочем, можно сузить вдвое аэроплан, и тогда удельная работа увеличится в 1,4 раза.)

Только не надо забывать, что полная истинная подъемная сила аэроплана или нагрузка на 1 $м^2$, по крайней мере, в два раза больше, чем мы вычислили в формулах (26) и (27).

Этот избыток может быть использован разными способами: он может увеличить число пассажиров в 6 раз, он может быть употреблен на усиленные запасы топлива, которые дадут ему возможность со всеми пассажирами пролетать без спуска четвертую долю окружности земного шара. Можно часть избытка подъемной силы пожертвовать на увеличение запаса прочности аэроплана (25). Использование может быть и другого порядка.

Типы аэропланов, пригодные для разных скоростей полета

Возвратимся, однако, к типам аэропланов.

84. А. Самолет для полета в тропосфере не выше 3—4 *км*. Сверхдавление в $^1/_2$ *ат* нужно только для придания оболочке крепости и несгибаемости. Двигатели и винты обыкновенного типа, скорость — 500 *км/час*, перелет из Европы в Америку — не более 12—15 час. Число пассажиров, при наименьшем размере (20 × 20), от 133 до 798 чел. На пассажира придется от 75 до 12 метрических сил.

85. Б. Аэроплан для полета на высотах, где человек уже страдает от разрежения воздуха и где скорость самолета может

быть много выше. Двигатели обычные, но лопасти винта с малым углом атаки. Часть работы моторов идет на сжатие воздуха для них же, а другая — для воздушной реакции. Тут работа воздушных винтов неэкономна, но скорость самолета раза в два больше.

86. В. Винт устраняется. Двигатели заняты исключительно сжиманием воздуха ради воздушной реакции. Пользуются и выхлопными газами. Скорость и высота полета больше, чем у предыдущего типа.

87. Г. Скорость и высота полета больше. Двигатели — малосильные и заняты только накачиванием нефти и кислородных соединений во взрывные конические трубы.

88. Д. Скорость еще больше. Большая высота освобождает от сопротивления воздуха, а скорость и центробежная сила — от земной тяжести. То и другое делают движение снаряда вечным, не требуя расхода энергии.

89. Последние три типа требуют значительной начальной скорости, которая может им быть дана вспомогательными поездами, взбирающимися на горы [1].

90. При новых системах двигателей возможны достижения больших высот, разреженных слоев воздуха и больших скоростей. Единица пути будет обходиться недешево, но будет огромный выигрыш времени. Вот в чем преимущества этих аэропланов. Они в дальнейшем служат для перехода к звездоплаванию.

91. Нет надобности горизонтальную проекцию аэроплана делать квадратной. Она может быть и узкой, состоящей из 3 — 5 надутых поверхностей вращения. Но тогда удельная работа двигателей будет больше вследствие продольной продолговатости. Так при такой обратной продолговатости, равной двум, работа увеличится на какие-нибудь 30% (см. „**Сопротивление**“, 1903 г.).

92. Центробежная сила при движении аэроплана со скоростью 300—400 *м/сек* на экваторе по направлению движения земли вокруг оси уменьшает вес аэроплана, примерно, на 1%.

---

[1] См. статью „Ракетные космические поезда“.

Давление на плоскость при ее нормальном движении в воздухе

От редактора

Первая часть книги „Давление на плоскость" посвящена термодинамике газов; выводится работа для сжатия и расширения при адиабатическом и изотермическом процессах. Циолковский вводит здесь взамен обыкновенно принятого показателя степени адиабаты $k = \frac{C_p}{C_v}$, где C_p и C_v теплоемкости при постоянном давлении и объеме, другой коэфициент A (новое обозначение редакции — B). Для этого коэфициента имеет место соотношение $v \cdot T^A = \text{const}$, причем v — удельный объем и T — абс. температура.

На стр. 8 п. 46 (по оригиналу) Циолковский приходит после несколько неправильного обсуждения к неправильному выводу, что величина A $\left(\text{равная, если ее выразить через } k, \text{ величине } \frac{1}{k-1}\right)$ пропорциональна отношению абсолютной температуры к давлению.

Циолковский также не пользуется газовой постоянной R, взамен которой им были введены на стр. 3—4 давление газа при единице плотности и единице температуры, а также плотность при единице давления и единице температуры. Первая величина есть газовая постоянная, вторая — обратная ей величина.

Сделанные редакцией примечания относительно связи указанных трех величин с общепринятыми делает формулы Циолковского легко применимыми к любым газам.

Формы таблиц, приводимых Циолковским для сжатия и расширения газов, представляют интерес.

Вторая часть книги посвящена определению давления встречного потока. Циолковским рассматриваются три ступени точности определения давления на плоскость, поставленную перпендикулярно к направлению движения потока, а именно:

а) давление потока по обыкновенной формуле для малых скоростей полета (50);

б) давление, предполагая, что плотность сжатого воздуха перед пластинкой пропорциональна давлению воздуха на единицу площади (51) и (53);

в) давление, предполагая, что плотность сжатого воздуха перед пластинкой соответствует адиабатическому сжатию (59);

Полученные данные представляют для больших скоростей только грубое приближение.

К концу книги Циолковский дает без специального расчета таблицу допускаемых скоростей полета для разной продолговатости тел.

Ввиду того что в литературе имеется весьма мало данных относительно давления при больших скоростях, данная часть книги представляет интерес для дальнейшего развития теории.

Ф. Цандер

Обозначение величин

Формулы (12)—(49). Работа — L (в *тм*, вообще, в технических единицах, а не абсолютных). Давление на единицу площади — P. Объем — V. Давление на единицу абсолютной температуры и удельного веса — P_{11} (давление и силы тоже выражены в технических единицах). Абсолютная температура — T. Удельный вес — γ. Те же величины с индексом $_1$ — постоянные. Механический эквивалент тепла $A=\frac{1}{427}$. Теплоемкость, или удельная теплота при постоянном объеме — C_v. Вес газа — G. Натуральный логарифм — ln. Удельная теплота водорода — C_{vH}. Молекулярный вес газа — μ. То же — водорода — μ_H.

Формулы (50) — (79). Тут P означает давление атмосферы, а P_n — сверхдавление на движущуюся нормально плоскость. Скорость — c. Секундное ускорение падающих на земле тел — g.

Изменение объема газа

11[1]. Сначала обратимся к изложению явлений, происходящих при изменении объема газа. Это необходимо при определении сопротивления воздуха движению плоскости.

Работа, совершаемая газом при адиабатическом сжатии и расширении его

Имеем некоторый объем V_1 совершенного газа удельного веса γ_1 при давлении на единицу площади P_1 и абсолютной температуре T_1. Газ расширился или сжался без потери тепла, и те же величины стали иными, а именно:

$$V,\ \gamma,\ P,\ T.$$

При этом он совершил некоторую работу L, эквивалентную изменению его температуры.

На этих основах можем составить следующие известные уравнения:

12. $$dL = Pd\gamma$$

(d — знак диференциала).

13. $$P_1 = P_{11}\,T\gamma,$$

где P_{11} означает давление газа при единице удельного веса и единице температуры.

Таким образом:

14. $$P_{11} = P_1 : (\gamma\ T_1)\ ^*,$$

[1] В предисловии к данной работе автор говорит: „Работа извлечена из рукописи, и номера оставлены старые".

* Это — уравнение состояния газа, и P_{11} представляет собой газовую постоянную, которую обыкновенно обозначают буквой *R*. *Прим. ред. Цандера.*

15. $$\gamma : \gamma_1 = V_1 : V$$

(масса газа, конечно, неизменна).

17. $$dL = G \cdot C_v \cdot \frac{dT}{A}.$$

Тут обозначаем вес газа — G, его теплоемкость, или удельную теплоту при постоянном объеме — C_v и механический эквивалент тепла — A.

Для веса газа имеем

18. $$G = \gamma_1 \cdot V_1.$$

Решая эти уравнения (11)—(18), найдем:

22. $$\ln\left(\frac{V}{V_1}\right) = \frac{C_v}{P_{11}A} \cdot \ln\left(\frac{T_1}{T}\right).$$

Это есть зависимость объема от абсолютной температуры на случай расширения газа. На случай сжатия имеем:

23. $$\ln\left(\frac{V_1}{V}\right) = \frac{C_v}{P_{11}A} \cdot \ln\left(\frac{T}{T_1}\right).$$

25. Для воздуха $C_v = 0{,}169$; $\gamma = 0{,}00129$; $T_1 = 273°$ (по Цельсию — нуль); $P_1 = 10{,}33$ *т*; $\frac{1}{A} = 427$. Значит.

$$P_{11} = 29{,}26;\ 1 : P_{11} = \gamma_{11} = 0{,}0343;\ C_v : (P_{11} \cdot A) = 2{,}481;$$

$$P_{11}A : C_v = 0{,}4032.$$

где γ_{11} — удельный вес газа при единице давления и температуры.

Следовательно:

26. $$\ln (V_1 : V) = 2{,}481 \cdot \ln (T : T_1)$$

27. $$\ln (T : T_1) = 0{,}4032 \cdot \ln (V_1 : V),$$

28. На основании последней формулы составим таблицу:

$V_1 : V$	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$T : T_1$	1,32	1,56	1,75	1,91	2,06	2,19	2,31	2,42	2,53	2,63

Следовательно, при каждом сжатии воздуха в 6 раз его абсолютная температура увеличивается в 2 раза с лишком. И обратно — при разрежении в 6 раз она уменьшается в 2 раза.

Так как P_{11} не зависит от плотности, объема и температуры воздуха, то из формулы (20) делаем такой вывод: какой бы ни был объем воздуха и как бы ни был он разрежен или плотен,— сокращение объема в определенное число раз (например, в 10) всегда вызывает также определенное изменение абсолютной температуры в определенное число раз (по таблице в 2,53 раза).

29. На основании этого даем следующую приблизительную таблицу:

Разрежение					Сжатие			
1296	216	36	6	1	6	36	216	1296
Охлаждение					Нагревание			
18,7	37,5	75	150	300	600	1200	2400	4800
—254,3	—235,5	—198	—123	+27	327	923	2123	4527
15,6	31,2	62,5	125	250	500	1000	2000	4000
12,5	25	50	100	200	400	800	1600	3200
9,3	18,7	37,5	75	150	300	600	1200	2400
6,2	12,5	25	50	100	200	400	800	1600
3,1	6,2	12,5	25	50	100	200	400	800
1,6	3,1	6,2	12,5	25	50	100	200	400

Кроме третьей строки с температурой по Цельсию, тут даны только абсолютные температуры. Из таблицы видно, что сжатие обыкновенного воздуха (при уровне океана) может легко довести его температуру до 2000 — 3000° Ц. Если же дан разреженный газ высот, то температура от сжатия может дойти до нескольких десятков тысяч градусов, смотря по плотности и начальной температуре данного газа: чем меньше плотность, тем возможна более высокая температура, потому что возможно многократное уплотнение. Разреженный воздух высот нагревается от сжатия слабее, если он очень холоден.

Но в атмосфере мы не имеем воздуха с температурой ниже 80° холода, что соответствует довольно высокой абсолютной температуре в 193°.

Положим для краткости (см. 14):

30. $C_v : (A \cdot P_{11}) = C_v \gamma_1 \cdot T_1 : (P_1 A) = B$ *.

Тогда из тех же основных уравнений (12) — (18) найдем:

31. $V : V_1 = (T_1 : T)^B.$

32. $T : T_1 = (V_1 : V)^{1:B}.$

33. $P : P_1 = (T : T_1)^{B+1}.$

34. $T : T_1 = (P : P_1)^{1:(B+1)}$

35. $\gamma : \gamma_1 = (T : T_1)^B.$

36. $T : T_1 = (\gamma : \gamma_1)^{1:B}.$

37. $P : P_1 = (\gamma : \gamma_1)^{1+(1:B)}.$

37$_1$. $\gamma : \gamma_1 = (P : P_1)^{B:(1+B)}.$

38. $L = G \cdot C_v \cdot T \cdot \left(1 - \frac{T}{T_1}\right) : A.$

39. $L = B \cdot P_1 \cdot V_1 \cdot [1 - (V_1 : V)^{1:B}].$

Формулы (31) и (32) показывают изменение объема в зависимости от изменения температуры и обратно — изменение температуры в зависимости от изменения объема. В двигателях приходится сжимать воздух для усиленной работы моторов также и тогда, когда он очень разрежен. Вот одно из применений этих формул.

Формула (37$_1$) дает изменение плотности в зависимости от изменения давления. Эту формулу можно применить к определению сопротивления плоскости при быстром нормальном ее движении.

Сжимая газ, мы совершаем работу. Величину ее необходимо знать. Для этого служат формулы (38) и (39).

Формулы (32), (33) и (35) можно написать в одной строке:

39. $T : T_1 = (V_1 : V)^{1:B} = (P : P_1)^{1:(B+1)} = (\gamma : \gamma_1)^{1:B}.$

Для всех „постоянных“ газов, как известно, имеем:

40. $C_v = C_{vH} \cdot \frac{\mu_H}{\mu}$ **

41. $\gamma = \gamma_H \cdot \frac{\mu}{\mu_H}.$

---

* Величина B связана с показателем степени адиабаты $K = \frac{C_p}{C_v}$, где C_p и C_v — удельная теплота при постоянном давлении и постоянном объеме, формулой: $B = \frac{1}{K-1}$. *Прим. ред. Цандера.*

** Это относится только к газам с одинаковой атомностью; для идеальных одноатомных газов молекулярная теплоемкость равна при постоянном объеме 3, для двуатомных — 5, а для многоатомных получается еще больше. *Прим. ред. Цандера.*

Здесь выражена зависимость удельной теплоты C_v и удельного веса какого-нибудь газа γ от удельной теплоты и удельного веса водорода C_{vH} и γ_H и молекулярных их весов μ и μ_H. Из формул (40), (41) и (30) теперь найдем:

$$42. \qquad B = C_{vH} \cdot \gamma_H \; T_1 : (P_1 \cdot A).$$

Но произведение $C_{vH} \cdot \gamma_H$ постоянно, поэтому и B постоянно. Следовательно, все выведенные формулы и законы одинаково применяются ко всем постоянным газам.

43. Во всех формулах $(31 — 39_1)$ мы видим зависимость отношений от B. По формуле (42) для всех постоянных газов B зависит от температуры T_1 *.

44. Для воздуха на уровне океана и при нулевой температуре по Цельсию $B = 2{,}48$; $1 : B = 0{,}403$; $B : 1 = 3{,}48$; $1 + \frac{1}{B} = 1{,}403$: $1 : (B+1) = 0{,}287$; $B : (B+1) = 0{,}713$ (см. 30, 42 и 25).

Теперь вместо формулы (39_1) найдем:

$$45. \quad T : T_1 = (V_1 : V)^{0{,}403} = (P : P_1)^{0{,}287} = (\gamma : \gamma_1)^{0{,}403} = \sqrt[2{,}48]{V_1 : V} = \sqrt[3{,}48]{P : P_1} = \sqrt[2{,}48]{\gamma : \gamma_1}.$$

Значит, для воздуха изменение абсолютной температуры обратно пропорционально корню 2,48 степени из изменения объема (34) или прямо пропорционально корню степени 3,48 из изменения давления, или прямо пропорционально корню 2,48 степени из изменения плотности.

Работа изотермического изменения состояния

46. Допустим, что газ имеет постоянную температуру T_1, несмотря на изменение его объема. Это может быть на деле, если изменение объема происходит медленно, так что газ успевает охлаждаться или нагреваться внешней средой. Это бывает еще тогда, когда принимают усиленные меры для уравнения температуры газа.

Тогда в уравнениях (12) — (17) $T = T_1$ будет постоянно, и уравнение (17) окажется ненужным. Из остальных мы получим:

$$12_1. \qquad dL = P_{11} \cdot T_1 \cdot \gamma_1 \cdot V_1 \cdot \frac{dV}{V}$$

или на основании формулы (14):

$$dL = P_1 \cdot V_1 \cdot \frac{dV}{V}.$$

* Это имеет место ввиду того, что удельная теплота C_v возрастает с температурой. *Прим. ред. Цандера.*

Интегрируя, найдем:

13_1. $$L = P_1 \cdot V_1 \cdot \ln V + \text{const}.$$

Если $V = V_1$, то $L = 0$; поэтому

14_1. $$L = P_1 \cdot V_1 \cdot \ln \cdot \left(\frac{V}{V_1}\right).$$

Если газ расширяется ($V > V_1$), то работа будет положительна, т. е. она выделяется. Если же газ сжимается ($V < V_1$), то работа поглощается, ибо нужна внешняя работа, чтобы его сжать, и потому она будет отрицательна *.

Сравнение работ при адиабатическом и изотермическом изменениях состояния

Если бы давление было постоянным, то работа при расширении объема V_1 до объема V была бы:

15_1. $$L = P_1 (V - V_1) = P_1 \cdot V_1 \left(\frac{V}{V_1} - 1\right).$$

Деля почленно уравнение (14_1) на уравнение (15_1), получим относительную работу изменения объема при постоянной температуре. Получим:

16_1. $$L : L_1 = \ln \left(\frac{V}{V_1}\right) : \left(\frac{V}{V_1} - 1\right).$$

Так же поступая с формулами (39) и (15_1), получим сравнительную работу при расширении и сжатии, без потери и приобретения газом тепла извне (адиабатическом). Найдем:

17_1. $$L : L_1 = B \left[1 - \left(\frac{V}{V_1}\right)^{1:B}\right] : \left(\frac{V}{V_1} - 1\right).$$

Здесь $1 : B = 0{,}403$ (см. 44).

Формулы (15_1), (16_1) и $(17)_1$ дают нам возможность составить таблицу относительных работ при изменении объема: 1) при постоянном давлении, 2) при постоянной температуре и 3) при переменной (адиабатическое явление).

18_1. Все работы в таблице принимаем положительными. Чтобы получить истинные работы, конечно, нужно их умножить на работу по формуле (15_1). Например, для нормального воздуха и единицы объема можем положить: $T_1 = +273$ (0° по Ц); $\gamma_1 = 0.0013$; $P_1 = 10{,}3$; $P_{11} = 29{,}6$ *т* (см. 14). Теперь вычислим:

$$L_1 = P_1 \left(\frac{V}{V_1} - 1\right) = 10{,}3 \left(\frac{V}{V_1} - 1\right) \textit{тм}.$$

---

* Из формулы (30), видим, что $B = C_v : (AP_{11})$; но $P_{11} = R$ обратно пропорционально молекулярному весу, поэтому B пропорционально молекулярной теплоемкости $C_v \mu$, которая по (40) для идеальных газов одинаковой атомности — постоянная величина. Поэтому и B для реальных газов практически приблизительно постоянная величина. *Прим. ред. Цандера.*

Например, при тройном расширении $L_1 = 20{,}6$ *тм* $= 2060$ *кгм*.

Разберем предлагаемую ниже таблицу. Она состоит из двух частей. Первая относится к сжатию газа, вторая — к его расширению. Первая строка указывает на кратное изменение объема, вторая — на относительное разностное изменение объема и одновременно на работу при постоянном давлении.

За единицу работы во всей таблице принимается работа изменения объема на единицу при постоянном давлении (10,3 *тм*).

Третья строка относится к работе сжатия при постоянной температуре, пятая — к переменной температуре.

Обратимся к работе сжатия. Мы видим, что благодаря непрерывно возрастающему давлению работа сжатия гораздо больше, чем при постоянном давлении.

Так, при сжатии в 1000 раз она возрастает от этого почти в семь раз. При естественном же (не устраненном) повышении температуры, также при сокращении в 1000 раз, она уже увеличивается в 37 раз. Чем меньше сжатие, тем эти уклонения меньше.

Строка седьмая указывает, во сколько раз работа сжатия больше благодаря повышению тепла от сжатия газа. Так, при сокращении в 1000 раз работа увеличивается в 5,4 раза вследствие нагревания газа.

Теперь обратимся к части таблицы, относящейся к разрежению газа. Тут выделяемая работа гораздо меньше, чем при постоянном давлении. Строка 4-я показывает, во сколько раз она меньше при постоянной температуре (или при искусственном

Сжатие

1.	1000	100	10	5	4	3	2
2. $(V:V_1)-1$	0,999	0,99	0,9	0,8	0,75	0,667	0,5
3. По формуле (16_1)	6,90	4,65	2,62	2,01	1,84	1,65	1,39
4. Обратное отношение	—	—	—	—	—	—	—
5. По формуле (17_1)	37,2	13,54	4,22	2,83	2,48	2,08	1,59
6. Обратное отношение	—	—	—	—	—	—	—
7. Отношение $(17_1):(16_1)$	5,4	2,9	1,6	1,4	1,3	1,25	1,2
8. Обратное отношение	—	—	—	—	—	—	—

подогревании газа извне). Так, при расширении в 10 раз она почти в 4 раза меньше, чем при постоянном давлении. Если же происходит естественное охлаждение, то при том же сокращении она в 6 раз меньше (строка 6).

Все же при постоянной температуре работа бесконечного расширения газа беспредельна, хотя и растет медленно с увеличением объема (формула 14_1). Напротив, робота, выделяемая расширяющимся и натурально охлаждающимся газом, совершенно ограничена, несмотря на бесконечное увеличение его объема (формула 38 и 39).

Строка 8-я указывает влияние естественного охлаждения на выделяемую расширяющимся газом работу. При небольшом расширении это влияние невелико, но чем сильней расширение, тем оно значительней. Так, при расширении в 1000 раз естественная работа расширения газа (при свободном понижении температуры) почти в 3 раза меньше, чем при искусственной неизменной температуре.

Надо ли говорить, что наша таблица применима ко всем идеальным газам и перегретым непостоянным газам и парам. Она относится также ко всем плотностям и ко всем температурам, при которых постоянство газа еще не нарушается.

Давление встречного потока воздуха

Приближенное определение давления потока воздуха

47. Аэроплан двигается с большой быстротой в разреженных слоях воздуха. Поэтому воздух на носу сжимается и тем может

Расширение

1.	2	3	4	5	10	100	1000
2. $(V:V_1)-1$	1	2	3	4	9	99	999
3. По формуле (16_1)	0,693	0,549	0,460	0,402	0,256	0,046	0,0069
4. Обратное отношение	1,44	1,82	2,17	2,49	3,91	21,7	145,0
5. По формуле (17_1)	0,600	0,459	0,355	0,295	0,166	0,0211	0,00233
6. Обратное отношение	1,67	1,82	2,82	3,39	6,02	47,4	429,0
7. Отношение $(17_1):(16_1)$	0,87	0,85	0,77	0,73	0,65	0,46	0,34
8. Обратное отношение	1,14	1,2	1,3	1,4	1,5	2,2	2,9

уменьшить работу компрессора. На воздух в носовом сечении самолета действует давление встречного потока, как на плоскость нормальную к потоку. Как же велико это давление при разных скоростях движения аэроплана?

Предупреждаю, что все последующие расчеты нельзя считать ни точными ни строго научными. Хорошо, если они дадут хотя бы некоторое понятие о величине давления на плоскость, нормальную к потоку.

Когда воздух впереди плоскости мало уплотняется, то можем принять известную формулу:

50. $$P_n = \frac{c^2}{2g} \cdot \gamma_a,$$

где скорость не должна превышать 100 *м/сек*. Она выведена также и мной для сопротивления от инерции передней части воздуха.*

В этой формуле P_n означает сверхдавление, g — ускорение земной тяжести, а γ_a — удельный вес воздуха.

Если же скорость больше 100 *м/сек*, то воздух перед плоскостью от сильного давления уплотняется, и формула (50) дает большую погрешность. В ней удельный вес γ_a надо заменить по формуле:

51. $$\gamma = \gamma_1 \left(\frac{P_n + P_a}{P_a}\right),$$

где γ_1 — плотность спокойного воздуха, а P_a — атмосферное давление на единицу площади.

Из (50) и (51) получим:

52. $$P_n = \frac{c^2}{2g} \cdot \gamma_1 \cdot \frac{P_n + P_a}{P_a}.$$

Отсюда:

53. $$P_n = \frac{c^2}{2g} \cdot \gamma_1 : \left(1 - \frac{\gamma_a}{P_a} \cdot \frac{c^2}{2g}\right).$$

При малой скорости c из этой формулы получается формула (50).

Из формулы (53) видно, что скорость не может быть очень большой; необходимо условие:

54. $$c < \sqrt{2g \cdot P_a : \gamma_a}.$$

55. Положим тут $g = 10$; $P_a = 10$ *т/м*^{2}; $\gamma_a = 0{,}0013$. Тогда по (54) вычислим $c < 392$ *м/сек*.

Очевидно, при этой скорости как бы получается бесконечное сгущение, а потому дальнейшее увеличение скорости невозможно. Но это ошибка, во-первых, потому, что газы непостоянны

---

* См. „Труды Об-ва любителей естествознания“. Физ. Отдел. Т. 4, 1891, Москва.

и потому не могут бесконечно уплотняться; во-вторых, потому, что мы не приняли во внимание нагревание от сжатия газа.

Но возвратимся пока к последним формулам. Давление по (53) больше, чем по (50), во столько раз:

56. $$P_{n53} : P_{n50} = 1 : \left(1 - \frac{\gamma_a}{P_a} \cdot \frac{c^2}{2g}\right).$$

57. Уравнения (50), (53) и (56) дают нам следующую таблицу:

Скорость в *м*	50	100	150	200	250	300	350	392
$P_{n\,50} =$	0,162	0,65	1,46	2,60	4,06	5,85	7,96	10,0
$P_{n\,53} =$	0,165	0,695	1,7	3,5	6,85	14	39	Бесконечно
Отношение	1,016	1,070	1,171	1,35	1,68	2,41	4,90	

Вторая строка показывает давление потока в *т/м*² по формуле (50). Третья — то же по формуле (53). Четвертая — отношение этих давлений. По формуле (53), конечно, давление больше вследствие принятого в расчет сжатия воздуха. Так, при скорости 50 *м/сек* ошибка равна 1,6%, а при 100 *м/сек* — 7%, при 250 *м/сек* ошибка уже достигает 68%.

Ясно, что формулу (50) можно принимать только до скорости в 100—200 *м/сек*. Но формулу (53) нельзя принять для больших скоростей. Действительно, при скорости 350 *м/сек* воздух давит с силою 3,9 *т/м*², отчего воздух нагревается, становится менее плотным и давление от этого уменьшается. Из табл. 28 видно, что при уплотнении газа вчетверо абсолютная температура увеличивается в 1,75 раза. Во столько же раз разрежается воздух и уменьшается давление. Получим по формуле (53) чуть не вдвое большее давление, чем истинное.

Сопротивление пластинки, принимая, что плотность изменяется по закону адиабаты

58. Чтобы получить более верную формулу давления, надо принять во внимание увеличение температуры от сжатия воздуха. Формула (37_1) дает:

$$\gamma = \gamma_a \cdot (P : P_a)^{B : (1+B)}.$$

Но тут

$$P = P_a + P_n,$$

где P_a — давление в спокойной атмосфере, а P_n — сверхдавление. Из формул (58) и (50) получаем, исключая удельный вес γ_a, уравнение:

59. $$P_n = \frac{c^2}{2g} \cdot \gamma_a \cdot \left(\frac{P_n + P_a}{P_a}\right)^{B : (1+B)}.$$

Если P_n или сверхдавление во много раз больше спокойного давления P_a, то можно положить:

60. $$P_n = \frac{c^2}{2g} \cdot \gamma_a \cdot \left(\frac{P_n}{P_a}\right)^{B:(1+B)};$$

отсюда, определяя неизвестное P_n, найдем:

61. $$P_n = \left(\frac{\gamma_a}{2g}\right)^{B+1} \cdot \left(\frac{c^{2B+2}}{P_a^B}\right).$$

Надо помнить, что формула эта имеет значение, когда P_n в несколько раз больше атмосферного давления P_a, т. е. когда (по табл. 57) скорость больше 350—400 *м/сек*.

62. Из (42) и (43) знаем, что $B = 2{,}481$; следовательно:

$$P_n : P_a = K \cdot c^{6,96}$$

или почти

$$P_n : P_a = K \cdot c^7;$$

здесь

63. $$K = [(\gamma_a : P_a) : 2g]^{B+1}.$$

64. На уровне океана и при нулевой температуре можем положить $\gamma_a = 0{,}0013$; $g = 10$; $P_a = 10$. Тогда найдем, что $K = 89 \cdot 10^{-20}$.

65. Положив, например, $c = 400$ *м/сек*, найдем:

$$P_n : P_a = 1{,}46$$

или

$$P_n = 14{,}6 \text{ т}.$$

По формуле (50) при той же почти скорости найдем $P_n = 10$ *т*, а по формуле (53) — бесконечное давление. При скорости, большей 400 *м/сек*, мы можем смело применять формулу (63).

66. Зная отношение давлений (62) и (63) по формулам (34) и (37_1) и предполагая, что сверхдавление P_n столь большое, что можно принимать

$$P_n : P = 1,$$

где P — абсолютное давление сжатого воздуха, можем вычислить отношение абсолютных температур $T : T_1$ и отношение удельных весов $\gamma : \gamma_a$.

67. При нулевой температуре и уровне океана получим (62)—(64):

$$P_n : P_a = P : P_a = 89 \cdot 10^{-20} \cdot c^7.$$

68. Также

$$T : T_a = (P : P_a)^{1:(B+1)} = (P : P_a)^{0,287} = 6{,}61 \cdot 10^{-6}\, c^2.$$

69. Далее,

$$\gamma : \gamma_a = (P : P_a)^{B:(1+B)} = 1{,}35 \cdot 10^{-13} \cdot c^{5,01}$$

или приблизительно $1{,}35 \cdot 10^{-13} \cdot c^5$.

Из (68) и (69) видно, что абсолютная температура возрастает пропорционально квадрату скорости, а плотность — пропорционально пятой степени той же скорости.

70. Все это дает нам возможность составить следующую таблицу:

Скорость в *км/сек*						
0,4	0,5	1	2	3	4	5
Отношение давлений ($P:P_a$) на уровне океана и при нулевой температуре						
1,46	6,95	889,6	113 920	1 946 000	14 580 000	
Отношение абсолютных температур $T:T_a$						
1,0576	1,65	6,61	26,44	59,49	105,76	165,25
Соответствующая абсолютная температура						
289	450	1804	7218	16 241	28 870	65 100
Отношение плотностей $\gamma:\gamma_a$						
1,38	4,31	138	4420	33 530	141 400	431 200

71. Из формул (63)—(69) видно, что отношение давлений, температур и плотностей не изменяется при неизменном отношении $\gamma_a : P_a$. Это значит, что таблица относится ко всяким слоям атмосферы, т. е. ко всякому разрежению или сжатию газа, лишь бы начальная температура невозмущенного воздуха оставалась неизменной. Большие числа этой таблицы мы можем применять к разреженным слоям воздуха, например, где он разрежен в тысячи и миллионы раз, т. е. на высотах.

При скорости в 400 *м/сек* давление достигает уже почти 1,5 *ат*, абсолютная температура доходит до 289° или 16° Ц, а плотность возрастает в 1,38 раза; при скорости в 0,5 *км/сек* температура еще не высока (177° Ц) и воздух еще не может светиться. Тут он уплотняется в 4,3 раза; при скорости в 1 *км/сек* воздух должен бы накалять тело до свечения. Уплотнение его достигает 138.

При скорости в 2 *км/сек* и выше вычисленное уплотнение не оправдается на уровне океана ввиду непостоянства газа. Но на высотах это может отчасти оправдаться также и в отношении высоких температур. Положим, например, что воздух разрежен в тысячу раз. Тогда он может сгуститься в 500 раз без нарушения идеальных свойств постоянного газа (принимая в расчет очень высокую нагретость). Значит, возможна скорость в 5 *км/сек* и увеличение в плотности в 431 200 раз (по табл. 70). При этом его абсолютная температура достигает 65 000°.

Тут невольно приходит в голову воспользоваться высокой температурой сжатых очень разреженных газов для разных целей. Не разложатся ли, например, двухатомные газы в одноатомные? Не проявятся ли радиоактивные явления?

Применение таблиц и формул возможно при еще больших скоростях, если плоскость будет двигаться в еще более редких слоях воздуха.

72. Впрочем, нужно помнить, что чем больше скорость пластинки и степень сгущения среды, — даже в разреженных слоях атмосферы, — тем числа, даваемые нащими формулами, более истинных. Действительно, они были бы верны, если бы соблюдалось подобие плотностей. При небольших скоростях плотность среды кругом и далеко почти постоянна. При этих именно условиях формулы будут правильны. Но при больших скоростях уплотнение бывает только поблизости движущейся пластинки. Чем дальше от нее, тем меньше возмущается плотность. Крайняя неравномерность плотностей заставляет в наши формулы вводить переменный коэфициент, меньший единицы, который тем дальше от нее, чем скорость плоскости больше. Предлагаем математикам произвести более точные исследования над сопротивлением плоскости с целью нахождения поправочного коэфициента к этим формулам сопротивления.

Итак, числа табл. 70 тем более преувеличены, чем скорость больше.

Из (59) для всяких скоростей и давлений получим:

76. $$\frac{P_n}{P_a}=c^2\left(\frac{\gamma_a}{2g\cdot P_a}\right)\cdot\left(\frac{P_n}{P_a}+1\right)^{B:(1+B)}.$$

Значит

77. $$c=\sqrt{\frac{(P_n:P_a)\,2g\cdot P_a}{\gamma_a\left(\frac{P_n}{P_a}+1\right)^{B:(B+1)}}}.$$

Для больших же давлений из формулы (61) получили бы:

78. $$c^2=(P:P_a)^{1:(B+1)}\cdot(2g\cdot P_a:\gamma_a).$$

Воспользуемся формулой (77) для всяких скоростей. Но в ней отношение $P_n:P_a$ для больших давлений надо заменить отношением плотностей $\gamma:\gamma_a$ посредством формулы (37). Найдем:

$$c^2=\frac{2gP_a}{\gamma_a}\cdot\frac{(\gamma:\gamma_a)^{(B+1):B}}{[(\gamma:\gamma_a)^{(B+1):B}+1]^{B:(B+1)}}.$$

80. Положим $g=10$; $P_a=10$; $\gamma_a=0{,}0013$; $B=2{,}48$; $B:(2+2B)=3{,}356$; $B:(1+B)=0{,}713$; $(1+B):B=1{,}403$ (см. 44).

Теперь из формул (76), (79) или (37) составим таблицу (см. стр. 189).

81. В первой строке P_n означает сверхдавление. Истинное давление равно $P_n=P_a$. Отношение истинных давлений будет на единицу больше.

Из таблицы видим, что до скорости в 955 *м/сек* сгущение от встречного потока недостаточно для работы моторов. Но после этого оно даже гораздо больше, чем нужно. Например, при скорости в 1200 *м/сек* сгущение будет 435, т. е. оно будет в 3 раза больше, чем нужно, отчего работа моторов может увеличиться в 3 раза: было бы только горючее, да крепкие рабочие цилиндры. При скорости в 1860 *м/сек* по той же таблице сгущение будет в 11 раз сильнее. Значит, при скорости 1000 *м/сек* компрессоры

$P_n : P_a$	0,1	0,3	0,5	1,0	1,5	2	3
$\gamma : \gamma_a$	1,07	1,205	1,33	1,64	1,92	2,19	2,69
Скорость в *м/сек*	108,5	178	217	277	313	339	375
Необходимое разрежение	1,18	3,17	4,71	7,67	9,80	11,5	14,1

(продолжение)

$P_n : P_a$	5	7	10	20	50	100	200
$\gamma : \gamma_a$	3,58	4,40	5,53	8,70	16,3	26,9	43,9
Скорость в *м/сек*	420	448	479	537	605	687	759
Необходимое разрежение	17,6	20,1	24,9	28,8	36,6	47,2	57,6

(продолжение)

$P_n : P_a$	500	1 000	5 000	10 000	50 000	100 000	500 000
$\gamma : \gamma_a$	84,1	138	435	711	2 240	3 670	11 600
Скорость в *м/сек*	871	955	1 200	1 340	1 780	1 860	2 470
Необходимое разрежение	75,9	$91_{,2}$	144	180	317	346	610

(продолжение)

$P_n : P_a$	1 000 000	5 000 000	10 000 000	50 000 000	100 000 000	500 000 000
$\gamma : \gamma_a$	19 000	59 900	99 800	309 000	506 000	1 600 000
Скорость в *м/сек*	590	3 440	3 630	4 780	5 040	6 640
Необходимое разрежение	671	1 183	1 318	2 285	2 540	1 409

окажутся излишними. Жаль, что температура чересчур велика. Так, при скорости 1 *км/сек* она достигает (см. 70) 15 00° Ц.

Впрочем, мы указали, что сгущение и температура должны быть много ниже.

89. Поговорим еще о формулах сопротивления воздуха нормально движущейся плоскости. Только при скорости до 200—300 *м/сек* они могут считаться сносными (табл. 80). При больших же скоростях они дают преувеличенные давления, плотности и температуры (см. 72). Но за неимением лучшего приходится пользоваться и этими.

90. Снаряды в атмосфере едва ли будут приобретать скорость больше 1 *км/сек*. И при этом, по табл. 70, плотность окружающего пластинку воздуха увеличивается в 138 раз. Возможно ли экономное движение при этих условиях?

Дело в том, что снаряды не имеют тупых концов, в особенности спереди.

По табл. 80 скорость в 300 *м/сек* уплотняет воздух перед пластинкой только в 2 раза. Следовательно, такая скорость вполне терпима для шаров: уплотнения среды перед ними почти не будет.

Допускаемая скорость полета для тел разной продолговатости

Для плавно обтекаемого тела вдвое более продолговатого, чем шар, уже будет допустима скорость в 600 *м/сек* без заметного сгущения среды. Рассуждая так, составим таблицу.

Продолговатость тел или отношение длины их к поперечнику									
1	2	3	4	5	6	8	10	15	20
Допустимая экономная скорость в *км/сек*									
0,3	0,6	0,9	1,2	1,5	1,8	2,4	3	4,5	6

При этих скоростях заметного сгущения среды не будет, а потому не будет и увеличенного, непомерного расходования энергии при движении птицеподобного снаряда.

На больших высотах корма даже может обрываться плоскостью; но нам приходится летать и внизу. Поэтому плоский хвост неудобен. Он неудобен также и в отношении конструктивном. Но часть его, где выходят жерла конических труб, выбрасывающих продукты горения, поневоле будет плоской.

Полет метеоров. Нагрев их

91. Обратимся опять к табл. 70 с целью показать некоторую ее правдоподобность.

Метеоры, или космические камни, пролетая атмосферу, накаляются и испускают свет. Причина — в задержке движения атмосферой, так что весь минерал от этого нагревается: энергия движения переходит в теплоту. Еще причина — в сгущении перед камнем воздуха. Так как камень неправильной формы, то уплотнение и температура воздуха будут гораздо меньше, чем по табл. 70. Так, при скорости в 5 *км/сек* среда уплотняется в 400 000 раз, а температура ее доходит до 65 000°. Принимая во внимание огромную скорость аэролитов (до 50 *км/сек* и более), это сгущение и температура должны бы оправдаться.

Но надо помнить, что такое сгущение и температура появляются не сразу, а постепенно: нужно время и длинный путь в среде, чтобы достигнуть данных таблицы. Атмосфера же ограничена, а болиды большей частью пролетают в ней путь не больше 100 *км*. На высоте 100 *км* воздух поразительно разрежен. Ну, положим, в миллион раз. Если 100 *км* этого воздуха сократить в 1 *м*, то получится среда плотностью в 0,1 плотности атмосферы у уровня океана.

Понятно, что ни сгущения, ни температуры, указанной в табл. 70, не получится. Сопротивление воздуха будет так мало, что и самый метеор не накалится: он пролетит незаметным и темным.

Вот почему нужна определенная высота, чтобы метеор накалился и был виден. Граница падающих звезд 100—200 *км*. Выше они не видны. Воздух там так мало сгущается болидами, что не светится.

Реактивный аэроплан

(1930)

1. Реактивный аэроплан отличается от обыкновенного тем, что совсем не имеет гребного или воздушного винта.

Действие винта заменяется отдачей (реакцией) продуктов горения в обыкновенных авиационных моторах.

Но последние требуют некоторого преобразования и дополнения, так как сжигают много горючего и притом дают сравнительно небольшую работу, например в 10 раз меньшую, чем следует по количеству топлива, делают большое число оборотов и имеют потому расширенные клапанные отверстия. Кроме того, сжимание, как видно из таблицы, хотя бы и очень холодного воздуха высот сопровождается его накаливанием.

Во сколько раз сжимается какой-нибудь постоянный газ или смесь их (воздух):					
1	6	36	216	1296	7800
Относительная абсолютная температура					
1	2	4	8	16	32
Абсолютная температура					
+273	546	1092	2184	4368	8736
То же, по Цельсию					
0	273	819	1911	4095	8463
Абсолютная температура					
+200	400	800	1600	3200	6400
То же, по Цельсию					
—73	+127	+527	1327	2927	6127

Из последней строки видно, что даже при ледяном (—73° Ц) воздухе высот сжимание его в 36 раз уже требует обязательного охлаждения.

Для этого мы пользуемся сильным расширением продуктов горения в разреженной атмосфере и происходящим от этого их сильным охлаждением. Поэтому накаленный сжатием воздух проводится предварительно в особый кожух, окружающий кормовые концы труб с расширяющимися продуктами горения[1]. Тогда уже этот сжатый и охлажденный воздух служит для охлаждения рабочих цилиндров, а затем для горения в них.

2. Самолет только тогда приобретает увеличенную скорость в разреженных слоях атмосферы, когда работа мотора пропорциональна скорости самолета.

Следующая таблица служит для пояснения.

Относительная плотность воздуха высот				
1	1 : 4	1 : 9	1 : 16	1 : 25
Приблизительная высота полета над уровнем океана в *км* (при 0° Ц)				
0	11,1	17,6	22,1	25,7
Относительная поступательная скорость аэроплана				
1	2	3	4	5
Требуемая относительная энергия моторов				
1	2	3	4	5

Этой способностью (выделять работу пропорционально скорости снаряда) обладает только реактивный двигатель, в который мы и хотим преобразить обыкновенный авиационный мотор с целью увеличить скорость аэроплана в разреженных слоях воздуха. Иного выхода нет. Такой вывод мы получаем, если пренебрегаем работой сжатия встречного воздушного потока, потребного для сжигания топлива.

Но на высотах приходится сжимать разреженный воздух для употребления в моторах. Для этого то, главным образом, пойдет обычная механическая работа двигателей. Потому мы и не можем от них вполне избавиться [2].

Двигатель, делая огромное число оборотов, работает почти впустую и выделяет сравнительно небольшую работу: он неэкономичен. Но большая работа нам и не нужна, так как работа сжатия холодного разреженного атмосферного воздуха сравнительно невелика и энергии моторов на это хватает с огромным избытком. Главная цель двигателя: реактивное действие отброса продуктов горения, пропеллер же устранен.

Покажем величину этой работы. Так как сжимаемый воздух охлаждается кормовыми частями реактивных труб, то температуру его примем постоянной. В таком случае для определения работы его сжатия воспользуемся формулой *:

$$L = P_1 \cdot V_1 \cdot \ln \left(\frac{V_1}{V}\right).$$

---

[1] В целях уменьшения работы, необходимой для сжатия газов, лучше охлаждать воздух между каждыми двумя ступенями компрессора, проводя соответствующие трубы к кормовой части сопел. *Прим. ред. Цандера.*

[2] Но можно воздух сжигать также динамически, струйным методом в воздушных реактивных двигателях. *Прим. ред. Цандера.*

* Здесь и дальше ссылки на статью „Давление на плоскость", стр. 175.

Тут P_1 и V_1—первоначальное давление и объем, а V—конечный малый объем (после сжатия). Положим, что воздух разрежен в 1000 раз. При этом давление его будет тоже в 1000 раз меньше. Цель наша — сжать этот огромный объем в 1000 раз, чтобы довести его до первоначального малого объема, совершив для этого некоторую работу. Отсюда видно, что произведение $P_1 \cdot V_1$ остается постоянным, какой бы мы разреженный слой воздуха ни взяли. Значит, работа сжатия зависит только от логарифма сжатия $V_1 : V$. Произведение $P_1 \cdot V_1$ при нуле Цельсия равно 10,3 *тм.* Теперь по приведенной формуле легко составим таблицу работ для получения 1 $м^3$ сжатого воздуха нормальной плотности. Именно:

Разрежение воздуха или требуемое сжатие

1	6	36	216	1296	7800

Работа получения 1 $м^3$ воздуха нормальной плотности (0,00129), при нулевой температуре, в *тм* (приблизительно):

0	18	36	54	72	90

На единицу массы (*кг*) горючего, в случае бензола, требуется около 11 $м^3$ нормального воздуха [1]. Для получения его из разреженного в 7800 раз воздуха нужно $90 \cdot 11 = 990$ *тм.* Килограмм бензола может дать не менее 4 сил в течение часа. Это составит работу $(75 \cdot 3600 \cdot 4)$ в 1 080 000 *кг* или в 1080 *тм.* Выходит, что эта работа немного больше требуемой для сжатия.

При меньшем сжатии и работа меньше, как видно из таблицы. Но работа без охлаждения воздуха будет гораздо больше. Тут мы можем воспользоваться формулой (39). Именно:

$$L = B \cdot P_1 \cdot V_1 \, [1 - (V_1 : V)]^{1:B}.$$

Из (44) знаем: $B = 2{,}48$ и $1 : B = 0{,}403$. Положим $V_1 : V = 7800$. Тогда вычислим

$$L = P_1 \cdot V_1 \cdot 34{,}7 = 358 \text{ тм},$$

т. е. она будет в 3 слишком раза больше предыдущей (90 *тм*). Она в 4 раза больше выделяемой моторами. На практике надо взять среднюю работу, которая будет раз в 5 меньше выполняемой моторами [2]. Вычисленная работа относится к сжиманию в пустоте. Давление атмосферы помогает сжимать, и потому истин-

---

[1] Весь расчет Циолковский ведет на 1 $м^3$ сжимающего воздуха. *Прим. ред*

[2] Это составляет $1080 : 5 = 216$ *тм* на 1 *кг* бензола, или $216 : 11 = 19{,}6$ *тм* на 1 $м^3$ нормального воздуха. Такое приблизительно количество работы требуется для 6-кратного сжатия при постоянной температуре. Без охлаждения же достигаемая степень сжатия еще меньше. По таблице на стр. 192 воздух на высоте 11,1 *км* разрежен в 4 раза, а на высоте в 17,6 *км* — в 9 раз *Прим. ред. Цандера.*

ная работа меньше, в особенности в нижних слоях атмосферы и при небольшом сжатии.

В низших слоях воздуха аэроплан пребывает недолго. Но и тогда работа моторов полезна и пойдет для воздушного охлаждения рабочих цилиндров и даже для сжатия воздуха, с целью усиления сгорания бензина, увеличения мощности моторов и силы взрывающихся газов.

Действительно, формулы и таблицы можем применить и для сжимания нормального воздуха (близ уровня океана), для усиления энергии моторов (только стенки их нужно делать прочнее).

Из формул (14_1) и (39) видно, что работа сжатия при этом пропорционально увеличивается, ибо P_1 увеличивается. Но, ведь, зато и работа моторов возрастает во столько же раз. А так как запас прочности у рабочих цилиндров всегда излишне велик (чтобы не делать очень тонких стенок), то весьма выгодно сжимать воздух даже в нижних слоях атмосферы.

3. При разработке теории таких аэропланов нам приходится иметь дело со сжатием и расширением газов, с их теплопроизводительной способностью, т. е. с теплотой горения, с их скоростью отброса, с их реакцией, с сопротивлением воздуха, с компрессорами и их работой и с разными другими вещами.

Поэтому мы должны снова сослаться еще на нашу печатную работу „Давление на плоскость“, 1930 г.

4. Для исследования горючего ради определенности мы разбираем три рода топлива: водород, углерод, бензол. Для сжигания их берем чистый кислород, обыкновенный воздух или азотный ангидрид N_2O_5.

Это не значит, что мы считаем такие материалы для двигателей наилучшими или наиболее выгодными, но просто потому, что иные материалы пока не испытаны и еще не доказана возможность их практического применения [1].

Например, одноатомный водород H выделяет при образовании двухатомного водорода H_2 в 16 раз больше энергии, чем такая же масса гремучего газа („Космическая ракета“, 1927 г., см. стр. 130).

Но мы не можем предлагать горючего, не испытанного практически. Например, неизвестно, может ли одноатомный водород H быть, обращен в жидкость и насколько эта жидкость безопасна в отношении взрыва. То же скажем и про другие материалы, предлагаемые разными авторами, например озон O_3 и легкие металлы, как горючее (например, алюминий, литий, кальций и т. д.).

Также пока непрактична идея отбрасывания частей аэроплана или превращения их в топливо.

5. Вот таблица (стр. 195), показывающая относительный вес материалов, участвующих в горении.

---

[1] В настоящее время в Германии уже испытаны спирт и бензин, а во Франции — нефть. *Прим. ред. Цандера.*

Название горючего	Водород	Углерод	Бензол
Формула горючего	H_2	C	C_6H_6
Относительный вес частицы (молекулы)	2	12	78
Название продуктов горения	Вода	Углекислый газ	Вода и углекислый газ
Формула продуктов горения	H_2O	CO_2	H_2O и CO_2
Относительный вес потребного для сгорания кислорода O_2	16	32	240
То же, но азотного ангидрида N_2O_5	21,6	43,2	324
Относительный вес продуктов горения при кислороде	18	44	318
То же, при N_2O_5	23,6	55,2	402
Принимаем вес горючего за единицу	1	1	1
Тогда вес кислорода будет	8	2,67	3,33
Тогда вес продуктов горения будет при кислороде	9	3,67	4,33
Тогда вес N_2O_5 будет	10,8	3,6	4,5
Тогда вес продуктов горения при N_2O_5 будет	11,8	4,6	5,5

6. Если в нашем аэроплане мы сжигаем воздух, то надо указать на количественные отношения его частей.

Для этого предлагаем таблицу:

Название	Воздух	O_2 кислород	N_2 и остальное
Состав воздуха по весу	100	23,6*	76,4
То же, по объему	100	21,3	78,7

Отсюда найдем следующие весовые отношения составных частей воздуха: $N_2 : O_2 = 3,24$; $O_2 : N_2 = 0,309$; O_2 : воздух $= 0,236$; воздух : $O_2 = 4,24$; это значит, что кислород составляет по весу 0,31 веса азота и 0,236 веса всего воздуха.

Для объемных отношений получим: $N_2 : O_2 = 3,69$; $O_2 : N_2 = 0,271$; O_2 : воздух $= 0,213$; воздух : $O_2 = 4,70$.

7. Теперь можем дать количество воздуха по весу и объему на единицу веса (*кг*) горючего (стр. 196).

* В справочниках для кислорода даются немного меньшие цифры: 23,1% по весу, или 20,9% по объему. *Прим. ред. Цандера.*

Формула горючего	H_2	C	H_6C_6
Количество его по весу	1	1	1
Потребное количество кислорода	8	2,67	3,33
Вес продуктов горения при кислороде	9	3,67	4,33
Потребное количество воздуха	33,9	11,3	14,13
Вес продуктов горения при воздухе	34,9	12,3	15,13
Потребное количество воздуха по объему (плотность 0,0013) в $м^3$	26,1	8,7	10,9

8. Но нам важно знать еще потребное количество кислорода воздуха и азотного ангидрида на метрическую силу (100 *кгм*). Поэтому предлагаем следующую таблицу (стр. 197).

9. Сделаем пояснения и выводы из этой таблицы. При использовании атмосферного кислорода очень выгодно запасать водород. Вес этого горючего на ту же работу будет в 3 раза меньше, чем бензина (строки 3 и 12). Жаль только, что жидкий водород пока мало доступен. Выгоден также ожиженный болотный газ или метан (CH_4). В случае же запасенного жидкого кислорода разница запасов или взрывных элементов не так велика (строка 7). Тут нет большой выгоды заменять бензин водородом. Почти то же при употреблении N_2O_5. При полном весе снаряженного аэроплана в 1 *т* даже часовой запас топлива не кажется чрезмерным (12_1). Для водорода же он совсем мал.

В строках 13 и 14 дается секундная скорость отброса при самых благоприятных условиях: при совершенном горении, без потери тепла, при длинных конических трубах и расширении продуктов горения в пустоте. Когда используем воздух, то понятно, что масса продуктов взрыва будет почти в 4 раза больше (строки 7 и 8), чем при чистом кислороде. Поэтому скорость отброса тут будет вдвое меньше. Но зато мы избавляемся от обременительных запасов кислорода. Однако нельзя освободиться от этих запасов в пустоте или в очень разреженных слоях атмосферы. Запасы N_2O_5 дают небольшое преимущество сравнительно с кислородом.

Строки 15 и 16 дают величину ускорения ракеты массой в 1 *т*, причем сопротивлением воздуха пренебрегается. Выходит, что использование воздуха выгоднее, так как дает большее ускорение, не говоря уже про обременение жидким кислородом. Эти числа мы получили, узнав, во сколько раз вес ракеты (1000 *кг*) больше секундной массы отброса. Затем на полученное число мы разделили секундную скорость отброса. (По известным законам от действия силы между двумя массами бо́льшая получает во столько раз меньшую скорость, во сколько раз она больше другой массы). Понятно, что по мере сгорания топлива ускорение снаряда должно возрастать. Мы дали наименьшее.

1	Формула горючего	H_2	C	C_6H_6
2	Количество тепла на единицу массы горючего	34 180	8 080	11 500
3	Тепловое отношение	2,97	0,709	1
4	Сколько надо горючего на 1 метрическую силу в час, в *кг*	0,0842	0,353	0,25*
5	Сколько надо кислорода на силу (100 *кгм/сек*) в час	0,674	0,942	0,833
6	Сколько надо воздуха в час на силу, *кг*	2,498	3,994	3,532
6_1	Сколько надо N_2O_5	0,910	1,272	1,125
7	Вес отброса в час при горении в кислороде	0,758	1,295	1,083
8	То же, при горении в воздухе, *кг*	2,584	4,347	3,782
8_1	То же, при употреблении N_2O_5	0,994	1,625	1,375
9	Вес отброса при кислороде на 1000 сил в час.	758	1295	1083
10	То же, в 1 секунду	0,21	0,36	0,30
11	То же, при горении в воздухе, *кг*	0,72	1,21	1,05
12	То же, при употреблении N_2O_5	0,275	0,450	0,380
12_1	Часовой запас горючего на 1000 сил, *кг*	84	353	250
13	Секундная скорость отброса при кислороде („Ракета в косм. простр.“, 1926 г.), *м/сек*	5 650	4 290	4 450
14	То же, но при воздухе	2 743	2 082	2 160
14_1	То же, при азотном ангидриде N_2O_5	4 900	3 840	3 900
15	Секундное ускорение ракеты в 1 *т*, при кислороде, *м/сек*^{2}	1,19	1,54	1,33
16	То же, при воздухе, *м/сек*^{2}	1,97	2,52	2,27
16_1	То же, при N_2O_5	1,35	1,75	1,48
17	Давление (отдача) от этого на ракету при кислороде, *кг*	119	154	133
18	То же, при воздухе, *кг*	197	252	227
18_1	То же, при N_2O_5	135	175	148
19	Скорость ракеты через час от начала полета, при кислороде, в пустоте, *м/сек*	4 284	5 544	4 788
20	То же, но при употреблении воздуха (см. 15, 16 и 12)	7 092	9 072	8 172
21	Сколько надо секунд для получения скорости в 8000 *м/сек* при кислороде	6 720	5 200	6 010
22	То же, в часах	1,87	1,44	1,67
23	Соответствующее количество горючего *кг* (см. 12)	154	508	418
24	Сколько надо секунд для получения скорости в 8000 *м/сек* при воздухе (см. 18)	4 061	3 175	3 524
25	То же, в часах	1,13	0,88	0,98
26	Соответствующее количество топлива	94,9	310,6	245,0
27	Объем потребного количества воздуха — на 1000 сил в час, *м*^{3}. Плотность воздуха 0,0013	1 921	3 079	2 717
28	То же, в 1 секунду	0,53	0,35	0,75

* Считая метрическую силу равной 100 *кгм/сек*, находим, что автор принял к. п. д. равным около 30%: получается для H_2 — 29,4%; для C — 29,6% и для C_6H_6 — 30,7%. *Прим. ред. Цандера.*

Строки 17 и 18 выражают отдачу, или тягу в *кг*.

Строки 19 и 20 дают скорость ракеты по истечении часа, не считая сопротивления среды. Эта скорость при употреблении воздуха достигает первой космической.

Но спрашивается, возможен ли мотор в 1000 сил при весе всего снаряжения в 1000 *кг*. Одно бензиновое топливо поглощает 250 *кг* (строка 12_1). При теперешнем состоянии моторного дела двигатель в 1000 сил будет весить не менее 500 *кг*. Но дело в том, что наш мотор может дать только 100—200 сил (см. 2), лишь бы он сжигал столько, сколько сжигает мотор в 1000 сил. Тут главное не работа, а горение и реакция. Такой мотор может весить гораздо меньше, например 100 или 200 *кг*. Тогда останется достаточно на остальное сооружение.

Строка 23 показывает величину запаса одного горючего при употреблении кислорода для получения скорости 8 *км/сек* (в пустоте). И без запасов кислорода он оказывается велик, а с кислородом невозможен — при весе ракеты в 1 *т*. Напротив, запас горючего при использовании воздуха с той же целью возможен.

Но может ли подняться обыкновенный аэроплан, весом в 1000 *кг*, при найденной нами реактивной тяге (17 и 18 строки)? Полагая обыкновенный самолет в 100 сил в 1 *т* весом и со скоростью в 40 *м/сек*, найдем его тягу в 125 *кг*. К. п. д. воздушного винта принимаем в 0,67. При кислороде эта тяга у реактивного аэроплана близка к 125 *кг* (17), так что и тут самолет поднимается и полетит без пропеллера (со скоростью 40 *м/сек*). Но при использовании воздуха (18) отдача чуть не в два раза больше. По моей теории („Аэроплан“, 1895 и 1929 гг.) самолет с тягой в 125 *кг* может лететь со скоростью вдвое большей на высоте в 12 *км*, где воздух раза в четыре реже.

10. Мы имеем в виду равномерное и горизонтальное движение аэроплана. Мы не считаемся с работой его восхождения на высоте и с работою приобретения постоянной скорости движения. Этим можно пренебрегать только при скоростях, не превышающих 500 *м/сек* на высоте не более 30 *км*.

При этих условиях естественное сгущение воздуха в передней трубе оказывается далеко недостаточным, и мы поэтому вообще не можем избежать употребления компрессора того или иного типа.

11. Положим, что мы достигаем на уровне океана скорости в 100 *м/сек*. Это при употреблении нашего реактивного двигателя. На высоте около 12 *км*, где воздух вчетверо реже, скорость самолета при том же моторе будет уже в два раза больше. Как же это так? ведь мотор тот же. Дело в том, что реактивный мотор выделяет мощность, пропорциональную скорости движения снаряда. Действительно, его тяга или реакция не изменяется ни при каких скоростях. Например, если реакция составляет 250 *кг*, то отчего она может уменьшиться при большей или меньшей скорости аэроплана. А если так, то выделяемая в секунду работа будет пропорциональна скорости самолета.

Если его скорость увеличилась в пять раз, то при той же тяге и работа увеличивается в пять раз. При нулевой скорости и мощность мотора, несмотря на громадную реакцию, будет равна нулю. Мы подразумеваем, конечно, используемую работу: чем больше скорость, тем использование энергии горения больше.

12. Работа, необходимая для прохождения единицы пути на разных высотах, остается неизменной (см. „Новый аэроплан"). Она не зависит от скорости снаряда на разных высотах. Это значит, что мощность или работа в единицу времени пропорциональна скорости самолета. Но это только при обыкновенных пропеллерах. При реактивном же моторе мощность (вернее — расход горючего) одна и та же. Следовательно, расход топлива на единицу пути тем менее, чем скорость больше.

13. Приведем пример. Мы нашли, что самолет весом в 1 *т* должен сжигать по крайней мере столько горючего, сколько требуется на 1000 метрических сил. На уровне моря он будет иметь скорость 100 *м/сек*. Он будет при этом сжигать топлива в пять раз больше, чем необходимо для обыкновенного самолета с винтом.

Поэтому наш реактивный аэроплан убыточнее обыкновенного в пять раз. Но вот он летит вдвое скорее там, где плотность атмосферы в четыре раза меньше. Тут он будет выгоднее только в 2,5 раза. Еще выше, где воздух в 25 раз реже, он летит в пять раз скорее и уже использует энергию так же успешно, как винтовой самолет. На высоте, где среда в 100 раз реже, его скорость в 10 раз больше, и он будет выгоднее обыкновенного аэроплана в два раза.

При очень больших скоростях явление настолько осложняется, что наши выводы становятся уже недостаточно верными (так как мы не принимаем во внимание, что кислород для горения заимствуется из атмосферы, см. „Сопротивление воздуха" 1927 г.).

14. За чем же мы гоняемся, чего достигаем, если экономия работы не особенно обильна? Дело в том, что мы получаем скорость движения, невозможную для самолета с винтовым пропеллером.

При значительных скоростях мы также неизбежно достигаем больших высот. Кроме того, при этом получается заметная центробежная сила, которая тем более сокращает работу и подымает нас кверху, чем скорость больше. При скорости около 8 *км/сек* работа эта сокращается до нуля, и мы выходим за пределы атмосферы.

15. Большая скорость снаряда имеет применение и к земному транспорту, если и не получается экономии топлива.

Мы видели, что полет при взятых условиях не может продолжаться больше часа. Вот расстояние, которое может пролететь снаряд на разных высотах при разной поступательной скорости полета.

Относительная плотность разреженных слоев атмосферы

1 1:4 1:9 1:16 1:25 1:100

Приблизительная высота полета, в *км*

0 11,1 17,6 22,1 25,7 36,8

Скорость в *м/сек*

100 200 300 400 500 1000

Скорость в *км/час*

360 720 1080 1440 1800 3600

Последняя строка показывает и часовой рейс. Очевидно он недостаточен для практических целей. Но, во-первых, высота и скорость могут быть еще больше, во-вторых, весовой запас и энергия горючего могут быть еще увеличены. Тогда рейс окажется достаточным для перелета через океаны.

16. Мы здесь почти не касаемся расчетов относительно восходящего ускоренного движения снаряда и достижения им космических скоростей, освобождающих его от сопротивления атмосферы. Говорим только про земной транспорт и лишь намекаем на небесный: указываем на переходную к нему ступень. За эрой аэропланов винтовых должна следовать эра аэропланов реактивных, или аэропланов стратосферы.

Стратоплан полуреактивный

Краткое описание

1. На фиг. 1 показан план трех почти одинаковых корпусов хорошей формы. В одном помещаются пилоты — он герметически закрыт, поэтому на высотах в нем так же легко дышать, как внизу. Другой — содержит горючее. В среднем помещен: воздушный винт (пропеллер), двигатель, компрессор, холодильник и пр. (Средний корпус будет описан далее по чертежам — второму и третьему). Сверху корпусов проходит большое крыло, которое служит и связью для них. Сзади два крыла, служащие рулем высоты и рулем боковой устойчивости. Наконец, укажем на руль направления, помещенный сзади и сверху на среднем корпусе.

2. На фиг. 2 изображен продольный разрез среднего корпуса. Передняя его часть *1* может открываться более или менее (см. также фиг. 3). Вполне закрытой она не бывает. Так же устроена и задняя часть корпуса *9*. Встречный поток во время движения самолета проникает в корпус, чему способствует еще и воздушный винт *2*, приводимый в движение нефтяным или бензиновым двигателем *3*. Он охлаждается общим воздушным потоком в среднем корпусе (футляре). Потоки чистого воздуха на чертеже означены одиночными стрелками. Продукты горения из двигателя идут по многим трубам *3* и собираются в кольцеобразное (между двумя цилиндрами), постепенно расширяющееся пространство.

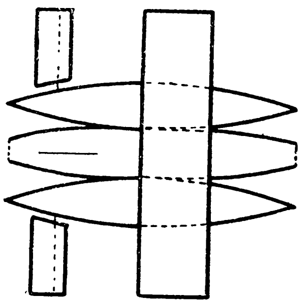
Здесь они сильно расширяются, их теплота превращается в движение, отчего они приобретают большую скорость и низкую температуру, доходящую до 250° холода[1]. У нас получается

[1] Столь низкая температура получается при начальной температуре в 2400° абс. (температуре сгорания бензина в воздухе) в случае, если продукты сгорания расширяются адиабатически настолько, что давление их уменьшится приблизительно в $17 \cdot 10^6$ раз. Даже при высоких начальных давлениях конечные давления при этом крайне низки. Фактически же сопротивление от трения газов о стенки и внутреннего трения сопряжено с выделением тепла и падением давления. Газы будут поэтому к концу раструба значительно теплее, и скорость их у выхода уменьшится; может иметь место внутри трубы вторичное увеличение давления, а затем уже окончательное падение давления при меньшей скорости истечения. Можно будет определить наиболее выгодную общую длину трубы для данного угла раструба ее. Температура при этом будет больше, нежели 250° Ц холода. *Прим. ред. Цандера.*

хороший холодильник *5*. Трубы с продуктами горения на чертеже затушеваны.

Направление продуктов горения означено двойными стрелками.

Самолет движется силою воздушного винта и отдачей продуктов горения. Вся эта масса газов вылетает с большой скоростью через заднее изменяющееся отверстие среднего корпуса.



Фиг. 1.

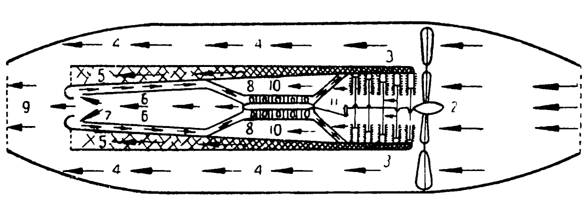
К кольцевому пространству *5* холодильника прилегает другое такое же пространство, тоже между двумя цилиндрами. В него входит через кольцеобразное отверстие *7*, заворачивая назад, поток чистого воздуха. Сильно охлажденный холодильником *5*, он направляется через ряд труб *8* в компрессор *10*, который приводится в действие от мотора *3* при посредстве зубчатых колес и шарнира Гука *11*. Из компрессора чистый, сжатый и уже нагретый (от сжимания) воздух направляется по нескольким трубам в мотор, чтобы вместе с бензином питать рабочие цилиндры [1].

Чем больше скорость самолета, тем более суживаются отверстия спереди и сзади среднего корпуса. Устройство этих изменяющихся отверстий видно из фиг. 3. Тут представлено отверстие спереди или сзади. Поверхность конца корпуса состоит из прямоугольных пластинок, собирающихся у отверстия в складки или в волнистую звезду. Может быть и другое подобное устройство.

Перечислим теперь, чего достигает вся эта машина.

3. Замкнутый пилотный и пассажирский корпус позволяет летать в самых разреженных слоях воздуха.

4. Воздушный винт всегда вращается с постоянной безопасной скоростью (150—300 *м/сек* по его окружности), несмотря на громадную скорость самолета. Дело в том, что во сколько раз увеличивается его скорость, во столько же раз уменьшается площадь отверстия спереди и сзади. Допустим, например, что при полном наибольшем раскрытии жерла скорость самолета будет 100 *м/сек*. Если же скорость снаряда увеличится в 9 раз (900 *м/сек*), то площадь отверстий тоже намеренно уменьшается



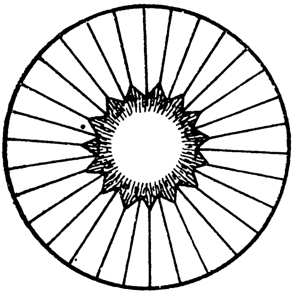
Фиг. 2.

[1] Лучше между ступенями компрессора охлаждать воздух и пускать сравнительно холодный воздух в цилиндры: это увеличивает коэфициент наполнения цилиндров, т. е. мощность двигателя данной величины, и уменьшает работу, потребную для сжатия воздуха. *Прим. ред. Цандера.*

в 9 раз, а поперечник их — в три раза. Следовательно, при таких действиях количество воздуха, входящего в средний корпус, будет всегда одно и то же, что и обусловливает неизменную скорость потока в широкой части футляра и такую же неизменную скорость винта, несмотря на самую разнообразную скорость самолета и скорость входящего в жерло водуха. Мы это еще потом поясним.

5. Тяга самолета рождается не только обыкновенным способом, т. е. воздушным винтом, но и отдачей продуктов горения.

6. Чем выше летит стратоплан, чем реже атмосфера, тем больше расширяются газовые продукты горения, тем ниже их температура, больше охлаждение питающего мотор воздуха и больше действие компрессора. Так что он исправно работает и в плотной и в разреженной атмосфере.



Фиг. 3.

Теория газового компрессора описана в особой изданной мною работе[1].

7. Сначала стратоплан катится по рельсам, снегу, или воде (он же и устойчивый гидроплан. Получив скорость в 100 *м/сек*, он поднимается на воздух и летит наклонно кверху все скорее и скорее. В нижних слоях воздуха он скоро достиг бы предельной скорости, примерно, в 200 *м/сек*. Но круто поднимаясь кверху, он встречает все более и более разреженные слои воздуха, отчего скорость его продолжает возрастать: сначала медленно, а потом на больших высотах, где воздух очень разрежен, быстрее.

8. Имеем в виду, что работа мотора не только не ослабевает, но даже усиливается благодаря низкой температуре холодильника и сильному охлаждению (может быть, даже ожижению) воздуха, поступающего в компрессор.

9. Приведенные чертежи схематические. Чтобы лучше и легче понять устройство и действие снаряда, все второстепенные подробности устранены, например, не означены скрепления и механизм сжимания входного и выходного (для воздуха) отверстия.

10. Если скорость стратоплана должна превышать в определенное число раз ту, которую может выдержать обыкновенный воздушный винт без футляра, то практичнее этот футляр сделать гладким, хорошей формы, но с равными отверстиями спереди и сзади.

Если, например, максимальная скорость снаряда должна в 9 раз превышать обыкновенную, то и отверстия должно делать по площади в 9 раз меньше, а по диаметру — в 3 раза.

Таким образом могут быть устроены стратопланы на удвоенную, утроенную и т. д. скорость.

---

[1] „Сжиматель газов“, Калуга, 1931, 36 стр.

Чтобы в начале полета при малой скорости не тратить лишней работы на движение, футляр может иметь особые продольные постепенно закрывающиеся отверстия: спереди — сверху футляра, а сзади — снизу его. Подъемная сила от этого только увеличится.

Воздушный компрессор

Описание

11. Обыкновенный воздушный винт неприменим для быстрых движений высотного самолета, так как разрывается при известной окружной скорости, независимо от своего размера. Также и лопатки нашего вентилятора не могут иметь по своей окружности скорости, больше предельной. Число оборотов может быть тем больше, чем меньше диаметр винта, но скорость по окружности его не превышает предела, зависящего от крепости материала, из которого он устроен.

12. Вентилятор-компрессор изображен на фиг. 2 (*10*). Только сзади, у выхода потока, к нему должна быть прибавлена сжимающаяся у вершины коническая поверхность. Ее отверстие у вершины может суживаться и расширяться по желанию управителя. Из конуса с едва заметным отверстием она (поверхность) может превращаться в цилиндр.

13. Вентилятор-компрессор (фиг. 2 и 3) состоит из круглой цилиндрической трубы, внутри которой вращается другой закрытый цилиндр с усаженными вокруг него воздушными винтами (они подобны самолетным или имеют форму архимедова винта). Между каждыми двумя винтовыми кругами расположена вдоль, параллельно оси цилиндров, плоская неподвижная лопатка. Она может быть протянута эксцентрично в большем цилиндре и прикреплена к нему же. Цель этих лопаток — избежать по возможности вращения воздуха в компрессоре. Диаметр внутреннего вращающегося цилиндра, примерно, в два раза меньше, чем внешнего — неподвижного.

14. Когда ось вращается при полном расширении конечного конуса (цилиндр), то воздух почти не встречает сопротивления своему стремлению и движется почти без сжимания, как от действия одного винта. Но чем больше суживать выходное отверстие (черт. 3), тем проходящий газ при выходе сжимается сильнее.

Действие это всего понятнее, если мы вообразим, что выходное отверстие совсем закрыто. Потока не будет, но воздух будет тем более сжат, чем ближе находится к концу трубы.

15. Тут каждая пара лопаток сжимает его на определенную величину. Положим, первый винт увеличивает давление и сжатие воздуха в 1,1. Тогда второй винт, вместе с первым, увеличит это давление уже в $(1{,}1)^2$, третий, с первым и вторым, в $(1{,}1)^3$, десятый — в $(1{,}1)^{10}$ и т. д.

Видим, что предельное давление и сжатие в трубе возрастают с числом винтов. В одной и той же трубе оно неодинаково и выражается рядом чисел: (1,1)... $(1,1)^3$... $(1,1)^{10}$. Последнее число выражает давление в трубе после десятого воздушного винта.

Кроме того, повышается от сжатия и температура, что искажает эти выводы в сторону уменьшения давления, так как плотность воздуха с его нагреванием уменьшается.

16. Если мы откроем немного отверстие, то получится поток; но указанное давление сейчас же немного ослабится. Чем шире будет отверстие в конусе (черт. 3), тем скорее поток, но меньше давление и сжатие (явление гораздо сложнее).

Есть среднее внешнее сопротивление, при котором действие потока самое выгодное.

18. Положим, что ось покрыта цилиндром, диаметр которого в два раза меньше диаметра трубы. Винтовые лопасти расположены кругом малого цилиндра и воздушный ток проходит в кольцеобразном пространстве между обоими цилиндрами. Этот проход составляет 0,75 площади поперечного сечения большего цилиндра. Малый цилиндр оканчивается плавными поверхностями, которыми он закрыт с обоих концов.

19. На черт. 2 видим продольный разрез компрессора *10.* В нем мы замечаем перегородки. Они прикреплены к большему цилиндру, но не касаются малого. Назначение перегородок в том, чтобы в трубе не могли образоваться вращающиеся токи, которые уничтожат или ослабят напряжение газа и его поступательное движение.

20. Выгодно, чтобы перегородки при наименьшем сопротивлении имели и наименьший вес. Для этого оба конца каждой перегородки прикрепляются к большему цилиндру.

Расчет компрессора

21. Определим наибольшую скорость u по окружности вращающегося тела. Пусть это тело — цилиндрический стержень, или вообще цилиндр, расположенный перпендикулярно к оси вращения (как спица колеса).

Наибольшая скорость по окружности получится, когда наибольшее напряжение цилиндра (у оси) от центробежной силы равно сопротивлению материала. На этом основании составим уравнение:

$$\frac{u^2 l}{l \cdot g} \cdot \gamma \cdot 0{,}5 = \frac{K_z}{S},$$

где l — длина цилиндра, g — ускорение силы тяжести, γ — удельный вес материала, K_z — временное сопротивление материала разрыву и S — запас прочности. Коэфициент 0,5 нашли с помощью несложного интегрирования. Отсюда

$$u = \sqrt{\frac{2g \cdot K_z}{\gamma \cdot S}}.$$

Из этого видим, что максимальная окружная скорость цилиндра нисколько не зависит ни от его толщины, ни от длины. Понятно, что число оборотов стержня в секунду тем больше, чем меньше его длина l. Но скорость u пропорциональна квадратному корню из крепости материала и обратно пропорциональна запасу прочности S и плотности материала γ (см. формулу).

22. Стержень может к концу суживаться как конус, как клин, или как тело равного везде сопротивления. Это увеличит окружную скорость. Но у нас предполагаются лопатки воздушного винта, и потому уменьшение площади сечения к концу едва ли удобно. От расплющивания цилиндра в лопатку и так он к концу утоньшается.

23. Каково же будет сгущение воздуха лопаткой вентилятора? Форма лопатки — часть архимедова винта. Мы используем только высшую половину стержня.

Если наклон верхнего элемента лопатки к окружности ее вращения означим через $\operatorname{tg}\alpha$, то наклон нижнего ее элемента будет $(2 \cdot \operatorname{tg}\alpha)$. Наибольшая нормальная к окружности скорость воздушного потока в цилиндрической трубе будет $v = u \operatorname{tg}\alpha$. Скорость эта благодаря свойствам архимедова винта будет одна и та же для всей лопатки, или для определенного поперечного сечения трубы.

24. Этот ток воздуха вдоль трубы может произвести максимальное давление P, не меньше следующего:

$$P = \frac{(u \operatorname{tg}\alpha)^2 d}{2 \cdot g}.$$

25. Тут u мы можем исключить с помощью формулы (21). Тогда получим:

$$P = \operatorname{tg}^2\alpha\ [K_z : (\gamma S)] \cdot d.$$

Нам именно интересно это наибольшее давление. Оно возрастает с удельной прочностью материала $(K_z \cdot S)$, плотностью среды d и тангенсом наклона лопастей (в квадрате .

Большой запас прочности S невыгоден.

26. Тангенс угла верхней части нельзя принять больше 1. Тогда угол лопасти с окружностью будет 45°, а нижней ее части — 64,5°. Положим далее в формуле (25) $K_z = 2 \cdot 10^6$ *кг/см*² сечения (это можно принять только для отборных и испытанных сортов хромистой или другой подобной стали); $\gamma = 8$; $S = 4$ (не менее); $d = 0{,}0012$ *кг/дм*³. Теперь вычислим по формуле (25): $P = 75$ *кг/дм*², или 0,75 *ат*. Формула (21) дает и соответствующую скорость по окружности лопаток, именно — $u = 353{,}5$ *м/сек*.

27. Ближе к жизни будет положить $\operatorname{tg}\alpha = 0{,}5$. Тогда $P = 19$ *кг/дм*² или 0,19 *ат*, а $u = 353{,}5$ (та же).

28. Цилиндрическая труба, имеющая несколько воздушных винтов на одной оси, даст следующие наибольшие давления при разном числе винтов.

Мы можем принять для возрастания давления число 1,2, предполагая постоянную температуру или искусственное охлаждение трубы и воздуха.

Число воздушных винтов	1	2	3	4	5	6	7	8
Сжатие в *ат*	1,2	1,44	1,73	2,07	2,48	2,99	3,59	4,28
Число воздушных винтов	10	12	14	16	18	20	22	24
Сжатие в *ат*, приблизительно	6,75	8,94	12,9	18,3	26,3	37,8	54,4	79,9

29. Положим в формуле (25), чтобы еще быть ближе к жизни,

$$\operatorname{tg} \alpha = 0{,}5;\ K_z = 10^6;\ \gamma = 8;\ S = 5;\ d = 0{,}0012.$$

Тогда $P = 7{,}5$ *кг/дм*^{2} или 0,075 *ат*. По формуле (21) $u = 223{,}6$ *м/сек*.

30. На этом основании получим таблицу.

Число винтов	2	4	6	8	10	14	18	20
Давление в *ат*, приблизительно	1,15	1,32	1,52	1,74	2,00	2,64	3,48	4
Число винтов	30	40	50	60	70	80	90	100
Давление в *ат*	8	16	32	64	128	256	512	1024

31. Для стратоплана, летящего на высотах в очень разреженных слоях воздуха, надо большое сгущение, небольшое число винтов и огромный объем сгущаемого воздуха для горения.

Примем условия (26). Именно: $u = 353{,}5$ *м/сек* сжатие 1,75 (от одного винта).

Число винтов	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Сжатие в *ат*	1,7	2,9	4,9	8,4	14,3	24,0	40,8	70,5	117,6	204,5

Число винтов	12	14	16	18	20	22	24	26
Сжатие в *ат*	591	1 714	4 960	14 380	41 470	120 000	$348 \cdot 10^3$	10^6

Конечно, во всех этих таблицах мы получаем наибольшее предельное давление. Высокое сгущение применимо только для соответствующего разрежения воздуха в высших слоях атмосферы.

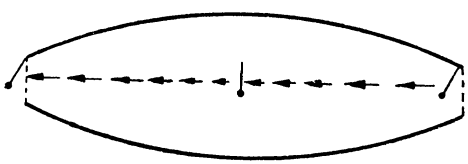
Применение компрессора

32. Этот компрессор может дать какое угодно давление (до ожижения газов или же до очень высокой температуры) и какое угодно количество воздуха. Коэфициент использования работы мотора зависит от устройства компрессора, давления и скорости потока.

Невысокий к. п. д. искупается простотою устройства, отсутствием смазки, компактностью, возможностью высокой температуры, легкостью и дешевизной компрессора. Он применяется к вентиляторам, домнам и разного рода печам и приборам, где нужно много воздуха при большом давлении и высокой температуре. Также к стратопланам, к реактивным судам, экипажам и скорым поездам (например „Цеппелин на рельсах" и мой бесколесный поезд). Он превращает механическую работу в теплоту и обратно, — может служить и для подъема жидкостей и как турбина.

Пропеллер

33. Теперь опишем пропеллер. Он отличается от описанного компрессора только тем, что имеет и спереди конус, подобный заднему. Число его воздушных винтов неопределенно и может ограничиться даже одним винтом (фиг. 2).



Фиг. 4.

Когда пропеллер с открытыми вполне отверстиями в виде цилиндра мчится вместе со снарядом, то относительная (по отношению к трубе) в нем скорость потока будет $c+w$, т. е. скорости снаряда c плюс относительная (по отношению к винту) скорость отброса w — от действия воздушного винта. Но так как скорость снаряда c может быть очень велика, то и относительная скорость потока в трубе пропеллера так же велика. Между тем как последняя не может превысить предела, определяемого формулой (21), которая дает:

$$v = \sqrt{\frac{2g \cdot K_z}{\gamma \cdot S}}.$$

Эта скорость вполне определенная. Максимум ее мы определяли в 353 *м/сек*. Значит, и снаряд не может иметь большой скорости, иначе разлетятся от центробежной силы воздушные винты, т. е. лопатки в трубе.

34. Как же быть? Неужели большой скорости снаряд иметь не может? Но из этого тупика есть выход.

Начнем с опыта (фиг. 4). Я устроил наружную часть (футляр) моего пропеллера без лопаток (без винта).

Пластинки (маятники) в этой трубе, в середине сильно расширенной, были помещены в четырех местах: по середине, у входного отверстия, у выходного и сбоку у входа — вне трубы. Оба отверстия были одного размера, маятники — тождественны.

С этим прибором я равномерно двигался или стоял у полуоткрытой двери теплой комнаты. В последнем случае получался сверху двери очень правильный поток из теплой комнаты в холодную.

Все флюгера были совершенно одинаковы. Поэтому наблюдаемое одинаковое уклонение крайних указывало на одинаковую силу или скорость потока. Но средняя пластинка (флюгер) уклонялась незаметно мало. Это указывало на малую скорость воздушного потока в расширенной части трубы.

35. Что же видим? Пусть такая труба мчится вместе со снарядом вдоль своей длинной оси. Встречный поток входит в переднее отверстие со скоростью снаряда, затем ослабляется чрезвычайно в широкой части трубы; но из выходного отверстия выходит с такою же скоростью, с какою выходил. Это самое и подтверждает наш опыт.

36. Если мы будем площадь крайних отверстий уменьшать пропорционально увеличению скорости аэроплана, то относительная скорость в расширенной части трубы будет оставаться неизменной, несмотря на увеличение скорости снаряда. Действительно, если, например, скорость самолета увеличится в 10 раз, а крайние отверстия уменьшатся (по площади) во столько же раз, то объем входящего в пропеллер воздуха останется неизменным. А так как средняя площадь сечения трубы также не изменилась, то скорость потока в этом сечении тоже не может измениться.

37. Таким образом воздушные винты будут работать безопасно при всякой скорости самолета, так как скорость окружающей их (винты) среды не возрастает, несмотря на возрастание скорости самолета.

При отсутствии винтов относительная скорость среды у входа и выхода пропеллера будет равна, приблизительно, скорости самолета (только трение и изменение температуры от сжатия и расширения воздуха ее немного ослабляют). Но благодаря действию работающего пропеллера эта скорость увеличивается на некоторую величину, смотря по энергии мотора.

Значит, поток по выходе приобретает некоторую избыточную скорость сверх скорости стратоплана.

38. При его полете отверстия должны суживаться по мере ускорения его движения. Так, если скорость снаряда увеличилась в 25 раз, то площадь обоих отверстий должна уменьшаться в 25 раз, а диаметр их — в 5 раз.

39. При этом мы должны руководиться указателем ускорения снаряда: отверстия должно изменять до тех пор, пока ускорение снаряда достигает наибольшей величины. Ускорение же движения какого-либо тела точно показывает особый простой прибор (акселерометр). Итак, наше приспособление дает возможность употреблять воздушный винт при всякой скорости самолета, так как наш винт всегда вращается с одной скоростью, несмотря на разную скорость снаряда.

Наибольшую скорость потока в средней части трубы мы определяли в 353 *м/сек*. Безопаснее будет меньшая скорость, например 210. Сначала эта скорость не получается. Но постепенно скорость снаряда увеличивается и доходит, положим, до 200 *м/сек*. Скорость отброса (относительно винта) примем в 10 *м/сек*. Далее при цилиндрической форме трубы, т. е. при вполне открытых отверстиях пропеллерной трубы скорость потока и вращение лопаток увеличиваться не должны. Поэтому при возрастании скорости снаряда мы площади краевых отверстий уменьшаем пропорционально увеличению скорости движения прибора.

Выразим это таблицей:

Скорость снаряда в *м/сек*	100	200	400	900	1600	2500
Относительная площадь крайних сечений трубы	1	1	$\frac{1}{2}$	$\frac{2}{9}$	$\frac{2}{16}$	$\frac{2}{25}$
Относительный диаметр отверстий	1	1	0,707	0,471	0,354	0,284

Скорость потока в широкой части трубы всегда будет 10 *м/сек*, но скорости выходящего и входящего потоков приблизительно одинаковые будут соответственно:

110 210 420 945 1680 2625

Конечно, отверстия можно суживать больше показанного (только это невыгодно), но расширять сверх нормы нельзя: разорвется воздушный винт.

Итак, с полными отверстиями пропеллерной трубы мы можем двигаться только до скорости в 100 *м/сек*. Далее обязательно суживание отверстий. Если оно будет более, чем нужно, воздушный винт останется цел, если меньше, чем следует по таблице и указанному закону, то разорвется.

Этот стратоплан для достижения даже умеренных высот должен иметь не менее 1000 метрических сил при полном весе в 1 *т*. Следовательно, мотор должен быть легче обычного авиационного. Примерно, на 1 *кг* его веса надо не менее 2—4 метрических сил. Практика к этому идет, и есть уже моторы, которые дают на 1 *кг* своего веса до 2 *л. с.* (относится к 1930 г.).

Предметный указатель

Римская цыфра обозначает порядковый номер статьи: I — „Ракета в космическое пространство", II—„Исследование мировых пространств реактивными приборами", III—„Космическая ракета. Опытная подготовка", IV—„Ракетные космические поезда", V—„Новый аэроплан", VI—„Давление на плоскость. при ее движении в воздухе", VII—„Реактивный аэроплан", VIII—„Стратоплан полуреактивный" Арабские цифры обозначают страницы настоящего тома.

14*

О

П

Р

С

Оглавление

ЗАМЕЧЕННЫЕ ОПЕЧАТКИ

Стр.	*Строка*	*Напечатано*	*Должно быть*	*По чьей вине опечатка*
24	3 сверху (5 столбец)	V	$\frac{V}{V_1}$	кор.
74	15 сверху	$\left(1-\frac{g}{j}\sin y\right)\cdot$	$\left(1-\frac{g}{j}\sin y\right)\Big]\cdot$	»
200	6 »	сходящего	восходящего	тип.
211	11 »	нагнета его	нагнетательного	кор.
211	1 снизу (правый столбец)	28—29	I 28—29	тип.
212	11 сверху (левый столбец)	II 103—114	II 103, 114	кор.
213	15 сверху (правый столбец)	I 1 II 120	I 15, II 120	тип.

К. Э. Циолковский „Избранные труды" кн. II.

К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

II