К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

ТРУДЫ ПО РАКЕТНОЙ ТЕХНИКЕ

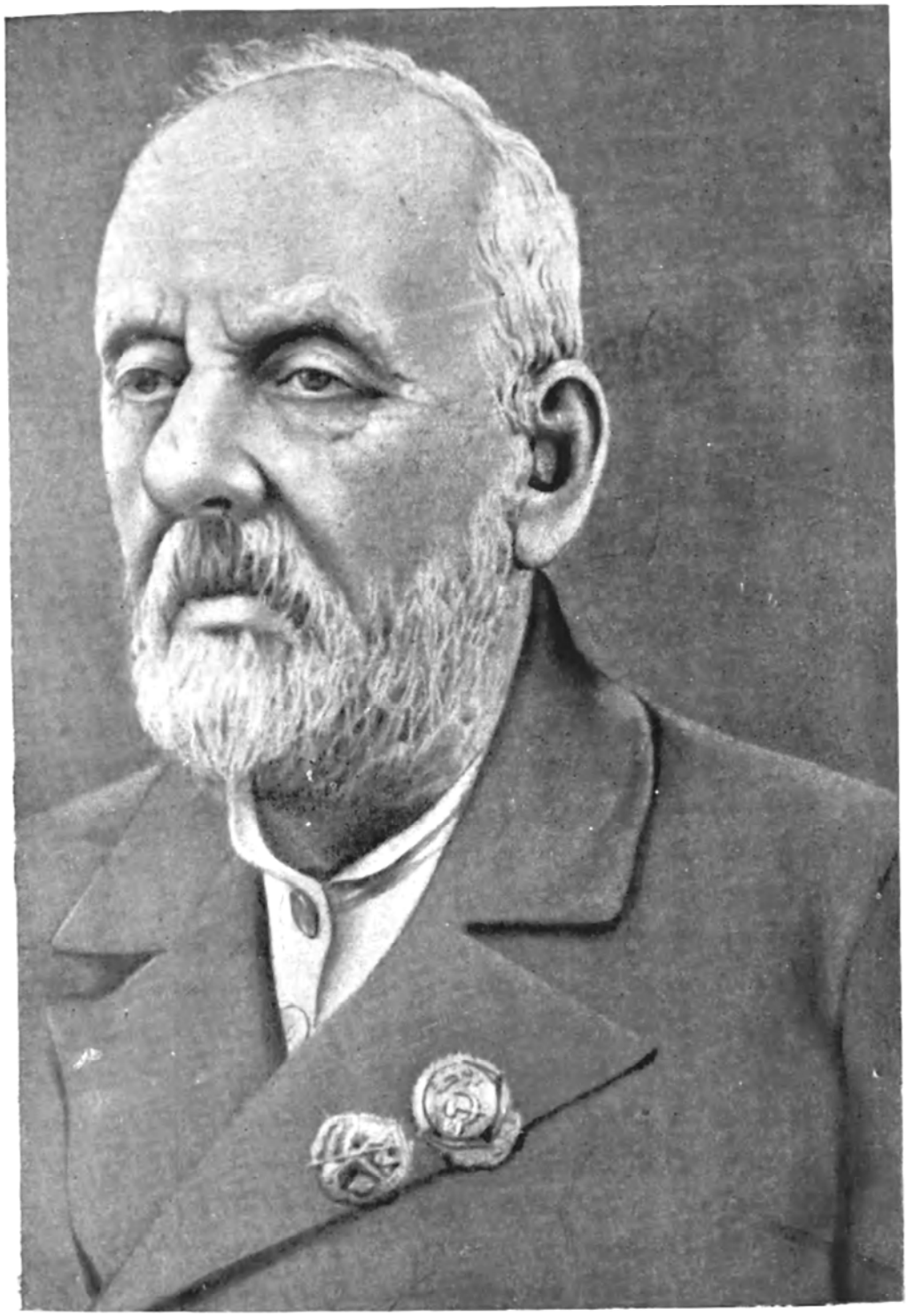
Под редакцией
М. К. Тихонравова

ОБОРОНГИЗ
Москва 1947

Редактор *Г. И. Седленек.* Техн. ред. *Т. Н. Трофимова.*

Г8 415. Подп. в печ. 15/XI 1947 г. Печ. л. 23+1 вкл. Уч.-изд. л 24,5.
Тип. зн. в печ. л. 44000. Формат 60×92 1/16. Цена 16 р. Зак. 773/1176

Типография Оборонгиза.



РАБОТЫ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО ПО РАКЕТНОЙ ТЕХНИКЕ

Весьма значительную часть из общего количества своих работ К. Э. Циолковский посвятил проблеме летания с помощью различных реактивных устройств. Без преувеличения можно сказать, что своим работам в этом направлении Циолковский придавал первостепенное значение. Непрерывно, одна за другой, до самой смерти Циолковского следуют статьи, заметки и расчеты, посвященные всестороннему анализу возможностей и методов межпланетных сообщений.

Грандиозность задачи и последствий ее решения ни для кого не были так отчетливо ясны, как для Циолковского. Никто из авторов, занимавшихся проблемой межпланетных полетов, не пошел так далеко, как Циолковский в обсуждении будущих социальных и экономических результатов решения этой задачи.

Сама по себе проблема полета с помощью ракет чрезвычайно обширна. И Циолковский разработал ее во всех деталях, начиная от стратосферного полуракетного самолета с подъемом на высоту около 30 *км* и кончая межпланетным ракетным кораблем для совершения путешествий в межзвездных пространствах. Среди сочинений Циолковского читатель найдет предложения по использованию реактивного выхлопа из авиадвигателей, проекты мощных полуракетных двигателей для самолета, проект воздушного ракетного двигателя для полетов в стратосфере, эскизы ракетного самолета для вылета из атмосферы, соображения по устройству межпланетных станций и, наконец, предположения о будущих колоссальных поселениях где-то в области астероидов. Все эти темы обсуждались им не при помощи голой фантазии, а вполне научно. Логические выводы высказывались Циолковским на основании результатов, полученных им математическими вычислениями и использованием достижений науки и техники всех областей.

В этом томе сочинений Циолковского помещены главнейшие его труды по ракетной технике. Но, разрабатывая проблему полета ракетных летательных аппаратов, Циолковский не мог пройти мимо других проблем, связанных с ней. Поэтому те работы Циолковского по авиации, которые непосредственно связаны с ракетной техникой, не могли быть опущены.

Все работы Циолковского, вошедшие в настоящий том, мы можем разделить на научно-технические и научно-популярные.

Последние однако имеют своеобразный характер, они популярны по форме, но иногда содержат оригинальные технические идеи и поэтому не могут быть исключены из научного наследства Циолковского. Поэтому к научно-техническим статьям мы отнесли не только те, в которых математически доказывается то или иное положение, но также и те, в которых заключены проекты, предложения и т. п.

Особое место занимают работы, в которых Циолковский пропагандировал свои технические идеи. За сухими математическими выкладками у Циолковского всегда стояла жизнь. Ракетами он занимался не ради простого интереса к новой проблеме, но ради того идеала будущего материального устройства человеческого общества, который он себе представлял. Циолковский мечтал о расселении человечества по всей солнечной системе; он мечтал о возможно полном использовании энергии солнца; он мечтал о более удобной жизни в среде без тяжести, о городах в межпланетном пространстве. Стоило поискать средства для достижения всего этого. Средство было найдено самим Циолковским. Это ракета. Но сколько надо положить труда и энергии, чтобы осуществить межпланетный корабль! Циолковский знал, что «придется поработать еще, ой-ой, как много». (Замечание к письму Г. Оберта Циолковскому от 24 октября 1929 г.). Но он был уверен, что межпланетная ракета обязательно будет осуществлена. Поэтому все статьи Циолковского, посвященные проблеме межпланетных путешествий, представляют большой интерес и сообщают целеустремленность всем его работам в области ракетного летания.

Циолковский начал работать над ракетной проблемой, так сказать, «официально» с 1903 г., когда им был опубликован первый труд на эту тему под названием «Исследование мировых пространств реактивными приборами». Впоследствии название этой работы было изменено самим Циолковским на «Ракета в космическое пространство». Но в действительности работа Циолковского по ракетам началась значительно раньше. Сам он считал, что он начал свои теоретические изыскания о возможности применения ракет к космическим путешествиям с 1896 г. В этом году, получив мало известную книжку А. П. Федорова «Новый принцип воздухоплавания» (Петербург, 1896), Циолковский начал самостоятельную работу. Он пишет: «Мне показалась она (т. е. книга Федорова) неясной, а в таких случаях я принимаюсь за вычисления самостоятельно. Она мне ничего не дала, но все же толкнула меня к серьезным работам» (см. «Исследование мировых пространств реактивными приборами», 1926).

Но Циолковский предложил использовать ракетный принцип для передвижения в межпланетных пространствах много раньше. Инж. Б. Н. Воробьев, разбирая рукописи, оставшиеся после смерти Циолковского, обнаружил работу под заглавием

«Свободное пространство», относящуюся к 1883 г. (была начата в феврале и окончена в апреле 1883 года), из которой ясно, что еще тогда Циолковский знал о ракетном принципе движения и думал применить его к движению в безвоздушном, свободном от тяжести, пространстве.

Вот несколько отрывков из этого сочинения Циолковского:

«Вот некоторые применения к свободному пространству[1] законов движения двух взаимодействующих тел...

Насколько сил хватило, я отбросил камень по направлению, противоположному тому, куда я хочу двигаться. Камень получил скорость в 10 *м*. Масса всего тела 100 *кг*, следовательно, мое тело оттолкнулось со скоростью в 100 раз меньшею скорости камня, т. е. со скоростью $^1/_{10}$ метра.

Камень же будет нестись в пространстве до тех пор, пока его (хотя бы через тысячу лет) не встретит и не притянет к себе какая-нибудь значительная масса.

В примере для сообщения движения человеку потребовался неодушевленный предмет (камень), который так же уносится в пространство и, если не будет пойман другим и возвращен каким-нибудь способом обладателю, теряется для последнего бесследно.

В этом случае можно сказать: без потери материи невозможно движение в свободном пространстве.

Когда опора имеет, сравнительно, очень незначительную массу, то, хотя скорость отталкиваемого тела во много раз меньше скорости опоры, тем не менее скорость отталкиваемого тела все-таки может быть произвольно велика.

Положим, что дана была бочка, наполненная сильно сжатым газом. Если отвернуть один из ее кранов, то газ непрерывной струей устремится из бочки, причем упругость газа, отталкивающая его частицы в пространство, будет так же непрерывно отталкивать и бочку.

Результатом этого будет непрерывное изменение движения бочки.

Посредством достаточного количества кранов (шести) можно так управлять выходом газа, что движение бочки или полого шара будет совершенно зависеть от желания управляющего кранами, т. е. бочка может описать какую угодно кривую и по какому угодно закону скоростей.

Во всяком случае общий свободный центр тела и отлетающих молекул газа всегда сохранит свое первоначальное движение или свой первоначальный покой.

Изменение движения бочки возможно только до тех пор, пока не вышел из нее весь газ.

---

[1] Свободным пространством Циолковский называет такое пространство, в котором силы тяготения или совсем не действуют на наблюдаемые тела, или действуют весьма слабо.—*Прим. ред.*

Но так как потеря его идет непрерывно и при средних условиях, эта потеря пропорциональна времени, то и движение может быть произвольным только ограниченное время — минуты, часы, день, а затем оно делается прямым равномерным.

Вообще кривое равномерное движение или прямое неравномерное движение сопряжено в свободном пространстве с непрерывною потерею вещества (опоры).

Так же ломаное движение сопряжено с периодическою потерею вещества».

Конечно, здесь описана не ракета, но принцип движения в безвоздушном пространстве намечен правильно. Вероятно, сам Циолковский забыл об этих листках...

Прошло долгих 13 лет, и упомянутая выше книга Федорова толкнула Циолковского на новое исследование.

В 1896 г. Циолковский написал начало повести «Вне земли» [1]. В третьей главе этой повести он указывает на ракету как на аппарат для межпланетных путешествий. Восьмая глава названа «Два опыта с ракетой в пределах атмосферы», а десятая — «Приготовления к полету кругом земли».

Годы 1896—1901 были заняты у Циолковского опытами и исследованиями по аэродинамике, постройкой первой в России аэродинамической трубы (1897) и опытами по сопротивлению воздуха. В начале 1903 г. он подготовил первую часть работы «Исследование мировых пространств реактивными приборами».

В этой цепи событий мы должны отметить три даты: 1883, 1896 и 1903 гг. Этим исчерпывается весь спор о приоритете Циолковского в области ракет, о котором, кстати, сам Циолковский писал: «приоритет сегодня есть, а завтра исчезает» (см. его статью «От самолета к звездолету»); «Никогда я не претендовал на полное решение вопроса» (см. «Исследование мировых пространств реактивными приборами», 1926). Но несомненно, что Циолковский первый отдал себе ясный отчет о тех перспективах, которые имеет ракета в деле осуществления межпланетных полетов.

После 1903 г. следующая работа Циолковского по ракетам появилась в 1910 г. Далее в 1911—1912 г. им была опубликована II часть, а в 1914 г.— дополнение к I и II частям «Исследования мировых пространств реактивными приборами». Затем следует перерыв в 10 лет. И только после Октябрьской революции Циолковский продолжает дальнейшую разработку своих идей в области ракетного летания. От 1924 г. сохранилась его рукопись «Космический корабль». Статьи Циолковского следуют одна за другой, и с 1926 г. он каждый год пишет по нескольку статей. Продуктивность работы Циолковского приводит в изумление. Необходимо принять во внимание, что

[1] Точнее, первые 10 глав. Об этом см. предисловие «От издателя» в книге К. Э. Циолковского «Вне Земли», 1920, а также «Сопротивление воздуха и скорый поезд», 1927, в обоих случаях калужское издание.

здесь мы говорим исключительно о его работах, посвященных ракетам, а ведь он успевал писать и работать по воздухоплаванию, по астрофизике, геологии и геохимии, философии и по другим дисциплинам.

Нужно сказать несколько слов об отношении к работам Циолковского старой касты дипломированных ученых царской России. В то время Циолковский оставался непризнанным самоучкой-изобретателем. Даже попытки крупнейших ученых, как Менделеев и Столетов, привлечь внимание общественности к идеям талантливого новатора, разбивались о равнодушие буржуазии царской России.

Ничто так не возмущало Циолковского, как указание на несвоевременность его технических идей. По этому поводу он написал однажды письмо, в котором громил узость мысли и отсутствие дальновидности. Вот это письмо почти полностью.

«Есть действительно вещи и дела несвоевременные, но они падают сами собой без всякого насилия над ними. В то же время известно, что все великие начинания оказывались несвоевременными и хотя не запрещались, но, не находя сочувствия, гасли или проникали по малу с большими усилиями и жертвами. Так, несвоевременными оказались железные дороги. Комиссии известных ученых и специалистов не только находили их несвоевременными, но даже вредными и губительными, например, для здоровья. Пароход сочли игрушкой и не кто-нибудь, а сам великий Наполеон с гениальными людьми его времени.

Любое изобретение, любая оригинальная мысль вызывала насмешки, преследование за зловредность и, в лучшем случае, за несвоевременность. Было множество и глупых мыслей и нелепых открытий и изобретений, и процент их был огромный, но уже давно исторический опыт показал, что ни ученые, ни специалисты, ни мудрецы, никогда не умели отличать великое от ничтожного.

Представьте, что среди нас появился человек такой же необыкновенный, как Дж. Бруно, Галилей, Коперник и т. п. Его никто не понимает, маленький кружок его учеников сомневается в нем, но и сочувствуя, ничего не может сделать. Редакции журналов не принимают его статей, находя их ненаучными и противоречащими современным взглядам. Им нужна мудрость энциклопедических словарей. Кто согласится с неизвестным человеком, нападающим на общепризнанные авторитеты.

Мы слушаем не то, что тихо и задавлено, а то, что гремит за границей. Критиковать же и разбирать гремящее в печати мы не в силах. Для этого нужно быть гениальным, а мы люди заурядные.

И что гремит! Гремит авторитет, которому позволяют ошибаться и врать, гремит всякий, имеющий связи в силу родства, капитала, наследственного могущества. Сколько невозможной

чепухи печаталось и сейчас печатается в журналах. Это отчасти хорошо: ложь падает сама собой и не следует препятствовать распространению идей Но нехорошо, что право голоса имеют только сильные или установившиеся авторитеты и дипломированные ученые. Остальных они же давят, как каста» [1].

Как от этого письма отличается то, которое Циолковский написал перед смертью! «Лишь Октябрь,— писал он в письме к тов. Сталину, — принес признание трудам самоучки».

После революции Циолковский, оставив учительство, всю свою энергию направляет на дальнейшее развитие своих идей, на издание и популяризацию своих работ. Поэтому его работа и была такой продуктивной в послеоктябрьский период его жизни.

В настоящее время передовыми советскими учеными и инженерами научные работы Циолковского высоко оценены. Массы технической молодежи присоединились к этой оценке. Но со стороны некоторых «скептиков», так или иначе стоящих на пути распространения технических идей Циолковского, еще и сейчас встречаются упреки в несвоевременности этих идей, и к этим людям полностью относятся слова Циолковского, приведенные в цитированном выше письме.

Широкие возможности нашей социалистической страны, в которой наука и техника служат интересам народа, позволяют высказать уверенность, что наиболее плодотворно ракетная техника будет развиваться в СССР. В этом уверен был и Циолковский, передавший перед смертью «все свои труды по авиации, ракетоплаванию и межпланетным сообщениям партии большевиков и советской власти — подлинным руководителям прогресса человеческой культуры» (из письма Циолковского тов. Сталину).

Роль трудов Циолковского в развитии ракетной техники в нашей стране не может не быть значительной. Циолковский указал наиболее рациональные пути и перспективы развития этого нового вида техники и дал ряд схем ракетных устройств, имеющих практическое значение не только для будущего, но даже сейчас.

Эта роль должна быть значительной и за границей. В двадцатых годах нашего столетия, когда идеи Циолковского стали проникать сначала в Германию, потом во Францию, приоритет Циолковского перестали оспаривать многие деятели зарождающейся тогда ракетной техники. Работами Циолковского заинтересовались как ученые, так и техники. Проф. Г. Оберт в сентябре 1929 г. писал Циолковскому: «Посылаю Вам привет... Надеюсь, что Вы дождетесь исполнения Ваших высоких целей... Вы зажгли свет и мы будем работать, пока величайшая мечта человечества не осуществится... Мою новую книгу посылаю Вам и буду очень рад, если взамен получу Ваши последние

[1] Текст письма печатается с рукописи ее в архиве К. Э. Циолковского.

труды...» (отрывки из этого письма впервые опубликованы в приложении к книге Циолковского «Новый аэроплан», Калуга [1], 1929).

Идеи Циолковского подвергались обсуждению на страницах технической печати; они критиковались, иногда осуждались. Например, предложение Циолковского поместить рули для управления ракетой в струе газа, вытекающего из сопла ракетного двигателя, и таким образом получить возможность управления ракетой в безвоздушном пространстве или в верхних слоях атмосферы, встретило возражение со стороны немецкого инженера Лademана [2]. Статья Лademана, в которой он, между прочим, сделал ряд замечаний и по поводу работы Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами», К., 1926, вызвала возражение Циолковского, которое и было опубликовано им совместно с работой «Космическая ракета. Опытная подготовка», К., 1927. Спустя 15 лет жизнь доказала правоту Циолковского: в июле 1942 г. был произведен удачный пуск немецкой ракеты А4, известной впоследствии под названием Фау-2, снабженной как раз рулями по методу, предложенному Циолковским. Рули были сделаны из графитовой массы и помещены в газовой струе ракетного двигателя. Рациональность такого устройства полностью оправдалась на опыте. Известно, что ракета Фау-2 применялась немцами в минувшую войну как снаряд дальнего действия.

В эту войну ракетная техника сделала ряд успехов, и если мы сопоставим ее достижения с идеями Циолковского, то увидим, что последний в своей работе 1903 г. почти точно предугадал современную ракету на жидком топливе. Циолковский писал о ракете, использующей жидкий кислород в качестве окислителя, о ракете, в которой в камеру сгорания топливо подается насосами, о ракете, автоматически управляющейся. «Необходимы автоматические приборы, управляющие движением ракеты и силою взрывания по заранее намеченному плану», — писал он в своей статье в 1903 г. Там же была указана выгодность помещения рулей в газовой струе из сопла двигателя. В указанной выше ракете Фау-2, имеющей длину 14 *м* и весящей в начале полета 13000 *кг*, осуществлены все эти идеи Циолковского.

В настоящее время получают распространение самолеты с ракетными двигателями. Циолковский различал два типа таких самолетов. Первый он называл стратопланом, второй — ракетопланом. В своей работе «Стратоплан — полуреактивный» (1932) он говорит о самолете, предназначенном для полета на больших высотах и больших скоростях с двигателем, который мы сейчас относим к типу воздушно-ракетных. Реально подоб-

[1] Далее все калужские издания сочинений Циолковского мы обозначаем буквой К.

[2] ZFM, 28 апреля 1927 г.

ный самолет с двигателем того же типа, но иной конструкции, был осуществлен по проекту Кампини фирмой Капрони в 1941 г., т. е. 9 лет спустя. В работах «Новый аэроплан» (1929), «Реактивный аэроплан» (1930) и «Ракетоплан» (1930) Циолковский говорит о самолетах с ракетными двигателями на жидком топливе. Реально подобный самолет был осуществлен в 1942—1944 гг. в ряде стран. Например, в 1944 г. по проекту Липпиша фирмой Мессершмитт был выпущен самолет Ме-163 с ракетным двигателем.

Научное наследство Циолковского осталось в виде книг, большей частью изданных им самим на собственные средства, и в виде рукописей.

Язык сочинений Циолковского прост, ясен и краток. Текст большей частью разбит на короткие нумерованные параграфы, облегчающие и уточняющие ссылки на отдельные места сочинений, но вместе с тем делающие изложение несколько сухим, конспективным. В настоящем издании нумерация параграфов оставлена нами в том же виде, как это дано самим Циолковским. Встречающиеся пропуски некоторых параграфов являются следствием того, что сам автор выбрасывал некоторые параграфы, не имеющие значения. Но в некоторых статьях, где была нарушена порядковая нумерация, мы изменили нумерацию на порядковую, иначе были бы затруднены ссылки на отдельные места этих статей.

При редактировании изложение Циолковского оставлено почти без изменения. Мы заменили только ряд неточных выражений в тех рукописях, которые остались после смерти Циолковского в черновом виде. Неизбежны были некоторые сокращения, ввиду встречавшихся почти дословных повторений. В нескольких случаях опущены отдельные фразы или абзацы, не имеющие актуального технического значения и усложнявшие изложение.

Однако мы почти не допускали сокращения ранее печатавшихся научных работ Циолковского. Поэтому в настоящем томе его сочинений невозможно было совершенно избежать повторений, особенно в статьях, служащих целям пропаганды идей ракетной техники. Таких мест, однако, не так много.

Конечно, не везде высказывания Циолковского убедительны. Многое он не мог предвидеть, особенно то, что требует практических доказательств и опыта. Кроме чисто теоретической работы по ракетам, Циолковский практических работ в этой области никогда не вел. Поэтому нельзя ко всему, что написано Циолковским, относиться без критики. Но наша задача не заключалась в том, чтобы произвести эту критику. Оставляем ее читателям его сочинений, тем более что Циолковский всегда боролся за право самому издать свои труды, считая, что «отыщутся в народе понимающие читатели, которые и сделают им справедливую оценку» (из статьи Циолков-

ского «Судьба мыслителей или двадцать лет под судом», 1924).

Терминология Циолковского своеобразна. Мы оставили без изменения термин «реактивный» в тех местах, где в настоящее время мы говорим «ракетный», но заменили, например, «сжимание» на «сжатие» и т. д. В некоторых местах, оставляя терминологию Циолковского, мы в примечаниях давали современную, словом, старались сочинения Циолковского оставить в том виде, как их писал он сам.

Если язык Циолковского очень ясен, то этого нельзя сказать о математической стороне его трудов. Для буквенных обозначений в формулах он применял главным образом русский алфавит и, очевидно, привык к таким обозначениям. Во всяком случае известна только одна работа по ракетам, изданная в Калуге, с латинскими обозначениями. Это 2-е издание «Ракеты в космическое пространство». Между тем, такое начертание формул, резко отличающееся от общепринятого в нашей стране и во всем мире, весьма затрудняет их чтение. Только в «Избранных трудах» Циолковского, изданных ОНТИ в 1934 г. всего в количестве 1500 экз., транскрипция формул была изменена. Нами, конечно, в отношении транскрипции формул внесены все необходимые изменения.

Вторым неудобством, затрудняющим с нашей точки зрения восприятие выводов Циолковского, является принятая им иллюстрация формул посредством таблиц. Ни в одной своей работе Циолковский не применяет графического изображения функций, к которым так привыкли ученые и техники всего мира. Циолковский мыслил образами. Для того или иного доказательства ему нужны были приближенные, грубо обрисовывающие характер какой-либо физической зависимости, данные. Этой цели всего проще, по его мнению, служили краткие таблицы. Мы оставили этот его метод без изменений.

Большинство математических выкладок было нужно Циолковскому для эскизного, если можно так выразиться, доказательства той или иной технической идеи. Вряд ли большинство математических выводов Циолковского будет использовано инженерами при практическом осуществлении соответствующих технических проектов. Огромное большинство вычислений Циолковского очень приблизительно и требует осторожного отношения к себе. Но многие технические идеи, доказательство осуществимости которых сделано Циолковским, без сомнения, будут использованы.

В настоящем издании мы приняли хронологический порядок расположения работ Циолковского. Это издание не есть полное собрание работ Циолковского, но во всяком случае почти все наиболее значительные работы по ракетам, вышедшие при его жизни, как изданные отдельными книгами, так и появившиеся в виде статей в различных журналах и сборниках, во-

шли в настоящее издание. Вошли также некоторые рукописи, имеющие научно-техническое значение и не опубликованные ранее. Таким образом настоящий том является наиболее полным собранием работ Циолковского по ракетам.

Часть работ Циолковского мы помещаем впервые, некоторые же печатаются второй раз, а именно те, которые были изданы самим Циолковским (следует отметить, однако, что эти издания в продажу не поступали и распространялись исключительно самим Циолковским) или были им помещены в периодической прессе. Наконец остальные печатаются в третий раз. Это главным образом те работы, которые вошли во вторую книгу «Избранных трудов» [1].

Об этой книге, которая вышла, как известно, под радакцией такого глубокого знатока проблемы ракетоплавания, как покойный инж. Ф. А. Цандер, можно дать наилучший отзыв. Мы, пользуясь текстом этой книги, в нашей работе сочли нужным сохранить почти все примечания, которые он сделал к вошедшим в этот том произведениям К. Э. Циолковского.

К сожалению, однако, в этом издании были собраны главным образом только те сочинения Циолковского, которые получили у него математическую обработку, причем некоторые принципиальные высказывания Циолковского были опущены. Тираж издания, как мы указывали, был ничтожен. Поэтому в настоящее время многие знают Циолковского не по его работам, а по очеркам о Циолковском в популярных журналах и других изданиях. Работы Циолковского, вошедшие в «Избранные труды», печатаются нами по тексту «Избранных трудов», с сохранением как уже сказано, примечаний редактора их инж. Ф. А. Цандера [2]. Многие выпущенные места восстановлены.

Несколько слов о распространенности сочинений Циолковского о ракетах. Основные его работы были изданы в периодической печати в 1903—1912 гг. в количестве примерно 4000 экз. Калужские издания самого Циолковского обычно выходили в количестве 2000 экз. и распространялись им не всегда полностью. Прибавив сюда «Избранные труды», мы получим всего 7 500 условных экземпляров собраний сочинений. И это за 30 лет. Цифра ничтожная!

Насколько нам известно, за границей не издавались труды Циолковского. Его сочинения только реферировались и популяризировались отдельными работниками и энтузиастами ракетной техники.

---

[1] К. Э. Циолковский, Избранные труды, книга II, Реактивное движение, под ред. инж. Ф. А. Цандера. Госмашметиздат, 1934, 216 стр.

[2] Кстати, о примечаниях. В нашем издании три рода примечаний: а) самого Циолковского, б) инж. Цандера и в) редакции. Последние, т. е. примечания Цандера и редакции, имеют соответствующие указания. Примечания самого Циолковского никаких указаний не имеют.

Отсюда видно, что распространенность сочинений Циолковского по ракетам и межпланетным сообщениям была совершенно недостаточна.

Перейдем теперь к рассмотрению отдельных произведений Циолковского, помещенных в этом томе.

В первую очередь наше внимание привлекает ряд статей, которые могут быть объединены общим заглавием «Исследование мировых пространств с помощью ракетных аппаратов». Сюда относятся наиболее ранние работы Циолковского по ракетам.

«Ракета в космическое пространство» — первая работа Циолковского о ракетах, была впервые напечатана в журнале «Научное обозрение», № 5, 1903 г. под заглавием «Исследование мировых пространств реактивными приборами». Циолковский впоследствии называл эту работу первой частью своего труда. В 1924 г. в Калуге она была выпущена отдельной брошюрой под новым заглавием, под которым мы помещаем ее и в этом томе.

Перемена заглавия, как можно догадываться, объясняется тем, что в 1923 г. вышла книга Оберта «Die Rakete zu den Planetenräumen». Почти дословный перевод заглавия этой книги Циолковский взял в виде протеста против того, что книга Оберта была воспринята как новое открытие, тогда как Циолковский те же идеи высказывал еще в 1903 г. Поэтому в издании 1926 г. Циолковским была помещена в виде предисловия статья «Судьба мыслителей или двадцать лет под спудом», в которой он жаловался на забвение, окружающее его работы. Эта статья нами опущена.

В «Избранных трудах»[1] 1934 г. работа Циолковского была помещена полностью. Мы печатаем ее по тексту «Избр. тр.», идентичному с изданием 1924 г. Первое издание (в журнале «Научное обозрение») было выполнено, по отзыву самого Циолковского, крайне небрежно.

Работа Циолковского «Ракета в космическое пространство», без сомнения, одна из основных его работ по ракетам. Вместе с тем эта работа имеет право называться классической в данной области. Знакомство с ней необходимо каждому, интересующемуся не только проблемой межпланетных полетов, но вообще реактивным движением.

Термином «реактивный прибор», часто встречающимся у Циолковского, он объединяет все летательные аппараты, движущиеся вследствие действия силы тяги ракетных двигателей.

«Исследование мировых пространств реактивными приборами» (или кратко «Исследование 1911—1912 гг.») было помещено в журнале «Вестник воздухоплавания» в 1911 г. в № 19—22 и далее в 1912 г. в № 2—9. Мы печатаем статью по тексту этого журнала, введя ряд тех поправок и дополне-

[1] Далее это издание нами сокращенно обозначается «Избр. тр.».

ний, которые Циолковский собственноручно сделал в напечатанном тексте журнала. «Исследование 1911—1912 гг.» Циолковский называл второй частью своего большого труда.

Впоследствии при издании «Исследования 1926 г.» Циолковский взял из «Исследования 1911—1912 гг.» полностью предисловие и главы: «Работа тяготения при удалении от планеты» и «Скорость полета и время полета». Последний труд является более известным, более значительным, шире охватывающем проблему, поэтому указанные введение и две главы (в сокращенном виде) мы оставили в «Исследовании 1926 г.», а в «Исследовании 1911—1912 гг.» опустили предисловие. За предисловием «Исследования 1926 г.» у Циолковского следовало пространное «Резюме работы 1903 г.». Мы его значительно сократили, оставив только главные принципиальные положения, так как это резюме кратко излагает содержание статьи «Ракета в космическое пространство».

«Исследование мировых пространств реактивными приборами» (дополнение к I и II частям труда того же названия) было напечатано в 1914 г. Мы перепечатываем текст с этого издания, выпустив несколько первых страниц, на которых Циолковским были помещены благоприятные отзывы специалистов того времени о I и II частях его труда.

Статья «Космический корабль» печатается впервые по рукописи 1924 г. Статья предназначалась Циолковским к печати и была направлена им с этой целью в июле 1924 г. в журнал «Техника и жизнь». Однако редакция возвратила статью автору, не напечатав ее. В статье содержится интересное указание на использование торможения о земную атмосферу при спуске на землю межпланетного корабля. Аналогичный метод впоследствии был также предложен Гоманном в его «Die Erreichbarkeit der Himmelskörper», 1925 г.

Статья «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (или кратко «Исследование 1926 г.») была издана Циолковским в 1926 г. в Калуге. На обложке значилась надпись: «Переиздание работ 1903 и 1911 гг с некоторыми изменениями и дополнениями». Но это не соответствует действительности. Также не совсем верно и позднейшее заявление Циолковского, что «пришлось в силу материальных условий ограничиться одним новым». Несомненно, что данный труд не есть переиздание работ прошлых лет, но вместе с тем работы 1903 г. и особенно 1911 г. отражены в нем.

В «Избр. тр.» 1934 г. из этой работы Циолковского были исключены высказывания, имеющие общий характер. Мы печатаем данную работу Циолковского почти полностью. Предисловие к этой статье, как уже указывалось, написано в 1911 г. Статья «Исследование 1926 г.» помещена в настоящем сборнике впереди статьи «Космический корабль» 1924 г.

В архиве Циолковского была найдена рукопись, имеющая

название «Альбом космических путешествий». Текст этого альбома имеет дату 21 июня 1933 г., рисунки же делались в период октябрь 1933 г. — март 1934 г. Текст посвящен главным образом вопросу об устройстве межпланетных станций. Рисунки альбома сделаны на темы текста. Альбом, судя по надписи, представляет собой материал для Совкино, готовившийся, по предположению Б. Н. Воробьева, в связи с постановкой фильма «Космический рейс», редактором которого был приглашен Циолковский.

Рисунки альбома (числом свыше ста) очень примитивны. Циолковский, давая эскизы, полагал, что по ним можно сделать мультипликацию. Рисунки большей частью изображают различные эффекты отсутствия тяготения. Большого интереса они не представляют, но некоторые могут служить иллюстрациями к различным местам из предшествующих сочинений Циолковского и потому нами сохранены. Рисунки 3, 5, 7, 8 и 9 (нумерация «альбома») подходят как иллюстрации к статье «Реактивное движение», рисунки 11, 12 и 13 показывают различные методы поворота ракеты в безвоздушном пространстве. Рисунок 49 может быть отнесен к статье «Космический корабль», и только рисунок 54 относится непосредственно к вопросу о межпланетной станции. Надписи к рисункам сделаны самим Циолковским.

О других статьях, тематически относящихся к той же группе «Исследований», библиографические указания читатель найдет в специальных примечаниях, данных нами в конце каждой статьи. К трудам Циолковского, посвященным самолету с ракетным двигателем, относятся следующие статьи.

«Новый аэроплан». Работа была издана Циолковским в 1929 г. (К.) и вошла в «Избр. тр.» 1934 г. Этот труд Циолковского является завершающей его работой по обычным самолетам и вместе с тем первой работой о ракетном самолете, вернее, о начальной стадии в развитии ракетного метода летания. По поводу статьи «Новый аэроплан» сам Циолковский писал следующее: «Многие, сделанные мной в «Новом аэроплане» выводы, оказались сходными с выводами работы Корвин-Круковского (США, 1929). Например, что скорость аэроплана пропорциональна квадратному корню из разрежения воздуха, потребная же энергия пропорциональна скорости самолета. Этот вывод, как и другие, сделан мною еще в 1895 г. в забытом даже мною труде «Аэроплан», напечатанном в журнале «Наука и жизнь» (см. параграф 83 и др.) [1]».

Предисловие Циолковского к статье «Новый аэроплан», выпущенное в «Избр. тр.», нами печатается.

«Реактивный аэроплан». Рукопись этого труда помечена 1929 г. и издана Циолковским в 1930 г. в Калуге. На обложке

[1] Замечание автора на стр. 30 книги «Давление на плоскость», 1930, К. — *Прим. ред.*

есть замечание «Взято из большой рукописи», однако соответствующей рукописи в архиве Циолковского обнаружено не было. Можно предполагать, как мы увидим далее, что эта рукопись перерабатывалась автором в самостоятельную статью. Работа «Реактивный аэроплан» была помещена в «Избр. тр.» 1934 г.

«Ракетоплан». Статья публикуется впервые. В архиве Циолковского была найдена большая неоконченная рукопись под названием «Восходящее ускоренное движение ракетоплана». Содержание этой рукописи следующее: 1) Устройство и весовая спецификация ракетоплана (§ 1—46), 2) Подъем ракетоплана (§ 47—66), 3) Вылет ракетоплана из атмосферы (§ 128 до окончания рукописи). Параграфы 67—127 не найдены или пропущены. В рукописи много ссылок на «Реактивный аэроплан». Ввиду того что в статье «Реактивный аэроплан» трактуется главным образом энергетическая сторона проблемы, которая в найденной рукописи не освещается, можно предполагать, что некоторые из отсутствующих параграфов были автором изъяты для статьи «Реактивный аэроплан» и изданы отдельной брошюрой. Оставшаяся часть рукописи в 1930 г. (пометка Циолковского) перерабатывалась в самостоятельную статью. Если наше предположение правильно, то начало работы над рукописью должно быть отнесено к 1929 г.

Под названием «Ракетоплан» мы печатаем первую и вторую части рукописи (т. е. § 1—66). Последняя часть, касающаяся вылета ракетоплана из атмосферы, нами опущена вовсе, так как расчеты, содержащиеся в ней, носят характер прикидок и исканий правильного метода. Вначале Циолковский не принимает во внимание крылья ракетоплана; методика расчета здесь похожа на изложенную в «Исследовании 1926 г.». Но в результате расчета автор видит, что подъемной силы от одного корпуса нехватает для значительного подъема и поэтому далее он уже принимает во внимание крылья. Расчет не окончен.

«Стратоплан полуреактивный». Отрывок из этой работы Циолковский опубликовал под тем же названием в 1932 г., К. Этот отрывок помещен и в «Избр. тр.» 1934 г. В примечании к этой статье Циолковский писал: «Продолжение работы постараюсь издать особо», но не успел сделать этого. После смерти Циолковского в его архиве была найдена большая, но неоконченная рукопись под названием «Восходящее ускоряющееся движение самолета». Часть этой рукописи представляла опубликованный Циолковским отрывок.

Идея полуреактивного стратоплана появилась у Циолковского в 1930 г., как это видно из черновиков рукописи, относящихся именно к этому году. Сама рукопись помечена 1931 г.

Мы печатаем рукопись под названием «Стратоплан полуреактивный». В качестве введения к этой работе мы использовали часть черновика, носящего название «Высотный само-

лет или стратоплан», составленного Циолковским. Нумерация отдельных параграфов рукописи не совпадает с нумерацией изданного ранее отрывка. В последнем было 39 параграфов (начиная с первого), причем 17 пропущено самим Циолковским. В рукописи эти параграфы пронумерованы от 1 до 50, причем также ряд параграфов пропущен. Мы сохранили нумерацию изданной статьи, а далее, начиная с § 51, сохранили нумерацию рукописи. Таким образом получился пропуск в 11 параграфов. В действительности пропусков в изложении нет.

В рукописи отсутствовало несколько страниц, что отмечено в тексте, а также некоторые таблицы. Рукопись мы печатаем до § 143 включительно. Далее в рукописи находится расчет подъема стратоплана, в котором Циолковский учитывает влияние силы тяжести, но не принимает во внимание подъемной силы крыльев. В конце рукописи он пишет, что не принял также во внимание уменьшения веса аппарата от выгорания топлива. Поэтому все эти расчеты, очевидно, предварительные, сделанные к тому же схематично, начерно, интереса не представляют и нами опущены.

«Реактивное движение». Статья была написана в мае 1932 г. и была напечатана в журнале «В бой за технику», № 15—16, август 1932 г. под заглавием «Теория реактивного движения». Нами статья печатается по рукописи с незначительными сокращениями некоторых мест, повторяющих дословно предыдущие работы Циолковского.

Идея о створчатом устройстве внешней поверхности ракеты, предназначенной для полетов в космическом пространстве, была высказана Циолковским еще в 1925 г.

«Топливо для ракеты». Эта статья была составлена самим Циолковским из двух рукописей: «Взрывчатые вещества и горючее», оконченной 29 июня 1932 г.[1], и «Взрывчатые вещества для звездолета», оконченной 1 марта 1933 г. Полученной таким образом статье Циолковским было дано название «Достижение стратосферы». Статья была помещена в сборнике «Реактивное движение», № 2, 1936, под заглавием «Топливо для ракеты». Это заглавие оставлено и нами. Рукопись 1933 г. в статье начинается с раздела «Выборы элементов взрыва».

«Снаряды, приобретающие космические скорости на суше или воде». Статья печатается по рукописи, оконченной 3 декабря 1933 г. В ней Циолковский снова возвращается к тем же вопросам, какие разобраны им в рукописи «Ускоренное движение ракетоплана».

К статьям о ракетных самолетах непосредственно примыкают работы, посвященные Циолковским проблеме двигателя для такого самолета.

---

[1] Дату в конце рукописи мы всегда считали датой окончания данной работы.

«Парогазовый турбинный двигатель» публикуется впервые по рукописи Циолковского. Всего было найдено три рукописи, объединенные так или иначе общностью содержания:

а) «Аэропланы и стратопланы». В этой рукописи Циолковский обосновывает преимущества газового турбинного двигателя. Рукопись была окончена 22 октября 1934 г.

б) «Парогазовый турбинный мотор для дирижаблей, аэропланов, стратопланов, автомобилей и других целей». Рукопись содержит краткое описание двигателя, но без чертежа, который не найден. Рукопись была окончена 29 августа 1933 г.

в) «Мощные моторы наименьшего веса и объема». Рукопись имеет дату 5 ноября 1934 г. и является развитием двух предыдущих. В отличие от первых эта рукопись имеет разбивку текста на параграфы, нумерация которых начинается с § 201 и обрывается на § 207. Далее изложение идет без разбивки на параграфы. Параграфы 1—200 не найдены и содержание их неизвестно. Только некоторые ссылки, имеющиеся в этой рукописи, позволяют заключить, что в отсутствующих § 154—158 заключался расчет сжатия воздуха при скоростном напоре.

Первую из перечисленных рукописей мы сделали введением, а рукописи вторую и третью соединили вместе, опустив разбивку на параграфы.

Перед тем как перейти к следующим статьям Циолковского, необходимо остановиться на большой его работе, названной им «Основы построения газовых машин, моторов и летательных приборов», над которой он работал последний год своей жизни и которую не успел окончить. Циолковский начал работать над ней в конце 1934 г. В этом сочинении он широко использовал свои прежние труды. По его мысли «Основы построения газовых машин» должны были состоять из 12 глав. Циолковский несколько раз менял названия и порядок отдельных глав.

Как можно установить, по более или менее законченным рукописям, содержание всей работы следующее:

Глава I. «Сжатие и расширение газов» первоначально носила заглавие: «Основы построения газовых машин известных и еще неизвестных». Глава была окончена 12 августа 1934 г.

Глава II. «Давление нормального воздушного потока на плоскость» является продолжением статьи «Давление на плоскость при ее нормальном движении в воздухе» 1930 г. и окончена 24 октября 1934 г.

Глава III. «Трение в газах» имеется в трех вариантах и является переделкой статьи под тем же названием, оконченной еще 18 июня 1932 г. и посылавшейся Циолковским в журнал «Техника воздушного флота», но не принятой редакцией.

Глава IV. «Сопротивление воздуха движению плавных (птицеподобных) тел». Время написания главы неизвестно.

Глава V. «Плотность, температура и давление разных слоев атмосферы» является статьей Циолковского, оконченной 9 мая 1932 г., помещенной под аналогичным названием в журнале «Самолет», № 8—9, 1932.

Глава VI. «Энергия химического соединения веществ и выбор составных частей взрыва» была впоследствии помещена в виде статьи в сборнике «Ракетная техника», вып. I, 1936. Статья была написана, по всей вероятности, в начале 1935 г.

Глава VII. «Наибольшая скорость вращения тел и запас их механической энергии». Время написания главы неизвестно.

Глава VIII. «Новые двигатели двух типов» имеет дату 29 марта 1935 г. и не окончена. В этой главе Циолковский хотел рассмотреть два вида двигателя (подразделения первого типа), использующих в качестве окислителя атмосферный воздух,— первый при участии воды, второй без воды. Рукопись главы VIII более или менее касается только второго вида. Первый же вид дается кратким описанием. Рукопись имеет много общего со статьей Циолковского «Парогазовый турбинный двигатель» и, очевидно, является развитием последней.

Глава IX. «Второй тип моторов с запасенным кислородным соединением» имеет дату 17 апреля 1935 г. и является последней работой Циолковского по ракетной технике.

Глава X. «Наибольшая скорость ракеты» написана в январе 1935 г. Содержание этой главы — особый метод достижения больших скоростей полета. Основные принципы предлагаемого Циолковским метода были популяризированы инж. Я. И. Перельманом [1]. Из письма Циолковского Перельману следует, что идея этого метода возникла у Циолковского в декабре 1934 г.

Глава XI. «Грубый расчет полета ракетоплана до высоты в 30 *км*». имеет дату 21 марта 1935 г. и не окончена.

Глава XII. «Охлаждение камеры взрывания» не написана совсем.

Весь труд, состоящий из перечисленных глав, не производит впечатления законченного целого; он носит характер черновой работы. Рукописи имеют много поправок. Некоторые страницы отсутствуют. Отдельные части труда не одинаково отделаны и соединены между собой почти механически. На обложке главы XI, например, есть надпись «Все переделать. Негодно. Новое верно».

В кратком содержании, предпосланном всему труду и написанном самим Циолковским, по поводу глав VIII и IX он замечает: «Над этими главами придется еще много поработать».

Мы отказались от мысли печатать «Основы построения газовых машин», и из всего сочинения оставили только главу X, которая озаглавлена «Наибольшая скорость ракеты». Глава печатается по рукописи.

[1] См. Я. И. Перельман, «Циолковский», 1937.

Эта глава является как бы заключительным аккордом творчества Циолковского и представляет для ракетной техники наибольший интерес из всех, входящих в рукопись «Основы построения газовых машин». Метод достижения космических скоростей, о котором здесь говорится, состоящий в переливании топлива из ракеты в ракету при постепенном уменьшении числа летящих ракет, предпочтительнее составной ракеты, кстати сказать, также не отрицаемой Циолковским. В данном случае Циолковский предлагает использовать метод переливания не для простых жидкостных ракет [1], а для ракетопланов.

В качестве приложения к нашему изданию работ К. Э. Циолковского мы сочли нужным дать «Предисловие и замечания», написанные инж. Ф. А. Цандером к «Избр. тр.» К. Э. Циолковского, 1934 г., которые представляют большой интерес для оценки творчества Циолковского и которые, без сомнения, окажут помощь читателю при изучении трудов Циолковского. Сам Ф. А. Цандер, современник Циолковского, много работал над проблемами ракетной техники в разрезе развития идей Циолковского.

Мы уже указывали, что настоящий том не является полным собранием сочинений Циолковского по ракетной технике. Какие же работы Циолковского не вошли в настоящий том?

Мы не печатаем следующие рукописи Циолковского.

1. «В двухтысячном году». Рукопись имеет дату 26 сентября 1913 г. и представляет неоконченное начало романа на тему о межпланетных путешествиях.

2. «Заатмосферные путешествия». Рукопись имеет дату 7 ноября 1925 г., не окончена и является вариантом «Исследования 1926 г.», быть может, первым черновиком. Половина рукописи дословно повторяется в «Исследовании 1926 г.», другая половина — краткий конспект, детализированный более подробно в том же «Исследовании 1926 г.».

3. «Завоевание солнечной системы» (научная фантазия). Рукопись относится к ноябрю 1928 г.; добавления к ней имеют дату 22 июня 1929 г. Рукопись не окончена.

4. «Изобретателям реактивных машин». Рукопись, оконченная 28 апреля 1930 г., содержит описание нескольких самодвижущихся игрушек, движение которых получается благодаря использованию реактивного принципа движения.

5. «Паровая турбина». Рукопись, относящаяся к августу 1933 г. с несколькими пропусками, несколько схематичного изложения.

6. «Основы построения газовых машин», кроме главы X

7. «Космические путешествия». Неоконченная рукопись с датой 11 ноября 1933 г., представляющая начало романа на межпланетные темы.

---

[1] Как сказано в книге Я. И. Перельмана, 1937.

8. «Полеты в атмосфере и вне ее», рукопись-конспект, помеченная 12 февраля 1934 г. В этой рукописи кратко повторяются идеи предыдущих сочинений Циолковского о ракетах.

Из печатавшихся ранее сочинений Циолковского по проблеме межпланетных путешествий в настоящий том не вошли:

1. Статья «Труды о космической ракете (1903—1927)», написанная им в 1928 г. и напечатанная уже после его смерти в сборнике Реактивной секции стратосферного комитета при ЦС Осоавиахима СССР «Реактивное движение», № 2, 1936 г. В этой статье Циолковский подводит итоги своей работы за указанный период — почти за 25 лет, и дает краткую общую программу развертывания практических работ по ракетной технике.

2. Небольшая статья «За атмосферой земли», напечатанная вместе со статьей «Новый аэроплан», К., 1929 г.

3. Статья «От самолета к звездолету», напечатанная в журнале «Искры науки», № 2, 1929 г.

4. Статья «Цели звездоплавания», К., 1929 г. Статья была второй раз напечатана в сборнике «К. Циолковский», изд. Редакционно-издательского отдела Аэрофлота, 1939 г.

5. Статья «Звездоплавателям», К., 1930, являющаяся развитием статьи «От самолета к звездолету».

6. Статья «Сжиматель газов», К., 1931 г.

7. Статья «Как увеличить энергию взрывных (тепловых) двигателей», К., 1931 г.

Статьи 6 и 7 не имеют прямого отношения к основной теме настоящего сборника работ Циолковского.

8. Статья «За атмосферу», написанная Циолковским в марте 1932 г. и напечатанная с некоторыми изменениями в журнале «Вокруг света», № 1, январь, 1934 г.

9. Статья «Реактивное движение и его успехи», написанная в марте 1932 г. и напечатанная в журнале «Самолет», № 6, 1932 г.

10. Статья «Звездолет», напечатанная в журнале «Знание—сила», № 23—24, декабрь, 1932 г.

11. Научный фельетон «Может ли когда-нибудь земля заявить жителям других планет о существовании на ней разумных существ», напечатанный в «Калужском вестнике», № 68, 1896 г.

12. Научно-популярная повесть «Вне земли», которая печаталась в журнале «Природа и люди» в 1918 г. (№ 2—14) и была издана отдельной книгой в Калуге в 1920 г.

13. Статья «Реактивный прибор, как средство полета в пустоте и в атмосфере», напечатанная в журнале «Воздухоплаватель», № 2, 1910, являющаяся очень кратким изложением «Ракеты в космическое пространство».

14. Статья «Полуреактивный стратоплан», помещенная в журнале «Хочу все знать», № 29, 1932 и представляющая крат-

кое изложение известной работы Циолковского «Стратоплан полуреактивный», К., 1932 г.

15. Статья «Применение реактивных приборов к исследованию стратосферы», напечатанная в газете «Рабочая Москва», № 51 от 3 марта 1935 г. Рукопись этой заметки была окончена 27 февраля 1935 г. В статье кратко пропагандируется идея ракеты.

В каком тематическом порядке следует расположить сочинения Циолковского по ракетам или, другими словами, в каком порядке лучше всего их читать? Для того чтобы ответить на этот вопрос, предварительно необходимо указать основную идею, пронизывающую все работы Циолковского по ракетам от начала до конца.

Даже при неособенно внимательном чтении произведений Циолковского становится ясно, что автор не считал межпланетный полет ракеты осуществимым без предварительной подготовки, сопряженной с трудностями и с временными неудачами. Циолковский полагал, что авиация является первым этапом на пути к космическим полетам и уменье летать в атмосфере, — первым этапом в искусстве летать за атмосферой. Самолет, по Циолковскому, может быть в будущем превращен в космический корабль. Это мнение диаметрально противоположно техническим идеям Оберта и его школы, которая игнорирует роль авиации в развитии ракетной техники.

Постепенное видоизменение самолета в межпланетный корабль, по Циолковскому, рисуется в следующем виде. У авиадвигателя используются отходы тепла, устраивается реактивный выхлоп, причем двигатель постепенно перестраивается так, чтобы работать все больше и больше на выхлоп, на создание тяги не при помощи винта, но при помощи реакции отброса. Цилиндры двигателя при этом превращаются в камеры сгорания ракетного двигателя. Двигатель, снабженный компрессором (сжимателем газов, по терминологии Циолковского), помещается в трубу, в которой продукты сгорания дожигаются и в которой происходит процесс, свойственный воздушному ракетному двигателю. Самолет превращается в стратоплан-полуреактивный, так как винты все же необходимы ему. Высоты полета значительно повышаются. Поршневые двигатели могут быть заменены турбинами.

Далее увеличивается содержание кислорода в окислителе топлива путем помещения на стратоплане баков со специальными окислителями. Высота полета еще более повышается. Наконец совершенно отказываются от использования воздуха и переходят на какой-нибудь окислитель, который берется с собой в жидком виде. Стратоплан превращается в ракетоплан, который, в зависимости от относительного количества содержащегося в нем топлива, может вылететь за пределы атмосферы.

При помощи комбинации из нескольких ракетопланов, в виде ли составной ракеты, или аппаратов, переливающих запасы топлива из одного в другой, можно достигнуть скорости 8 *км/сек* и сделаться спутником Земли. Путем доставки с Земли необходимых материалов этот спутник может быть превращен в станцию, от которой межпланетные корабли будут отправляться в более далекие космические путешествия.

Когда все это будет достигнуто, придет время организовать «колонии в эфире», как называл Циолковский межпланетные станции-города.

С точки зрения этой, достаточно стройной и последовательной концепции, сочинения Циолковского могут быть расположены в указанной далее последовательности. Этот порядок может быть рекомендован нами для систематизированного чтения сочинений Циолковского.

Предварительно укажем две капитальные работы Циолковского, содержащие основные принципы его теории, с которыми необходимо ознакомиться в первую очередь. Это:

«Ракета в космическое пространство» (1903) и

«Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1926).

И далее:

1. «Новый аэроплан».
2. «Реактивный двигатель».
3. «Стратоплан полуреактивный».
4. «Космическая ракета. Опытная подготовка».
5. «Снаряды, приобретающие космические скорости на суше и воде».
6. «Реактивный аэроплан».
7. «Ракетоплан».
8. «Космические ракетные поезда».
9. «Наибольшая скорость ракеты».
10. «Космический корабль».
11. «Исследование мировых пространств реактивными приборами», 1911—1912.

Следует указать, что мы ни в коем случае не хотим включить все сочинения Циолковского в указанную выше схему. Идеи Циолковского в области ракетной техники очень разнообразны. Наряду с изложенной выше концепцией Циолковский не отрицал возможности непосредственного вылета ракеты за пределы атмосферы в космическое пространство. В своих сочинениях он предлагал воспользоваться для этого наклонным подъемом ракеты с предварительным разгоном ее. Путь через авиацию с этой точки зрения — путь накопления опыта с целью овладения искусством летания за атмосферой. Только читая и изучая сочинения К. Э. Циолковского, можно правильно оценить значе-

ние его работ, положивших начало действительно научному отношению к ракете, как аппарату для передвижения человека в пространстве воздушном и межпланетном.

В заключение мы должны отметить, что кропотливая подготовительная работа инж. Б. Н. Воробьева, разобравшего и приведшего в порядок весь архив К. Э. Циолковского и тщательно изучившего рукописи этого архива, оказала очень большую помощь при составлении настоящей вводной статьи. Автор последней использовал в значительной мере фактический материал относительно рукописей Циолковского, собранный Б. Н. Воробьевым.

М. К. Тихонравов

Москва
1946 г.

РАКЕТА В КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО

(1903)

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 5 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.

Если ограничиться при тех же громадных размерах аэростата подъемною силою в 1 *кг*, то оболочку можно сделать раза в 2 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 бо́льшую высоту! Размеры аэростатов должны быть еще 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 *км*	Температура ° 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 : 28000
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,

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

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.

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 безопаснее приборам 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:

$$V = \sqrt{2gh}.$$

При $h = 300$ *км* получим V 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 слишком, 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 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 усилие 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 ра-

кеты 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 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

Фиг. 1.

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 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 р а к е т ы (так будем мы иногда называть наш прибор) и силою взрывания по заранее намеченному плану.

С х е м а т и ч е с к и й в и д р а к е т ы (фиг. 1). 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 трубе 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 медленным. 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 трубы, 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 трубой поворачивается, маленькое и яркое изображение солнца меняет свое относительное положение в снаряде, что может возбуждать расширение газа, давление, электрический ток и движение массы, восстанавливающей определенное направление трубы, 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 трубы. Когда последняя 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 трубы передают изменение относительного положения камеры в снаряде, 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 преимуществом 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 массой 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 небыстро 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 движению 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.

$$dV(M_1 + M) = V_1 dM.$$

9. Здесь dM есть бесконечно малый отброс 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; это приращение dV получается 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.
$$\frac{1}{V_1}\int dV = -\int \frac{dM}{M_1+M} + C, \qquad \text{или}$$

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.
$$C = +\ln(M_1 + M_2); \qquad \text{стало быть,}$$

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 до-

* Таблицы и формулы обозначены номерами пунктов текста. — *Прим. ред.*

статочной длине трубы), даже обращается в твердое состояние — в пыль, которая мчится со 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 замедляет 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 ни 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 крепость металлической трубы, 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. Не помню хорошо, но какие-то опыты над сопротивлением, кажется, железа[1] 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

[1] Вообще удлинение металлов при очень низких температурах значительно уменьшается, но сопротивление разрыву в большой степени возрастает.—*Прим. ред.*

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.

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 *кгм*, найдем, что 3825 *кал* соответствуют работе в 1633 *кгкм;* 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 энергии 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 большую 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 образовании 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 со временем, 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:

$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{V}{V_1}$	Скорость V *м/сек*	$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{V}{V_1}$	Скорость V *м/сек*
0,1	0,095	543	7	2,079	11800
0,2	0,182	1037	8	2,197	12500
0,3	0,262	1493	9	2,303	13100
0,4	0,336	1915	10	2,393	13650
0,5	0,405	2308	19	2,996	17100
1	0,693	3920	20	3,044	17330
2	1,098	6260	30	3,434	19560
3	1,386	7880	50	3,932	22400
4	1,609	9170	100	4,615	26280
5	1,792	10100	193	5,268	30038
6	1,946	11100	Бесконечно	—	Бесконечна

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 нагреваются. 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 $\frac{M_2}{M_1}=0{,}5$, 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 ракетой энергии взрывчатых веществ (см. таблицу).

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].

$\frac{M_2}{M_1}$	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

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

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, она 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 будет двигаться 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 по инерции даже у самой поверхности земли, наблюдатель не будет испытывать ни малейшей тяжести, пока, разумеется, снаряд не встретит препятствие 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.
$$V=V_2\left(\frac{p}{p-g}\right).$$

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

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.

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 $6^2/_3$ 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 $55^1/_2$ 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 получит 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.

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

Впрочем, практическое значение ракеты для летания в воздухе мы отрицаем [1].

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 $\frac{g}{p}=10$ $\frac{M_2}{M_1}=6$; 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 действия сил 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.

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

---

[1] Нужно не забывать, что эта фраза была написана в 1903 г., т. е. до первого полета самолета братьев Райт и, следовательно, до начала авиации. Эта мысль Циолковского была вызвана низким к. п. д., который имеет самолет с ракетным двигателем. — *Прим. ред.*

45.

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

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.

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

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

Коэфициент полезного действия

Полезная работа единицы массы взрывчатых веществ в среде, свободной от тяготения, 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 вы-

рываются газы или чем больше 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, 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:

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

Найдем из (51)

56.

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

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

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

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

Таким путем с помощью предыдущего найдем:

57.

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

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

Итак, зная массу снаряда M_1 со всем содержимым, кроме взрывчатого материала M_2, механическую работу T_2 взрывча-

тых 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.

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 5 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 5 раз (табл. 22) превышать массу снаряда с массою запаса для остановки, т. е. мы должны $6M_1$ увеличить в 5 раз; получим $30M_1$, что вместе с запасом для остановки $5M_1$ составит $35M_1$.

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.

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

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

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

откуда

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*	$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{M_3}{M_1}$	V *м/сек*	$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{M_3}{M_1}$
543	0,1	0,21	11800	7	63
1037	0,2	0,44	12500	8	80
1493	0,3	0,69	13100	9	99
1915	0,4	0,96	13650	10	120
2308	0,5	1,25	17100	19	399
3920	1	3	17330	20	440
6260	2	8	19560	30	960
7880	3	15	22400	50	2600
9170	4	24	26280	100	10200
10100	5	35	30038	193	37248
11100	6	48	Бесконечна	—	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

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

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 подъеме действие взрывчатых веществ, он снова подвергнется 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 взрыв-

чатого 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

V *м/сек*	$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{M_4}{M_1}$
543	0,1	0,235
1497	0,3	0,778
2308	0,5	1,420
3920	1,0	4,457
6260	2	9,383
7880	3	17,78
9170	4	28,64
10100	5	41,98
11100	6	57,78
11800	7	76,05

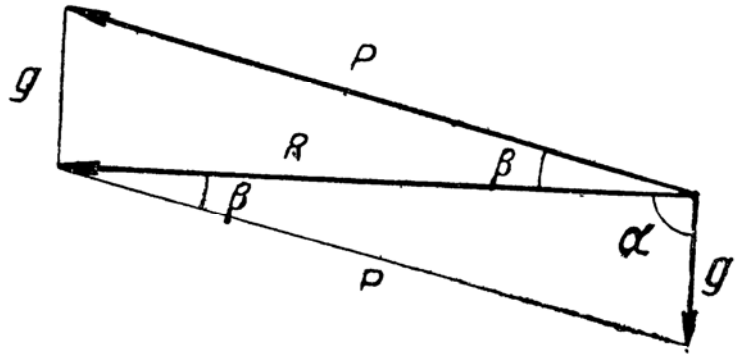
Поле тяготения. Наклонный подъем

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 (фиг. 2) обозначим величину равнодействующей горизонтального ускорения ракеты, через p — ускорение от действия взрывания и через g — ускорение от силы тяжести, то имеем

69.



Фиг. 2.

70.

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

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

71.

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

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.

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

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

73.

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

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. $10^0/_0$.

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

Горизонтальное движение ракеты

$\frac{p}{g}$	$\left(\frac{g}{p}\right)^2$	$\frac{g}{p}$	$\beta°$
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 : 10000	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.
$$R=\sqrt{p^2+g^2+2pg\cos\gamma},$$

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

Далее

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

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

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

79.
$$R_1=\sin(\alpha-90°)R=-\cos\alpha R.$$

Следовательно, работа поднятия снаряда будет

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

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

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

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

Исключая отсюда R по формуле (76), найдем

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

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 14,5° к горизонту; синус этого угла составляет 0,25; это значит, что сопротивление атмосферы увеличивается в 4 раза сравнительно с сопротивлением ее при отвесном движении снаряда, ибо сопротивление ее приблизительно обратно пропорционально синусу угла наклона (α—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 3 раза меньше, чем при вертикальном движении. Результат неплохой, если принять еще во внимание, что сопротивление атмосферы и при наклонном движении ($14^1/_2°$) 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
α—90	α	β	γ=α+β		
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 (α—90°) формулу (83) можно чрезвычайно упростить, заменив тригонометрические величины их дугами и сделав другие упрощения.

Тогда получим следующее выражение для потери работы:

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

где δ означает угол наклона движения (α—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

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

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

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

По этой формуле легко составить следующую таблицу, положив

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

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

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.

Напечатано впервые в журнале «Научное обозрение», № 5, 1903, под заглавием «Исследование мировых пространств реактивными приборами». В 1924 г. статья издана отдельной брошюрой в Калуге. Вошла в «Избранные труды», кн. II, 1934. Продолжением этой статьи К. Э. Циолковский считал свою работу «Исследование мировых пространств реактивными приборами». Часть II (Исследование 1911—1912 гг.). — *Прим. ред.*

Изслѣдованіе міровыхъ пространствъ реактивными приборами.

Небольшіе аэростаты съ автоматически наблюдающими приборами, безъ людей, до сихъ поръ поднимались только до высоты, не большей 20 верстъ.

Трудность поднятія въ высоту съ помощію воздушныхъ шаровъ возрастаетъ чрезвычайно быстро съ увеличеніемъ этой высоты.

Положимъ, мы хотимъ, чтобы аэростатъ поднялся на высоту 27 километровъ и поднялъ грузъ въ 1 килограммъ (2,4 фунта). Воздухъ на высотѣ 27 килом. имѣетъ плотность около $^1/_{20}$ плотности воздуха при обыкновенныхъ условіяхъ (760 мм. давленія и 0° Цельсія). Значитъ шаръ на такой высотѣ долженъ занять объемъ въ 50 разъ большій, чѣмъ внизу. У уровня же океана слѣдуетъ впустить въ него не менѣе 2 кубич. метровъ водорода, которые на высотѣ займутъ 100 куб. метровъ. При этомъ шаръ подниметъ грузъ въ 1 килограммъ, т. е. подниметъ автоматическій приборъ, а самъ шаръ будетъ вѣсить килограммъ или около того.

Поверхность его оболочки, при діаметрѣ въ 5,8 метра, составитъ не менѣе 103 кв. метровъ. Слѣдовательно каждый квадратный метръ матеріи, считая и пришитую къ ней сѣтку, долженъ вѣсить 10 граммовъ, или квадр. аршинъ будетъ вѣсить около 1-го золотника.

Кв. метръ этой писчей бумаги вѣситъ 100 граммовъ; вѣсъ же кв. метра папиросной бумаги составляетъ граммовъ 50. Такъ что даже папиросная бумага будетъ въ 5 разъ тяжелѣе той матеріи, которая должна быть употреблена на нашъ аэростатъ. Такая матерія, въ примѣненіи къ аэростату, невозможна, потому что оболочка, сдѣланная изъ нея, будетъ рваться и сильно пропускать газъ.

Шары большихъ размѣровъ могутъ имѣть болѣе толстую оболочку. Такъ шаръ съ небывало большимъ діаметромъ въ 58 метровъ

Фиг. 3. Страница из журнала „Научное обозрение“, № 5, 1903 г.

ИССЛЕДОВАНИЕ МИРОВЫХ ПРОСТРАНСТВ РЕАКТИВНЫМИ ПРИБОРАМИ

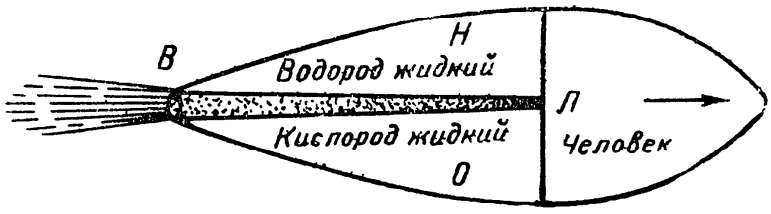
(1911)

НАУЧНО-ПОПУЛЯРНЫЙ
ИЛЛЮСТРИРОВАННЫЙ ЖУРНАЛЪ
„ВѢСТНИКЪ ВОЗДУХОПЛАВАНІЯ"
(„БИБЛІОТЕКА ВОЗДУХОПЛАВАНІЯ")
ВЫХОДИТЪ ДВА РАЗА ВЪ МѢСЯЦЪ ВЪ РАЗМѢРѢ 4—6 ПЕЧАТНЫХЪ ЛИСТОВЪ.
ПОДПИСНАЯ ЦѢНА: НА ГОДЪ—10 Р., ПОЛГОДА—6 Р., ТРИ МѢСЯЦА—3 Р. 50 К., ОДИНЪ МѢСЯЦЪ—1 Р.
СПБ., Вознесенскій пр., 28. Телефонъ 503-66. Телегр. адр.: СПБ. «Мобиль».
№ 19 ОКТЯБРЬ. 1911.

РЕЗЮМЕ РАБОТЫ 1903 г.

Работая над теорией реактивного прибора с 1896 г., мы пришли к следующим выводам.

Снаряд имеет снаружи вид бескрылой птицы, легко рассекающей воздух (фиг. 1).



Фиг. 1.

Бо́льшая часть внутренности снаряда занята двумя веществами в жидком состоянии: водородом и кислородом. Обе

жидкости разделены перегородкой и соединяются между собою только мало-помалу. Остальная часть камеры, меньшей вместимости, предназначена для помещения наблюдателя и разного рода аппаратов, необходимых для сохранения его жизни, для научных наблюдений и для управления ракетой.

Водород и кислород, смешиваясь в узкой части постепенно расширяющейся трубы, соединяются химически и образуют водяной пар при страшно высокой температуре. Он имеет огромную упругость и вырывается из широкого отверстия трубы с ужасающей скоростью по направлению трубы или продольной оси камеры.

Простейшим способом управления ракетой служит поворачивание конца раструба или руля перед ним.

Энергия химического соединения водорода с кислородом громадна. Значительная часть ее, именно до 0,65 (65%), передается ракете, т. е. переходит в энергию ее движения. Остальная часть (35%) идет на движение водяного пара. Такая значительная часть энергии взрывчатых веществ усваивается ракетой в среде, свободной от тяготения; в среде же тяжести такое усвоение может быть лишь при моментальном взрыве, совершенно непригодном в практическом отношении. Чем медленнее взрыв, чем долее он продолжается в среде тяжести и чем сильнее последняя, тем меньше утилизация энергии взрывчатых веществ.

В среде же без тяжести утилизация не зависит от времени и порядка взрывания.

Благодаря ускоряющемуся движению ракеты внутри ее образуется кажущаяся (пока совершается ускорение ракеты), или временная тяжесть, которая тем больше, чем взрыв быстрее, или чем давление вырывающихся из трубы паров больше. Эта относительная тяжесть по действиям своим внутри ядра ничем не отличается от натуральной тяжести.

Наибольшая утилизация (65%), как в среде тяжести, так и в среде без тяжести, получается тогда только, когда количество взрывчатой смеси в 4 раза превышает вес снаряда со всем содержимым; в противном случае утилизация меньше 65%. При этом отношении количества взрывчатых веществ к весу снаряда последний приобретает скорость до 9 *км/сек*. Снаряд может получить и произвольно большую и произвольно меньшую скорость, но тогда используется меньшее количество энергии взрывчатого материала. Этот процент утилизации тем меньше, чем больше уклонение относительного количества взрывчатых веществ от числа 4.

При отношении от 1 до 18 использование энергии более 48%; соответствующие скорости в среде без тяжести колеблются от 3,9 до 16,9 *км* в секунду. Последней скорости более чем достаточно для одоления притяжения Солнца и Земли и

К. Э. Циолковский в 1910 г.

блуждания ракеты между звездами, — при бросании ее по направлению годового движения Земли.

Я принял в вычислениях удесятеренную временную тяжесть в ракете, но величина этой тяжести в наших руках и мы даже можем сделать ее лишь немного больше земной, в особенности при наклонном или горизонтальном поднятии.

Вообразим абсолютно невозможное: положим, что на тысячи или миллионы километров устроена прекрасная отвесная, или наклонная дорога (например, зубчатая и т. п.) с вагонами, машинами и всеми приспособлениями для удобного путешествия за пределы атмосферы. Поднимаясь по ней на известную высоту, мы потратим определенное количество работы. Совершая поднятие с помощью каких-либо двигателей, хотя бы и самых совершенных при современном состоянии техники, мы используем не более 10% химической энергии захваченного с собой в высоту топлива.

Для поднятия на ту же высоту, но без лестниц и подъемных машин, с помощью нашего снаряда, как мы видели, утилизируется при разумном пользовании не менее 50% химической энергии соединения водорода с кислородом. Итак, с помощью воображаемых вертикальных дорог расходуется, по крайней мере, в 5 раз больше топлива, чем в реактивном приборе. Вывод этот справедлив лишь для поднятия на высоту, не меньшую 700 *км,* когда утилизируется значительная часть энергии взрывчатых веществ.

Результат может быть совсем плачевный при малой относительной тяжести и при малом поднятии.

Такие жалкие реактивные явления мы обыкновенно и наблюдаем на земле. Вот почему они никого не могли поощрить к мечтам и исследованиям. Только разум и наука могли указать на преобразование этих явлений в грандиозные, почти непостижимые чувству [1].

---

[1] Далее следуют выпущенные нами все основные формулы из статьи «Ракета в космическое пространство». — *Прим. ред.*

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:

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

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

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

Заметив, что $\frac{g}{g_1}$ есть отношение ускорения силы тяжести на поверхности планеты к ускорению силы тяжести на Земле, 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 допустим, что сила тяжести на ней не уменьшается с удалением от поверхности.

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

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

Следовательно,

$$\frac{g}{g_1}=\frac{r_1}{r_2}$$

и

$$T_1=\frac{r_1}{r_2}r_1=\frac{r_1^2}{r_2}.$$

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.

СКОРОСТЬ, НЕОБХОДИМАЯ ТЕЛУ ДЛЯ УДАЛЕНИЯ ОТ ПЛАНЕТЫ

Мы не будем приводить 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

$$V_1=\sqrt{V^2+\frac{2gr_1h}{r_1+h}}.$$

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

$$V_1=\sqrt{\frac{2gr_1h}{r_1+h}}.$$

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*.

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.

Вечное кружение вокруг планеты требует работы вдвое меньшей и скорости в $\sqrt{2}=1{,}41...$ раз меньше, 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 падения t неподвижного вначале тела на планету (или солнце), сосредоточенную в одну точку (при той же массе), найдем

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

Тут r_2 означает расстояние, с которого тело начинает падение; r есть путь, пройденный падающим телом; r_1 — радиус

планеты, а g — ускорение силы тяжести у поверхности планеты.

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

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

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

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

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

Сравнивая обе формулы, найдем

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

Стало быть, отношение времени обращения какого-нибудь спутника ко времени его центрального падения на планету, сосредоточенную в одну точку, равно 5,66.

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

Наоборот, ракета, брошенная с Земли и остановившаяся на расстоянии Луны, летела бы 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 2 месяца слишком.

СОПРОТИВЛЕНИЕ АТМОСФЕРЫ

Определим работу рассечения воздуха ракетой при обыкновенном прямолинейном равномерно ускоренном ее движении; должны принять в расчет переменную плотность d атмосферы на разных высотах.

Она равна (см. мое сочинение «Аэростат и аэроплан» 1905)

$$d = d_1\left(1 - \frac{d_1 h}{2(A+1)f}\right)^{2A+1}, \qquad (1)$$

где

$$A = \frac{d_1 M T_1 C}{f}.$$

В этих формулах d_1 есть плотность воздуха на уровне океана ($d_1=0{,}0013$); h — высота положения снаряда или высота рассматриваемой части атмосферы; f — давление воздуха на уровне океана на единицу площади ($f=10{,}33$ $т$ на 1 $м^2$); M — механический эквивалент тепла ($M=424$ тонометра); T_1 — температура абсолютного нуля ($T_1=273$); C — теплоемкость воздуха при постоянном объеме ($C=0{,}169$); так что $A=2{,}441$, и первая формула примет вид

$$d = d_1\left(1 - \frac{h}{h_1}\right)^a, \qquad (2)$$

где $a=2A+1=5{,}88$, $h_1=54{,}540$ $км$ и выражает предельную теоретическую высоту атмосферы при принятых основаниях. Действительно, если в формуле (1) $d=0$, то тогда

$$h = \frac{2(A+1)f}{d_1}.$$

Обозначив эту высоту через h_1, получим формулу (2).

Хотя эта высота в 54,5 $км$ и чрезмерно мала, как видно из наблюдений над падающими звездами, однако, несомненно, что атмосфера выше 54 $км$ уже настолько разрежена, что ее сопротивлением смело можно пренебречь. В самом деле, если вычислить плотность воздушной оболочки на этой высоте, предполагая постоянную температуру, как на уровне океана, и, следовательно, беспредельность атмосферы, то и в таком случае найдем $\frac{d}{d_1}=0{,}001$, т.е. на этой высоте воздух разрежен в 1000 раз и, значит, выше 54 $км$ не остается более одной тысячной (0,001) массы всей атмосферы.

Но благодаря понижению температуры эта оставшаяся масса несравненно меньше.

Диференциал работы T сопротивления выражается

$$dT = F dh,$$

где F означает сопротивление воздуха движению снаряда. Оно равно:

$$F = \frac{KSdV^2}{2gU}.$$

Здесь K — коэфициент, равный, по Ланглею, 1,4;
S — площадь наибольшего поперечного сечения снаряда;
d — плотность воздуха в том месте, где в данный момент движется ракета; d, конечно, есть величина переменная, потому что с увеличением высоты плотность воздуха быстро падает;
V — скорость движения снаряда;
g — ускорение земной тяжести у поверхности земли ($g=9{,}8$ *м/сек*^{2});
U — утилизация или полезность формы ракеты; это число показывает, во сколько раз уменьшается сопротивление благодаря птицеподобной форме снаряда по сравнению с сопротивлением площади его наибольшего поперечного сечения; U — тоже величина переменная, которая, как показали многочисленные опыты, увеличивается с увеличением скорости V движущегося тела; кстати сказать, она увеличивается и с увеличением размеров тела. Впрочем, U мы примем за величину постоянную.

Далее, так как сопротивление воздуха в сравнении с давлением на ракету взрывчатых веществ невелико (около 1% и менее), то скорость V снаряда можем принять равной

$$V=\sqrt{2(p-g)h},$$

где $(p-g)$ есть истинное ускорение снаряда в 1 сек. Это положение, прибавляя скорость, увеличивает работу сопротивления атмосферы и, следовательно, уравнивает погрешность от сокращения высоты атмосферы.

На основании формулы (2) и трех последних формул получим

$$dT=b\left(1-\frac{h}{h_1}\right)^a h\,dh;$$

тут

$$b=\frac{Kd_1S(p-g)}{Ug}$$

и

$$a=5{,}88.$$

Интегрируя по частям и определяя постоянное, найдем

$$T=b\left\{\frac{h_1^2}{(a+1)(a+2)}\left[1-\left(1-\frac{h}{h_1}\right)^{a+2}\right]-\right.$$
$$\left.-\frac{h_1h}{a+1}\left(1+\frac{h}{h_1}\right)^{a+1}\right\}. \qquad (11)$$

Если здесь положим, что $h=h_1$, то получим полную работу T_1 сопротивления атмосферы. Именно

$$T_1=\frac{bh_1^2}{(a+1)(a+2)}.$$

Положим, $K=1{,}4$; $d=0{,}0013$; $S=2$ $м^2$; $\frac{p}{g}=10$; $g=9{,}8$ $м/сек^2$; $U=100$; тогда $b=0{,}0003276$; $a=5{,}88$ и $h_1=54\,540$ $м$.

Тогда $T_1=17\,975$ тоннометров.

Работа 1 тонны взрывчатых веществ при получении из водорода и кислорода одной тонны воды равна 1 600 000 тоннометров. Если бы снаряд со всеми приспособлениями и путешественниками весил 1 тонну, а взрывчатый запас составлял ушестеренное количество, или 6 тонн, то ракета захватила бы с собою потенциальную энергию в 9 600 000 тоннометров. В механическую работу движения ракеты превращается более половины этой энергии.

Стало быть, работа сопротивления атмосферы составляет в этом случае лишь около $^1/_{200}$ работы тяготения. То же можем получить, сравнив прямо работу сопротивления атмосферы (17 975) с полною работою тяготения (6 336 000). Найдем около $^1/_{353}$.

Время подъема ракеты сек.	Скорость подъема ракеты *м/сек*	Высота подъема *м*	Относительная плотность воздуха
0	0	0	1
1	90	45	—
2	180	180	—
3	270	405	—
5	450	1125	1 : 1,13
7	630	2205	—
10	900	4500	1 : 1,653
15	1350	10125	—
20	1800	18000	1 : 10,63
30	2700	40500	1 : 2828
40	3600	72000	Близка
50	4500	112500	к нулю
70	6300	220550	0
100	9000	450000	0
113	9900	574000	0

Привожу тут таблицу, показывающую, по принятым нами условиям, время в секундах от начала вертикального полета, соответствующую скорость ракеты в метрах, высоту поднятия в тех же мерах, плотность окружающего воздуха, приняв плотность на уровне океана за единицу и равномерное понижение температуры на 5° Ц на каждый километр.

Все время взрывания, при ушестеренном количестве взрывчатого вещества, продолжается 113 сек., причем в конце этого времени тело приобретает скорость 9 990 *м/сек* и подымется на высоту 575 *км*; дальнейшее поднятие будет совершаться по инерции.

Работа сопротивления атмосферы весьма мала; потеря же при вертикальном движении от силы тяжести не представляет столь малой величины; именно, первая потеря в 35 раз меньше, чем вторая. Поэтому выгодно наклонять путь движения ракеты, с тем чтобы, увеличив в несколько раз величину сравнительно малую, т. е. сопротивление воздуха, — уменьшить в то же время величину сравнительно значительную, т. е. потерю энергии от влияния тяжести.

Нетрудно видеть, что работа сопротивления атмосферы приблизительно пропорциональна $\operatorname{cosec}^2(\alpha - 90°)$, где $(\alpha - 90°)$ есть угол наклонения траектории снаряда к горизонту.

Даем тут таблицу, для составления которой нам послужил предыдущий закон, довольно верный при некотором удалении от горизонтального полета [1].

Первый столбец показывает угол наклона траектории к горизонту в градусах; четвертый — сумму всех потерь, когда полезность U формы ракеты принята за 100.

Угол наклона траектории к горизонту $\alpha - 90°$	Потеря		Сумма потерь
	от тяжести *	от атмосферы $U = 100$	
0	0,010	∞	—
2	0,014	2,47	2,48
5	0,020	0,395	0,417
10	0,027	0,099	0,126
15	0,035	0,0477	0,0827
20	0,045	0,0255	0,0205
30	0,057	0,0120	0,069
40	0,070	0,0073	0,0773
45	0,075	0,0059	0,0809
90	0,100	0,0030	0,1030

* См. таблицу в § 86 „Ракета в космическое пространство".—*Прим. ред.*

[1] Таблица приводится в исправленном самим Циолковским виде. Исправление было произведено им до 1931 г. — *Прим. ред.*

В среде без тяжести при ушестеренном количестве взрывчатых веществ (сравнительно с весом всего остального) утилизируется 0,63 всей их скрытой энергии.

Уничтожив в худшем случае 8% этого числа, найдем, что при наклонном движении можно использовать 58% всей химической энергии взрывчатого материала.

Работу сопротивления воздуха можно уменьшить в несколько раз, если начать полет с вершины высочайших гор, — или, подняв ракету с помощью воздушного корабля на значительную высоту, начать полет оттуда. Так, полет с высоты 5 *км* уменьшает работу сопротивления воздуха вдвое, а полет с десятикилометровой высоты — вчетверо.

КАРТИНА ПОЛЕТА

Относительные явления. Хотя до путешествия в пространство «ой как далеко», но допустим, что все готово: изобретено, осуществлено, испытано, и мы уже устроились в ракете и приготовились к поднятию, а наши приятели наблюдают за нами.

Мы будем относить явления к ракете, наши знакомые — к Земле, астрономы Марса — к своей планете и т. д. Все эти явления будут относительны и совсем неодинаковы, потому что всякого рода явления зависят, между прочим, и от формы движения тела, к которому относятся явления.

Мы, отправившись в путь, будем испытывать весьма странные, совсем чудесные неожиданные ощущения, с описания которых и начнем.

Подан знак; началось взрывание, сопровождаемое оглушительным шумом. Ракета дрогнула и двинулась в путь. Мы чувствуем, что страшно отяжелели. Четыре пуда моего веса превратились в 40 пудов. Я повалился на пол, расшибся вдребезги, может быть, даже умер; тут уже не до наблюдений! Есть средства перенести такую ужасную тяжесть, но так сказать, в упакованном виде или же в жидкости (об этом после).

Погруженные в жидкость мы также едва ли будем склонны к наблюдениям. Как бы то ни было, тяжесть в ракете, повидимому, увеличилась в 10 раз. Об этом нам бы возвестили пружинные весы или динамометр (фунт золота, повешенный на их крюк, превратился в 10 фунтов), ускоренные качания маятника (в 3 слишком раза более частые) более быстрое падение тел, уменьшение величины капель (диаметр их уменьшается в 10 раз), утяжеление всех вещей — и много других явлений.

Если бы плотность земли увеличилась в 10 раз или если бы мы попали на планету, где притяжение в 10 раз больше, чем на земле, то мы ничем не отличили бы явлений в ракете от явлений на планете с усиленной тяжестью. Она могла бы быть меньше в ракете, но тогда время взрывания будет боль-

ше, хотя ракета подымется при той же затрате материала на меньшую высоту или приобретет меньшую скорость. Мы разбираем случай вертикального поднятия, когда направление относительной тяжести, как на Земле. При наклонном взлете мы могли бы заметить изменение направления относительной тяжести не более чем на 90°, а при наивыгоднейшем взлете — на 75—80° сравнительно с направлением ее на Земле в данном месте.

Если бы в таком случае мы выглянули из окна ракеты, то Земля нам показалась бы почти вертикальной стеной, уходящей с одной стороны в небо, а с другой в бездну.

Испытываемая нами адская тяжесть будет продолжаться 113 сек., или около 2 мин., пока не окончится взрывание и его шум. Затем, когда наступает мертвая тишина, тяжесть так же моментально исчезает, как и появилась. Теперь мы поднялись за пределы атмосферы, на высоту 575 *км*. Тяжесть не только ослабла, она испарилась без следов: мы не испытываем даже земного тяготения, к которому привыкли, как к воздуху, но которое для нас совсем не так необходимо, как последний. 575 *км* — это очень мало — это почти у поверхности Земли и тяжесть должна бы умепьшиться весьма незначительно. Оно так и есть. Но мы имеем дело с относительными явлениями и для них тяжести не существует.

Сила земного тяготения действует одинаково на ракету и находящиеся в ней тела. Поэтому нет разницы в движении ракеты и помещенных в ней тел. Их уносит один и тот же поток, одна и та же сила и для ракеты как бы нет тяжести.

В этом мы убеждаемся по многим признакам. Все не прикрепленные к ракете предметы сошли со своих мест и висят в воздухе, ни к чему не прикасаясь; а если они и касаются, то не производят давления друг на друга или на опору. Сами мы также не касаемся пола и принимаем любое положение и направление: стоим и на полу, и на потолке, и на стене; стоим перпендикулярно и наклонно; плаваем в середине ракеты, как рыбы, но без усилий и ни к чему не касаясь; ни один предмет не давит на другой, если их не прижимать друг к другу.

Вода не льется из графина, маятник не качается и висит боком. Громадная масса, привешенная на крючок пружинных весов, не производит натяжения пружины, и они всегда показывают нуль. Рычажные весы тоже оказываются бесполезны: коромысло их принимает всякое положение безразлично и независимо от равенства или неравенства грузов на чашках. Золото нельзя продавать на вес. Нельзя обычными, земными способами определить массу.

Масло, вытряхнутое из бутылки с некоторым трудом (так как мешало давление или упругость воздуха, которым мы дышим в ракете), принимает форму колеблющегося шара; через несколько минут колебание прекращается и мы имеем превос-

ходной точности жидкий шар; разбиваем его на части — получаем группу из меньших шаров разной величины. Все это ползет в разные стороны, расползается по стенам и смачивает их.

Ртутный барометр поднялся до верху и ртуть наполнила всю трубку.

Двухколенный сифон не переливает воду.

Выпущенный осторожно из рук предмет не падает, а толкнутый — двигается прямолинейно и равномерно, пока не ударится о стенку или не наткнется на какую-нибудь вещь, чтобы снова притти в движение, хотя с меньшей скоростью. Вообще, он в то же время вращается, как детский волчок. Даже трудно толкнуть тело, не сообщив ему вращения.

Нам хорошо, легко, как на нежнейшей перине, но кровь немного приливает в голову; для полнокровных вредно.

Мы способны к наблюдению и размышлению. Несмотря на то, что могучая рука Земли со страшною силою непрерывно тормозит подъем снаряда, т. е. сила земного тяготения не прекращается ни на один момент, в ракете мы ощущаем то же, что и на планете, сила тяжести которой исчезла каким-нибудь чудом или парализована центробежной силой.

Все так тихо, хорошо, покойно. Открываем наружные ставни всех окон и смотрим через толстые стекла во все шесть сторон. Мы видим два неба, два полушара, составляющих вместе одну сферу, в центре которой мы как будто находимся. Мы как бы внутри мячика, состоящего из двух разноцветных половин. Одна половина — черная — со звездами и Солнцем; другая — желтоватая — со множеством ярких и темных пятен и с обширными, не столь яркими пространствами. Это Земля, с которой мы только что простились. Она не кажется нам выпуклой в качестве шара, а, напротив, по законам перспективы, вогнутой, как круглая чаша, во внутренность которой мы смотрим.

В марте месяце мы полетели с экватора в полуденное время и Земля поэтому занимает почти полнеба. Полетев вечером или утром, мы увидели бы, что она покрывает четверть неба в виде гигантского изогнутого серпа; в полночь мы увидели бы только зону или кольцо, сияющее пурпуровым цветом — цветом зари — и разделяющее небо пополам: одна половина без звезд, почти черная, чуть красноватая; другая — черная, как сажа, усеянная бесчисленным множеством весьма сравнительно ярких, но не мерцающих звезд.

По мере удаления от поверхности Земли и поднятия в высоту зона становится все меньше и меньше, но зато все ярче и ярче. Земной шар, в этом ли виде, или в виде серпа или чаши, как будто уменьшается, между тем как мы обозреваем (абсолютно) все бо́льшую и бо́льшую часть его поверхности. Вот он нам представляется в виде огромного блюда, которое, постепенно уменьшаясь, превращается в блюдечко. Далее в виде луны.

Верха и низа в ракете собственно нет, потому что нет относительной тяжести, и оставленное без опоры тело ни к какой стенке ракеты не стремится, но субъективные ощущения верха и низа все-таки остаются. Мы чувствуем верх и низ, только места их меняются с переменою направления нашего тела в пространстве. В стороне, где наша голова, мы видим верх, а где ноги — низ. Так, если мы обращаемся головой к нашей планете, она нам представляется в высоте; обращаясь к ней ногами, мы погружаем ее в бездну, потому что она кажется нам внизу. Картина грандиозная и на первый раз страшная; потом привыкаешь и на самом деле теряешь понятие о верхе и низе.

Наблюдающие нас с Земли увидели, как ракета, загудев, сорвалась со своего места и полетела кверху подобно падающему камню, только в противоположную сторону и в 10 раз энергичнее. Скорость ракеты все возрастает, но заметить это трудно вследствие быстрого ее движения. По истечении секунды ракета уже поднялась на высоту 45 *м*; через 5 сек. — она уже на высоте версты, через 15 сек. — на 10 верст, ее уже едва мы замечаем в виде тонкой вертикальной черточки, быстро устремляющейся кверху. Через полминуты она уже на высоте 40 *км*, но мы продолжаем ее свободно видеть невооруженными глазами, потому что, благодаря все возрастающей быстроте движения, она нагрелась добела (как аэролит) и ее предохранительная тугоплавкая и неокисляющаяся оболочка светит, как звезда. Более минуты продолжался этот звездоносный полет; затем все понемногу исчезает, потому что, выйдя из атмосферы, ракета уже не трется о воздух, охлаждается и понемногу гаснет. Теперь ее можно разыскать только с помощью телескопа.

Жар не проник до нас, сидящих в ракете, так как мы предохранены были от нагревания трудно проводящим тепло слоем и, кроме того, у нас был могучий источник холода: испарение жидких газов. И предохранять-то нужно было одну-две минуты.

Кажущееся отсутствие тяжести в снаряде продолжается все время, пока нет взрывания и пока ракета не вращается. Она удаляется от Земли, двигается на громадном расстоянии от своей планеты по той или другой кривой, но тяжести нет; ракета мчится вокруг Солнца, она летит к звездам, подвергается сильному или слабому влиянию всех солнц и всех планет,— тяжести не замечается; все явления, свойственные среде, лишенной силы тяжести, наблюдаются в ракете и около нее по-прежнему. Этот вывод не строго точен, но приблизительно он верен; влияние его неточности не только нельзя констатировать в пределах ракетного пространства, но даже на десятки, сотни, а иногда и тысячи верст кругом него. Некоторое небольшое влияние имеет еще сила притяжения самой ракеты,

ее людей и наблюдаемых ими взятых с собою предметов. Но их взаимное действие очень мало и обнаруживается перемещением строго неподвижных (конечно, относительно) тел лишь в течение часов. Если же вещи имеют хотя ничтожное движение, — влияние ньютонова тяготения нельзя обнаружить.

Кругом Земли

Можно, ограничив взрывание, подняться только до желаемой высоты; тогда, потеряв почти всю скорость, чтобы не упасть обратно на планету, мы поворачиваем ракету с помощью вращающихся внутри ее тел и производим новое взрывание в направлении, перпендикулярном к первоначальному.

Опять родится относительная тяжесть; только в этом случае мы можем ограничиться весьма малой ее величиной; опять повторятся все хорошо известные явления среды тяжести; снова они исчезнут; наступит тишина и мир, но ракета уже будет обеспечена от падения; она приобретет скорость, нормальную к радиусу-вектору, т. е. по окружности, как Луна, и будет, подобно последней, вечно вращаться вокруг Земли.

Теперь мы можем совершенно успокоиться, так как ракета приобрела прочное положение: она стала спутником Земли.

С ракеты виден громадный шар планеты в том или другом фазисе, как Луна. Видно, как поворачивается шар, как показывает в несколько часов все свои стороны последовательно. Чем он ближе к ракете, тем громаднее кажется, тем вогнутая, распростертая по небосклону форма его причудливей, тем более блеску он дает своему спутнику (ракете), тем последний крутится скорее вокруг своей материи — Земли. Это расстояние может быть так мало, что обход вокруг нее будет совершаться в два часа, и мы будем смотреть на разные точки Земли в течение нескольких минут с разных сторон и очень близко. Картина эта до такой степени величественна, привлекательна, бесконечно разнообразна, что я от всей души желаю себе и вам ее посмотреть. При таком двухчасовом обороте каждые два часа ракета затмевается, погружаясь в земную тень и ночь. Последняя продолжается менее часа; затем более часа светит Солнце, чтобы уступить место тьме.

Если бы мы хотели воспользоваться большим количеством света, т. е. более продолжительным днем, то должны или удалиться от Земли или вращаться не по направлению экватора, а по направлению меридиана, чтобы путь наш пересекал полюсы Земли. В таком случае, т. е. когда орбита ракеты нормальна к лучам Солнца, даже сравнительно на небольшом расстоянии от планеты мы пользуемся длинным днем, продолжающимся месяц и более; картины же Земли еще разнообразнее, еще очаровательнее и неожиданнее, потому что будут рельефно видны края освещенной части Земли, притом быстро движущиеся. Особенно хорошо были бы рассмотрены полюсы.

Своего ракетного движения мы не ощущаем, как не ощущаем движения Земли (когда на ней находимся) — и нам представляется, что сама планета мчится кругом нас вместе со всем волшебным небосклоном: ракета для наших чувств становится центром вселенной, как некогда Земля!...

КРИВЫЕ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ И ЕЕ СКОРОСТЬ

При вертикальном поднятии ракеты и отсутствии вращения Земли относительный путь ракеты будет простейшим: это — прямая линия, более или менее длинная, в зависимости от количества взрывчатых веществ.

Таков путь ракеты и при бросании ее с полюсов вращающейся планеты, пренебрегая влиянием других небесных тел. Когда количество взрывчатого материала в 8 раз больше массы ракеты, путь последней, имея начало на поверхности Земли, не имеет конца с другой стороны: он бесконечен, и ракета никогда не возвратится на Землю, предполагая, конечно, отсутствие небесных тел и их тяготения.

В применении к Земле наименьшая скорость для бесконечного от нее удаления равна 11 170 *м/сек,* или более 11 *км/сек.*

Слабое вращение планеты, какое видим у всех средних и малых планет солнечной системы, начиная с Земли, весьма мало изменяет прямизну пути; именно путь ракеты превращается в весьма удлиненный эллипс, в случае возвращения снаряда на Землю — и в параболу или гиперболу — в случае бесконечного удаления.

Говоря о траектории ракеты, мы не имели в виду сравнительно короткую ее часть, соответствующую времени взрывания, которая, впрочем, тоже близка к прямой линии, если направление взрывания не меняется.

Сначала, в течение времени взрывания, движение ракеты быстро ускоряется. Далее, скорость изменяется уже более медленно — только под влиянием силы тяготения. Именно, при поднятии или удалении от центра планеты, скорость, приобретенная снарядом при взрывании, уменьшается; при приближении, или падении — увеличивается.

При бесконечном удалении, в течение нескончаемого времени, скорость снаряда все более и более приближается или к нулю, или к какой-либо постоянной величине. Как в том, так и в другом случае ракета все-таки никогда не остановится и никогда не возвратится на Землю, не считаясь с сопротивлением эфира и притяжением других небесных тел.

Но вертикальный взлет невыгоден — выгоднее наклонный. В случае начального (т. е. во время взрывания) горизонтального полета путь снаряда — одна из кривых второго порядка, касательных к земному шару в месте начала движения. Фокус кривых будет находиться в центре Земли. При недостаточном относительном количестве взрывчатых веществ (менее 3—4),

полет не состоится и ракета коснется Земли, или упадет на планету, как горизонтально пущенное обыкновенное ядро.

Если скорость ракеты от действия взрывчатых материалов в $\sqrt{2}$ раз меньше той наименьшей скорости, которая нужна для удаления в бесконечность (11 170 *м/сек*), то путь ракеты будет круг, совпадающий с большим кругом земного шара (с экватором или меридианом). Этот случай также не имеет применения, потому что ракета, летя непрерывно в земной атмосфере, быстро теряет всю свою скорость от сопротивления воздуха и падает на Землю. Но если бы атмосферы не было, или если бы ракета начала свой полет с гор, выступающих вершинами за пределы воздушного океана, то путь ракеты был бы круговой и вечный; она никогда бы не упала на землю, как ее Луна. Очевидно, и это невозможно.

На основании сказанного потребную для кругового движения скорость вычислим приблизительно в 8 *км/сек,* или 7 904 *м/сек.*

Если воспользоваться вращением Земли и пускать ракету на экваторе по направлению движения экваториальных точек земного шара, то необходимая скорость уменьшится на 465 *м/сек* (такова небольшая скорость вращения земных точек), т. е. будет равна 7 441 *м/сек.* Выгоды, как видим, немного. Потребное относительное количество взрывчатых веществ выразится числом от 3 до 4 (если вес ракеты принять за 1).

Работа для движения по кругу ровно вдвое меньше минимума работы для бесконечного удаления от планеты.

При еще бслышем увеличении скорости ракеты получается эллипс, выходящий постепенно за пределы атмосферы. Дальнейшее возрастание скорости будет растягивать эллипс все более и более, пока не обратит его в параболу; в таком случае работа и скорость, необходимая снаряду для борьбы с силою тяготения, будет такая же, как и при вечном удалении по направлению радиуса планеты (для земли 11 170 *м/сек*).

При еще большей скорости путь ракеты — гипербола. Во всех этих случаях ракета чересчур много теряет от сопротивления атмосферы, а потому и этот касательный к Земле путь ракеты на практике неприменим.

Мы видели, что самый выгодный путь ракеты — наклонный к горизонту на 20—30°. При этом теряется от действия тяготения и сопротивления атмосферы только 7% той энергии, которую приобретает ракета в безвоздушном пространстве, свободном еще и от тяжести. Путь ракеты в этом случае такой же, т. е. одна из кривых второго порядка (эллипс, парабола и гипербола), но только кривая уже не касательна к поверхности земного шара. Если количество взрывчатого материала недостаточно или совсем мало, то, описав часть эллипса и достигнув наибольшего удаления, ракета возвращается на Землю. Здесь необходимо взорвать новое количество веществ, чтобы остано-

виться понемногу и не погибнуть наверняка. Полное количество взрывчатого запаса для подъема и безопасного возвращения при небольшом удалении от земли вдвое больше, чем для одного такого же поднятия; при больших подъемах — втрое, при еще больших — вчетверо и т. д. [1].

Если бы мы пожелали оставить ракету навсегда в безвоздушном пространстве, сделав ее постоянным спутником Земли, то в наибольшем удалении от Земли (в апогее) следует вновь взорвать некоторое небольшое количество вещества для увеличения скорости снаряда. Когда эта точка недалека от поверхности Земли, то необходимая для ракеты скорость близка к 8 *км/сек*, и количество всего взрывчатого запаса будет только в 3—4 раза превышать вес остальной массы снаряда. Впрочем, как бы мы далеко ни устроили нашу наблюдательную станцию, хотя бы за миллион верст от центра Земли, количество взрывчатых веществ будет меньше, чем необходимое для бесконечного удаления от планеты по прямой линии или параболе. Именно оно выразится числом, меньшим 8.

Круговую орбиту новым взрыванием, конечно, можно превратить в эллиптическую, а эту последнюю, как описано, опять в круговую с большим радиусом. Таким образом мы можем произвольно менять величину радиуса нашего кругового движения, т. е. по желанию удаляться и приближаться к земному шару.

Если, имея уже круговое движение, производить взрывание очень слабое, но постоянное и по направлению движения, то ракета будет двигаться во все время взрывания по спиральной орбите, уравнение которой зависит от закона взрывания.

Дальнейшая траектория ракеты по окончании взрывания будет какая-нибудь кривая 2-го порядка, например, круг, что зависит от нас. При взрывании, замедляющем движение снаряда, спираль завивается внутрь первоначальной круговой орбиты и ракета приближается к Земле.

При движении по спирали, почти перпендикулярно к направлению сил тяготения, утилизируется такой же почти процент (до 65%) энергии взрывчатых веществ, как и в среде без тяжести; то же происходит при процессе превращения эллиптической орбиты в круговую.

При наклонном взлете ракеты на ее эллиптический путь Луна будет оказывать тем большее влияние, чем растянутее орбита и чем ближе подойдет ракета к Луне, что в свою очередь зависит от сравнительного количества израсходованного взрывчатого материала и относительного положения Луны и ракеты. Может случиться, — или движение ракеты можно так рассчитать, — что она под влиянием лунного притяжения совсем оставит свою орбиту и упадет на Луну.

---

[1] См. формулу (66) «Ракета в космическое пространство». — *Прим. ред.*

Скорость падения будет не менее 2 373 *м/сек,* т. е. раза в 2 больше скорости пушечного ядра. Но эта скорость меньше, чем при падении на Землю. Энергия падения на последнюю в 22 раза больше, чем при падении на Луну.

Приняв в расчет скорость движения и вращения Луны, а также движения ракеты, можем вычислить и то небольшое количество взрывчатых веществ, которое нужно для безопасной остановки на поверхности Луны. Могу сообщить, что полное количество взрывчатого запаса для безопасного путешествия на нашу Луну выражается числом, не большим 8. На сравнительно незначительном расстоянии от Луны скорость ракеты посредством взрывания нужно непрерывно уменьшать. Все должно быть так рассчитано и так управляемо, чтобы в момент прикосновения к поверхности лунной почвы эта относительная скорость равнялась нулю. Задача, конечно, довольно деликатная, но вполне возможная. Ошибку в ее решении можно поправить новым взрыванием, лишь бы был достаточный запас взрывчатых веществ.

В случае промаха, т. е. если ракета пролетит поблизости Луны, но не заденет ее поверхности, ракета не сделается спутником Луны, но, приблизившись, уйдет от нее снова, вращаясь вокруг Земли и описывая весьма сложную кривую, проходящую иногда поблизости то Земли, то Луны. Остается возможность и падения как на ту, так и на другую. В момент наибольшего приближения к Луне можно пустить в действие взрывчатый материал с целью замедлить движение ракеты и сделаться таким образом вечным спутником Луны, правнуком Солнца. С такой круговой орбиты разными способами тоже можно попасть на Луну или удалиться от нее.

По описанию полета видно, что ракета может сделаться вечным спутником Земли, движущимся вокруг нее подобно Луне. Расстояние этого искусственного спутника, маленького братца Луны, от земной поверхности может быть произвольно мало или велико; движение его вечно, потому что сопротивление эфира не замечено даже для малоплотных и небольших тел, каковы в большинстве случаев аэролиты, входящие, по всей вероятности, в состав комет. Если бы небольшие тела испытывали со стороны эфира сопротивление, то (помимо прочего) как могли бы существовать миллионы лет кольца Сатурна, состоящие, согласно выводам астрономов, из таких небольших, отделенных друг от друга твердых тел, поразительно быстро мчащихся вокруг Сатурна.

Движение вокруг Земли ряда ракет, со всеми приспособлениями для существования разумных существ, может служить базой для дальнейшего распространения человечества. Поселяясь кругом Земли во множестве колец, подобных кольцам Сатурна, люди увеличивают в 100—1000 раз запас солнечной энергии, отпущенной им на поверхности Земли. Но и этим че-

ловек может не удовлетвориться и с завоеванной базы может протянуть свои руки за остальной солнечной энергией, которой в два миллиарда раз больше, чем получает Земля. В таком случае вечное движение кругом Земли нужно переменить на такое же движение кругом Солнца. Для этого придется еще более удалиться от Земли и стать независимой планетой — спутником Солнца, братом Земли. Именно ракете с помощью взрывания следует сообщить скорость по направлению движения Земли вокруг Солнца, когда ракета движется с наибольшей скоростью относительно Солнца. Потребная для этого энергия зависит от величины расстояния, на котором находится ракета от Земли; чем оно больше, тем работа меньше; вся же сумма энергии, необходимая для кругового движения вокруг Земли и для дальнейшего почти полного удаления от нее, не превышает той, которая нужна, чтобы удалиться от Земли навеки, предполагая отсутствие Солнца и других небесных тел, т. е. усемеренное или увосьмеренное количество взрывчатых веществ (сравнительно с остальной массой снаряда).

При еще большей затрате энергии круг перейдет в более или менее растянутый эллипс, точка перигелия (наименьшего расстояния от Солнца) которого находится приблизительно на расстоянии Земли от Солнца.

В первом случае, при средней затрате энергии, ракета сначала под влиянием нового толчка полетит гораздо быстрее, чем нужно для кругового движения вокруг Земли и даже Солнца; затем эта скорость от действия земного тяготения (Луной пренебрегаем) все более и более уменьшается и под конец, при значительном удалении от Земли (примерно на 1000 ее диаметров), сделается равной скорости движения последней вокруг Солнца. Земля и ракета будут итти по одному и тому же кругу с одинаковой скоростью и потому сотни лет могут не видеть друг друга. Однако на такое равновесие в течение веков шансов мало, и движение ракеты для сохранения приличной дистанции надо то ускорять, то замедлять, чтобы как Земля, так и другие планеты этой дистанции не нарушили. В противном случае грозит падение на Землю.

Во втором случае, при большей затрате энергии, когда путь ракеты эллиптический, шансов на встречу с Землей также немало, но удалением ракеты можно воспользоваться, чтобы попасть на какую-либо «верхнюю» планету: на Марс или его спутники, на Весту, или на какую-нибудь другую из 500 малых планет (планетоиды, астероиды).

Я не говорю о достижении самых массивных планет, каковы Юпитер, Сатурн и пр., потому, что для безопасного спуска на них требуется такое громадное количество взрывчатого вещества, что о спуске этом пока не стоит и мечтать. Но легче сделаться их спутниками, в особенности отдаленными; легче достигнуть кольца Сатурна и присоединиться к нему. Количество

энергии, потребное для достижения какой-либо планетной орбиты (но не спуска на планету), зависит от удаления ее от орбиты Земли; чем больше это удаление, тем, понятно, расход энергии будет больше. Но как бы ни было велико это удаление, потребная работа будет меньше той, какая нужна для бесконечного удаления от солнечной системы и блуждания среди звезд. И эта последняя работа не так громадна, как кажется с первого раза. Действительно, шутка ли одолеть могучее притяжение Солнца, масса которого в 324 000 раз больше массы Земли. Но вычисления показывают, что если бросать ракету в момент ее наибыстрейшего движения вокруг Солнца, или прямо с поверхности Земли в благоприятный момент и в благоприятном направлении, то скорость относительно Земли, необходимая для полного разъединения с нею и Солнцем, не превышает 16,3 *км/сек;* что сопровождается тратой взрывчатых веществ, выражаемой относительно массы ракеты числом 20. При самом неблагоприятном бросании ракеты эта скорость достигает уже 76,3 *км/сек,* и количество взрывчатого запаса должно быть, сравнительно с остальной массой ракеты, ужасно. Скорость абсолютная, т. е., я хочу сказать, относительно Солнца, при достижении разъединения, одна и та же, в каком бы направлении мы ни бросали ракету. Если же энергия, нужная для этого, в благоприятном случае раз в 25 меньше, то это зависит от того, что мы тогда заимствуем ее от движения Земли, которое должно от этого замедлиться на незаметную величину.

Круговой путь ракеты вокруг Солнца можно сделать эллиптическим, увеличив или уменьшив скорость снаряда посредством взрывания.

При уменьшении скорости, перигелий ракеты будет меньше расстояния Земли от Солнца и тогда ракета будет в состоянии достигнуть какой-нибудь нижней планеты: Венеры или Меркурия. Массы их не очень велики и спуск не потребует такого невозможного количества взрывчатого материала, как безопасный спуск на Юпитер, Сатурн или Нептун. Энергия падения на Меркурий, как и на Марс, раз в 5 меньше, чем на нашу планету; энергия же падения на Венеру составляет 0,82 энергии падения на Землю. Что же касается астероидов и большей части планетных спутников (лун), то масса взрывчатого запаса, израсходованная ради спокойного спуска на их поверхность, просто ничтожна.

Теоретически возможно еще большее приближение к Солнцу и даже падение на него при полной потере скорости относительно Солнца. Если ракета уже вращается вокруг Солнца, как Земля, и на том же от него расстоянии, то для остановки движения требуется относительная (обратная) скорость около 30 *км/сек*. Количество взрывчатого материала выразится чи-

слом 200. Падение на Солнце будет продолжаться в течение 64¼ суток, т. е. около 2 месяцев.

Отсюда видно, что падение в огненный океан Солнца требует в 10 раз больше взрывчатого вещества, чем удаление от нашего Солнца и приближение к новому.

Как и вокруг Земли, непрерывным и чрезвычайно слабым взрыванием можно дать ракете любую траекторию; можно заставить ее описывать тот или другой путь относительно Солнца, например, по спирали, и так достигнуть желаемой планеты, приблизиться или удалиться от Солнца, упасть на него или уйти совсем, сделавшись кометой, блуждающей многие тысячи лет во мраке, среди звезд, до приближения к одной из них, которая сделается для путешественников или их потомков новым солнцем.

Заметим, что во всех случаях уменьшения скорости ракеты взрывчатый материал надо бросать по направлению движения Земли; но движение ракеты относительно Солнца останется прежним, т. е. по направлению движения нашей планеты.

План дальнейшей эксплоатации солнечной энергии, вероятно, будет следующий.

Человечество пускает свои снаряды на один из астероидов и делает его базой для первоначальных своих работ. Оно пользуется материалом маленького планетоида и разлагает или разбирает его до центра для создания своих сооружений, составляющих первое кольцо кругом Солнца. Это кольцо, переполненное жизнью разумных существ, состоит из подвижных частей и подобно кольцу Сатурна.

Разложив и использовав также и другие крохотные астероиды, разумное начало образует для своих целей в очищенном, т. е. свободном от астероидов пространстве, еще ряд колец, где-нибудь между орбитами Марса и Юпитера.

Для разных технических и других надобностей иные кольца могут помещаться и ближе к Солнцу, между орбитами «нижних» планет.

Когда истощится энергия Солнца, разумное начало оставит его, чтобы направиться к другому светилу, недавно загоревшемуся, еще во цвете силы. Может быть, даже это совершится и раньше: часть существ захочет иного света или заселения пустынь.

Нет надобности иметь дела на поверхности хотя бы и покрывшегося холодной корой Солнца. Нет даже надобности быть на тяжелых планетах, разве для изучения. Достижение их трудно; жить же на них — значит заковать себя цепями тяжести, иногда более крепкими, чем земные, воздвигнуть себе множество преград, прилепиться к ничтожному пространству, жить жалкой жизнью в утробе матери. Планета есть колыбель разума, но нельзя вечно жить в колыбели.

СРЕДСТВА СУЩЕСТВОВАНИЯ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА

Питание и дыхание

Прежде всего нужен кислород для дыхания; мы берем его очень много для взрывания; могли бы взять еще больше, чтобы хватило и для дыхания на известный промежуток времени.

Чистый кислород едва ли годен для человека даже в разреженном против обыкновенного состоянии. Действительно, в таком случае давление его на тело окажется недостаточным и могут открыться кровотечения от чисто механических причин.

Вернее всего употребить смесь кислорода с каким-нибудь газом, безвредным для дыхания, — азотом, водородом, но не углекислотой, препятствующей выделению углекислого газа из легких и кожи животного и отравляющей его. Смесью из 20% кислорода и 80% азота, под давлением от 1000 до 500 *мм* ртутного столба, дышать хорошо. Азот предпочтительнее водорода, потому что он не представляет опасности взрыва.

Разумеется, отделение для пассажиров должно быть герметически закрыто и достаточно крепко, чтобы выдержать давление газов, не больше 1 *кг/см*^{2} на стенки камеры, когда последняя подымается в разреженные слои атмосферы и за ее пределы. Удлиненная рыбообразная или птичья форма ракеты, выгодная для легкости рассечения воздуха, способствует сохранению газов, а также вообще крепости ракеты, выдерживающей в продолжение взрывания десятикратное утяжеление. Металлический материал препятствует потере газа от диффузии.

Но мало иметь смесь кислорода и азота; надо еще подбавлять кислород, превращающийся в углекислоту, и уничтожать или, точнее, отделять продукты дыхания: углекислоту, аммиак, излишнюю влажность и пр. Есть множество веществ, поглощающих углекислоту, — пары воды, аммиак и т. д. Поэтому необходим запас и этих веществ. Конечно, если путешествие совершается в течение нескольких минут или часов, то такие запасы, с присоединением завтрака, не могут обременить ракету. Но другое дело, если придется путешествовать недели и годы или совсем не возвращаться, тогда от предлагаемых средств придется отказаться.

Для существования в течение неопределенно долгого времени без атмосферы планеты можно воспользоваться силою солнечных лучей. Как земная атмосфера очищается растениями при помощи Солнца, так может возобновляться и наша искусственная атмосфера. Как на Земле растения своими листьями и корнями поглощают нечистоты и дают взамен пищу, так могут непрерывно работать для нас и захваченные нами в путешествие растения. Как все существующее на земле живет одним и тем же количеством газов, жидкостей и твердых тел, которое никогда не убывает и не прибывает (не считая падения аэролитов), — так и мы можем вечно жить взятым нами

запасом материи. Как на земной поверхности совершается нескончаемый механический и химический круговорот вещества, так и в нашем маленьком мирке он может совершаться. С научной точки зрения возможность сказанного несомненна; теперь посмотрим, насколько оно осуществимо в будущем, может быть, и очень отдаленном.

По Ланглею, один квадратный метр поверхности, нормальной к направлению солнечных лучей, получает в минуту количество солнечной энергии, выражаемой тридцатью калориями. Это значит, что один килограмм воды, разлитый на один квадратный метр поверхности, освещенной перпендикулярными к ней солнечными лучами, нагревается в минуту на 30° Ц, если пренебречь потерей тепла от лучеиспускания, теплопроводности и пр.

Переводя эту тепловую энергию в механическую, получим 12 720 *кгм*. Таким образом в сутки на расстоянии Земли от Солнца получим 18 316 800 *кгм*, или 43 200 *Кал*. (В секунду получим 0,5 *Кал*, или 212 *кгм*, т. е. непрерывную работу почти в 3 лошадиных силы.)

По Тимирязеву, при физиологических опытах с растениями утилизируется до 5% солнечной энергии, что составит 2 160 *Кал* в сутки, запасенных в корнях, листьях и плодах растений.

С другой стороны, по Лебону, килограмм муки содержит почти вдвое больше энергии, так что суточный запас потенциальной энергии растения соответствует 0,5 *кг* муки, или почти килограмму хлеба.

Тот же дар солнца, утилизируемый на одном квадратном метре поверхности, непрерывно освещаемой солнечными лучами, можно выразить одной из следующих величин: четырьмя килограммами моркови, пятью килограммами капусты, $^2/_3$ *кг* сахару, более 0,5 *кг* рису.

В упомянутых опытах пятипроцентная экономия накопилась во всех частях растения. В плодах же, конечно, будет ее меньше. Опыты эти были поставлены в возможно благоприятные условия, но наша искусственная атмосфера и питание растений могут быть в условиях еще более благоприятных. По Тимирязеву, поле в лучшем случае утилизирует в 5 раз меньше, т. е. около 1% солнечной энергии. Отсюда видно, что искусственные условия оказываются даже в 5 раз выгоднее.

Обратимся к непосредственному указанию практики. Десятина или приблизительно гектар (10 000 $м^2$) дает в год до 25 000 пудов бананов, что соответствует 0,11 *кг* в день на 1 $м^2$ площади сада.

Но ведь на Земле облака, на Земле толстый слой воздуха и паров воды, поглощающих много энергии; на Земле — ночь и наклонное направление лучей Солнца; количество углекислого газа в воздухе также, как показывают опыты, неблагоприятное (наиболее благоприятное для растений, по Тимирязеву,

8%, между тем как в воздухе нет и одной десятой процента). Приняв во внимание сказанное, придется по крайней мере удесятерить дары Солнца и принять производительность одного квадратного метра в нашем искусственном огороде не менее как в 1,1 *кг* бананов в день. Хлебное дерево, по Гумбольту, почти так же производительно, как и банан.

Выходит из предыдущего, что квадратного метра оранжереи, обращенной к солнечному свету, уже достаточно для питания человека [1].

Но кто мешает захватить нам оранжерею с громадной поверхностью в упакованном виде, т. е. в малом объеме! Когда круговое движение вокруг Земли или Солнца установится, мы собираем и выдвигаем из ракеты наши герметически закрытые цилиндрические ящики с разнообразными зачатками растений и подходящей почвой. Солнечные лучи польются через прозрачные покровы оранжереи и приготовят для нас с баснословною быстротою наш роскошный стол. Они дарят нам и кислород и мимоходом очищают почву и воздух от животных выделений. Тяжести ощущать там ни предметы, ни люди не будут, и потому крепость сосудов с растениями будет предназначаться лишь для борьбы с упругостью содержащихся в них газов. Главные из них: углекислота и кислород. Углекислый газ составляет в земной атмосфере не более одной двухтысячной ее объема. Азот и другие газы также играют роль в питании растений, но и их плотность, как и плотность кислорода, которого они (по Тимирязеву) потребляют в 20 раз меньше, чем углекислоты,—может быть без вреда для растений чрезвычайно мала.

Итак, атмосфера наших оранжерей может быть настолько разрежена, что давление газов на их стенки будет в 1000 раз меньше, чем давление воздуха на уровне океана [2].

Отсюда видно, что не только не будет борьбы с тяжестью, но почти нет и борьбы с упругостью газов, так что на каждого пассажира можно брать, если нужно, сотни квадратных метров этих узких стеклянных ящиков с растущими в них овощами и фруктами.

Есть полная возможность еще на Земле практически выработать и испытать средства дыхания и питания человека в изолированном пространстве.

Можно определить наименьшую поверхность, освещенную солнечными лучами и достаточную для человека в отношении дыхания и питания; можно подыскать и испытать годные для этой цели растения. Правда, условия на Земле далеко не та-

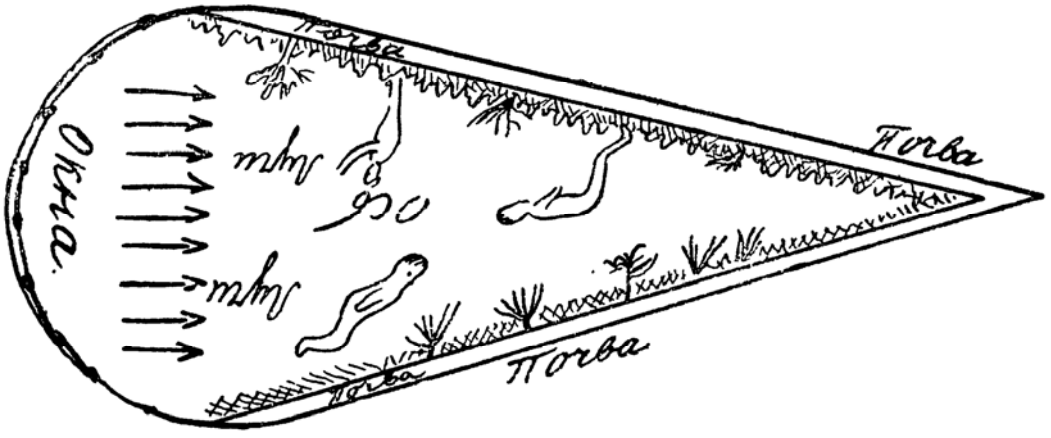
---

[1] Все эти рассуждения Циолковского нужны ему для доказательства возможности замкнутого и автономного от Земли цикла жизни в космическом пространстве. Условность расчетов оправдывается недостаточной изученностью проблемы. — *Прим. ред.*

[2] На полях книги против этого абзаца Циолковский написал «а пары воды?».

ее можно регулировать при жилищах удлиненных вдоль лучей солнца: чем он длиннее, тем температура будет ниже.

54. Почва сбивается от вращения дальше от оси так, что лучи скользят вдоль ее поверхности и засаженных на ней растений. На дне же шара почва не удержится, растений там не будет и сила солнца будет пропадать даром. Однако при длинных конусах, наклон поверхности и почвы будет невелик, она останется на месте и растения будут освещены косыми лучами до самой оси. Достигнем и умеренной температуры и использования солнечных лучей



Фиг. 2. Оранжерея.

Рисунок взят из рукописи Циолковского «Альбом космических путешествий» (см. вводную статью). Надписи на рисунке сделаны собственноручно Циолковским. — *Прим. ред.*

ковы, как в эфирной среде, вдали от планеты, — но их там можно все-таки приблизить к земным. Так, легко в среде без тяжести устроить день и ночь; стоит только оранжереям сообщить медленное вращательное движение. Тогда свет будет чередоваться с тьмою, и продолжительность этой смены произвольна. Движение будет вечное, по инерции. По-моему, условия там даже гораздо более выгодные, чем на Земле. Действительно, земные растения больше всего страдают и даже погибают от неблагоприятной перемены температуры в течение ночи, или зимы; также от бактерий, паразитных грибков, червей, насекомых, грызунов, птиц; от недостатка влаги, истощения почвы. В эфирном же пространстве этих врагов нет, потому что почве возвращают все, что от нее взяли, потому что колебания температуры зависят от нас, как и продолжительность ночи; времен года не будет, если движение ракеты круговое; вредных бактерий и насекомых при небольших оранжерейных отделениях не будет, так как их можно уничтожать наполнением отделений убийственным для неподходящих существ и зародышей газом, повышением температуры или даже просто непрерывным солнечным светом, убивающим бактерии и злотворные зародыши. Влага также не может исчезнуть из герметически закрытых пространств.

Сооружение на Земле опытных оранжерей, в особенности хорошо изолированных от внешнего воздуха и с благоприятно разреженной средой, довольно затруднительно потому, что надо весьма крепкий материал и массивные постройки, чтобы выдержать внешнее давление атмосферы, чтобы выдержать борьбу и с тяжестью. В опытных оранжереях придется сначала довольствоваться давлением внутри них таким же, как и снаружи — и, значит, только наиболее благоприятным отношением смеси газов, полезных для растений. Сумма же внутренних давлений будет равна одной атмосфере; между тем как в эфирном пространстве можно разредить газовую смесь до наиболее выгодной степени. При земных опытах лучи света проходят не только через стекло, как в эфирном пространстве, но и через толстый слой атмосферы, переполненной парами воды, туманами и облаками, затрудняющими доступ к растениям солнечной энергии в ее девственном состоянии. Мы в сущности совершенно незнакомы с истинной энергией солнечного света, еще не коснувшегося воздуха. Может быть, она совсем необыкновенна по ее химическим свойствам.

СПАСЕНИЕ ОТ УСИЛЕННОЙ ТЯЖЕСТИ

В самом начале полета, когда еще продолжают шуметь взрывающиеся вещества, относительная тяжесть в снаряде, как мы видели, увеличивается в несколько раз, положим, хоть в 10.

Спрашивается, возможно ли человеку перенести ее без вреда для себя в течение нескольких минут? Этот вопрос тоже

можно решить на Земле, а вместе с тем выработать самые выгодные условия, при которых эта или еще большая тяжесть переносится человеком безопасно для здоровья. Я еще давно делал опыты с разными животными, подвергая их действию усиленной тяжести на особых центробежных машинах. Ни одно существо мне убить не удалось, — да я и не имел этой цели, но только думал, что это могло случиться. Помнится, вес рыжего таракана, извлеченного из кухни, я увеличивал в 300 раз, а вес цыпленка раз в 10; я не заметил тогда, чтобы опыт принес им какой-либо вред.

Увеличивать в предварительных опытах с человеком кажущуюся тяжесть проще всего с помощью центробежной машины с вертикальной осью вращения и с возможно большим радиусом, т. е. возможно больших размеров в горизонтальном направлении. Чем больше расстояние от оси опытной камеры с человеком, тем лучше, потому что тем меньше угловая скорость прибора и тем меньше будут подвержены головокружению испытуемые субъекты.

Вращение приносит особый вред организму даже при малой центробежной силе или при малой абсолютной скорости, если угловая скорость велика, т. е. при малом радиусе вращения. Всякий испытал этот незначительный вред, кружась еще ребенком где-нибудь в саду, на лужайке.

Впрочем вращение и, следовательно, расстройство, причиняемое им, не имеет места при увеличении тяжести в движущейся прямолинейно ракете. Что известная медленность вращения не только не производит болезненных ощущений, но даже и незаметна, мы видим из явления непрерывного вращения Земли, которому мы все подвергаемся со дня нашего рождения, то же заключаем, наблюдая продолжительные забавы на каруселях не только детей, но и взрослых. Так, я однажды видел на каруселях двух молоденьких девушек, нанятых для привлечения публики катанием день и ночь на деревянных конях.

Каждый опыт над увеличением тяжести достаточно производить от 2 до 10 минут, т. е. столько времени, сколько продолжается взрывание в ракете.

Я не буду тут выводить известных формул, из которых можно заключить следующее. Опытным путем можно получить искусственную тяжесть желаемой силы; чем более мы хотим замедлить вращение, тем больше должна быть скорость камеры для получения той же тяжести. Так, при радиусе в 100 *м*, при скорости в 100 *м/сек* и при полном обороте в 6,3 сек. получается удесятеренная сила тяжести; если радиус будет в 10 раз меньше, то при той же искусственной тяжести число оборотов или угловая скорость должна быть в 3 слишком раза больше; окружная или абсолютная скорость будет во столько же раз меньше.

Делая опыты на центробежной машине, или с помощью быстрого кругового движения вагона по наклонным рельсам, мы можем определить наибольшую безвредную для здоровья величину тяжести, которую может выдержать субъект в течение известного времени. Если бы против ожидания по этим опытам мы узнали, что уже небольшая, например, удвоенная тяжесть есть предельная безвредная, то и тогда наше дело мы не должны считать проигранным: во-первых, потому, что ракета может при наклонном движении выгодно утилизировать работу взрывчатых веществ даже и с такою малою относительною тяжестью внутри ее, во-вторых, потому, что, погрузив человека в воду и делая опыт увеличения тяжести над таким купающимся в благоприятном положении субъектом, наверно, получим несравненно более утешительные результаты.

Объясним, в чем дело. Возьмем очень крепкий открытый или закрытый сосуд с жидкостью и погрузим в нее какую-нибудь тонко сделанную фигурку из материала самого непрочного, но плотность которого равна плотности жидкости в сосуде. Фигурка эта, отдельно взятая, т. е. вне жидкости, пусть будет так хрупка и нежна, что ее не только нельзя уронить, не разбив вдребезги, но и в руки взять трудно, не смяв ее или не отломав части. Теперь возьмем ее с сосудом, в жидкости которого она так хорошо уравновешена, что стоит неподвижно на том месте и в том положении, в каком мы хотим (как масляный шар в вине при опыте Плато).

Если опыты на центробежной машине делать не с человеком, а с такой крохотной и тоненькой фигуркой, которая вне жидкости едва выдерживает даже собственную тяжесть, то результаты будут самые блестящие: фигурка останется цела и даже неподвижна, несмотря ни на какое увеличение относительной тяжести.

Мы можем также и без центробежной машины ударять изо всех сил сосудом по столу или молотком стучать по сосуду; пока последний цел и жидкость не выплескивается из сосуда, наша фигурка будет невредима, но стоит только в этих опытах устранить жидкость, — и весь эффект исчезнет: даже крепкие предметы будут ломаться при достаточно быстром вращении или при достаточно сильных ударах. Такие же опыты и так же удачно легко производить с небольшими рыбками, погруженными в воду. Отсюда видно, что жидкость, окружающая тела одной с ней плотности, повидимому, устраняет разрушительные последствия тяжести, как бы велика она ни была. Стало быть, если мы возьмем жидкость, плотность которой равна средней плотности человека, и погрузим в нее последнего, то при опытах над перенесением усиленной тяжести получим хотя отчасти те же хорошие результаты. Я говорю отчасти потому, что все сказанное относится к телам, все частицы которых имеют одну и ту же плотность. Разные же органы животного

далеко не обладают этим свойством, в особенности плотность костей и воздушных полостей животного отлична от плотности других его элементов. Кости тела, погруженного в жидкость, будут тянуть вниз, по направлению относительной тяжести; более же легкие части будут стремиться вверх: между разными тканями образуется натяжение, которое может кончиться разрывом их и даже смертью организма при достаточно большом увеличении тяжести.

Итак, наибольшая переносимая человеком без вредных последствий тяжесть не беспредельна и при погружении его в соответствующую жидкость. Предел же этот, думаю, не менее 10 и может быть определен для каждого субъекта только опытом. Лучше всего, чтобы во время эксперимента человек располагал свое тело горизонтально в футляре приблизительно такой формы и объема, как испытуемый субъект; тогда заполнение жидкостью промежутков потребует незначительного ее количества, что важно в экономическом отношении при действительном путешествии в ракете. Рот, нос и уши должны быть закрыты плотно чехлом с трубкой для свободного дыхания.

Что человек может и без жидкости выдержать огромную тяжесть малую долю секунды, это несомненно. В самом деле, при падении тела с высоты оно ударяется о почву; последняя, чтобы уничтожить приобретенную человеком при падении скорость, сама своей упругостью сообщает ему ускоренное движение в обратную сторону. Тут, правда, участвует и упругость тела животного, в особенности междукостных упругих хрящей, а при ловком прыжке — также сила мускулов сгибающихся ног. При этом должна развиваться кажущаяся тяжесть, которая весьма велика, потому что время удара мало, а потому обратное ускоренное движение в этот момент весьма велико.

Сама природа в таких случаях и при ударах посторонними телами не пренебрегает свойством жидкости уничтожать разрушительное действие относительной тяжести и потому заботливо погружает все нежные органы животного в особые жидкости, налитые в крепкие естественные сосуды. Таков мозг, плавающий в жидкости, налитой в череп; таков и зародыш млекопитающего, окруженный жидкостью до самого появления на арену жизни. Даже промышленность пользуется этим для сохранения слабых фруктов, заменяя жидкость ее грубым подобием — сыпучим веществом; так, виноград засыпают деревянными или пробковыми опилками.

БОРЬБА С ОТСУТСТВИЕМ ТЯЖЕСТИ

Но вот взрывание в ракете кончено, а с этим прекратилась и ужасающая тяжесть. Мы благополучно вылезаем из своего футляра, стираем с тела остатки жидкости и облекаемся в

одежду. Как бы в вознаграждение за усиленную, только что перенесенную тяжесть мы совсем теперь от нее свободны.

Спрашивается, не повлияет ли это отсутствие тяжести губительно на наше здоровье? Не должны ли мы и тут принимать какие-нибудь предохранительные меры?

Во время падения или простого прыжка на нашей планете, пока мы еще не коснулись ногами ее почвы, мы также находимся по отношению к нашему телу, одежде и предметам, при нас находящимся, в среде, свободной от тяжести, но явление это продолжается много-много полсекунды; в течение этого промежутка времени части нашего тела не давят друг на друга, пальто не отягчает плеч, часы не натягивают кармана и очки на носу не стремятся на нем образовать поперечную черту. При купаньи на земле вес нашего тела также почти парализуется противоположным действием воды. Такое отсутствие веса может уже продолжаться неопределенно долгое время, лишь бы вода была довольно тепла. Отсюда видно, что едва ли нужны какие-либо особые опыты для доказательства безвредности среды, лишенной тяжести. Может быть, только для людей тучных, склонных к апоплексии и приливам крови к мозгу, такая среда будет способствовать преждевременной кончине, как и лежанье или купанье не во-время. Прочие же смертные, надо полагать, скоро приспособятся к новому порядку вещей. Для большинства больных и слабых такая среда прямо-таки благодетельна.

Горизонтальное положение также во много раз усиливает давление крови, что приближает это состояние к отсутствию тяжести. Лежачее же положение нельзя считать губительным. Для слабых и больных оно полезно, а здоровые должны умерить питание, чтобы лежание не оказалось вредным [1].

Если бы даже оказалось, что люди не могут жить без тяжести, то ее легко было бы создать искусственно в среде, где ее нет. Для этого только жилищу человека, хотя бы ракете, надо сообщить вращательное движение; тогда вследствие центробежной силы образуется кажущаяся тяжесть желаемой величины, в зависимости от размеров жилища и скорости его вращения. Такое преобразование среды нам ничего не будет стоить, так как вращение тела в безвоздушном пространстве и притом в среде, свободной от тяготения, будет без всякой поддержки продолжаться вечно. Эта тяжесть тем удобна, что может быть произвольно мала или велика, всегда может быть уничтожена и опять возобновлена; но она, как и естественное тяготение, требует усиленной прочности жилищ и других предметов, так как стремится их разрушить; кроме того, быстрое криволинейное движение дурно влияет на организм.

---

[1] Три последние фразы представляют позднейшую вставку Циолковского. — *Прим. ред.*

Действие усиленной тяжести на растения давно испытано, но ничего особенного не замечено; только с переменою ее направления меняется и направление роста; именно ствол направляется в сторону, прямо противоположную направлению искусственной тяжести. Интересно знать, куда он будет расти в случае ее устранения; по всей вероятности, его направление тогда будет делом случая и влияния света.

БУДУЩЕЕ РЕАКТИВНЫХ ПРИБОРОВ

В первой напечатанной работе о реактивных снарядах мы мечтали о будущих, еще не открытых, более элементарных веществах, соединение которых должно сопровождаться на основании общих данных химии более громадным выделением энергии, чем соединение известных простых тел, например, водорода с кислородом. При этом летучий продукт соединения должен бы приобретать и бо́льшую скорость V_1 при выходе из реактивной трубы.

По формуле (35)[1] видно, что с увеличением V_1 возрастает пропорционально при той же относительной затрате взрывчатого материала $\left(\frac{M_2}{M_1}\right)$ и V_2, т. е. скорость ракеты.

Думают, что радий, разлагаясь непрерывно на более элементарную материю, выделяет из себя частицы разных масс, двигающиеся с поразительною, невообразимою скоростью, недалекою от скорости света. Так, выделяющиеся при этом атомы гелия двигаются со скоростью 30—100 тысяч *км/сек*; атомы гелия в четыре раза тяжелее атомов водорода: другие тельца, выделяемые радием, в 1000 раз легче водорода, но зато двигаются со скоростью 150—250 тысяч *км/сек;* общая масса этих телец (электронов) значительно меньше массы атомов гелия. Эти скорости в 6—50 тысяч раз больше скорости движения газов, вылетающих из жерла нашей реактивной трубы.

Поэтому, если бы можно было достаточно ускорить разложение радия или других радиоактивных тел, каковы, вероятно, все тела, то употребление его могло бы давать при одинаковых прочих условиях [см. формулу (35)] такую скорость реактивного прибора, при которой достижение ближайшего солнца (звезды) сократится до 10—40 лет.

Тогда, чтобы ракета весом в тонну разорвала все связи с солнечной системой, довольно было бы щепотки радия [см. формулу (16)].

Возможно, дальнейшее движение науки покажет, что все это далеко не так, но хорошо, что мы можем и теперь мечтать об этом.

---

[1] См. пункт 35 в статье «Ракета в космическое пространство». — *Прим. ред.*

Может быть, с помощью электричества можно будет со временем придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам. И сейчас известно, что катодные лучи в трубке Крукса, как и лучи радия, сопровождаются потоком электронов, масса каждого из которых, как мы говорили, в 4000 раз меньше массы атома гелия, а скорость достигает 30—100 тысяч *км/сек,* т. е. она в 6—20 тысяч раз больше скорости обыкновенных продуктов горения, вылетающих из нашей реактивной трубы.

Невозможное сегодня станет возможным завтра

Было время, и очень недавнее, когда идея о возможности узнать состав небесных тел считалась даже и у знаменитых ученых и мыслителей безрассудной. Теперь это время прошло. Мысль о возможности более близкого, непосредственного изучения вселенной, я думаю, в настоящее время покажется еще более дикой. Стать ногой на почву астероидов, поднять рукой камень с Луны, устроить движущиеся станции в эфирном пространстве, образовать живые кольца вокруг Земли, Луны, Солнца, наблюдать Марс на расстоянии нескольких десятков верст, спуститься на его спутники или даже на самую его поверхность, — что, повидимому, может быть сумасброднее! Однако только с момента применения реактивных приборов начнется новая великая эра в астрономии: эпоха более пристального изучения неба. Устрашающая нас громадная сила тяготения не пугает ли нас более, чем следует!

Пушечное ядро, вылетающее со скоростью 2 *км/сек,* не кажется нам изумительным. Почему же снаряд, летящий со скоростью 16 *км/сек* и удаляющийся навеки от солнечной системы в бездны вселенной, одолевающий силу тяготения Земли, Солнца и всей его системы, — должен повергать нас в ужас. Разве такая пропасть между числами 2 и 16! Всего только одно больше другого в 8 раз.

Если возможна единица скорости, то почему невозможна скорость в 8 таких единиц. Не все ли прогрессирует, движется вперед и притом с поражающей наш ум быстротой.

Давно ли десятиверстная скорость передвижения по земле казалась нашим бабушкам невероятной, головоломной, а теперь автомобили делают 100—200 верст в час, т. е. в 20 раз быстрее, чем ездили при Ньютоне. Давно ли казалось странным пользоваться иною силою, кроме силы мускулов, ветра и воды! Говоря на эту тему, можно, никогда не кончить[1].

---

[1] Далее мы опускаем несколько общих высказываний Циолковского в приспособлении живых организмов к эфирному пространству. — *Прим. ред.*

Изслѣдованіе міровыхъ пространствъ реактивными приборами [1]).

Реактивный приборъ «Ракета» К. Ціолковскаго.

I. Предисловіе.

Долго на ракету я смотрѣлъ, какъ и всѣ: съ точки зрѣнія увеселенія и маленькихъ примѣненій.

Не помню хорошо, какъ мнѣ пришло въ голову сдѣлать вычисленія, относящіяся къ ракетѣ.

Мнѣ кажется, первыя сѣмена мысли заронены были извѣстнымъ фантазеромъ Ж. Верномъ; онъ пробудилъ работу моего мозга въ извѣстномъ направленіи. Явились желанія; за желаніями возникла дѣятельность ума. Конечно, она ни къ чему бы не попела, если бы не встрѣтила помощи со стороны науки.

Кромѣ того, мнѣ представляется,—вѣроятно, ложно,—что основныя идеи и любовь къ вѣчному стремленію туда, — къ Солнцу, къ освобожденію отъ цѣпей тяготѣнія,—во мнѣ заложены чуть не съ рожденія. По крайней мѣрѣ, я отлично помню, что моей любимой мечтой, въ самомъ раннемъ дѣтствѣ, еще до книгъ, было смутное сознаніе о средѣ безъ тяжести, гдѣ движенія во всѣ стороны совершенно свободны и гдѣ лучше, чѣмъ птицѣ въ воздухѣ. Откуда явились эти желанія,—я до сихъ поръ не могу понять; и сказокъ такихъ нѣтъ, а я смутно вѣрилъ, и чувствовалъ, и желалъ именно такой среды безъ путъ тяготѣнія.

Старый листокъ, въ моихъ рукописяхъ, съ окончательными формулами, относящимися къ реактивному прибору, помѣченъ датою: 25 августа 1898 г. Очевидно, занимался я имъ раньше. Но не жалкій полетъ ракеты плѣнилъ меня, а точные расчеты. Свои вычисленія и выводы изъ нихъ я обнародовалъ въ 1903 г. [2]). Настоящая работа есть развитіе этой. Но такъ какъ напечатанный трудъ малоизвѣстенъ, то здѣсь я помѣщаю его резюме и даже важнѣйшія его формулы.

Избави меня Боже претендовать на рѣшеніе вопроса. Сначала неизбѣжно идутъ

---

[1]) *Отъ Редакціи.* Ниже мы приводимъ интересную работу одного изъ крупныхъ теоретиковъ воздухоплаванія въ Россіи К. Э. Ціолковскаго, посвященную вопросу о реактивныхъ приборахъ и о полетѣ въ безатмосферной средѣ.

Авторъ ниже самъ указываетъ на грандіозность развиваемой имъ идеи, не только далекой отъ осуществленія, но еще не воплотившейся даже въ болѣе или менѣе конкретныя формы.

Математическія выкладки, на которыхъ основываетъ авторъ свои дальнѣйшіе выводы, даютъ ясную картину теоретической осуществимости идеи. Но трудности, которыя неизбѣжны и огромны при той непривычной и неизвѣстной для насъ обстановкѣ, въ которую стремится проникнуть авторъ въ своемъ изслѣдованіи, позволяютъ намъ лишь мысленно слѣдовать за разсужденіями автора.

Въ сообщенномъ намъ письмѣ К. Э. Ціолковскаго авторъ такъ смотритъ на свою работу:

«Я разработалъ нѣкоторыя стороны вопроса о поднятіи въ пространство съ помощью реактивнаго прибора, подобнаго ракетѣ.

Математическіе выводы, основанные на научныхъ данныхъ и много разъ провѣренные, указываютъ на возможность съ помощью такихъ приборовъ подниматься въ небесное пространство и, можетъ быть,—основывать поселенія за предѣлами земной атмосферы.

Пройдутъ, вѣроятно, сотни лѣтъ, прежде чѣмъ высказанные мною взгляды найдутъ примѣненіе и люди воспользуются ими, чтобы разселяться не только по лицу земли, но и по лицу всей вселенной. (Однако, примѣненія къ военному дѣлу уже начались. См. «Вѣстникъ Воздухоплаванія» № 2, стр. 25, 1911 г.).

Почти вся энергія Солнца пропадаетъ въ настоящее время безполезно для человѣчества (земля получаетъ въ два милліарда разъ меньше, чѣмъ испускаетъ солнце). Что страннаго въ идеѣ воспользоваться этой энергіей! Что страннаго въ мысли воспользоваться и окружающимъ земной шаръ безпредѣльнымъ пространствомъ! Во всякомъ случаѣ,—неужели грѣшно высказывать подобныя идеи, разъ онѣ являются плодомъ серьезнаго труда»...?

[2]) Научное обозрѣніе № 5, 1903 г.

Фиг. 3. Страница из журнала „Вестник воздухоплавания", № 19, 1911 г. с предисловием К. Э. Циолковского к его статье.

К. Ціолковскій.

Изслѣдованіе

МІРОВЫХЪ ПРОСТРАНСТВЪ РЕАКТИВНЫМИ ПРИБОРАМИ

(дополненіе къ I и II части труда того-же названія)

ЦѢНА 15 КОП.

Калуга, Коровинская, д. № 61, К. Э. Ціолковскому.

ИЗДАНІЕ И СОБСТВЕННОСТЬ АВТОРА.

КАЛУГА.
Типографія С. А Семенова, Никитскій пер., соб д
1914.

ИССЛЕДОВАНИЕ МИРОВЫХ ПРОСТРАНСТВ РЕАКТИВНЫМИ ПРИБОРАМИ

(ДОПОЛНЕНИЕ 1914 г.)

Здесь я хотел бы популяризовать свои мысли, сделать некоторые к ним пояснения и опровергнуть взгляд на ракету, как на что-то чрезмерно далекое от нас.

Вот некоторые из теорем, доказанных мною выше.

Теорема 1. Пусть сила тяжести не уменьшается с удалением тела от планеты. Пусть это тело поднялось на высоту, равную радиусу планеты; тогда оно совершит работу, равную той, которая необходима для полного одоления силы тяжести планеты.

Для Земли, например, и тонны вещества эта работа равна 6 366 000 тоннометров. Если снаряд, как у Эсно Пельтри, работает 24 мин. и весит тонну, то нетрудно рассчитать, что в секунду его двигатель должен давать ракете работу в 4 420 тоннометров, или 58 800 лошадиных сил, а не 400 000, как это рассчитывает Эсно Пельтри [1].

У меня взрывание быстрее и продолжается только 110 сек. Таким образом, в секунду снаряд весом в тонну должен выделять 57 870 тоннометров, что составляет 771 600 лошадиных сил. Все, конечно, скажут: возможно ли это? Снаряд весом всего в тонну выделяет чуть не миллион лошадиных сил!

Самые легчайшие двигатели выделяют в настоящее время на тонну своего веса не более 1 000 лошадиных сил.

Но дело в том, что здесь речь идет не об обычных двигателях, а об устройствах, подобных пушке.

Представьте себе пушку длиною в 10 метров, выбрасывающую снаряд в тонну весом со скоростью 1 километр в секунду.

Это недалеко от действительности. Какова же работа, произведенная взрывчатым веществом и полученная ядром? Нет ничего легче, как рассчитать, что она составляет около 50 000 тоннометров — и это в течение малой доли секунды. Средняя скорость ядра в пушке не менее 500 *м/сек*. Следовательно, пространство в 10 метров ядро пробегает в $^1/_{50}$ сек. Значит, работа пушки в секунду составит 2 500 000 тоннометров, или около 33 300 000 лошадиных сил.

---

[1] См. статью К. Е. Вейгелина. Природа и люди, № 4, 1914. Без сомнения, я тут исправляю опечатки, а не ошибки Эсно Пельтри.

Отсюда видно, что полезная работа артиллерийского орудия в 566 раз больше, чем требует ракета Эсно Пельтри и в 43 раза больше, чем мой реактивный прибор.

Итак, в количественном отношении нет ничего общего между реактивными снарядами и обыкновенными моторами.

Теорема 2. В среде без тяжести окончательная скорость «ракеты» при постоянном направлении взрывания не зависит от силы и порядка взрывания, а только от количества взрывчатого материала (по отношению к массе «ракеты»), его качества и устройства взрывной трубы.

Теорема 3. Если масса взрывчатого материала равна массе «ракеты», то почти половина работы взрывчатого вещества передается ракете.

Этому легко поверить, стоит только вообразить два одинаковых по массе шара и между ними распрямляющуюся пружину. Она разделит при распрямлении между шарами поровну заключенную в ней работу.

Если, например, имеем ядро с трубой и вырывающуюся из нее такую же массу водорода при нулевой температуре, то скрывающаяся энергия водорода разделится пополам, причем одна половина передастся ядру. Скорость молекул водорода, как известно, составляет около 2 километров в секунду. Поэтому ядро получит скорость около 1 410 *м/сек*. Но если принять в расчет теплоемкость водорода или вращательное движение двух атомов, из которых состоит каждая молекула водорода, то ядро получит около 2 километров скорости в секунду.

После этого уже нетрудно поверить моим расчетам, по которым выходит, что при химическом соединении водорода с кислородом скорость новообразованных молекул воды, вырывающихся из неподвижной трубы, составляет более 5 *км/сек;* следовательно, скорость, полученная подвижной трубой такой же массы, более $3^1/_2$ *км/сек*. Действительно, если бы вся теплота горения передалась соединению, т. е. водяному пару, то температура его достигла бы 10 000° Ц (если бы не было его расширения); при этом скорость частиц пара будет приблизительно в 6 раз больше, чем при нуле (+273° абсол. темп.).

Скорость молекул водяного пара при нуле градусов, как известно, более 1 *км/сек,* следовательно, при образовании пара из кислорода и водорода развивается благодаря химической реакции скорость до 6 *км/сек*.

Я, конечно, только делаю грубую и наглядную проверку моих прежних вычислений.

Итак, когда масса гремучего газа равна массе «ракеты», то скорость ее в $3^1/_2$ *км/сек* весьма естественна и число это очень скромное.

Теорема 4. Когда масса ракеты плюс масса взрывчатых веществ, имеющихся при реактивном приборе, возрастает в

геометрической прогрессии, то скорость «ракеты» увеличивается в прогрессии арифметической.

Этот закон выразим двумя рядами чисел:

Масса	2,	4,	8,	16,	32,	64,	128...
Скорость	1,	2,	3,	4,	5,	6,	7..

Положим, например, что масса ракеты и взрывчатых веществ составляет 8 единиц.

Я отбрасываю 4 единицы взрывчатого вещества и получаю скорость, которую мы примем за единицу.

Затем я отбрасываю 2 единицы взрывчатого материала и получаю еще единицу скорости; наконец отбрасываю последнюю единицу массы взрывчатых веществ и получаю еще единицу скорости; всего 3 единицы скорости.

Из этой теоремы видно, что скорость далеко не пропорциональна массе взрывчатого материала, она растет весьма медленно, но беспредельно.

Есть наиболее выгодное относительное количество взрывчатых веществ, при котором их энергия используется лучше всего. Это число близко к 4.

Но абсолютные скорости ракеты все-таки тем больше, чем запас взрывчатых веществ значительнее. Вот относительный запас этого материала и соответствующие секундные скорости в километрах:

Масса взрывчатого материала .	1,	3,	7,	31,	63,	127,	256
Скорости	$3^1/_2$,	7,	$10^1/_2$	14,	$17^1/_2$	21,	$24^1/_2$

Теорема 5. В среде тяжести, например на Земле, при вертикальном поднятии ракеты часть работы взрывчатых веществ пропадает — и тем бо́льшая часть, чем ближе давление вырывающихся газов на ракету к весу последней.

Если, например, ракета со всем содержимым весит тонну и давление взрывчатых веществ на снаряд тоже составляет тонну, то утилизации нет или она равна нулю, т. е. взрывание безрезультатно, так как ракета стоит на одном месте и энергия ей не передается.

Вот почему в моих проектах давление на ракету я принимаю в 10 раз большим, чем вес снаряда со всем в нем находящимся.

Эсно Пельтри, принимая вес ракеты в одну тонну, на взрывчатые вещества отделяет одну треть. Если это радий, притом отделяющий свою энергию в миллионы раз быстрее, чем это есть на самом деле, то межпланетные полеты обеспечены.

Я сам мечтал о радии. Но в последнее время я произвел вычисления, которые мне показали, что если направить частицы (альфа и бета), выделяемые радием, в одну сторону параллельным пучком, то вес его уменьшается приблизительно на одну миллионную долю его собственного веса.

После этого я бросил мысль о радии. Всякие открытия возможны, и мечты неожиданно могут осуществиться, но мне бы хотелось стоять по возможности на практической почве.

Эсно Пельтри вычисляет, что одна треть тонны гремучего газа может передать ракете только $^1/_{130}$ требуемой работы, необходимой для освобождения от силы тяжести.

По моим расчетам, передается даже меньшая часть, именно только $^1/_{540}$. Причина не только в том, что относительное количество ($^1/_3$) взрывчатых веществ незначительно, но главным образом еще в том, что давление газов на снаряд у Эсно Пельтри принимается лишь на одну десятую превышающим вес ракеты. Это давление в 100 раз меньше, чем то, какое принимаю я.

На основании последней теоремы (5) мы видели, что взрывание в среде тяжести может быть даже безрезультатным, если давление газов на прибор будет равно его весу.

Действительно, относительное количество взрывчатых веществ ($^1/_3$) у Эсно Пельтри далеко от наиболее благоприятного (4); поэтому, согласно моим таблицам, снаряд приобретает скорость не более $1^1/_2$ *км/сек* — и то при давлении газов, как у меня. Но так как у него это давление в 9 раз меньше, то утилизируется в 10 раз меньше, и скорость будет только около 0,5 *км/сек*. Для преодоления же земной тяжести нужно иметь скорость 11 *км/сек;* следовательно, скорость должна быть в 22 раза больше, а энергия, потребная для этого, будет в 484 раза больше.

Опять повторяю, что ошибки, замеченные мною в докладе Эсно Пельтри, есть, вероятно, простые опечатки, как это часто бывает; но думаю, что небесполезно их исправить.

Успешное построение реактивного прибора и в моих глазах представляет громадные трудности и требует многолетней предварительной работы и теоретических и практических исследований, но все-таки эти трудности не так велики, чтобы ограничиться мечтами о радии и о несуществующих пока явлениях и телах.

Можно ли забрать потребный запас взрывчатых веществ, превышающий вес ракеты в десятки раз?

Представим себе, что половина удлиненной веретенообразной «ракеты» заполнена жидкими свободно испаряющимися взрывчатыми веществами.

Эти вещества находятся под влиянием усиленной относительной тяжести вследствие ускоренного движения ракеты и потому стенки последней испытывают от жидкостей давление большее, чем при неподвижном положении ракеты на Земле. Расчеты показывают, что при стальном материале, при надежной (6) прочности, при «ракете» длиною в 10 *м* и при тяжести, превышающей земную в 5 раз, вес взрывчатых веществ может быть в 50 раз больше веса ракеты с остальным содержимым.

И это при самом заурядном материале и большом запасе прочности. Теория также показывает, что при увеличении размеров ракеты относительный запас взрывчатых веществ убывает, и наоборот. Поэтому выгоднее давать ракете возможно малые размеры, 10 *м* длины — величина вполне достаточная.

Другой важный вопрос — о температуре взрывающихся материалов.

Расчеты показывают, что при свободном (как в нашей взрывной трубе) расширении продуктов соединения гремучего газа наибольшая температура их должна достигать 8 000° Ц.

Но на практике в горящем гремучем газе даже не плавится известь. Следовательно, температура далеко не так высока. Причина в явлении диссоциации.

Когда водород и кислород начинают химически соединяться, то температура настолько повышается, что препятствует большой части молекул образовать химическое соединение, так как при высокой температуре оно невозможно. Вода начинает разлагаться на водород и кислород уже при 1000° Ц. Девиль нашел температуру разложения водяного пара от 900 до 2500° Ц. Поэтому можно думать, что наибольшая температура горящего гремучего газа не превышает 2500° Ц.

Не так уже непреодолимо разыскание материалов, выдерживающих такую температуру. Вот некоторые известные мне температуры плавления тел: никель — 1500, железо — 1700, индий — 1760, паладий — 1800, платина — 2100, иридий — 2200, осмий — 2500, вольфрам — 3200, углерод — не расплавлен даже при 3500° Ц. С одной стороны, взрывная труба должна усиленно охлаждаться, с другой — исследователи должны изыскивать вещества и прочные, и тугоплавкие.

Изыскания должны быть также направлены с целью найти наиболее подходящие вещества для взрывания. Из всех известных химических реакций наибольшее количество теплоты дает соединение водорода с кислородом.

Вот сколько выделяется тепла на единицу веса взятых веществ при соединении их с кислородом. Водород при образовании воды дает 34 180, а при образовании пара — 28 780, уголь при образовании углекислого газа 8 080, углеводороды от 10 000 до 13 000 калорий. Но нам важны не эти числа, а те, которые приходятся на единицу массы продуктов горения: только они дают нам представление о пригодности для ракеты горючих материалов. На единицу массы паров воды найдем углекислого газа — 2 200, бензина — 2 370—3 200 калорий. Вообще, углеводороды при горении на единицу своей массы дают число большее, чем для углерода, т. е. большее 2 200, но не доходящее до 3 200. Чем больше в углеводороде водорода, тем выгоднее он для «ракеты». Нельзя брать материалы, дающие нелетучие продукты, как, например, окись кальция или известь.

Один из газов в жидком виде, именно предпочтительно кислород, полезен как средство, охлаждающее взрывную трубу. Водород же в жидком виде может быть заменен жидкими или легко сгущающимися в жидкость углеводородами. Надо искать такие соединения водорода с углеродом, которые, содержа возможно больше водорода, образовались при своем получении из элементов с поглощением теплоты, как, например, ацетилен, который, к сожалению, мало содержит водорода. В последнем отношении больше удовлетворяет терпентин или скипидар и еще больше метил или болотный газ; последний нехорош тем, что трудно сгущается в жидкость.

Подобные же соединения не мешает отыскать и для кислорода.

Надо найти непрочные соединения его с самим собою (в роде озона) или с другими телами, которые бы давали прочные и летучие продукты при соединении с элементами углеводорода, притом с большим выделением тепла.

Если для ракеты вместо водорода употребим бензол или бензин, то для того случая, когда масса взрывчатых материалов равна массе «ракеты» с ее остальным содержимым, найдем скорость вылетающих из трубы частиц не в 5700 *м/сек*, а только в 4350. А скорость ракеты будет только 3100 *м/сек*. Поэтому теперь получим такую таблицу масс взрывчатого материала и скоростей ракеты:

Масса.	1,	3,	7,	15,	31,	63,	127..
Скорость, *км/сек* . . .	3,	6,	9,	12,	15,	18,	21...

Этих скоростей также достаточно и для междузвездных путешествий.

Углеводороды выгодны, потому что дают очень летучие продукты: водяной пар и углекислый газ; кроме того, жидкий углеводород при обыкновенной температуре не поглощает значительного количества теплоты при своем нагревании, как жидкий и очень холодный чистый водород.

Важен вопрос о весе взрывной трубы. Для этого нужно знать давление газов внутри ее. Вопрос этот очень сложный и требует обстоятельного математического изложения (и я его подготовлю для печати). Здесь же мы его только слегка коснемся.

Представим себе начало взрывной трубы, куда в определенном отношении притекают газы в жидком виде (хотя водород и кислород). Только часть атомов вступает в химическое соединение, потому что повысившаяся до 2500° температура мешает соединению прочих атомов. Принимая плотность смеси газов за единицу, найдем что упругость их, принимая в расчет высокую их температуру, не превысит 5000 атмосфер, или около 5000 *кг/см*^{2} поверхности трубы в самом ее начале.

При движении газов в трубе и их расширении температура должна бы понизиться, но этого некоторое время не будет, так как понизившаяся температура сейчас же даст возможность продолжиться химической реакции, что опять повысит температуру до 2500°. Итак, до некоторой степени расширения газов их температура остается постоянной, так как поддерживается теплотою горения.

После полного соединения атомов и образования водяного пара начнется быстрое понижение температуры. Вычисление показывает, что при ушестеренном увеличении объема абсолютная температура понижается вдвое. На этом основании составим следующую таблицу расширений и соответствующих абсолютных и обыкновенных температур (приблизительно):

Расширение	1	6	36	216	1296	7776
Температура абсолютная	2800	1400	700	350	175	87
Температура, °Ц	+2500	+1100	+400	+50	—125	—213

Из этого видно, что при расширении раз в 200 уже выделяется почти вся теплота, превращающаяся в работу поступательного движения газов и ракеты. При дальнейшем расширении пар обращается в жидкость и даже в кристаллы льда, мчащиеся с поразительной быстротой из трубы.

Так вот какова грубая картина явлений во взрывной трубе.

Положим для простоты, что она цилиндрической формы, и определим ее наибольшую толщину и площадь дна.

Пусть вес ракеты с человеком и всеми ее органами и запасами, кроме запаса взрывчатых веществ, составит 1 *т*, количество взрывчатых веществ примем в 9 *т*.

Давление на ракету положим в 5 раз больше ее веса. Относительная ее тяжесть и всех предметов в ней будет 5, т. е. в 5 раз больше тяжести на земле. Человек должен быть в лежачем положении погружен в футляр с водой. При этом можно ручаться за полную безопасность его тела.

Итак, давление газов на ракету или на дно трубы составит 50 *т*, или 50 000 *кг*. А так как газы в начале трубы дают 5000 *кг* давления на 1 *см*^{2}, то площадь основания трубы составит 10 *см*^{2}. Толщину стенок трубы, принимая лучшую сталь и обычную безопасность (6), вычислим равной 4,5 *см* при внутреннем диаметре в 3,6 *см*. Значит, внешний диаметр будет менее 13 *см*, а внутренний менее 4 *см*.

Вес одного дециметра такой трубы будет около 10 *кг*, а одного метра — 100 *кг*, но не надо забывать, что вес трубы должен быстро убывать при удалении от ее начала, так как газы быстро расширяются и давление их пропорционально

уменьшается, не говоря уже про понижение температуры, которое начинается не сразу, но отступая несколько от начала трубы.

Все-таки видно, что труба поглощает очень много из веса ракеты. Поэтому изыскания должны быть также направлены в сторону отыскания материалов гораздо более крепких, чем обычная сталь, которая может и не удовлетворить нашим целям, помимо ее легкоплавкости.

Определение полного веса без высшей математики затруднительно. Оставляем этот вопрос до более обстоятельного трактата.

Взрывчатые материалы надо каким-либо способом вдавливать в трубу; на это требуется громадная работа, составляющая одну из трудностей дела. Но не надо закрывать глаза. Если ракета весит 1 *т*, взрывчатый материал — 9 *т*, ускорение ракеты — 50 *м/сек*^{2}, то давление на нее при наклонном (более выгодном) восхождении составит около 50 *т*. Начальная упругость газов и давление на дно трубы будут 50 *т*. Давление газов на 1 *см*^{2} мы приняли в 5 *т*. Теперь из этих данных найдем, что для получения скорости в 10 *км/сек* взрывание должно продолжаться около 200 сек.; трубе мы должны доставлять в секунду около 45 *кг* взрывчатого материала.

Скорость их течения, предполагая их среднюю плотность в единицу, будет около 45 *м/сек*. Работа вталкивания взрывчатого вещества при огромном давлении в устье составит работу в 2250 тонн-метров в течение одной секунды, что составит 30 000 паровых лошадей!!

Получили результат немыслимый для двигателей при настоящем состоянии техники. Поэтому от накачивания обыкновенными способами надо отказаться. Всего проще — вкладывать в трубу известный заряд и дать ему взорваться и улетучиться. Затем, при отсутствии давления в трубе вдвинуть другой заряд и т. д. Это должна производить машина и притом с необыкновенной быстротой. Затруднения мы видим и тут.

Заметим, что полезная работа взрывчатых веществ в нашем снаряде в среднем будет не менее 400 000 лошадиных сил, что составляет в 13 раз более работы вдавливания взрывчатого материала в трубу. Нельзя ли вдавливать этот материал работою самого взрывания, как инженер Жиффара вдавливает воду в паровик силою давления находящегося в нем пара?

У самого устья трубы должно быть ответвление, по которому газы поворачивают опять к устью и в силу своей быстроты втягивают и вталкивают взрывчатый материал непрерывной струей в самое устье взрывной трубы.

Без сомнения, было бы это осуществимо, если бы нашлись подходящие по тугоплавкости и крепости строительные материалы.

Если принять во внимание громадную силу давления газов на ракету, достигающую 5 *т* и более на тонну ракеты, то во-

прос об управлении ракетой не покажется легким. Сгибая выхлопной конец взрывной трубы и изменяя тем направление вылетающих газов, мы вызываем боковое давление и изменение положения ракеты. Но общее давление на нее так велико, что прежде чем вы повернете раструб (или руль в нем), ракета уже получила сильное уклонение или даже перевернулась. Ракетам и вообще снарядам, построенным для военных целей, ради устойчивости в направлении придают быстрое вращательное движение вокруг продольной оси. С нашей ракетой этого сделать нельзя, потому что вращение вызывает центробежную силу, от которой пострадает живое существо. Но можно достигнуть устойчивости, если в ракете поместить два быстро вращающихся тела, оси вращения которых взаимно перпендикулярны. Это увеличит вес ракеты, что непривлекательно.

Даже в среде образованных людей представления о явлениях в ракете при ее восхождении очень смутны. У писателей-фантазеров описания относительных явлений или отсутствуют или неверны.

Кажущаяся тяжесть в ракете зависит от ускорения, получаемого ею от давления газов. Так, если ускорение ракеты 50 *м/сек*^{2}, то относительная тяжесть в ней будет в 5 раз больше земной, так как ускорение последней составляет 10 *м/сек*^{2}. Поэтому во время взрывания в ракете будет усиленная тяжесть в течение 3—4 мин.; после прекращения взрывания тяжесть как бы уничтожится, так как ускорение от взрывания будет нуль. Усиленную тяжесть можно легко перенести, погрузившись в крепкий футляр человеческой формы, вмещающий очень немного воды. Должны быть произведены предварительные опыты с помощью большой центробежной машины, также рождающей относительную тяжесть.

Такие же опыты нужно произвести с целью выработать условия, необходимые для дыхания и питания человека при окружающем ракету безвоздушном пространстве.

Вышеприведенное уже дает представление об устройстве реактивного снаряда для космических путешествий.

Задняя, кормовая половина ракеты состоит из двух камер, разделенных перегородкой.

Первая камера содержит жидкий свободно испаряющийся кислород. Он имеет очень низкую температуру и окружает часть взрывной трубы и другие детали, подверженные высокой температуре.

Другое отделение содержит углеводороды в жидком виде. От устья взрывной трубы отходят две ветки с быстро мчащимися газами, которые увлекают и вталкивают жидкие элементы взрывания в устье подобно пароструйному насосу.

Свободно испаряющийся жидкий кислород в газообразном и холодном состоянии обтекает промежуточное пространство

между двумя оболочками ракеты и тем препятствует нагреванию внутренности ракеты при быстром движении ее в воздухе.

Носовое изолированное, т. е. замкнутое со всех сторон, помещение заключает:

1. Газы и пары, необходимые для дыхания. 2. Приспособления для сохранения живых существ от упятеренной или удесятеренной силы тяжести. 3. Запасы для питания. 4. Приспособления для управления, несмотря на лежачее положение в воде. 5. Вещества, поглощающие углекислый газ, миазмы и вообще все вредные продукты дыхания.

Сделаем здесь еще грубые расчеты для сравнения артиллерийских орудий с ракетной трубой.

Хотя я и читал, что при опытах с пушечным ядром получили скорость до 1 200 *м/сек*, но на практике довольствуются скоростью в 500 *м/сек*. При этом, не считая сопротивления воздуха, ядро, двигаясь вертикально, поднимается на высоту 12½ *км*. При полете под углом в 45° оно проходит наибольшее расстояние в горизонтальном направлении, именно 25 *км*. Летит ядро в первом случае около 100 сек., во втором — 70 сек.

При скорости же в 1 000 *м/сек* наибольшее поднятие 50 *км*, а наибольшее горизонтальное перемещение — 100 *км*. Время полета будет вдвое больше.

При 14-дюймовом орудии длиною 10 *м* и снаряде весом в 1 *т* найдем, что среднее давление в стволе составляет около 1 250 *кг/см²*, или 1 250 *атм*. При удвоенной же скорости ядра среднее давление достигает 5 000 *атм*. Максимальное, конечно, гораздо больше. Следовательно, в пушке давление близко к давлению, принятому нами в ракете (5 000 *атм*).

Приняв в нашей пушке массу взрывчатых веществ в 1 *т*, а время движения ядра в канале в $^1/_{25}$ сек. (окончательная скорость 500 *м/сек*), найдем, что в среднем в секунду расходуется 25 *т* взрывчатого вещества.

В нашей же ракете только 45 *кг*, т. е. в 555 раз меньше. Понятно, что и массивность ракетной взрывной трубы небольшая.

Во взрывной трубе ракеты выбрасываются не тяжелые ядра, а только молекулы газов. Естественно, что скорость их гораздо больше скорости ядер и достигает 5 *км/сек*. Такого же порядка и скорость, получаемая ракетой. Горячие газы отдают свою работу пушечному ядру далеко не в полном виде, но только пока находятся в пушечном канале. Выходя из него, они еще имеют громадную упругость и высокую температуру, что доказывается звуком и светом орудийного выстрела. Постепенно расширяющаяся взрывная труба ракеты настолько длинна, что температура и упругость выходящих из раструба газов, совершенно ничтожны. Таким образом в ракете энергия химической реакции используется почти без остатка.

Статья впервые напечатана в 1914 г.

ИССЛЕДОВАНИЕ МИРОВЫХ ПРОСТРАНСТВ РЕАКТИВНЫМИ ПРИБОРАМИ

(1926)

ПРЕДИСЛОВИЕ

Стремление к космическим путешествиям заложено во мне известным фантазером Ж.-Верном. Он пробудил работу мозга в этом направлении. Явились желания. За желаниями возникла деятельность ума. Конечно, она ни к чему бы не повела, если бы не встретила помощь со стороны науки.

Еще с юных лет я нашел путь к космическим полетам. Это — центробежная сила и быстрое движение (см. мои «Грезы о Земле и небе», 1895). Первая уравновешивает тяжесть и сводит ее к нулю. Второе — поднимает тела к небесам и уносит их тем дальше, чем скорость больше. Вычисления могли указать мне и те скорости, которые необходимы для освобождения от земной тяжести и достижения планет. Но как их получить? Вот вопрос, который всю жизнь меня мучил и только с 1896 г. был мною определенно намечен, как наиболее осуществимый.

Долго на ракету я смотрел, как все: с точки зрения увеселений и маленьких применений. Она даже никогда меня не интересовала в качестве игрушки, между тем, как многие с незапамятных времен смотрели на ракету, как на один из способов воздухоплавания. Покопавшись в истории, мы найдем множество изобретателей такого рода. Таковы Кибальчич и Федоров. Иногда одни только старинные рисунки дают понятие о желании применить ракету к воздуплаванию.

В 1896 г. я выписал книжку А. П. Федорова «Новый принцип воздухоплавания» (С.-Петербург, 1896). Мне показалась она неясной (так как расчетов никаких не дано). А в таких случаях я принимаюсь за вычисления самостоятельно — с азов. Вот начало моих теоретических изысканий о возможности применения реактивных приборов к космическим путешествиям. Никто не упоминал до меня о книжке Федорова. Она мне ничего не дала, но все же она толкнула меня к серьезным работам, как упавшее яблоко к открытию Ньютоном тяготения.

Очень возможно, что имеется и еще много более серьезных работ о ракете, мне не известных, изданных очень давно. В этом же году после многих вычислений я написал повесть «Вне

Земли», которая потом была помещена в журнале «Природа и люди» и даже издана особой книгой (1920).

Старый листок с окончательными формулами, случайно сохранившийся, помечен датою 25 августа 1898 г. Но из предыдущего очевидно, что теориею ракеты я занимался ранее этого времени, именно с 1896 г.

Никогда я не претендовал на полное решение вопроса. Сначала неизбежно идут: мысль, фантазия, сказка. За ними шествует научный расчет. И уже в конце концов исполнение венчает мысль. Мои работы о космических путешествиях относятся к средней фазе творчества. Более чем кто-нибудь я понимаю бездну, разделяющую идею от ее осуществления, так как в течение моей жизни я не только мыслил и вычислял, но и исполнял, работая также руками.

Однако нельзя не быть идее: исполнению предшествует мысль, точному расчету — фантазия.

Вот что писал я М. Филиппову, редактору «Научного обозрения», перед тем как посылать ему свою тетрадь (издана в 1903 г.): «Я разработал некоторые стороны вопроса о поднятии в пространство с помощью реактивного прибора, подобного ракете. Математические выводы, основанные на научных данных и много раз проверенные, указывают на возможность с помощью таких приборов подниматься в небесное пространство и, может быть, основывать поселения за пределами земной атмосферы. Пройдут, вероятно, сотни лет, прежде чем высказанные мною мысли найдут применение, и люди воспользуются ими, чтобы расселяться не только по лицу земли, но и по лицу всей вселенной.

Почти вся энергия Солнца пропадает в настоящее время бесполезно для человечества, ибо Земля получает в 2 (точнее в 2,23) миллиарда раз меньше, чем испускает Солнце.

Что странного в идее воспользоваться этой энергией! Что странного в мысли овладеть и окружающим земной шар беспредельным пространством»...

Все знают, как невообразимо велика, как безгранична вселенная. Все знают, что и вся солнечная система с сотнями своих планет есть точка в Млечном Пути. И самый Млечный Путь есть точка по отношению к эфирному острову. Последний же есть точка в мире.

Проникни люди в солнечную систему, распоряжайся в ней, как хозяйка в доме: раскроются ли тогда тайны вселенной? Нисколько! Как осмотр какого-нибудь камешка или раковины не раскроет еще тайны океана... Если бы даже человечество овладело другим солнцем, исследовало весь Млечный Путь, эти миллиарды солнц, эти сотни миллиардов планет, — то и тогда мы сказали бы то же. И миллиарды эти — точка, и они бы не разоблачили всех тайн неба.

Давно ли было время, когда поднятие на воздух считалось кощунственным покушением и каралось казнью, когда рассуждение о вращении Земли наказывалось сожжением. Неужели и теперь суждено людям впадать в ошибки такого же сорта!

Напечатанные ранее мои труды достать довольно трудно. Поэтому я тут в своем издании соединяю прошлые работы со своими позднейшими достижениями.

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, прибор для движения в пустоте 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 *км/сек* и более), 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:

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

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

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

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,

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

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 слишком 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 приводить 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

$$V_1=\sqrt{V^2+\frac{2gr_1h}{r_1+h}}.$$

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

$$V_1=\sqrt{\frac{2gr_1h}{r_1+h}}.$$

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

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

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

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

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 — 64¼ 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 отправляется 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, вторая — преодоление сопротивления атмосфе-

ры. Для единицы массы, например тонны, первая работа 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 53 сек. При этом наибольшая 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	28 780	$12{,}3 \cdot 10^6$	15 520	13,08
Горит C, получается CO_2	8 080	$3{,}46 \cdot 10^6$	8 240	3,673
Горит углеводород, получается CO_2 и H_2O	10 000	$4{,}28 \cdot 10^6$	9 160	4,545
	13 000	$5{,}56 \cdot 10^6$	10 440	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 распоря-

жаться 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 4 раза меньше, чем нужно для освобождения их от пут тяготения, предполагая полную утилизацию горения. Соответствующая скорость раза в 2 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 2 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 продолжение 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. Цандера.*

* При этом предполагается, что взрывчатый материал остается на месте, а пустой снаряд летит с указанной скоростью. — *Прим. 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 кинстической 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 13,5% 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, поглотит 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

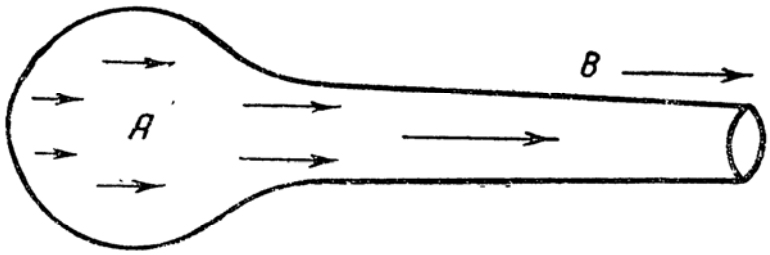
1. Скорости, *км/сек*	4	6	8	10	12	16	17
2. Давление воздуха* на плоскость в 4 *м*² в *т* $P=0{,}0001\ c^2\ 4$	6400	14 400	25 600	40 000	576 000	102 400	115 600
3. Давление на ракету при утилизации на 100%, *т*	64	144	256	400	576	1024	1156*
4. Работа ракеты при продвижении на 10 *км*, тыс. *тм*	640	1440	2560	4000	5760	10 240	11 560
5. Если ракета весит 10 *т*, то для одоления земной тяжести нужна работа не менее $6\,370\,000 \cdot 10 \cdot 2 = 127\,400\,000$ *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, %	1,00	2,26	4,04	6,30	9,08	16,12	18,20
8. То же, при пробеге 50 *км*, %	5,00	11,30	20,2	31,5	45,4	80,6	91,0
9. То же, если пустая ракета весит 1 *т*, %	50	113	202	315	454	806	910
10. Пушка на высоте 8 *км* в 10 *т*, пробег 50 *км*, работа, %	1,5	3,4	6,0	9,4	13,6	24,2	27,3

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 большую земной. Следовательно, ускорение движения снаряда в пушке не может быть более 1000 *м/сек*²

* 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. параграф 67 в указанной 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. Цандера.*

(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.

Представьте себе большой резервуар *A* с водородом или другим газом и примыкающий к нему цилиндрический ствол *B* (фиг. 1). На снаряд 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 бо́льшую скорость получает только незначительная масса газа в стволе и сам снаряд. Остальная масса в резервуаре *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 сгу-

пения внизу), и потому мы примем, несмотря на большую высоту пушечного жерла, плотность газа во всей системе постоянной.

Получим уравнения:

$$P=p_a \cdot n \cdot F. \quad (1)$$

$$j:g_з=P:G. \quad (2)$$

$$V=\sqrt{2j \cdot L}. \quad (3)$$

$$t=\sqrt{2L:j}. \quad (4)$$

$$K=j:g_з. \quad (5)$$

Из этих формул найдем

$$j=g_з \cdot K. \quad (6)$$

$$P=(G \cdot j):g_з. \quad (7)$$

$$n=P:(F \cdot p_a). \quad (8)$$

$$L=V^2:(2j). \quad (9)$$

Здесь

K — относительная тяжесть в ядре;
j — секундное ускорение ядра;
P — давление на ядро;
n — число атмосфер давления;
L — длина пушки, *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/м*^{2}; давление 1 *ат*;
G — вес снаряда, определенный на поверхности земли;
$g_з$ — ускорение тяжести Земли.

С помощью этих формул составим табл. 3.

Из таблицы видно, что при сгущении газов до 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/сек². Вес снаряда[1] $G=10$ т. Давление атмосферы $p_a=10$ т/м²

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
K	10	100	10	100	100	100	100	10	1000	1000	1000	1000	10 000	40
j, м/сек²	10^2	10^3	10^2	10^3	10^3	10^3	10^3	10^2	10^4	10^4	10^4	10^4	10^5	400
P, т	10^2	10^3	10^2	10^3	10^3	10^3	10^3	10^2	10^2	10^4	10^4	10^4	10^5	400
n	10	100	1	10	100	100	100	10	10^3	10^3	10^2	10^2	10^3	10
L, км	720	72	720	72	32	141,5	8	80	7,2	72	72	720	720	80
t, сек.	120	12	120	12	8	17	4	40	1,2	3,8	3,8	12	3,8	20
F, м²	1	1	10	10	1	1	1	1	1	1	10	10	10	4
V, км/сек	12	12	12	12	8	17	4	4	12	38	38	120	380	8
D, м	1,13	1,13	3,57	3,57	1,13	1,13	1,13	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 со временем 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 переменно и зависит от нас, то снаряд может приобрести достаточную скорость по окружности и сделаться близким и маленькой луной Земли.

Без ракетного приспособления можно обойтись, когда снаряд (выброшенный из пушки) должен стать на орбиту Земли или пролететь поблизости планет нашей системы. Так же и в том случае, когда он должен освободиться от притяжения Солнца и блуждать среди иных солнц, в Млечном Пути.

---

[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. Цандера.*

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

$$\eta = \frac{E_2}{E_1 + E_2} = 1 : \left(1 + \frac{E_1}{E_2}\right) = 1 : \left(1 + \frac{M_1 W^2}{M_2 c^2}\right). \tag{15}$$

Но из уравнения (12) 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, %	%	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100

Из таблицы видно, что к. п. д. на практике не может быть равным единице, 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

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

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

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

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

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

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 бо́льшая 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.

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 ра-

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

кеты. 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,

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

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

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

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 него приток частиц 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)

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

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

$$\frac{M_1}{M_2}=\frac{c}{W}=0{,}00057. \tag{26}$$

Значит, относительная масса отброса или радиоактивного вещества составляет в этом случае около $^1/_{2000}$ массы снаряда. Если, например, он весит 1 m, 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

$$E_2=\frac{M_2}{2}c^2. \tag{27}$$

$$E_1=\frac{M_1}{2}W^2. \tag{28}$$

К. п. д. будет (см. 23)

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

С помощью (26) получим

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

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

$$\eta=\frac{c}{W}=\frac{M_1}{M_2}. \tag{31}$$

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 парооб-

[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. Цандера.*

разные 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 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	1300	7800	46 800
Температура абсолютная или энергия	10 000	5000	2500	1250	625	312	156
Температура, ° Ц	9727	4727	2227	977	352	39	—147
Термический к. п. д., %	0	50	75	87	95	97	98,4
Потеря, %	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.

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 схлаждение 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 меньше 0,3 *кг/см²*. 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*.

---

[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. Цандера.*

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 2 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) происходит 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, большую или меньшую абсолютной скорости снаряда, но при употреблении взрывчатых веществ относительная их скорость поневоле постоянна. Чем она, вообще, больше, тем большую скорость получает аппарат. Если так, то сначала скорость частиц отброса больше скорости ракеты и использование очень мало, 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, до-

кодит 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% (0,75×0,5) всей потенциальной энергии взрывчатых веществ.

Определение скорости ракеты

Имеем в пустоте и в среде, свободной от земного тяготения

$$WdM_1+M_2dc=0. \tag{32}$$

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

$$WdM_1+(M_0+M_1)dc=0. \tag{33}$$

Отсюда

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

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,

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

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 большую 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,

$$c_1 = W \ln\left(\frac{M_1'}{M_0}\right),$$

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

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

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

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

где K есть постоянная относительная тяжесть.

Отсюда

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

Интегрируя, получим

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

Время взрывания

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

$$t=\frac{W}{K}\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_0}\right). \qquad (39_4)$$

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

$$t_1=\frac{W}{K}\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_0}\right). \qquad (39_5)$$

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

Из (39_1) найдем

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

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

В первом случае

$$-\frac{dM_1}{dt}=\frac{M_0K}{W}, \qquad (39_7)$$

а во втором —

$$-\frac{dM_1}{dt}=\frac{(M_0+M_1')K}{W}. \qquad (39_8)$$

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:

$$t_1 = M_1' \frac{dt}{dM_1}. \qquad (39_{10})$$

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

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

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

$$E_1 = 0{,}5 M_1' \cdot W^2. \qquad (40)$$

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

Отсюда

$$\frac{E_2}{E_1} = \frac{M_0}{M_1'} \left(\frac{c_1}{W}\right)^2 \qquad (42)$$

или на основании (38)

$$\frac{E_2}{E_1} = \frac{M_0}{M_1'} \left[\ln\left(1 + \frac{M_1'}{M_0}\right)\right]^2. \qquad (43)$$

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)

$$\frac{E_2}{E_1} = M_1' M_0, \qquad (45)$$

или точнее

$$\frac{E_2}{E_1} = \frac{M_1'}{M_0}\left(1 - \frac{M_1'}{M_0}\right); \qquad (46)$$

можно получить еще более точную формулу, раскрывая выражение

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

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)	Приблизительное поднятие в *км* при постоянной земной тяжести
0,1	472,5	378	8,87	11,4
0,2	910	728	16,55	42
0,3	1310	1048	22,9	92
0,4	1680	1344	28,2	138
0,5	2025	1620	32,8	204
0,6	2345	1876	36,7	280
0,7	2645	2116	40,0	357
0,8	2930	2344	42,9	440
0,9	3210	2568	45,8	520
1	3465	2772	48,0	607
1,5	4575	3660	55,8	650
2	5490	4392	60,3	1520
3	6900	5520	63,5	2430
4	8045	6436	64,7	3300
5	8960	7168	64,1	
6	9730	7784	63,0	
7	10 395	8316	61,7	
8	10 985	8788	60,5	
9	11 515	9212	58,9	
10	11 990	9592	57,6	На деле поднятие выше, ибо тяжесть ослабляется
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	

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

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

и по величине близко к 4 (т. е. запас превышает вес ракеты 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. Большая — 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 постоянной земной 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. Осталь-

ное сравнительно легко, вплоть до удаления от нашей солнечной системы. Но я, конечно, не имею в виду спуск на массивные планеты.

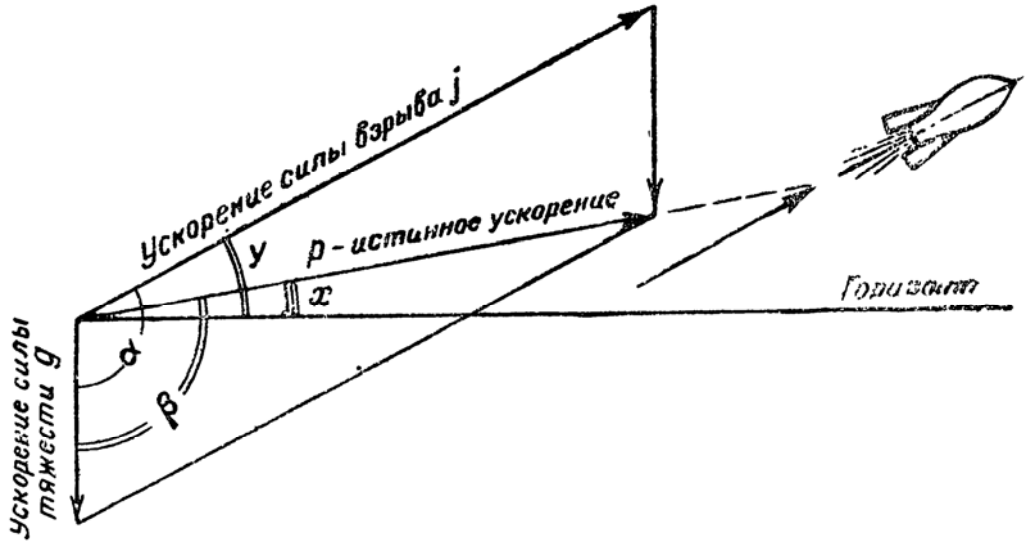
ДВИЖЕНИЕ РАКЕТЫ В СРЕДЕ ТЯЖЕСТИ, В ПУСТОТЕ

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 $\alpha - 90° = y$. Это будут три данных величины. Неизвестны: направление движения ракеты, определяемое углом β или углом $x = \beta - 90°$, и величина равнодействующей p, т. е. секундное истинное ускорение снаряда.



Фиг. 2.

Тригонометрия нам даст (см. чертеж):

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

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

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

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

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?

$$E_2=0{,}5M_0c_1^2+A. \tag{65}$$

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

$$A=-l\cos\beta\, M_0g=l\sin x\, M_0g. \tag{66}$$

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)

$$E_2=0{,}5M_0c_1^2\left(1+\sin x\,\frac{g}{p}\right). \tag{68}$$

Далее

$$E_1=0{,}5M_1'W^2. \tag{69}$$

Из (68) и (69)

$$\eta=E_2:E_1=\frac{M_0}{M_1'}\frac{c_1^2}{W^2}\left(1+\frac{g}{p}\sin x\right). \tag{70}$$

Из тригонометрии известно для всякого угла:

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

Отсюда и из (48)

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

$$=-\sin x=\frac{g-j\sin y}{\sqrt{j^2\cos^2 y+(g-j\sin y)^2}}. \tag{72}$$

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

$$t_1=\frac{W}{K}\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_0}\right). \tag{73}$$

Это есть полное время взрывания при постоянной относительной тяжести K.

Но

$$K=j \text{ и } c_1=pt_1. \tag{74}$$

Следовательно, из (39_5) и (74)

$$c_1^2=p^2\frac{W^2}{j^2}\left[\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_0}\right)\right]^2. \tag{75}$$

Теперь из (70), (72) и (75) найдем

$$\eta=\frac{p^2M_0}{j^2M_1'}\left[\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_0}\right)\right]^2\times$$

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

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, когда 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

$$\eta=\frac{M_0}{M_1'}\left[\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_0}\right)\right]^2\left(1-\frac{g}{j}\right). \tag{80}$$

(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 10 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 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., %	0	50	66,7	75	80	90	100
Скорость, %	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]

$$c_1 = pt. \tag{83}$$

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

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

$$c_1 = (j - g\sin y)\frac{W}{j}\ln\left(1 + \frac{M_1'}{M_0}\right). \tag{86}$$

$$t_1 = \frac{W}{j}\ln\left(1 + \frac{M_1'}{M_0}\right). \tag{39$_5$}$$

Это при постоянном j.

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

Займемся определением к. п. д.

$$E_2 = 0{,}5M_0c_1^2 + A. \tag{87}$$

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

Тут h есть величина поднятия снаряда.

Отсюда

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

Далее

$$E_1 = \frac{M_1'}{2}W^2. \tag{90}$$

Следовательно,

$$\frac{E_2}{E_1} = \eta = \frac{M_0}{M_1'}\frac{c_1^2}{W^2}\left(1 + \frac{g}{p}\sin y\right). \tag{91}$$

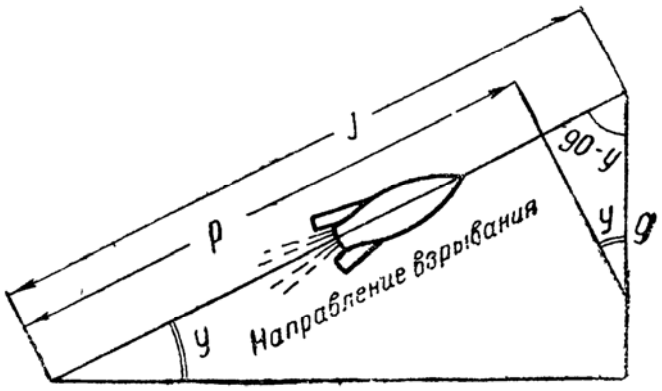
[1] Данное приближение допустимо при бо́льших величинах j по сравнению с g. — *Прим. ред.*

С помощью (86) и (84) из этого найдем

$$\eta=\frac{M_0}{M_1'}\left[\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_0}\right)^2\left(1-\frac{g}{j}\sin y\right)\right]. \qquad (92)$$

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.



Фиг. 3.

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

$$\frac{g}{j}\sin y. \qquad (93)$$

Если, например,

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

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 $j:g$	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

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

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

$$d=d_1 e^{-\frac{h}{h_1}}. \tag{97}$$

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

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

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

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

Имеем

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

$$c=\sqrt{2pl}. \tag{84_1}$$

Отсюда

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

Элемент работы сопротивления воздуха выразится

$$dT=Wdl \tag{101}$$

Из (97), (98), (99) и (100) найдем

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

Положим тут

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

$$dx=\frac{\sin y}{h_1}\,dl=\frac{dh}{h_1};\quad dl=\frac{h_1dx}{\sin y}. \tag{103}$$

Тогда найдем

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

Полагаем

$$\frac{F(j-g\sin y)}{ag\sin^2 y}\,d_1h_1^2=A. \tag{105}$$

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

$$e^{-x}=1:e^x=1:\left(1+\frac{x}{1}+\frac{x^2}{1\cdot2}+\frac{x^3}{1\cdot2\cdot3}+\ldots\right). \tag{108}$$

Следовательно,

$$(1+x)e^{-x}=e^{-x}+xe^{-x}=e^{-x}+x:\left(1+\frac{x}{1}+\frac{x^2}{1\cdot2}+\ldots\right)=$$

$$=\frac{1}{e^x}+1:\left(\frac{1}{x}+1+\frac{x}{1\cdot2}+\frac{x^2}{1\cdot2\cdot3}+\ldots\right). \tag{109}$$

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

$$T=\frac{F(j-g)}{ag}\,d_1h_1^2. \tag{111}$$

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

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

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 ра-

боты 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)]

$$\frac{g}{j}\sin y \text{ в абсолютных единицах.} \qquad (113)$$

Потеря от сопротивления атмосферы в абсолютных единицах будет

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

[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. Цандера.*

Работа ракеты равна [см. (104)]

$$E_2=0{,}5M_0c_1^2=0{,}5M_0W^2\left[\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_0}\right)\right]^2 \text{[см. (38)]}. \qquad (115)$$

Поэтому обе потери в абсолютных единицах будут

$$E_2\frac{g}{j}\sin y+Ag=E_2\frac{g}{j}\sin y+\frac{F}{a}d_1h_1^2\left(\frac{j-g\sin y}{\sin^2 y}\right)=Z. \qquad (116)$$

Взяв производную этого выражения и приравняв 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:

$$Z=E_2\frac{g}{j}x+\frac{F}{a}d_1h_1^2\frac{j}{x^2}. \qquad (117)$$

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

$$x=\sin y=\sqrt[3]{\frac{2Fd_1h_1^2j^2}{aE_2g}}. \qquad (118)$$

С помощью (115)

$$\sin y=\sqrt[3]{\frac{4Fd_1h_1^2j^2}{aM_0W^2\left[\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_0}\right)\right]^2g}}. \qquad (119)$$

Отсюда видно, что выгодный угол y увеличивается с энергией взрывания j и поперечной площадью F ракеты и 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:

$$\frac{Z}{E_2}=\frac{g}{j}x+\frac{Ed_1j}{aE_2x^2}h_1^2=\frac{g}{j}x+$$
$$+\frac{2Fd_1jh_1^2}{aM_0W^2\left[\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_0}\right)\right]^2x^2}. \qquad (120)$$

Покажем более простую формулу для определения процентной потери.

Разделив второй член на третий [в (120)], узнаем, во сколько раз потеря от влияния тяжести больше, 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,

$$Z : E_2 = \frac{g}{j} x + \frac{g}{2j} x = \frac{3}{2} \frac{g}{j} x. \qquad (121)$$

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:

$$Z : E_2 = \sqrt[3]{\frac{27 \cdot F d_1 h_1^2 g^2}{2 \cdot a \cdot M_0 W^2 \left[\ln\left(1 + \frac{M_1'}{M_0}\right)\right]^2 j}}. \qquad (122)$$

Площадь подобно изменяющемуся телу 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 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/сек²*, что соответствует от 0,1 до 20 по отношению к ускорению земного тяготения (10 *м/сек²*). 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.

Ускорение ракеты без тяжести j	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$\sin y = x$	0,0097	0,0154	0,0204	0,0246	0,0292	0,0326	0,0356	0,0392	0,0422
Угол y в градусах	0,56	0,88	1,17	1,41	1,68	1,86	2,07	2,26	2,43
$Z : E_2$ = потеря в %	14,6	11,6	10,2	9,23	8,57	8,07	7,66	7,33	7,05

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:

$$dT=\frac{Fd_1}{ag}(j-g\sin y)\,e^{-\frac{h}{h_1}}\,ldl. \qquad (122_1)$$

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

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

где R есть радиус Земли.

Отсюда можем вычислить

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

Положим

$$\frac{2h}{R\sin^2 y}=X;\quad \sqrt{1+X}=1+\frac{X}{2}-\frac{X^2}{8}+\frac{X^3}{16}\ldots \qquad (125)$$

Таблица 11

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

Ограничиваясь тремя членами, получим

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

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

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

Тогда

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

Далее из (102)

$$dT=\frac{Fd_1}{ag}je^{-\frac{h}{h_1}}ldl=\frac{Fd_1}{ag}je^{-\frac{l^2}{2Rh_1}}ldl. \qquad (128)$$

Положим

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

Тогда

$$ldl=Rh_1du, \qquad (129)$$

и вместо (128)

$$dT=\frac{Fd_1}{ag}jRh_1e^{-u}du=Ae^{-u}du. \qquad (130)$$

Интегрируя и определяя постоянное, найдем

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

Здесь

$$A=\frac{Fd_1}{ag}jR\cdot h_1. \qquad (132)$$

Это выражение определяет и полную работу сопротивления атмосферы.

Для вертикального движения имели

$$T=\frac{F(j-g)}{ag}d_1h_1^2. \qquad (111)$$

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

$$\frac{j}{j-g}\,\frac{R}{h_1}. \qquad (133)$$

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 $M_0=10m$). Значит, горизонтальное сопротизление 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)

$$T=264\,800. \qquad (134)$$

Работа ракеты будет из [(41) и (38)]

$$E_2=0{,}5M_0W^2\left[\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_0}\right)\right]^2. \qquad (135)$$

Работа ракеты для одоления земной тяжести (11 *кг*) при $M_0=10$ составит около $64\cdot10^6$. 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, %	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

$$M_0+M_0K_1=M_0(1+K_1). \qquad (136)$$

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

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

Вместе с ракетой и первым запасом (136) это составит

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

Масса одного запаса будет

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

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

$$M_0 2K_1$$

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

Но поднятие на незначительную высоту не имеет космического значения.

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

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

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:

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

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

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

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

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

Очевидно, такое последовательное посещение планет еще менее возможно [1].

---

[1] Здесь далее следует отрывок из статьи К. Э. Циолковского «Космический корабль» о спуске с торможением об атмосферу. Этот отрывок мы опустили, так как указанная статья печатается нами полностью. *Прим. ред.*

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

$$R_y = \frac{d}{g} F_h K_1 \sin \xi c^2. \tag{143}$$

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

$$\sin \xi = \frac{M_0 g}{d F_h K_1 c^2}. \tag{144}$$

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

Теперь вычислим

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

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

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

Следовательно, элемент работы составит

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

где l есть длина пройденного пути.

Можно считать d постоянной и только c — переменной.

$$c = \sqrt{2jl}; \tag{147}$$

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

$$dT=\frac{M_{0g}^2 dl}{2dF_h K_1 j l}. \tag{148}$$

Интегрируя и определяя постоянное, найдем

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

где

$$A=\frac{M_{0g}^2 g}{2dF_h K_1 j}. \tag{150}$$

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

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

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

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

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)

$$l=\frac{c^2}{2j} \quad \text{и} \quad T=A\ln\left(\frac{c^2}{c_1^2}\right). \tag{152}$$

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

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

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

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

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

$$l=\frac{c^2}{2j}=5\cdot 10^6\ м, \qquad (147)$$

или 5000 *км*. (Надо помнить, что в этих вычислениях мы не принимаем в расчет лобовое сопротивление.) Но при таком длинном пути, хотя в начале и горизонтальном, ракета значительно удаляется от земной поверхности и попадает сначала в разреженный 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 силы тяжести.

Падение, или, вернее, секундная скорость падения будет

$$c_y=c\sin\xi=\frac{M_0 g}{dF_h K_1 c}. \qquad (165)$$

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

$$c_y = \frac{M_0 g e^{\frac{h}{h_1}}}{d_1 F_h K_1 \sqrt{2j}\sqrt[4]{Dh}}. \qquad (166)$$

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

$$l = \frac{j}{2} t^2, \qquad (167)$$

где t — время, а D — диаметр Земли. Имеем еще

$$h = l^2 : D.$$

Следовательно,

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

Отсюда, диференцируя, найдем

$$\frac{dh}{dt} = \frac{j^2}{D} t^3 = \sqrt[4]{\frac{64}{D}} \sqrt{j}\, h^{3/4}. \qquad (168)$$

Теперь мы имеем возможность дать табл. 13.

Таблица 13

Время полета ракеты в секундах	10	20	50	100	200	400	1000
Скорость в *м/сек* при $j=10$	100	200	500	1000	2000	4000	10 000
l—длина пути, *км*	0,5	2	12,5	50	200	800	5000
Высота $h=l^2:D$ (приблизительно), *м*	0,02	0,32	12,3	197	3150	50 400	1 970 000
$\frac{dh}{dt}$ — скорость поднятия в секундах	0,008	0,064	0,554	4,43	35,5	283	4430
Плотность воздуха d	—	—	—	0,0013	0,000878	Близка к нулю	
Скорость падения от тяжести и сопротивления воздуха, *м/сек*	3,85	1,92	0,77	0,385	0,280	Очень велика	
$d_1 : d$	1	1	1	1	1,48	550	10^{109}

Полет приблизительно совершается по касательной к Земле. От этого происходит удаление от шаровой поверхности (4-я графа). Сначала это удаление почти незаметно. Так, по истечении 10 сек., когда уже пройдено 0,5 *км*, оно составляет только 2 *см*. Скорость (5-я 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 удаления более 0,5 *м/сек* (55 *см/сек*). Она уже в этом случае немного не достигает скорости падения (7-я графа). Примерно вскоре после 50 сек. последняя скорость становится незаметной в сравнении со скоростью удаления 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 скорость падения повышается, сравнивается со скоростью поднятия и, наконец, ее превышает, потому 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 большую 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 ракету и все ее части не надо делать особенно массивными. Также и для безопасности человека не нужно предохранительных средств.

---

[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. Цандера.*

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

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

Отсюда

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

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

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

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 наименьшее 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

$$\sin\xi = \frac{M_0 g}{dF_h K_1 c^2}. \qquad (173)$$

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 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* тяги 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 10 раз больше (при большем наклоне), и то пришлось бы взрывать в секунду 5 *кг*. И это возможно.

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

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

Таблица 16

Запас взрывчатых веществ, m	1	4	9	30
Окончательная скорость, *м/сек*	3465	8045	11 515	17 170
Время взрывания в секундах	3465	8045	11 515	17 170
Время в часах	0,96	2,23	3,2	4,8
Количество взрывающихся веществ *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

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.

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 полученная 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 не нужны. Их тяга заменяется задним давлением взрывающихся в трубе газов. Колеса 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 уменьшиться в 5—10 раз. Смачивание трущихся поверхностей водой уменьшает трение раза в 2. Коэфи-

* Но в технике, например, центробежных нагнетателей для авиационных двигателей и в быстроходных турбинах применяют уже бо́льшие скорости: до 400 *м/сек. — Прим. Цандера.*

циент 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

$$\frac{dFV}{2g}, \qquad (174)$$

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) нетрудно 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.

---

[1] См. мою книгу «Сопротивление воздуха и скорый поезд». К., 1927.

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

$$R=\frac{slb}{2g}dc. \tag{175}$$

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

$$R=\frac{s}{2g}l^2bd=\frac{s}{2g}c^2bd. \tag{176}$$

Положим тут $2g=20$; $b=3$; $d=0{,}0013$; кроме того, мне из личных опытов известно, что $s=0{,}01$ (1 *см*). Тогда найдем

$$R=195\cdot10^{-8}\cdot c^2=195\cdot10^{-8}. \tag{177}$$

Допустим еще, что вес всего снаряда в тоннах выражается числом l. Тогда составим табл. 17 для разных ускорений j и разных скоростей снаряда.

Таблица 17

Длина, вес и скорость земной ракеты в *м*, *т* и *м/сек*	1	10	100	500	1000	1500	2000	3000	5000
Величина трения, *кг*	0,002	0,2	20	500	2000	4500	8000	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

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, 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

$$R=\frac{sl}{2g}bdc:\left[1+\ln\left(\frac{c}{l}\right)\right]. \qquad (178)$$

Положим длину ракеты постоянной и равной 100 *м*. Скорости же различны. Тогда получим табл. 18.

Таблица 18

c, *м/сек*	100	200	300	400	500	700	1000	2000	3000	4000
$\frac{c}{l}$	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

$$R=1{,}95\cdot 10^{-6}c:\left[1+\ln\left(\frac{c}{l}\right)\right]. \qquad (179)$$

Это дает возможность составить табл. 19 абсолютных и относительных сопротивлений при разной силе взрывания.

Таблица 19

	c, *м/сек*	100	200	300	400	500	700	1000	2000	3000	4000
	Давление, *кг*	19,5	23,1	27,9	32,6	37,4	46,3	59,1	97,5	133,0	167,0
Относительное сопротивление, %	Вес 100 *m*, $j=10$	0,02	0,023	0,028	0,033	0,037	0,046	0,059	0,098	0,133	0,167
	Вес 100 *m*, $j=1$	0,2	0,23	0,28	0,33	0,37	0,46	0,59	0,98	1,33	1,67
	Вес 10 *m*, $j=1$	2	2,3	2,8	3,3	3,7	4,6	5,9	9,8	13,3	16,7
	Вес 10 *m*, $j=4$	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 *m*) 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

$$p=j-g\sin y. \tag{180}$$

Тут видим равнодействующую p, ускорение от взрывающей силы j, от тяжести Земли (10 *м/сек*^{2}) и угол наклона пути к горизонту. Далее

$$c=\sqrt{2pl}=\sqrt{2(j-g\sin y)l}. \tag{181}$$

Давление P взрывчатых веществ на ракету определяется уравнением

$$P=G_0\frac{j}{g}, \tag{182}$$

где G_0 есть вес ракеты; давление выражено в обыкновенных единицах.

Таблица 20*

Длина рельсов, *км*	1	2	5	10	50	100	200	300	500
$j=100$	447	632	1000	1420	3160	4470	6324	7746	10000
$j=50$	316	447	707	1000	2236	3162	4472	5477	7071
$j=30$	244	346	547	774	1732	2449	3464	4242	5477
$j=20$	200	282	447	632	1414	2000	2828	3468	4472
$j=10$	141	200	316	447	1000	1414	2000	2449	3160
$j=5$	100	141	223	316	707	1000	1414	1732	2236
$j=3$	78	109	173	244	547	774	1095	1342	1732
$j=1$	45	63	100	142	316	447	632	774	1000

* Цифры таблицы исправлены.—*Прим. ред.*

Площадку считаем горизонтальной ($y=0$). Может понадобиться только очень малый наклон, который уменьшит немного приведенные скорости, как и сопротивление воздуха.

Время движения 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° окружности 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 *км/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, *т*	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	30	40
c_1, *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 большую космическую скорость.

Мы имели

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

и

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

Если начальная скорость ракеты равна c_0, то $M_1 = M''_1$, т. е. масса отброса будет наибольшая (начальная). Следовательно,

$$c_0 = -W\ln(M_0 + M''_1) + \text{const.} \tag{183}$$

Вычитая из (35) (183), получим

$$c - c_0 = W\ln\left(\frac{M_0 + M''_1}{M_0 + M_1}\right). \tag{184}$$

Если $M_1 = 0$, то получим наибольшую скорость c_1. Следовательно,

$$c_1 = c_0 + W\ln\left(1 + \frac{M''_1}{M_0}\right). \tag{185}$$

Положим, что подготовительная начальная скорость ракеты равна 3 *км/сек*, а надо иметь $c = 8$ *км/сек*. W положим в

Таблица 22

c_1, *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

5 *км/сек*. 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 (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 четырехкратного 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 0,1 *ат*.

Оболочка ракеты должна иметь клапан, открывающийся наружу, если разность между внутренним и внешним давлением среды 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 силу тяжести.

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 мень-

шее 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, $м^3$	5	10	15	20	30	40	50	100
Вес внутреннего газа плотности воздуха, *кг*	6,5	13	19,5	26	39	52	65	130
Вес оболочки, *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 2, 3 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 он 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 каких-либо его 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 5 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 4 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

[1] Но в общем итоге его теплотворная способность выше углеводородов. — *Прим. Цандера.*

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 давление 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 наименьшей 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.

Таблица 24

Скорость снаряда, *км/сек*	8	11	17
Масса взрывчатых веществ, *т*	4	8	30
Время взрывания в секундах при $j=10$	800	1100	1700
Количество подаваемых взрывчатых веществ, *кг/сек*	5	11	17
Работа накачивания, *кгм*	500	1100	1700
Время взрывания в секундах при $j=1$	8000	11000	18000
Количество взрывчатых веществ *кг/сек*	0,5	1,1	1,7
Работа, *кгм*	50	110	170

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:

$$F_{\max} : F_{\min} = \left(1 + \frac{l}{r} \operatorname{tg} \alpha\right)^2, \qquad (187)$$

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, *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. 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.

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 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) $1{,}37 \times 10^6$ *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*, четы-

рехкратный запас прочности, лучший материал, длину трубы в 10 *м* и диаметр ее в 8 *см* при цилиндрической форме, легко вычислим вес трубы, равный 32,5 *кг*. Но ведь это число получили, предполагая всю трубу такой же крепкой, как ее начало, где давление во много 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. Окна не должны полопаться от нагревания и тряски. Внутри они должны быть прикрыты другим прозрачным слоем, защищающим от губительного действия чистых солнечных лучей, не обезвреженных земной атмо-

[1] Считая вес мотора 1 *кг* на силу.— *Прим. ред.*

сферой. Компас едва ли может служить 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.

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 отражагелями 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 бо́льшие 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 *км* и менее 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 ближе 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 промадную 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 большее 2—3 часа. Продукты дыхания должны поглощаться щелочами и другими веществами, о чем знают хорошо химики. Так же 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° Ц. Если же, наоборот, непрозрачная покрыта выдвинутым черным слоем, а прозрачная — блестящей, как серебро, поверхностью, то получается низшая температура, достигающая вдали от Земли 250° холода. Поблизости 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 т. п.

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 0,5 *кг* 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 желае-

мого 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 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 достаточной 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 поблизости 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 своей 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° Ц 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 [1].

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 пру-

[1] Далее у Циолковского следует параграф «Развитие в эфире индустрии в самом широком смысле», который нами исключен.— *Прим. ред.*

бые 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 ракета. 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. Население солнечной системы делается в сто тысяч миллионов раз больше теперешнего земного. Достигается предел, после которого неизбежно расселение по всему Млечному Пути.

15. Начинается угасание Солнца. Оставшееся население солнечной системы удаляется от нее к другим солнцам, к ранее улетевшим братьям.

Издана отдельной брошюрой в Калуге в 1926 г. Вошла в «Избр. тр.», кн. II, 1934.

КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ

(1924)

Если на тело будет снизу производиться давление, большее его веса, то тело не только будет подыматься, но и будет непрерывно ускорять свое движение. Через некоторое время оно получит скорость, которой может быть достаточно для вечного удаления от Земли и даже от Солнца.

Вот основание для межпланетных и межзвездных (межсолнечных) путешествий. Для удаления снаряда от Земли и блуждания его на орбите нашей планеты довольно относительной скорости (т. е. по отношению к Земле, считая ее неподвижной) в 11,2 *км/сек,* а для вечного удаления от Солнца достаточно относительной скорости в 16,5 *км/сек* [1]. При случае необходимо воспользоваться суточными и в особенности годовыми движениями Земли, иначе требуемые скорости окажутся чудовищными. Для вечного полета кругом Земли, за атмосферой, нужна скорость, не меньшая 8 *км/сек*. Тогда наш снаряд будет подобен маленькой Луне.

Какие же имеются средства для того, чтобы производить на тело давление, в несколько раз большее веса этого тела?

Прежде всего приходят в голову пушки со взрывчатыми материалами (порохом, например), со сжатыми газами, с перегретыми летучими жидкостями, электромагнитные и т. д.

Но тут возникает немало неодолимых препятствий. Допустим для простоты, что давление газов в пушке одно и то же во все время взрывания. Пусть снаряд (ядро) весит 1 тонну, а давление газов на него 2 тонны. Ускорение будет вдвое больше земного и потому в ядре появится кажущаяся относительная тяжесть вдвое большая земной. Одним словом, во сколько раз будет давление газов на ядро больше его обыкновенного веса, во столько же раз и кажущаяся тяжесть в ядре будет больше земной тяжести. При этом, чтобы получить достаточную для преодоления земного притяжения скорость, пушка должна иметь длину приблизительно в 3000 *км*.

Если пушка будет короче, например длиною в 60 *км,* то тогда давление, требуемое для приобретения достаточной скорости, будет в 100 раз больше обычного веса ядра со всем

---

[1] Все приводимые тут числа и соображения основаны на вычислениях, содержащихся в моих трудах.

содержимым. При этом вес тел в нем увеличится в 100 раз. Такую тяжесть едва ли вынесет живое существо даже при самых лучших предохранительных средствах.

При пушке длиною в 600 *км* средняя кажущаяся тяжесть увеличивается в 10 раз. И эта тяжесть едва ли терпима для человека, даже при погружении в жидкость такой же плотности, как средняя плотность его тела.

Поясним значение жидкости как предохранительного средства. Положим, что вы погружены в жидкость такой же плотности, как средняя плотность вашего тела, и дышите через трубочку, выходящую на воздух. Ваш вес как бы исчезает, он уравновешивается давлением жидкости, вы не поднимаетесь и не опускаетесь, вы находитесь в равновесии на всякой глубине. Пусть теперь тяжесть увеличилась в миллион раз. Вы попрежнему будете находиться в равновесии и не почувствуете этой усиленной тяжести. Она попрежнему для вас не существует. В самом деле, хотя тяжесть вашего тела и увеличилась в миллион раз, но и давление жидкости возросло во столько же раз. Значит, равновесие не нарушается.

Итак, жидкость как бы предохраняет человека от разрушения при любом увеличении тяжести. Не даром природа прибегает к тем же приемам, когда хочет сохранить нежные организмы от грубой силы тяготения и толчков. Например, зародыши животных развиваются в жидкости, в аналогичных условиях находится мозг высших животных.

Но так бы было, если бы тело человека было вполне однородно по своей плотности. Этого, к сожалению, нет. Кости гораздо плотнее мускулов, а мускулы плотнее жира. При возрастающей силе тяжести получится разность давлений, которая при достаточно большой силе тяжести может разрушить любой организм. Только опыт определит ту наибольшую относительную тяжесть, которую может безопасно для своего здоровья вынести человек. Десятикратное ее усиление считается возможным; но и тогда пушка должна иметь длину в 600 *км*. При такой длине неизбежно ее располагать горизонтально. Стоимость ее неимоверна и осуществимость маловероятна. При этом сопротивление воздуха при горизонтальном полете и громадной начальной скорости уничтожит большую часть кинетической энергии снаряда и он не достигнет своей цели. Электромагнитные или другой системы пушки дадут неизбежно те же плачевные результаты.

Приобретать скорость можно еще опираясь на воздух, как аэроплан или дирижабль. Но приобретенные этим путем скорости чересчур далеки от требуемых. Например, скорость аэроплана в 100 *м/сек* (360 *км/час*) составляет лишь одну стодвадцатую (менее 1%) необходимой для полного преодоления земной тяжести.

Трудно надеяться, чтобы обыкновенный, нереформированный аэроплан мог получить космическую скорость. Скорость аэропланов должна ограничиться 100—200 *м/сек* (360—720 *км/час*). Но аэропланы могут быть преобразованы и могут приводиться в движение иным способом без помощи винтов, а именно путем отбрасывания воздуха особыми сложными турбинами. Этот способ, повидимому, дает неограниченную скорость движения, неограниченно больше количества материала для отбрасывания (кислород, извлекаемый из атмосферы). Впрочем, кислород на значительной высоте (100—200 *км*), по всей вероятности, почти исчезает и заменяется водородом. Может быть, возможно будет воспользоваться и им как горючим.

Еще проще аэропланы приводить в действие взрыванием заранее запасенных взрывчатых веществ, но тогда уже аэроплан превращается в гигантскую ракету. Этот прием несколько хуже предыдущего. Действительно, приходится запасать не только горючее, но и кислород, вес которого в 8 раз больше самого легчайшего топлива — водорода. Такой прибор сравнительно с предыдущим девятикратно обременяется запасами потенциальной энергии (в форме взрывчатых веществ). Теоретически на некоторой высоте должна находиться взрывчатая смесь из кислорода, азота и водорода. Правда, эта смесь очень разреженная, но ее давление можно повысить посредством сложных центробежных насосов. Тогда ракета может не иметь больших запасов топлива и легко приобретать очень большие скорости в разреженных слоях воздуха.

Наконец, есть третий, самый заманчивый способ приобретения скорости. Это — передача энергии снаряду извне, с Земли. Сам снаряд может не запасаться материальной частью (т. е. весомой, в виде взрывчатых веществ или горючего, энергией). Она ему передается с планеты в образе параллельного пучка электромагнитных лучей с небольшой длиной волны. Такие лучи могут направляться параллельным пучком с помощью большого параболического зеркала к летящему аэроплану и там уже давать работу, необходимую для отбрасывания частиц воздуха или запасенного «мертвого» материала для получения космической скорости еще в атмосфере.

Этот параллельный пучок электрических или даже световых (солнечных) лучей и сам должен производить давление, которое также может дать достаточную скорость снаряду. В таком случае не надо и запасов для отброса.

Последний способ как бы самый совершенный. Действительно, на Земле может быть построена силовая станция неограниченных почти размеров; она передает энергию летящему аппарату, который сам уже не нуждается в запасах специальной энергии. Он содержит только людей и необходимое для их жизни и продолжения ее во время пути, или во время постоян-

ного жительства в эфире. Стала бы значительно более легкой задача межпланетного сообщения.

Давление солнечного света на расстоянии Земли не более 0,0007 грамма на квадратный метр. Чтобы произвести давление в 10 тонн (допуская, что снаряд весит только одну тонну), или 10 миллионов граммов, нужна поверхность зеркала, не меньшая 16 000 000 квадратных метров. Тогда ребро квадратного параболического рефлектора должно иметь не менее 12,6 *км*. Нельзя считать это осуществимым, особенно в настоящее время. Притом поток лучей мгновенно расплавит самый тугоплавкий материал небесного корабля. Да и как направлять поток энергии на непрерывно изменяющий свое положение аппарат? Такой способ получения скорости ставит ряд трудных вопросов, разрешение которых предоставим будущему. Но давление солнечного света, электромагнитных волн, электронов и частиц гелия (α-лучи) может быть и сейчас применяемо в эфире к снарядам, успевшим уже победить тяготение Земли и нуждающимся только в дальнейшем космическом перемещении.

Но все это пока область фантазии.

В настоящее время выгоднее на больших высотах, в атмосфере, пользозаться для отброса разреженным воздухом, давление которого, конечно, придется увеличивать сложными центробежными компрессорами. Когда будет получена скорость около 8 *км/сек,* то снаряд по спирали выйдет совсем из атмосферы и будет вращаться вокруг Земли, как Луна. В дальнейшем уже легко получить космические скорости.

Мы указали на величину скоростей, необходимых для победы над тяжестью Земли, планет и Солнца, но мы не высчитали работу, потребную для получения этих скоростей.

Простое интегрирование показывает, что она равна той, которая нужна снаряду или другому телу, чтобы подняться на радиус Земли, предполагая тяжесть неизменной.

Работа тяготения не бесконечна, а, напротив, имеет определенную и не очень значительную величину.

Если тело имеет массу в одну тонну, то полная работа тяготения Земли при бесконечном удалении этой тонны составит 6 367 000 тонн-метров. Последняя величина численно выражает радиус Земли в метрах.

Сравним эту энергию с той, которой в настоящее время располагает человек. Тонна водорода при сгорании в кислороде выделяет 28 780 больших калорий, чему соответствует 12 300 000 тонн-метров.

Значит, если бы эта энергия могла превратиться в механическую работу, то ее оказалось бы почти вдвое больше той, какая нужна, чтобы одной тонне топлива совершенно освободиться от силы земного притяжения. Нефть дает до 5 560 000 единиц работы, т. е. энергии нефти очень немного недостает для полного удаления ее массы от земли.

Правда, в эфирном пространстве нет кислорода, и потому мы должны в ракетном приборе брать кислород с собою. Вообще мы должны поднимать горючее, кислород и самый корабль со всеми людьми и его принадлежностями.

На тонну смеси, состоящей из водорода и кислорода, образующих при химическом соединении воду, выделяется 1 600 000 тоннометров работы. Эта энергия составляет лишь четвертую долю той, какая нужна для полного преодоления силы тяжести только одних продуктов горения (т. е. воды).

Бензин с кислородом дает на тонну 1 010 000 тоннометров. Это составляет уже меньше одной шестой необходимой энергии.

Энергия радия и других подобных веществ огромна, но она выделяется так медленно, что абсолютно непригодна. Так, тонна радия выделяет в течение 2000 лет около биллиона тоннометров, т. е. в миллион раз больше, чем уголь при образовании тонны продуктов его сгорания. Килограмм радия дает около 130 калорий в час, или 55 640 килограммометров, что в секунду составит около 15,5 килограммометров. Следовательно, килограмм радия дает непрерывно работу рабочего при идеальном использовании. Тонна радия при этих же условиях дает около 155 лошадиных сил. Значит, по своему весу радий в 5 раз менее продуктивен, чем аэропланные двигатели. (они дают не меньше одной силы на килограмм своего веса).

Нечего и говорить, что необходимого количества радия не найдется сейчас в распоряжении, что стоимость его чудовищна, что не имеется еще и радиевого двигателя и что идеальное использование его невозможно.

Но вполне вероятно применение электронов и ионов, т. е. катодных и анодных или каналовых лучей, в особенности последних.

Сила электричества неограниченно велика и потому может дать могущественный поток ионизированного гелия, который может послужить для небесного корабля. Но и эти мечты мы пока оставим и возвратимся к нашим прозаическим взрывчатым веществам.

Как будто применение самых энергичных взрывчатых веществ в самых идеальных условиях не позволяет осуществить преодоление даже их собственной тяжести. Но мы сейчас докажем, что взрывчатые вещества, взятые в достаточном количестве, при некоторых условиях могут сообщать небесным кораблям любую скорость и что таким образом могут быть осуществлены космические странствования.

Допустим пока, что тяжести нет. Вот два тела равной массы и между ними сжатая спиральная пружина. Пружина разжимается, и оба тела, бывшие до тех пор неподвижными, приобретают равные скорости. Заменим одно из тел равной массой сжатого газа, направленного при его движении трубой (соплом) в одном направлении. Ограничимся полым шаром и заключен-

ным в шаре сжатым газом или нагретою летучею жидкостью. Газ вылетает в одну сторону, а масса сосуда — в другую. Вместо газа или пара для получения большей скорости мы можем взять взрывчатые вещества.

Скорость вылетающих продуктов взрывчатых веществ может достигать при достаточно длинной трубе в пустоте 5 *км/сек*. Значит, прибор наш (ракета), имея массу, равную массе взрывающихся материалов, может получить такую же скорость.

Представим себе, что масса взрывчатых веществ в 3 раза больше массы ракеты. Массу ракеты мы примем за единицу. Масса взрывчатого вещества тогда будет равна 3 или $(2^2-1=3)$.

Взрываем сначала 2 единицы. Оставшиеся 2 единицы массы получат скорость 5 *км/сек*. После этого взрываем еще единицу. Получаем прибавку еще 5 *км/сек*. Снаряд получит скорость 10 *км/сек*. Теперь вообразим, что запас взрывчатого вещества ракеты составляет 7 единиц массы, т. е. $(2^3-1=7)$. Мы взрываем 4 единицы. Оставшиеся 4 единицы получают скорость 5 *км/сек*. Взрываем еще 2. Оставшиеся получают еще 5 *км/сек*, т. е. всего 10 *км/сек*. Наконец, третий раз взрываем одну. Пустая ракета массы единица получает еще 5 *км/сек*, а всего она будет иметь 15 *км/сек*. Запас взрывчатых веществ, сравнительно с массой ракеты, может быть последовательно: $2^4-1=15$; $2^5-1=31$; $2^6-1=63$; (2^n-1).

Соответствующие скорости корабля будут $5\times4=20$; $5\times5=25$; $5\times6=30$; $(5\times n)$ *км/сек*. Очевидно, величина скорости безгранично вырастает, между тем как даже для межзвездных путешествий не надо скорости более 16—17 *км/сек*.

В поле тяготения часть работы взрывчатых материалов пропадает. Эта часть тем меньше, чем взрывание быстрее. Так, при моментальном взрывании потери энергии не будет. Потерь также не будет при условии направления вектора реакции газов нормально к действию тяжести (к вектору), несмотря на любую скорость взрывания.

При моментальном взрывании относительная тяжесть в снаряде будет бесконечно велика и потому должна убить все живое, находящееся в небесном корабле. При горизонтальном же направлении взрывания ракета падает на планету прежде приобретения необходимой скорости. При скорости в 8 *км/сек* центробежная сила становится равной силе тяжести; снаряд описывает бесчисленные окружности.

Кроме того, при горизонтальном полете увеличивается во много раз путь через атмосферу. От этого значительная часть работы взрывчатых веществ буквально растрачивается на воздух.

Мои вычисления показывают, что наиболее выгодный угол подъема межпланетного корабля заключается между 20—30°. При этом и сопротивление атмосферы не очень велико, и отно-

сительная тяжесть в ракете небольшая, и потеря энергии взрывчатого вещества от силы тяготения незначительна.

Итак, повидимому, снаряд всякой массы может приобрести космическую скорость при сравнительно не очень большом запасе взрывчатых веществ.

Необходимо применять самые энергичные взрывчатые вещества и взрывать их в очень прочном небольшом сосуде, который мы назовем взрывной камерой, или началом взрывной трубы (сопла). Давление газов будет испытывать только эта камера и ее продолжение — взрывная труба, куда будут устремляться продукты взрыва, постепенно расширяясь и охлаждаясь вследствие перехода беспорядочной тепловой энергии в кинетическую.

Труба и взрывная камера имеют очень небольшой объем. Поэтому масса их не может быть очень велика. Она не возрастает с увеличением запаса взрывчатых веществ. Сосуды (баки), содержащие взрывчатые вещества, не испытывают никакого давления, кроме того, которое происходит от их усиленной относительной весомости. Такие сосуды, особенно при многокамерном (с перегородками) устройстве и многих взрывных трубах, могут весить очень мало.

Необходимо непрерывное накачивание взрывчатых материалов во взрывную камеру. Взрывание в среде тяжести должно происходить очень быстро; количество взорванных в секунду материалов велико, давление — несколько тысяч атмосфер. Понятно, что и работа накачивания не мала. Заметим, что в качестве взрывчатого вещества могут быть применены готовый материал, например, порох, динамит и т. п., или два, или несколько отделенных друг от друга веществ, которые смешивались бы во взрывной камере и при взрыве давали газообразные продукты. Последнее во всех отношениях практичнее. В дальнейшем мы будем предполагать, что в ракете используются два или несколько веществ, дающих при реакции газообразные продукты.

Как показывают мои расчеты, при движении космической ракеты под углом 30° к горизонту, тяжесть и сопротивление атмосферы поглощают немного энергии. При грубых расчетах мы пренебрежем упомянутыми потерями и примем ускорение ракеты в 30 *м/сек*^{2}. Относительная тяжесть в ракете будет втрое более земной. Приводимая ниже таблица приблизительно показывает время в секундах от начала движения ракеты, соответствующую скорость в *км/сек,* пройденный путь и высоту поднятия в километрах. Пятая графа указывает плотность атмосферы, или силу земной тяжести.

Рассматривая таблицу, мы получаем картину движения ракеты. Движение ее непрерывно ускоряется. Через 15 сек. скорость достигает 0,45 *км/сек,* но сопротивление атмосферы уже уменьшилось вдвое, так как ракета поднялась на 5 *км,* где

Таблица

Время сек.	Скорость *км/сек*	Расстояние *км*	Высота *км*	Плотность воздуха	Время сек.	Скорость *км/сек*	Расстояние *км*	Высота *км*	Сила тяжести
0	0	0	0	1	260	7,8	3101	1550	0,66
1	0,03	0,046	0,023		270	8,1	3340	1670	
2	0,06	0,183	0,91		280	8,4	3596	1798	0,61
3	0,09	0,413	0,26		290	8,7	3858	1929	
5	0,15	1,15	0,57		300	9,0	4130	2065	
7	0,21	2,25	1,12		320	9,6	4700	2350	
10	0,30	4,6	2,3		350	10,5	5620	2810	0,50
15	0,45	10,3	5,1	0,5	370	11,1	6184	3100	0,45
20	0,6	18,3	9,1	0,3	380	11,4	6235	3117	
30	0,9	41,3	20,6	0,06	390	11,7	6287	3143	
40	1,2	73,4	36,7	0,006	400	12,0	7339	3669	0,41
50	1,5	115	57,5		420	12,6	7980	3990	0,38
60	1,8	165	82,5	0,000020	450	13,5	9290	4645	
70	2,1	225	112		470	14,1	10140	5070	0,31
80	2,4	294	147		500	15,0	11470	5735	
90	2,7	371	185		520	15,6	12460	6230	0,26
100	3	459	230	0,000006	550	16,5	13880	6940	
120	3,6	660	330		570	17,1	14900	7450	0,21
150	4,5	1030	515	0,000002	600	18,0	16510	8255	
170	5,1	1330	660		620	18,6	17600	8800	0,18
200	6	1830	915		650	19,5	19380	9690	
220	6,6	2220	1110		700	21,0	22480	11240	0,13
250	7,5	2870	1435						

плотность воздуха вдвое меньше, чем у уровня океана. Еще через 5 сек. эта плотность уменьшается втрое, ракета достигает высоты 9 *км* при скорости в 600 *м/сек*. Ракета пролетела тропосферу через 30 сек. от начала полета, ее скорость достигает 0,9 *км/сек*, сопротивление воздуха очень слабо, так как ракета забралась на высоту 20 *км*, где плотность 0,06, т. е. воздух в 17 раз реже, чем внизу. Далее ракета летит через стратосферу. Это область падающих звезд (место их возгорания и разрушения) и светящихся облаков.

Примерно через минуту от начала движения ракета достигает 80 *км* высоты. Подымаясь выше 80 *км*, ракета вступает в таинственную область северных сияний.

Через 150 сек., или 2,5 мин., ракета вступает в абсолютную пустоту, в область светоносного эфира, где приобретенное ею движение становится вечным настолько, насколько вечно движение небесных тел. Прежде всего надо укрепиться в качестве земного спутника на положении маленькой и близкой земной Луны. Отсюда уже нетрудно совершать всякие дальнейшие перемещения и движения вплоть до выхода из солнечной системы и полета среди звезд. Скорость ракеты достигает 4,5 *км/сек,* она поднимается на 500 *км* от земной поверхности.

Но этой скорости снаряда еще недостаточно, чтобы сделаться надежным спутником Земли. Ракета пролетает еще 2 мин., а всего 270 сек. от начала движения и получает взрыванием скорость в 8 *км/сек* и поднимается на высоту 1700 *км.*

Тут сила тяжести Земли заметно уменьшается (процентов на 35) и ракета поднялась бы значительно выше, если бы все время ее путь был вертикальным. Предположим, что взрывание продолжается, тогда таблица нам покажет его дальнейшие результаты. В ней дан расчет на дальнейшее взрывание, причем при определении высоты не принималось во внимание уменьшение силы тяжести. Но важность имеет не высота подъема, а приобретенная скорость. Она дает возможность после прекращения взрывания через 370 сек. совсем удалиться от Земли и летать по ее годовой орбите, в качестве ее собрата — планеты. При дальнейшем взрывании в течение 550 сек. (9 мин.) от начала полета скорость будет не только достаточна для достижения любой планеты (только направление скорости ракеты должно совпадать с годовым движением Земли), но и для полного одоления притяжения Солнца и блуждания среди иных солнц Млечного Пути.

Такая ничтожная скорость одолевает могучее солнечное притяжение потому, что она относительна. Абсолютная же скорость относительно Солнца весьма велика. Мы воспользовались работой движения Земли и это она нам дала такое могущество, сама потеряв совершенно незаметную часть своей скорости.

Мы рассчитывали ранее в наших печатных трудах, что небесный корабль для получения первой космической скорости в 8 *км* (состояния ракеты в виде близкой к Земле лунки) должен забрать запас самых энергичных взрывчатых веществ, в 4 раза превышающий вес ракеты с ее остальным содержимым.

Если бы ракета с людьми и прочим весила тонну, то расход взрывчатых веществ составил бы 4 тонны, или 400 *кг,* в течение 270 сек. Средний их расход в 1 сек. составит 15 *кг.*

Давление на космическую ракету[1], по условию, будет в 3 раза больше веса ракеты со всем содержимым, включая сюда и невзорванные еще материалы. Таким образом, если уско-

[1] Реакция выбрасываемых из сопла газов или тяговое усилие ракеты. — *Прим. ред.*

рение постоянно, то в начале полета, когда ракета весит 5 *т*, давление составит 15 *т* (5×3). В конце же взрывания, когда материал израсходован и ракета весит одну тонну, давление всего только 3 *т*. Значит, расход взрывчатых веществ в начале полета окажется в 5 раз больше, чем в конце его. Если бы мы приняли средний расход в 15 *кг/сек*, то ракета в начале движения шла бы медленнее, а в конце его быстрее. Это было бы полезно в отношении уменьшения потерь от сопротивления атмосферы.

Это упростило бы также устройство взрывной трубы и камеры взрывания.

Работа взрывчатых материалов, т. е. 4 *т* вещества, предполагая энергию химического соединения водорода с кислородом, будет 5 600 000 *тм*. Следовательно, в 1 сек. выделяется 20 700 *тм*, что соответствует работе 207 000 метрических сил. Отсюда ясно, что работа взрывания громадна и не может итти в сравнение с мощностью обычных двигателей.

Между тем, вес взрывной трубы, которая совершает эту гигантскую работу, очень незначителен: всего только часть тонны.

Может ли это быть? Вполне может. Доказательство мы видим в работе артиллерийских орудий. Нетрудно рассчитать, что орудие, выбрасывающее тонну чугуна с начальной секундной скоростью в 1000 *м*, совершает работу в 50 000 тонн-метров, и это в течение $^1/_{50}$ сек. Значит, в секунду она составит 2 500 000 тонн-метров, или 25 млн. метрических сил. Это больше работы взрывной трубы в 121 раз. Если такая пушка весит 20 *т*, то наша взрывная труба будет весить менее 200 *кг*, что достижимо (как показывают мои расчеты).

Дадим описание космической ракеты, как оно составлено мною в 1914 г.

Рули направления и поворота подобны аэропланным. Помещены они снаружи против устья взрывной трубы. Они действуют в воздухе и в пустоте. Их отклонение, а вместе с тем и отклонение ракеты в атмосфере происходит от сопротивления воздуха и от давления стремительно мчащихся газов. Подобный же руль, но помещенный отдельно, может служить и регулятором вращения, т. е. он может заставить ракету вращаться в ту или другую сторону, слабее или сильнее и остановить невольное вращение ракеты, происходящее от неправильного взрывания и давления воздуха. Его действие зависит от винтообразного скашивания пластинки руля, расположенного вдоль потока газов в трубе. Назначение, конечно, в остановке всякого вращения ракеты, губительного для людей.

Опишем ощущения путешественников, отправляющихся в космической ракете для блуждания кругом Земли, подобно ее Луне. Предполагается, что ракета благоустроена и хорошо исполняет свое назначение.

В ракете несколько футляров формы человека, по числу путешественников. Люди ложатся в них горизонтально по отношению к кажущейся тяжести и заливаются ничтожным количеством воды. Руки расположены тут же в жидкости, но свободнее, так что они могут управлять рукоятками приборов, расположенными также в воде. Приборы регулируют направление движения ракеты, состав ее воздуха, температуру, влажность, взрывание и пр.

В таком положении путешественники находятся в течение 270 сек. взрывания и не много могут заметить. Тяжесть их сильно ослаблена водой.

Положим, что путешественники стоят или сидят в креслах, смотрят в прозрачные окна и наблюдают спокойно окружающее. Тогда и в эти 270 сек., или $4^1/_2$ мин., можно кое-что заметить.

Выбрана высокая местность в горах. Найден наклон почвы градусов в 20—30 к горизонту. Местность выравнена, проложены рельсы. Ракета стоит на этих рельсах. Высота местности 5—6 *км,* плотность воздуха уменьшена вдвое; рельсовый путь проложен верст на 100.

Ракета на рельсах находится в наклонном положении, пол с привинченными сиденьями — также. Путешественники вошли в ракету, герметически плотно замкнулись. Началось взрывание.

Ракета покатилась по рельсам, путешественники почувствовали толчок и горизонт, как им показалось, повернулся на 60°.

Тяжесть увеличилась чуть не вдвое.

Давление на ракету было неизменно, но так как количество взрывчатых веществ убывало, то ускорение снаряда росло. От этого тяжесть непрерывно увеличивалась от $1^4/_5$ в начале пути до 9 в конце его. Это ясно было видно из наблюдения над пружинными весами.

Не прошло и 2 мин., как ракета соскочила с рельсов и неслась свободно. Движение ее путники не могли заметить, но им казалось, что громадный опрокинутый горизонт проваливается со всеми горами, озерами и городами куда-то вниз и вместе с тем отдаляется [1].

Путники, достигнув значительного удаления от Земли, думали, что они носятся в абсолютной пустоте, но они ошиблись: следы атмосферы и тут еще оказались.

Поэтому ракета, испытывая небольшое сопротивление, описывала спираль с очень малым шагом, которая приближала ее непрерывно, хотя и очень медленно, к Земле. Они сделали такое множество оборотов кругом Земли, что даже потеряли им счет. Все же возвращение на Землю было неизбежно. Сначала

---

[1] Далее идет описание различных явлений, наблюдаемых путешественниками в ракете и в окружающем пространстве. Так как это является повторением (см. «Картина полета», стр. 68), то мы его опускаем. — *Прим. ред.*

скорость движения ракеты увеличивалась и центробежная сила уравновешивала тяготение Земли, несмотря на увеличение этого тяготения.

Потом скорость космического корабля стала уменьшаться вследствие усилившегося сопротивления атмосферы. Тогда путники стали планировать, подняв нос ракеты кверху с помощью руля, который работал, как аэропланный. Они могли теперь не только умерить падение, но даже превратить его в подъем, пока еще не была потеряна скорость. Но это было излишним, могло кончиться потерей скорости и гибелью ракеты, превратившейся в бескрылый аэроплан. Они снижались, но медленно, все более и более приближаясь к Земле.

Действительно, спуск был опаснее, чем на аэроплане, так как у ракеты не было крыльев и требовалась большая скорость, чтобы уравновесить тяжесть сопротивлением воздуха (при чуть наклонном движении) и спуститься не круто, а почти горизонтально. Они полого влетели в море. Скорость была еще велика и они проплыли порядочное расстояние, прежде чем остановиться и быть взятыми на борт проходившим недалеко пароходом.

Только точные расчеты могут дать ответы на вопросы, касающиеся космического корабля. Расчеты же укажут и на требования, которым должны удовлетворять взрывчатые вещества, свойства материалов и механизмы, пригодные для полета и жизни в эфире.

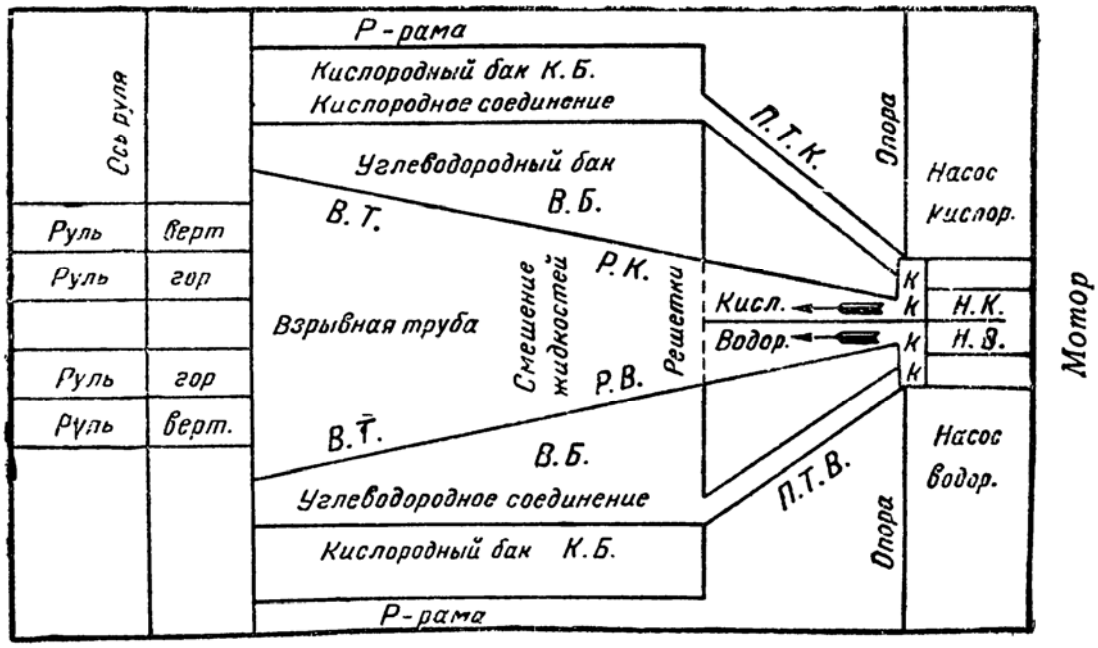
Печатается по рукописи 1924 г.

КОСМИЧЕСКАЯ РАКЕТА. ОПЫТНАЯ ПОДГОТОВКА

(1927)

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.

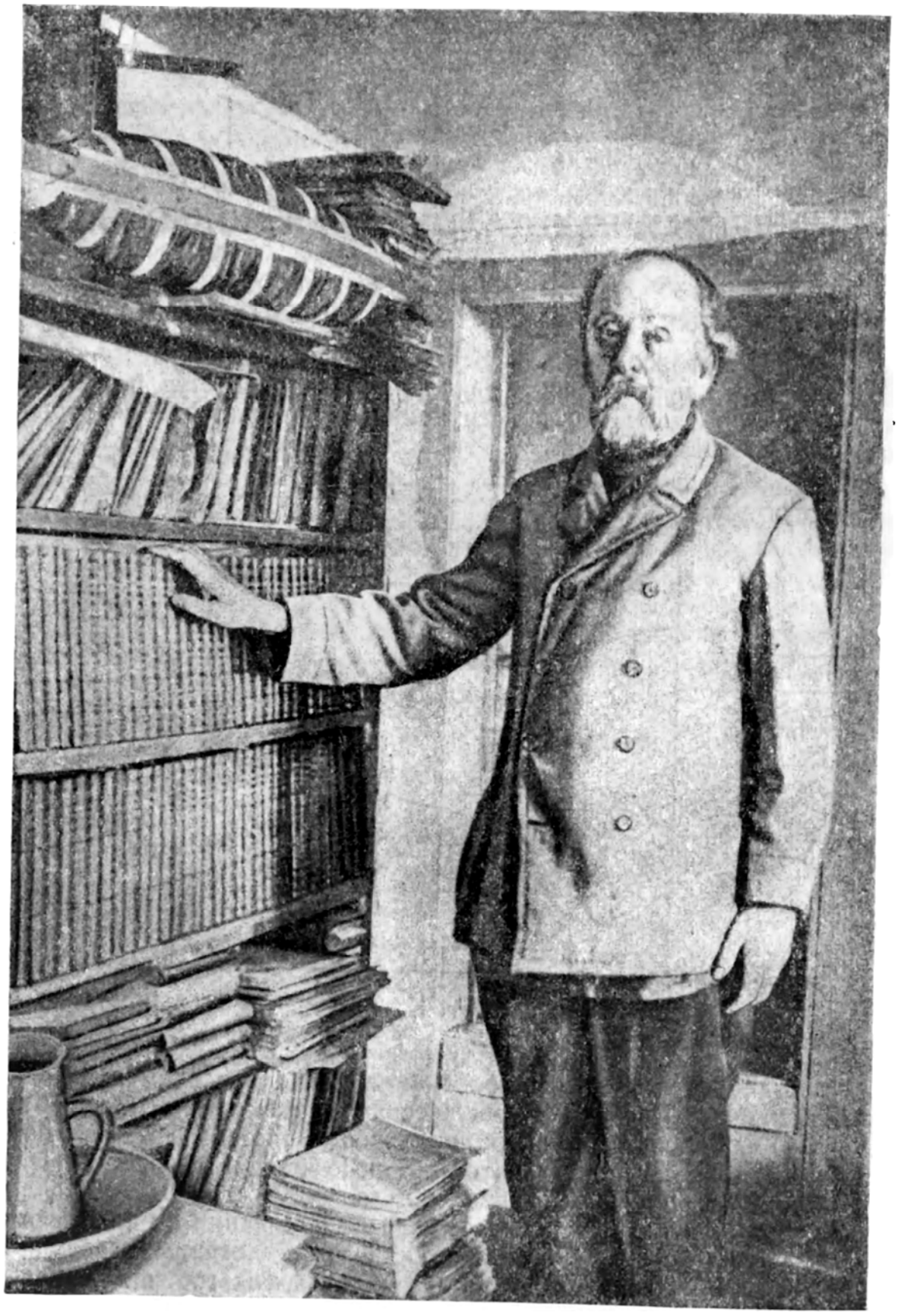


Фиг. 1.

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 движению. Это хоть немного увеличит реактивное действие ракеты. Впрочем, для опытов это неважно.



К. Э. Циолковский в своей комнате у полки с книгами, 1927 г.

2. *Н. К.* и *Н. В.* — два насоса, приводимые в движение одним двигателем. Первый накачивает во взрывную трубу кислородные соединения, второй — 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 скипидара (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 5 раз, чтобы мотор экономно работал, то передача должна этого достигнуть. Но того же можно достигнуть, уменьшив объем каждого насоса в 5 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 чрезмерного 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, разбрасывая взрывчатые вещества в стороны, меньше их использует.

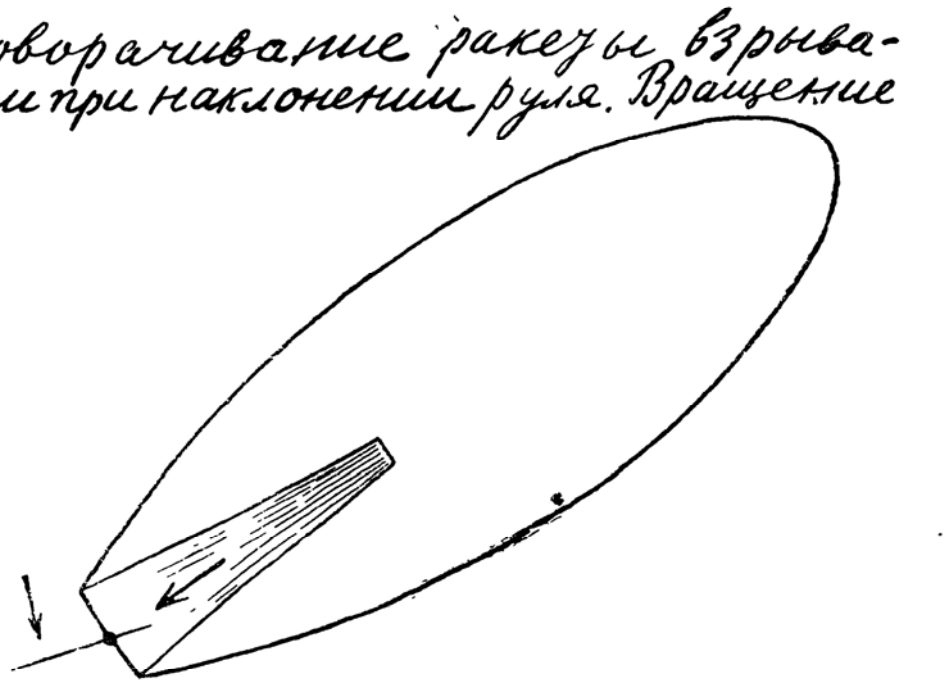
Взрывная труба должна быть сделана из материала прочного (даже при высокой температуре), тугоплавкого и несгораемого; хорошо, если он также и лучший проводник тепла. Доступнее сделать трубу из двух оболочек: первая — внутрен-

няя, 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 плани-



Фиг. 2. Рисунок из рукописи К. Э. Циолковского „Альбом космических путешествий".

рованием (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 сломается 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 взрыв-

ных 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. 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 равной 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, с 0,1 *кг*.

Объем этого количества будет равен кубу с ребром в 1,6 *см* (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*.

---

[1] См. статью «Исследование мировых пространств реактивными приборами»

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 невыгодны, 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 не будет превышать 3—4 *км/сек*. Надо добиваться наибольшей скорости, что возможно только

[1] См. статью «Исследование мировых пространств реактивными приборами».

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 со временем, 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.

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 6 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 *am*. Приравнивая это давление сопротивлению, из (1), (2) и (3) получим

$$\frac{R - r}{r} = \frac{\delta}{r} = 10^3 p \frac{S}{K_z}. \tag{4}$$

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

$$G = \pi (R^2 - r^2)\gamma 100. \tag{5}$$

Это на протяжении 100 *см;* тут γ есть плотность материала. Мы принимали $2R$ от 2 до 4 *см*.

Из (5) и (4) найдем

$$G = \pi p \gamma r^2 \left(10^3 p \frac{S}{K_z} + 2 \right) 10^5 \frac{S}{K_z}. \tag{6}$$

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 зна-

чения 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 пр. 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 3 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 $C_n H_{2n+2}$ 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, содержашем 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 охлаждение заставляет нас терять энергию. Но водород [2] 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 энергич-

---

[1] См. статью «Исследование мировых пространств». — *Прим. ред.*

[2] 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. Цандера.*

ные, чем самые могучие из известных (как гремучий газ, окислы кальция и др.).

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 возможности 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 восста-

навливается. 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.

Впрочем опытные работы могут повести нас и по иному пути. Они вернее направят нашу деятельность.

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 10 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.

Была напечатана отдельной брошюрой в Калуге в 1927 г.

КОСМИЧЕСКИЕ РАКЕТНЫЕ ПОЕЗДА

(1929)

От автора

Мне уже 72 года. Я давно не работаю руками и не произвожу никаких опытов.

Над реактивными приборами практически трудятся на Западе со времени издания моей первой работы в 1903 г.

Сначала искали применений к военному делу (Унге в Швеции и Крупп в Германии).

Потом, со времени другого моего труда в 1911—1912 гг., работали вообще теоретически и экспериментально (Биркеланд, Годдард). Тогда же высказал свои соображения и Эсно Пельтри.

Но с 1913 г. и у нас многие заинтересовались вопросами заатмосферного летания, в особенности, когда увидели серьезное отношение к нему Запада.

Со времени издания в очень распространенном журнале («Природа и люди», 1918) моей работы «Вне земли» (отдельное издание в 1920 г.) заинтересовался звездоплаванием Оберт. Его сочинение дало германским ученым и мыслителям изрядный толчок, благодаря которому появилось много новых работ и работников. Двое из них очень усердно (особенно Ладеман) переводили и распространяли мои труды.

Появились ракетные автомобили, глиссеры, сани и даже аэроплан (под управлением Штамера). Все это было очень несовершенно, но производило много шума и было полезно как в отношении опытов, так и в отношении распространения интереса среди общества, ученых и строителей.

Стали сильнее распространяться эти идеи и в СССР. Выступили: Ветчинкин (лекции), Цандер и Рынин. Последний своими прекрасными работами и обширными сведениями по литературе вопроса особенно способствовал распространению идей звездоплавания.

Не только за границей, но и у нас теперь учреждаются институты и образуются общества, члены которых успешно и талантливо распространяют новые идеи.

Привет от меня работникам астронавтики как в СССР, так и за границей. Им придется поработать не один десяток лет.

Пока это дело неблагодарное, рискованное и безмерно трудное. Оно потребует не только чрезвычайного напряжения сил и гениальных дарований, но и многих жертв.

Большинство относится к звездоплаванию как к еретической идее и ничего не хочет слушать. Другие — скептически, как к вещи, абсолютно невозможной, третьи — чересчур доверчиво, как к предмету, легко и скоро осуществимому. Но первые неизбежные неудачи обескураживают и отталкивают слабых и подрывают доверие общества.

Звездоплавание нельзя и сравнивать с летанием в воздухе. Последнее — игрушка в сравнении с первым.

Несомненно, достигнут успеха, но вопрос о времени его достижения для меня совершенно закрыт.

Представление о легкости его решения есть временное заблуждение. Конечно, оно полезно, так как придает бодрость и силы.

Если бы знали трудности дела, то многие, работающие теперь с энтузиазмом, отшатнулись бы с ужасом.

Но зато как прекрасно будет достигнутое. Завоевание солнечной системы даст не только энергию и жизнь, которые в 2 миллиарда раз будут обильнее земной энергии и жизни, но и простор еще более обильный. Человек на Земле владеет, так сказать, только двумя измерениями, третье же — ограничено, т. е. распространение вверх и вниз пока невозможно. Тогда же человек получит три измерения.

А отсутствие тяжести, а девственные лучи Солнца, а любая температура, получаемая в сооружениях только силою солнечных лучей, а ничего не стоящее передвижение во все стороны, а познание вселенной! Мы не можем тут оценить всех благ и преимуществ завоевания солнечной системы. Кое-что я даю в вышеупомянутом моем сочинении «Вне земли».

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 большую 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 выводы: 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, где диаметр меньше, 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 3 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, отклоненные 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 устра-

нения 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 [1]. Когда передняя ракета почти сожжет свое горючее, она отцепляется от четырех задних, продолжающих 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, которая 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)]

$$\frac{c_1}{W}=\ln\left(1+\frac{M_1'}{M_{02}}\right),$$

где дано отношение окончательной скорости ракеты c_1 к скорости отброса W в зависимости от отношения полной массы

[1] Вопрос о твердой дороге разработан в моем сочинении «Сопротивление воздуха», 1927.

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

$$\frac{V_1}{W}=\ln\left[1+\frac{1}{[(M_0:M'_1)+1]\,n_1-1}\right].$$

24. Для второго поезда, в котором одной ракетой меньше, найдем

$$\frac{V_2}{W}=\ln\left[1+\frac{1}{[(M_0:M'_1)+1]\,(n_1-1)-1}\right].$$

25. Также и для остальных. Вообще же для поезда порядка x будет

$$\frac{V_x}{W}=\ln\left[1+\frac{1}{[(M_0:M'_1)+1]\,(n_1-x+1)-1}\right].$$

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 са-

мого 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

$$\frac{V}{W}=\ln\left[1+\frac{1}{[(M_0:M_1')+1]\,y-1}\right].$$

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 $M_0:M_1'=\frac{1}{3}$

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 10 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 и скорость 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 $M_0 : M_1' = \frac{1}{3}$ 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

$$\frac{V_y}{W}=Z=1:\left[\left(\frac{M_0}{M_1'}+1\right)y-1\right].$$

37. Сумму прибавочных скоростей поездов далее 11-го с конца можем узнать приблизительно интегрированием выражения (36). Получим

$$\frac{M_1'}{M_0+M_1'}\ln\left[\left(\frac{M_0}{M_1'}+1\right)y-1\right]+\text{const}.$$

Если const=10, то сумма прибавочных скоростей равна нулю. Следовательно,

$$\text{const}=-\frac{M_1'}{M_0+M_1'}\ln\left[\left(\frac{M_0}{M_1'}+1\right)10-1\right].$$

Значит, для суммы прибавочных скоростей получим

$$\frac{M_1'}{M_0+M_1'}\ln\left[\frac{\left(\frac{M_0}{M_1'}+1\right)y-1}{\left(\frac{M_0}{M_1'}+1\right)10-1}\right].$$

38. Полагая тут $y=11$ (11-й поезд, т. е. прибавку одной ракеты к 10), найдем относительную прибавочную скорость в 0,077 (табл. 31).

Если мы прибавим 10 поездов, то $y=20$, и суммированная прибавочная скорость 10 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 10 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%-ном 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)

$$\frac{M_1'}{M_0+M_1'}\ln\left(\frac{y}{10}\right).$$

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 4 раза меньше, 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/сек*^{2}. Такое же ускорение в 1 сек. 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/сек*^{2}.

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 10 раз меньше, так как он содержит 10 ракет одинаковой массы, и т. д.

Выходит, что натяжение 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 пренебречь.

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

Чнсло 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 55—20 *м/сек*[1]

(6)	1104	2484	4322	7082	12602

Время взрывания в секундах равно

(7) $1104 : 2 = 552 = 5520 : 10 = 552$

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 мировых пространств реактивными приборами".

	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%-ном 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-й строки видим, что пятиракетный 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-й строки видно, что время взрывания в каждом поезде равно 552 сек., или 9,2 мин. Для пяти поездов это составит 46 мин. 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-й 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%-е использование 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 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 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 3 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 5 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 4 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 5 раз большею, чем одна ракета, и потому *оба поезда имеют одно и то же ускорение, также 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 суммарную 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 5-й 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*; $\sin \alpha = 0{,}1$; $\alpha = 6°$

(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-й 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. строки 3 и 5)

(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 4-й строки имеем

$$1x+1{,}1x...+1{,}25x...+2x...+5x+10x=29{,}39x=8000,$$

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-ю и 10-ю 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 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 4-й 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 по-

ражающее. 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 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 в 1 $м^2$ будет не менее

$$(d : 2g)\, c^2,$$

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

$$(d : g)\, cc_h.$$

81. Величину этого давления мы должны приравнять весу G_1 ракеты, приходящемуся на 1 $м^2$ ее основания (0,3 $т$, или 300 $кг$). Следовательно,

$$G_1 = (d : g)\, cc_h.$$

Отсюда

$$\frac{c_h}{c} = (gG_1) : (dc^2).$$

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 силе 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 ча-

стных поездов *одно и то же, но время* взрывания *обратно пропорционально массе* поезда (пп. 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 большую 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 системе 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 зеличины 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 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 та-

кие 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 покрыто 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 секунд-

ным 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.

Издана в Калуге коллективом секции научных работников в 1929 г. Вошла в «Избранные труды» кн. II, 1934 г.

РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

(1929)

Реактивными приборами я занимаюсь с 1895 г. И только теперь, в конце 34-летней работы, я пришел к очень простому выводу относительно их системы. Ларчик, как видно, открывался просто: эти двигатели уже давно изобретены и требуют только незначительных дополнений.

Взрывные (внутреннего сгорания или тепловые) моторы в то же время являются и реактивными. Только реакцией выбрасываемых газов теперь не пользуются: они выбрасываются без всякой пользы в разные стороны и без посредства конических труб.

Причина — разумная: их действие довольно слабо вследствие малого количества сжигаемого горючего. Их действие слабо еще от малой скорости движущихся аппаратов и от того, что расширению и использованию теплоты выхлопных продуктов горения мешает давление атмосферы.

Все это меняется, если применять аэроплан в разреженных слоях атмосферы, при больших скоростях его поступательного движения и при употреблении конических труб, направленных в одну сторону — назад. Через них будут вырываться выхлопные газы.

Посмотрим, насколько велик их отброс. Пусть имеем мотор в 1000 метрических сил (по 100 *кгм* каждая) [1]. Пусть он потребляет на силу в час 0,5 *кг* горючего. На 1000 сил его пойдет 500 *кг*. Если горючее — водород, то атмосферного кислорода пойдет в 8 раз больше, т. е. 4000 *кг*. Но кислород в атмосфере составляет только пятую долю, так что масса потребляемого воздуха составит 20 000 *кг*. Водородом пренебрежем. Более 20 000 *кг* выбрасывается в час, а в секунду выбрасывается 5,6 *кг* паров и газов. Это — большое количество. Не только пренебрегать им нельзя, но оно достаточно для получения огромных скоростей.

В моем «Исследовании 1926 г.» приведена табл. 24 для космической ракеты в одну тонну весом. Эта ракета получает первую космическую скорость в 8 *км/сек* при запасе горючего (вместе с кислородом) 4 *т*. Одного горючего пойдет от поло-

---

[1] Одна метрическая лошадиная сила равна 75 *кгм/сек*. Упомянутая в тексте метрическая сила в современной технике не применяется.— *Прим. ред.*

вины до одной тонны (если не брать с собой запасного кислорода). Космическая ракета выбрасывает продуктов горения в секунду 5 *кг*, т. е. даже менее, чем в нашем моторе.

Правда, благодаря примеси в воздухе огромного количества азота скорость выбрасываемых продуктов горения не достигнет и 3 *км/сек*. Значит, космических скоростей мы тут не достигнем, хотя близко подойдем к ним.

Ракета весит тонну. Может ли она за счет своей массы иметь мотор в 1000 сил? Теперь моторы делают уже вдвое легче, чем недавно. Предположим, что мотор в тысячу сил будет весить 50 *кг*. Это тем более возможно, что мотор может быть очень несовершенен: он может давать не тысячу сил, а только 200, даже менее, лишь бы он сжигал как можно больше материала. Чем больше он будет сжигать его, тем лучше, потому что нам нужна не столько работа, сколько взрывы и выбрасывание газов.

Обратим еще внимание на то, что мы принимаем запас горючего в 4 тонны. Если же мы сумеем воспользоваться хотя отчасти кислородом воздуха, то достаточно будет взять одну тонну горючего. Значит, у нас будет экономия в 3 тонны. Такая масса может послужить для самых разнообразных целей, например, для увеличения запаса водородных соединений (и достижения космических скоростей), для увеличения числа пассажиров, улучшения и укрепления оборудования и т. д.

В чем же дело, как совершать полет, как усовершенствовать его и приблизиться к заатмосферному летанию?

Представим себе описанный мною аэроплан возможно меньших размеров. Его двигатели сначала работают главным образом винтами и меньше реакцией отбрасываемых газов. По мере же подъема в высоту и приобретения скорости работа винтов ослабляется, а работа сжигания горючего увеличивается. Это возможно, потому что всякий мотор может работать даже вхолостую, т. е. безрезультатно. Таким образом работа винта постепенно переходит на реактивную работу. В конце концов винт устраняется или вертится без тяги, или совсем останавливается, направив свои лопасти вдоль встречного воздушного потока.

Работою двигателей мы, однако, воспользуемся, во-первых, для накачивания воздуха в моторы, во-вторых, — в сильно разреженных слоях воздуха или в пустоте (когда это накачивание невозможно) — для нагнетания запасенных элементов взрыва во взрывные трубы и приобретения космических скоростей.

Если мы имеем 10 моторов, каждый в 10 цилиндров, которые дают по 30 оборотов в секунду, то получим 3000 хлопков в секунду и реактивное давление до 5 тонн. Это на 100 труб. На каждую придется среднее давление от 10 до 50 *кг*.

Была напечатана в брошюре «Космические ракетные поезда», К., 1929 и второй раз в брошюре «Новый Аэроплан», К., 1929.

НОВЫЙ АЭРОПЛАН

(1929)

Предисловие

Первый труд мой, посвященный аэроплану, появился в журнале «Наука и жизнь» в 1895 г. До этого никто не разработал еще так подробно теорию аэроплана и с такими конкретными выводами, только теперь оправдавшимися. Особый оттиск этой работы был всюду разослан. Между прочим, и секретарю Французской Академии Наук.

Немного спустя француз Адер устроил свой «авион», а затем пошли все более и более удачные опыты, пока братья Райт в 1903 г. не решили блестящим образом практически этот вопрос. Еще немного писал я об аэроплане в журнале «Воздухоплаватель», и мысль о нем не покидала меня. Иногда я принимался за вычисления. Но дело шло и без меня недурно, и потому мои труды мне казались лишними.

Значение формы крыльев выяснено опытами и вычислениями в 1891, 1896, 1898, 1899 и 1903 гг. Все печаталось в известных журналах.

Лишь теперь, когда я пришел к новым и утешительным выводам, я решился поделиться ими с читателем.

Все же будущий дирижабль всегда будет иметь преимущество перед аэропланом, как наиболее дешевое средство перевозки самых дешевых грузов. Действительно, будущий дирижабль будет сплавлять их по ветру, как парусное судно или течение реки. Этих преимуществ не может быть у аэроплана, ибо последний не может быть малосильным, как грузовой дирижабль. Планеры же транспортного значения не имеют.

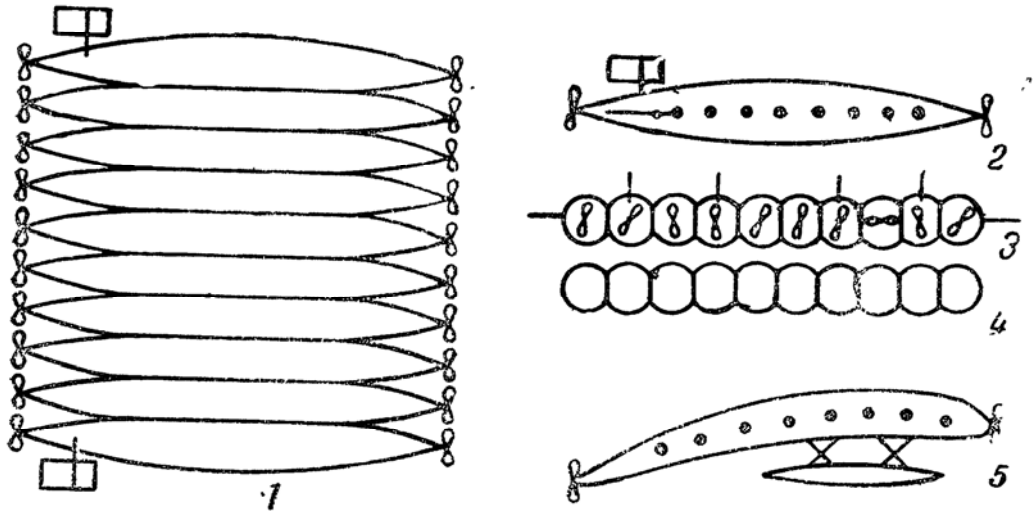
1. Представьте себе сильно надутую воздухом или кислородом поверхность вращения в виде веретена. Диаметр его поперечного сечения не меньше 2 *м*, длина не меньше 20 *м*.

Параллельный ряд таких веретен смыкается боками и образует волнистую квадратную пластинку с зубцами сзади и спереди (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).

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



Фиг. 1.

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 аппарата обусловливается внутренним избыточным давлением, 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 получается 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 аппарат, 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 избыточному давлению P газа внутри оболочки. Поэтому напишем

$$Q = \delta 2K_z : S = PF_h = PD,$$

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_y слегка наклонной к горизонту плоскости в 1 $м^2$ будет (26) и (28):

$$P_y = (c^2 : g)\, d \sin y.$$

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_y. Поэтому из (25) и (29) получим

$$c = \sqrt{5\pi \cdot g \cdot \gamma PSD : 2d \sin y K_z}.$$

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 избыточного давления, 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. 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 отношения длины ее к высоте, а ξ — особый коэфициент трения [формула (20), *«Сопротивление»*, 1927], зависящий от отношения $l : c$. Он определяется вычислением формулы (20) и таблицами той же работы.

34. Определяя A и B, мы положили[1]: $\pi = 3{,}14$, $g = 9{,}8$, коэфициент сопротивления шара Кш=0,4, коэфициент формы Кф=1, коэфициент плоской пластинки Кпл=1, коэфициент сужения поверхности к концам Ксц=0,75, толщину поверхностного 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)

$$A : X^2 + B : XD = C.$$

Тогда

$$P_{h1} = d\xi c^2 C.$$

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_n или нормального давления на крыло. Она составляет (см. 29)

$$P_{h2} = P_v \sin y = (c^2 : g) d \sin^2 y.$$

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):

$$(P_{h1} + P_{h2}) ac = adc^3 (\xi C + \sin^2 y : g) = L_1.$$

Последняя буква означает величину удельной мощности мотора, т. е. его секундную работу, приходящуюся на 1 $м^2$ горизонтальной проекции аэроплана.

---

[1] Здесь мы сохранили обозначения, принятые в труде «Сопротивление воздуха и скорый поезд», 1927. Надо заметить, что построение формул Циолковским далеко от принятого в современной аэродинамике. — *Прим. ред.*

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

$$L_1 = 0{,}5\pi E P \gamma D S : K_z.$$

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 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 уравнения (25) 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_y. 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.
$$2{,}5\pi\gamma P D \frac{S}{K_z} = \frac{c^2}{g} \cdot d \sin y$$

и

42.
$$a d c^3 \left(\xi C + \frac{\sin^2 y}{g}\right) = 0{,}5\pi E \gamma \cdot P \cdot D \frac{S}{K_z}.$$

Исключая из уравнения плотность воздуха d посредством (41), получим

43.
$$c = E \sin y : \left[5 a g \left(\xi C + \frac{\sin^2 y}{g}\right)\right].$$

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

$$d=2{,}5\pi\gamma\cdot PDSg:(K_z \sin y c^2).$$

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: $\gamma=8$; $P=10$; $D=2$; $S=10$; $g=10$; $K_z=10^5$ (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, *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

$$\sin y : (\xi C + \sin^2 y : g)$$

имеет максимум, при котором 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.

$$c = \frac{E}{10a\sqrt{\xi C g}} = \frac{E}{10a \sin y}.$$

50. Положим $C = 0{,}000088$; $\xi = 2{,}5$; $g = 10$. Теперь из (48) получим

$$\sin y = 0{,}047 \text{ (угол равен } 2°40').$$

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

$$d = 250\pi \cdot \gamma \cdot PD \frac{a^2}{E^2} \frac{S}{K_z} \sqrt{\xi \cdot C \cdot g^3}.$$

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

$$A = 2{,}5\pi\gamma P g (S : K_z).$$

54. Теперь, исключая $\sin y$ из уравнения (42) и решая его относительно плотности среды d, получим

$$d = \frac{A \cdot E \cdot D}{10g \cdot \xi \cdot C \cdot a \cdot c^2} \left(1 \pm \sqrt{1 - \frac{100g \cdot \xi \cdot C \cdot a^2 \cdot c^2}{E^2}}\right).$$

55. Отсюда видно, что

$$c \leqslant E : (10 \cdot a\sqrt{\xi \cdot C \cdot g}),$$

т. е. скорость не может быть больше определенной величины. Приняв прежние условия, вычислим

55.

$$c \leqslant 141.8.$$

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:

$$d = A \cdot E \cdot D : (10g \cdot \xi \cdot C \cdot a \cdot c^3).$$

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):

$$q = 5q_1 = 0{,}125m = 125 \text{ кг}.$$

Каждый род нагрузки (0,2) будет составлять 0,025 m, 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 моторы, например) — 25 *кг* (1 $м^2$ горизонтальной проекции). Соответствующая мощность будет 25 метрических сил (56). На 25 метрических сил пойдет горючего $0{,}2\times25=5$ *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 2 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*, иначе 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, °Ц:					
—73	127	527	1327	2927	6127

69. Температура сжатого воздуха доходит до 6 000° 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.

---

[1] См. статью «Ракета в космическое пространство».

Чтобы ракетное использование было полным, нужно, чтобы скорость отброса (в каждый момент) равнялась скорости движения аэроплана [1].

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, 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, 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

[1] См. «Исследование мировых пространств реактивными приборами». 1926.

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 бо́льшая 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 *am*, 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 2 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*. Избыточное давление 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. 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 2 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).

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%.

Была издана в Калуге в 1929 г. Вошла в «Избранные труды», кн. II, 1934.

[1] См статью «Ракетные космические поезда».

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 совершает 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 темпера-

---

[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. Цандера.*

[2] Но можно воздух сжигать также динамически, струйным методом в воздушных реактивных двигателях. *Прим. Цандера.*

туру его примем постоянной. В таком случае для определения работы его сжатия воспользуемся формулой [1]

$$L = P_1 \cdot V_1 \cdot \ln\left(\frac{V_1}{V}\right).$$

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 [2] 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 *кгм*, 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

$$L = BP_1V_1[1 - (V_1 : V)]^{1:B}.$$

Из (44) знаем: $B = 2{,}48$ и $1:B = 0{,}403$. Положим $V_1 : V = 780$. Тогда вычислим

$$L = P_1V_1 34{,}7 = 358 \text{ тм},$$

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 выпол-

---

[1] Здесь и дальше ссылки на статью «Давление на плоскость».

[2] Весь расчет Циолковский ведет на 1 $м^3$ сжатого воздуха. *Прим. ред.*

няемой моторами [1]. Вычисленная работа относится к сжиманию в пустоте. Давление атмосферы помогает сжимать, и потому истинная 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. 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.

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 [2].

Например, одноатомный водород H выделяет при образовании двухатомного водорода H_2 в 16 раз больше энергии, чем такая же масса премучего газа («Космическая ракета», 1927).

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

---

[1] 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 шестикратного сжатия при постоянной температуре. Без охлаждения же достигаемая степень сжатия еще меньше. По таблице п. 2 воздух на высоте 11,1 *км* разрежен в 4 раза, а на высоте в 17,6 *км* — в 9 раз. *Прим. Цандера.*

[2] В настоящее время в Германии уже испытаны спирт и бензин, а во Франции — нефть.— *Прим. Цандера.*

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, показывающая относительный вес материалов, участвующих в горении.

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

* В справочниках для кислорода даются немного меньшие цифры: 23,1% по весу, или 20,9% по объему.—*Прим. Цандера.*

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.

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), $м^3$	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. 268).

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

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, *кг*	0,0842	0,353	0,25*
5	Сколько надо кислорода на силу (100 *км/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) *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 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. Цандера.*

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.

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. п. 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 2 раза больше. По моей теории («Аэроплан», 1895 и 1929), самолет с тягой в 125 *кг* может лететь со скоростью вдвое большей на высоте в 12 *км*, где воздух раза в 4 реже.

10. Мы имеем в виду равномерное и горизонтальное движение аэроплана. Мы не считаемся с работой его восхождения на высоту и с работой приобретения постоянной скорости дви-

жения. 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 2 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 5 раз, то при той же тяге и работа увеличивается в 5 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 5 раз больше, чем необходимо для обыкновенного самолета с винтом.

Поэтому наш реактивный аэроплан убыточнее обыкновенного в 5 раз. Но вот он летит вдвое скорее там, где плотность атмосферы в 4 раза меньше. Тут он будет убыточнее только в 2,5 раза. Еще выше, где воздух в 25 раз реже, он летит в 5 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 2 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 го-

рения заимствуется из атмосферы, см. «Сопротивление воздуха» 1927).

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, *км*					
0	11,1	17,6	22,1	25,7	36,8
Скорость, *м/сек*					
100	200	300	400	500	1000
Скорость, *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.

Была издана отдельной брошюрой в 1930 г. в Калуге.

РАКЕТОПЛАН

(1930)

1. Ракетоплан подобен обыкновенному аэроплану. Но он имеет по сравнению с аэропланом небольшие крылья и у него нет совсем воздушного винта. Ракетоплан обладает очень сильным мотором, который выбрасывает продукты горения через особые конические трубы назад, к кормовой части снаряда. Получается отдача, отталкивание, реакция, — силой которой и совершает свое ускоренное восходящее движение ракетоплан.

2. При горизонтальном его движении скорость могла бы возрастать только до небольшой величины, но он имеет восходящее движение, причем воздух все более и более разрежается и сопротивление его уменьшается. Поэтому ускоренное движение совершается все время, пока работает мотор.

3. По истощении горючего или прекращении работы двигателя он может достигнуть такой высоты и такого разрежения атмосферы, что приобретенная им скорость позволит ему вылететь из атмосферы и по инерции двигаться в пустоте.

4. При этом, смотря по величине и направлению скорости, он может: а) опять возвратиться в атмосферу и, теряя скорость благодаря сопротивлению, спуститься на землю; б) обращаться вечно в пустоте вокруг Земли подобно Луне или комете; в) удалиться от Земли и скитаться вокруг Солнца, как планета; г) совсем уйти от Солнца и путешествовать среди звезд, т. е. среди других солнц.

5. Если же продолжить работу моторов, то все эти результаты можно изменить по желанию.

6. Главные части нашего ракетоплана: а) корпус в виде веретена, где помещаются люди, машины, запасы горючего и пр.; б) небольшие неподвижные продолговатые плоские крылья; в) руль направления — сзади сверху над корпусом; г) сзади по бокам два горизонтальных руля боковой устойчивости; они же, действуя согласно, служат и рулем высоты; д) несколько преображенный авиационный двигатель с коническими трубами для выбрасывания продуктов горения к кормовой части; ж) сжиматель воздуха ради усиления мотора и обязательного сжимания воздуха на высотах; он приводится в действие мотором; з) охладитель сжатого воздуха, питающий рабочие цилиндры; и) отделение для горючего (бензина); к) по-

глотители сырости, углекислого газа, аммиака и других вредных человеческих выделений.

7. Корпус. Так как снаряд предназначен для достижения высот, где человек дышать не может, то прибор должен быть плотно со всех сторон закрыт, чтобы не могло быть ни малейшей утечки газов наружу. Давление их будет внутри поддерживаться без изменения.

Но в таком случае на высотах оно будет гораздо больше наружного давления разреженной атмосферы. Из этого видно, что внутреннее избыточное давление неизбежно для аэроплана высот. Оно может быть и внизу, у уровня океана. Для этого стоит только в корпус накачать немного внешнего воздуха или из запаса пустить внутрь струю кислорода.

8. Избыточное давление даже тонкой оболочке придает твердость, постоянство и сопротивляемость изгибам и другим деформациям.

Но все же аппарат должен иметь некоторую жесткость и без избыточного давления, т. е. до накачивания его кислородом или воздухом. Для этого полезно в поперечных сечениях придавать ему волнистый вид. Гребни оболочки будут итти вдоль ее длины. От давления волны растягиваются и жесткость уменьшается, но тогда прибор и в силу надутости достаточно жесток.

9. Выгодно давать прибору большие размеры, но начинать нужно с наименьших возможных. Диаметр поперечного сечения корпуса не может быть меньше двух метров, в противном случае это стеснит движения человека в замкнутом помещении. Продолговатость тоже выгодно давать большую, но на первых порах можно ограничиться умеренной, например 10. Тогда длина корпуса будет 20 *м*.

10. Объем W выразится формулой

$$W=0{,}5\,l\,\frac{\pi d^2}{4},$$

где d — наибольший диаметр и
l — длина корпуса.

Так как $l=\lambda d$, где λ есть удлинение (продолговатость) или отношение длины к диаметру, то

$$W=\frac{\pi}{2}\,d^3\lambda.$$

11. Положим, что $d=2$ *м*; $\lambda=10$. Получим $W=31{,}4$ *м*^{3}.

12. Также поверхность F можем выразить:

$$F=0{,}75\,l\pi d=0{,}75\,\pi\lambda d^2.$$

13. Если $d=2$ *м* и $\lambda=10$, то $F=94{,}2$ *м*^{2}.

14. Если корпус наполнен чистым кислородом, то давление будет совершенно достаточным (даже для больного и слабого)

в 0,5 *ат*. Таково оно будет у земли. При подъеме оно может сделаться больше атмосферного, но тогда можно выпустить часть газа. При спуске, однако, опять нужно увеличить внутри давление, иначе оболочка будет смята атмосферным давлением.

Какова же будет при этих условиях толщина оболочки? При постоянной ее толщине наибольшему натяжению подвергаются средние широкие части поперечного сечения. Притом натяжения по окружности больше, чем вдоль. На этом основании напишем:

$$\delta = \frac{npd}{2k_z},$$

где p — есть сверхдавление на единицу площади;

δ — толщина оболочки;

k_z — коэфициент сопротивления материала;

n — коэфициент прочности или запас прочности.

15. Из уравнения видно, что толщина оболочки будет возрастать с увеличением диаметра, запаса прочности, сверхдавления и уменьшением сопротивления материала.

16. Положим: $p=0{,}5$ *кг/см²*; $n=10$; $k_z=10^4$ *кг/см²*. Тогда найдем $\delta=0{,}5$ *мм*. Если запас прочности еще увеличим вдвое, т. е. сделаем $n=20$, то $\delta=1$ *мм*. Из хромовой стали это будет вполне практическая толщина оболочки. В волнистом виде она будет хорошо сохранять свою форму и без избыточного давления.

17. Один квадратный метр такой оболочки будет весить приблизительно 8 *кг*. Вся же оболочка будет весить 752 *кг*.

18. Треть объема корпуса мы можем занять горючим, столько же машинами, поглотителями человеческих выделений и другим необходимым. Треть — помещением для человека. Это помещение займет около 10 *м³*. Для двух-трех путешественников этого достаточно.

19. Абсолютный объем, занятый горючим и машинами, не составит более 15 *м³*. Остальные 15 *м³* займет газообразный кислород. Вес его при двойном разрежении будет около 9,75 *кг*. Этого хватит для дыхания одного человека на 10 суток, двоих — на 5, а троих — на 3. Между тем все путешествие может закончиться через час. Можно надувать оболочку и воздухом, и тогда его будет вполне довольно, хотя время использования уменьшится в 5 раз, т. е. для одного хватит на 6 дней, а для трех — на 2 дня (если при этом на высотах воздух не выпускать и поглощать человеческие выделения).

20. Топливо занимает 10 *м³*. Даже при плотности его в 0,5 мы можем принять вес горючего в 5 *т*.

21. Для мотора в 1000 метрических сил вполне достаточно помещение в 10 *м³*. Весить он может 1000 *кг*, т. е. тонну.

22. Но у нас особый мотор. Он должен сжигать как можно больше горючего давая хотя бы и ту же мощность. Нам большая работа не нужна. Ведь она идет главным образом на сжимание воздуха для рабочих цилиндров. Нам нужно большое количество выхлопных газов или продуктов горения, производящих тягу.

23. Как же усилить потребление топлива? Для этого мы можем: а) увеличить число оборотов рабочего вала (в ущерб экономии топлива); б) сжимать предварительно воздух, питающий рабочие цилиндры.

24. Увеличение числа оборотов потребует расширения клапанных отверстий и сопровождается вообще неэкономной работой мотора, далеко не оправдывающей расход горючего. Но нам тут и не нужна экономия. Например, топлива может сжигаться в 10 раз больше, а работа может увеличиться только в 2 раза. Этого нам будет довольно для сжатия питающего цилиндры воздуха.

25. Сжимание его даже у уровня океана если не увеличит числа оборотов мотора, то увеличит его работу и количество сгорающего в секунду горючего.

Как увидим, работа сжимания невелика. Сжимающий прибор, увеличение толщины стенок цилиндров и массивности других частей, конечно, увеличат вес мотора, но не его объем. Мы можем дать 5 тонн на весь мотор, причем надеемся довести его мощность до 5000 метрических сил, а количество сжигаемого топлива увеличить не в 5, а в 20 раз, т. е. по количеству горючего он мог бы дать 20 000 метрических сил, но даст только 5000, даже меньше. Экономия уменьшится в 4 раза или еще больше.

26. Теперь мы можем сказать, сколько приблизительно весит весь снаряд: корпус, рули и крылья — 1 тонну, горючее — 5, моторы и машины — 5, люди, разные принадлежности и мелочи — 1. Всего 12 тонн.

27. Реакция или тяга, дающая снаряду движение, окажется в 4—5 тонн, чего достаточно (см. мой «Реактивный аэроплан») для ускоренного восходящего движения аэроплана.

28. Буду основывать написанное здесь на моих работах 1930 г. «Давление на плоскость» и «Реактивный аэроплан». Также на работах 1895 и 1929 гг. «Аэроплан» и «Новый аэроплан».

29. Сжимание газа может быть произведено без потери тепла и поглощения его извне. В таком случае газ нагревается тем сильнее, чем более сжат, упругость его быстро возрастает, отчего работа сжатия весьма увеличивается. Степень нагревания не зависит ни от разреженности, ни от плотности газа, ни от его природы (если он постоянен). Для этого случая мы даем табл. 1 *.

* Таблица соответствует адиабатическому сжатию ($K=1{,}4$).— *Прим. ред.*

Таблица 1

Отношение объемов (сжатие)									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Отношение абсолютных температур									
1	1,322	1,557	1,748	1,913	2,058	2,190	2,311	2,421	2,529
Температура по Цельсию									
0	87,9	152,1	204,2	249,2	288,8	324,9	357,9	387,9	417,4
Сжатие									
15	20	30	40	50	60	70	80	90	100
Отношение абсолютных температур									
2,978	3,344	3,937	4,422	4,837	5,206	5,540	5,847	6,130	6,397
Температура по Цельсию									
540,0	639,9	801,8	934,2	1047,5	1148,2	1239,4	1323,2	1400,5	1463,4
Сжатие									
150	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
Отношение абсолютных температур									
7,532	8,459	9,959	11,18	12,24	13,17	14,01	14,79	15,51	16,18
Температура по Цельсию									
1783	2036	2444	2779	3068	3322	3552	3765	3961	4144
Сжатие									
1500	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000
Отношение абсолютных температур									
19,05	21,40	25,19	28,29	30,95	33,30	35,44	37,40	39,22	40,93
Температура по Цельсию									
4928	5569	6604	7450	8176	8818	9402	9937	10434	10901

Температура относится к сжиманию газа при нулевой температуре. При низких температурах высот воздух от сжатия нагревается меньше, а именно пропорционально первоначальной абсолютной температуре.

Из табл. 1 видно, что сжатие в 4 раза повышает температуру только на 204° С. Но на высотах, где воздух в тысячи

раз реже, он должен сжиматься в тысячи раз сильнее. Там повышение огромно. Так, при сжатии в 10 000 раз температура достигает 10 901° С. Это температура горячих поверхностей Солнца.

31. Мы были бы в безвыходном положении, если бы в нашем летательном снаряде не было источника охлаждения. Это — кормовые части труб, через которые выбрасываются продукты горения. Они вследствие расширения, в особенности в разреженной атмосфере, имеют очень низкую температуру и служат для охлаждения сжимаемого воздуха.

32. Без этого охлаждения работа сжатия больше в пустоте, чем в среде равного давления, потому что в последнем случае помогает сдавливанию сама внешняя атмосфера. Особенно это заметно при малых уплотнениях.

Но мы не будем на этом останавливаться, так как мы сжимаем воздух при его охлаждении. Сжатый воздух у нас поступает в особый кожух, окружающий кормовые части выхлопных труб, где может охладиться даже гораздо ниже атмосферного, ибо температура расширяющихся продуктов горения может достигать в пределе —273° С.

Таблица 2

Сжатие									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Работа в тоннометрах для сжатия 1 $м^3$ воздуха в пустоте									
0	7,14	11,34	14,25	16,62	18,51	20,11	21,48	22,69	23,79
Работа при атмосферном давлении									
0	2,0	4,8	6,5	8,4	10,0	11,3	12,5	13,5	14,5
Сжатие									
11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
Работа в пустоте									
24,70	25,60	26,42	27,18	27,89	28,56	29,18	29,77	30,32	30,86
Работа при атмосферном давлении									
15,60	16,43	17,19	17,89	18,56	19,19	19,77	20,33	20,85	21,36
Сжатие									
22	24	26	28	30	32	34	36	38	40
Работа в пустоте									
30,91	31,78	32,58	33,32	34,01	34,66	35,26	35,84	36,38	37,89

Работа при атмосферном давлении									
20,91	21,78	22,56	23,32	24,01	24,66	25,26	25,84	26,38	26,89
Сжатие									
45	50	55	60	65	70	75	80	85	90
Работа в пустоте									
38,07	39,12	40,07	40,94	41,74	42,49	43,18	43,82	44,43	45,00
Работа при атмосферном давлении									
28,07	29,12	30,07	30,94	31,74	32,49	33,18	33,82	34,43	35,00
Сжатие									
100	120	140	160	180	200	220	240	260	280
Работа в пустоте									
46,05	47,88	49,42	50,75	51,93	52,98	53,94	54,81	55,61	56,35
Работа при атмосферном давлении									
36,05	37,88	39,42	40,75	41,93	42,98	43,94	44,81	45,61	46,35
Сжатие									
300	400	500	600	700	800	900	1000	1500	2000
Работа в пустоте									
57,04	59,92	62,15	63,97	65,51	66,85	68,02	69,08	73,13	76,01
Работа при атмосферном давлении									
47,04	49,92	52,15	53,97	55,51	56,85	58,02	59,08	63,13	66,01
Сжатие									
3000	5000	10000	50000	100000	500000	1000000	5000000	$10,10^6$	10^9
Работа в пустоте									
		92,10		115,13		138,16			207,24
Работа при атмосферном давлении									
		82,10		105,13		128,16			197,24

34. В табл. 2 мы допускаем неизменную температуру воздуха в 0° С. Давление атмосферы принимаем в 10 тонн на квадратный метр. Таблица дает нам работу сжатия одного кубического метра. Это имеет применение прежде всего для увеличения мощности моторов внизу у уровня океана. Тут помогает давление среды и работа сжатия невелика. На мотор

1000 метрических сил требуется в секунду 0,75 $м^3$ воздуха. Если мы будем подавать воздух вдвое большей плотности, то работа моторов удвоится. Получим уже 2000 метрических сил. Окупит ли этот избыток мощности работу сжатия воздуха? Данную в таблице для 1 $м^3$ воздуха работу мы должны удвоить, так как надо получить не 0,5 $м^3$ сжатого воздуха, а 1 $м^3$. Значит, работа будет 4 *тм*. А для получения 0,75 $м^3$ надо 3 *тм*, т. е. 30 метрических сил, между тем как у нас прибавилось 1000 сил. Ясно, что сжатие воздуха выгодно.

36. Но не так оно выгодно при большем сжатии. Это видно из табл. 3.

Таблица 3

Сжатие								
2	3	4	5	6	7	8	9	10
Работа получения 1 $м^3$ сжатого газа в тоннометрах								
4	14,4	26	42,0	60	79,1	100,0	121,5	145
То же, на 0,75 $м^3$ воздуха								
3	10,8	19,5	31,5	45	59,3	75	91,1	108,7
То же, в метрических силах								
30	108	195	315	450	593	750	911	1087
Излишек работы мотора от сжатия воздуха в метрических силах								
1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000
Какой процент работы поглощается (от этого излишка) работой сжатия								
3	5,4	6,5	7,9	9	9,9	10,7	11,4	12,1

Из последней строки видно, что избыток мощности гораздо больше поглощения на сжатие. Поглощение это будет у обыкновенного аэроплана от 3 до 12%. Для наших целей это необходимо и выгодно, так как механической работы будет несравненно больше, чем нужно, а отдача возрастает пропорционально сгоревшему материалу и нисколько не зависит от экономии горючего в обыкновенном аэроплане.

37. Теперь обратимся к разреженному воздуху высот.

Для разреженных слоев воздуха можно пренебречь помогающей силой давления внешней среды. В табл. 2 показаны и те и другие работы. Чем сильнее сжатие, тем менее они отличаются друг от друга.

Положим, на высоте воздух в 100 раз реже. Для получения 1 $м^3$ воздуха обыкновенной плотности мы 100 $м^3$ сжимаем в 100 раз. Работа, с одной стороны, увеличивается в 100 раз, с другой — уменьшается во столько же раз, потому что давле-

ние его на высоте в 100 раз меньше. Таким образом работа остается неизменной.

Итак, числа таблицы относятся к работе получения 1 $м^3$ воздуха независимо от степени его разрежения, лишь бы температура оставалась та же (0° С). Из таблицы видно, что даже при сжатии в миллион раз и получении 1 $м^3$ обычного воздуха поглощается 128 *тм*. Значит, для получения 0,75 $м^3$ обыкновенного воздуха надо 96 *тм*, или 960 метрических сил. Но и в этом случае работы мотора на сжатие хватает.

Если передняя, носовая часть летящего снаряда имеет устье с трубой, ведущей в моторы, то воздух в трубе сжимается и может служить для питания рабочих цилиндров без особого сжимания. Но это возможно только при огромных скоростях, около 1 *км/сек* и более. При меньших скоростях необходимо прибегать к компрессору. Все же и сжатием воздуха от движения снаряда пренебрегать не нужно.

38. Мы определили реакцию или тягу от выбрасываемых газов в 4—5 *т*. Достаточно ли велико это давление в сравнении с сопротивлением воздуха на разных высотах? Для решения этого вопроса мы должны указать плотность воздуха на разных высотах, от которой зависит сопротивление, и величину сопротивления нашего снаряда при известной скорости и форме. Если сопротивление окажется ничтожным по отношению к тяге, то, во-первых, мы упростим решение задачи о движении ракеты, во-вторых, движение ее будет ускоренным и достигнет необходимых нам больших скоростей.

39. Ссылаюсь на мои работы «Сопротивление воздуха» (1927), «Аэростат» и «Аэроплан» (1906—1908), «Давление на плоскость» (1930).

40. Если скорость тела велика и тело непродолговато, то воздух перед телом сжимается и сопротивление становится необычно большим. Табл. 4 показывает зависимость удлинения (отношение длины тела к диаметру его наибольшего поперечного сечения) тела хорошей формы от его поступательной скорости.

Таблица 4

Удлинение движущегося тела											
1 (шар)	2	3	4	5	6	7	8	9	10	15	20
Максимальная скорость, *км/сек*											
0,3	0,6	0,9	1,2	1,5	1,8	2,1	2,4	2,7	3,0	4,5	6,0

Еще лучше, если удлинение будет при указанных скоростях выше, чем указанное в первой строке.

41. Формулы и расчеты упомянутых выше моих сочинений дают нам еще табл. 5.

Таблица 5

Продолговатость		5	10	20	30
Длина		10	20	40	60
		Отношение сопротивления тела к сопротивлению пластинки и обратная величина этого отношения			
Скорости *м/сек*	10	0,0244	0,0211	0,0226	0,0248
		41	47	44	40
	50	0,00927	0,00657	0,00761	0,0106
		108	152	131	94
	100	0,00756	0,00422	0,00489	0,00573
		132	236	204	174
	200	0,00610	0,00372	0,00357	0,00398
		164	269	280	251
	300	0,00561	0,00335	0,00310	0,00336
		178	299	323	298
	500	0,00488	0,00298	0,00273	0,00283
		205	336	366	353
	700	0,00464	0,00260	0,00244	0,00256
		216	385	410	391
	1000	0,00439	0,00248	0,00226	0,00230
		228	403	442	435

В табл. 5 вычислены сопротивления тела с поперечным диаметром в 2 *м* по отношению к сопротивлению плоской пластинки с поверхностью, равной площади наибольшего поперечного сечения тела, в зависимости от скорости тела и его продолговатости. Так, при продолговатости в 10 и длине 20 *м* сопротивление тела в сравнении с сопротивлением пластинки уменьшается в 47 раз при скорости в 10 *м/сек*.

42. Чтобы найти абсолютное давление встречного потока на тело, надо определить сопротивление воздуха движению поперечной плоскости тела при тех же скоростях и потом раз-

делить на полезность (утилизацию) формы $K_ф$. При диаметре 2 *м* сопротивление этой круглой площади

$$Q=0{,}306K_ф\Delta V^2 \text{ кг},$$

где Δ — плотность среды по отношению к плотности ее у уровня океана.

Если, например, полезность формы, скорость и относительная плотность равны единице, то сопротивление будет 0,306 *кг* (при диаметре 2 *м*).

43. Теперь, по столбцу 3 табл. 5 мы можем высчитать сопротивление нашему телу у уровня океана при разных скоростях. Именно (табл. 6).

Таблица 6

Скорость прибора, *м/сек*							
10	50	100	200	300	500	700	1000
Полезность формы							
47	152	236	269	299	336	385	403
Сопротивление воздуха, *кг*							
0,646	5,03	12,91	45,53	92,25	228,00	390,04	758,90
То же в процентах по отношению к реактивному давлению в 4000 *кг*							
0,016	0,13	0,32	1,1	2,3	5,7	9,8	19

Из табл. 6 ясно, что даже при скорости в 1000 *м/сек* и плотном воздухе у поверхности океанов сопротивление его составляет только 19% реактивного давления. Но прежде чем снаряд получит скорость 1000 *м/сек*, он взберется на такую высоту, где сопротивление среды близко к нулю вследствие ее разреженности.

44. Чтобы еще более это подтвердить, составим таблицу плотностей воздуха для разных высот над уровнем океана. На величину этой плотности имеет влияние понижение температуры с высотой. Примем его в 5° С на каждый километр подъема, температуру у уровня моря в 0° С и давление атмосферы у уровня океана в 10,33 *т* на 1 *м*². На основании этих данных мы вычисляем плотность только до 18 *км* высоты. Указанное понижение температуры мы можем принять только до высоты 15 *км*. Далее понижение температуры приостанавливается.

45. Для высот выше 15 *км,* для стратосферы мы принимаем постоянную температуру в —75° *.

46. На высоте 15 *км* плотность и сопротивление уже уменьшаются в 6 раз, на высоте 30 *км* — в 80 раз, а на высоте 33 *км* — в 135 раз. Далее оно становится почти незаметным. Так, для высоты 58 *км* плотность уменьшится в 10 000 раз.

Итак, мы видим, что при восходящем движении реактивного аэроплана, сжигающего громадное количество горючего и развивающего тягу в 4—5 тонн, сопротивлением воздуха можно пренебречь и тем крайне облегчить первые расчеты по определению характера движения аэроплана; а именно, скорости пройденного горизонтально и вертикально расстояния, соответствующей плотности среды, ее сопротивления, потребной работы и пр.

47. Сначала аэроплан путем собственной реакции или посторонней силой двигается по горе вверх с определенным наклоном. Затем, получив достаточную скорость, он срывается с горы и двигается уже в воздухе самостоятельно. Наклон корпуса может остаться тот же. Аэроплан будет двигаться поступательно и вверх. Но в то же время падать от тяжести: реакция будет его подымать, а вес — опускать. Однако опусканию мешает сопротивление воздуха **, тем более, чем скорость корпуса больше. Прежде оставления твердого пути скорость должна быть такова, чтобы опускание было меньше поднятия, иначе снаряд может упасть на сушу или море. Самое лучшее, если опускание будет очень мало в сравнении с поднятием. Тогда снаряд будет двигаться в воздухе, как по рельсам.

48. Определим условия такого движения. По Ланглею, давление на слегка наклонную плоскость получим, если давление на нее нормального потока умножим на $2 \sin \alpha$ ***. Я еще теоретически вывел («Давление плоскости», 1891), что это давление пропорционально еще $\sqrt{\frac{a}{b}}$, где a — сторона прямоугольника, расположенная нормально к потоку, а b — другая его сторона. В применении к нашему прибору у нас роль величины a играет диаметр d, он меньше b, т. е. длины l. Кроме того, мы имеем не плоскость, а продолговатое тело вращения (веретено). Вследствие его округлости боковое давление ** на него среды уменьшится, как у круглого цилиндра. Коэфициент сопротивления последнего можем принять $K_2 = 0{,}6$ (по разным опытам). Сужение нашего тела (веретено или птица) к концам

* На основании приведенных здесь наглядных величин Циолковский вычисляет и дает две таблицы изменения плотности с высотой. Ввиду того что в установленной международной стандартной атмосфере приняты другие начальные данные, мы опускаем эти две таблицы, как не представляющие самостоятельного интереса.— *Прим. ред.*

** Т. е. подъемная сила.— *Прим. ред.*

*** a — угол атаки; эта формула неточна. — *Прим. ред.*

заставляет уменьшить отношение $\frac{b}{a}$, но мы примем его равным продолговатости $\frac{l}{d}$ аппарата и таким образом получим сопротивление меньшее истинного: падение будет быстрее расчетного.

Итак, относительный коэфициент сопротивления нашего веретена при наклонном его положении под малым углом к горизонту будет

49. $K_1=2\sin\alpha\sqrt{\frac{d}{l}}K_2$. Здесь $\sin\alpha$ означает синус угла наклона длинной оси тела к горизонту.

Если это слегка наклонное тело двигается под влиянием тяги (направленной вдоль его длины) со скоростью V_1 и падает в том же воздухе от своей тяжести со скоростью V_2, то

50. $\sin\alpha=\frac{V_2}{V_1}$ и коэфициент сопротивления будет

51.

$$K_1=2K_2\frac{V_2}{V_1}\sqrt{\frac{d}{l}}.$$

Площадь S продольного сечения аппарата можем принять

52. $S=0{,}75\,dl$. Давление Q нормального потока на плоскость можем положить

53.

$$Q=K_3S\gamma\frac{V_1^2}{2g}.$$

Здесь K_3 есть поправочный коэфициент для плоскости, близкий к 1,5, а γ — удельный вес воздуха. Величину давления Q мы должны умножить на коэфициент K_1. Получим величину отвесного (снизу вверх) давления на наш снаряд.

54.

$$P=\frac{0{,}75}{g}\gamma K_3K_2V_1V_2d^2\sqrt{\frac{l}{d}}.$$

55. Положим тут: $\gamma=0{,}0013$ *т/м*^{3}, $d=2$ *м*, $l=20$ *м*. Найдем $P=0{,}0111\,V_1V_2$; это давление на наш снаряд в зависимости от скорости его падения V_2.

Для равномерного падения снаряда надо, чтобы давление от сопротивления среды падению равнялось весу снаряда G, т. е. $0{,}00111\,V_1V_2=G$, откуда

56.

$$V_2=901\frac{G}{V_1}.$$

57. Если бы снаряд не падал от тяжести, то он подымался бы вследствие наклонного движения (носом кверху). Скорость

этого поднятия была бы равна $V_1 \sin\alpha$. При равенстве обеих скоростей (падения и подъема) снаряд будет двигаться горизонтально. Это случится при соблюдении равенства

58.

$$V_1 \sin\alpha = 901\frac{G}{V_1}.$$

Отсюда найдем

59.

$$V_1 = \sqrt{\frac{901\,G}{\sin\alpha}}.$$

60. Мы видели, что $G=12$ *т*.

Положим еще для примера, что $\sin\alpha=0{,}1$. Тогда получим $V_1=329$ *м/сек*. Снаряд, срываясь с горы, после приобретения этой скорости уже будет лететь горизонтально.

61. Какой же при этом длины и высоты должна быть гора? При тяге в 4 *т* ускорение снаряда j равно

$$j = g\,\frac{4}{12} = \frac{g}{3}.$$

Пройденное расстояние L до получения скорости 329 *м/сек* будет $L=\frac{V_1^2}{2j}=5412$ *м*, т. е. около 5 *км*. Высоту горы получим, умножив пройденный наклонно путь на $\sin\alpha$. Она равна 541 *м*, т. е. около 0,5 *км*. Это вполне доступно.

63. При указанной выше скорости снаряд, оставив твердую дорогу, уже не будет падать, а при большей скорости начнет подниматься. Желательно восходящее движение. Для этого надо, чтобы отношение скорости падения V_2 к скорости восхождения $V_1 \sin\alpha$ было очень малым. Но это отношение, которое мы обозначим m, равно

$$m = \frac{V_2}{V_1 \sin\alpha} = \frac{901G}{V_1^2 \sin\alpha}.$$

Отсюда

64.

$$V_1 = \sqrt{\frac{901\,G}{m \sin\alpha}}.$$

65. Положим тут $G=12$ *т*, $\sin\alpha=0{,}1$ и составим таблицу:

m	1	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{9}$	$\frac{1}{16}$	$\frac{1}{25}$
V_1 *м/сек*	329	658	987	1316	1645

При скорости в 1 *км/сек* падение будет уже почти незаметно. Все же скорости довольно значительны и высоты гор, необходимых для сооружения наклонных путей, будут велики, а именно, соответственно:

H, км 0,54 2,16 4,95 8,80 13,75.

66. Для замедления падения и уменьшения длины твердого пути могут служить тонкие, узкие, почти плоские крылья, о которых мы упоминали, но действием которых пренебрегли.

Но во всяком случае горка в 5 *км* высоты вполне достаточна для достижения скорости, при которой снаряд двигается уже без опоры.

Печатается по рукописи 1930 г.

СТРАТОПЛАН ПОЛУРЕАКТИВНЫЙ

(1932)

Введение

В нижних слоях атмосферы самолет не может достигнуть больших скоростей. Если бы мы пожелали скорость его увеличить в 2, 3, 4 раза, то мощность мотора пришлось бы увеличивать при том же общем весе аэроплана в 8, 27, 64 раза. Это очень трудно по многим причинам. Например, моторы были бы непрочны, воздушный винт разорвался бы от быстрого вращения, самый самолет не выдержал бы давления встречного потока и т. д.

На высотах, в разреженном воздухе легче достигнуть увеличенной скорости. Точные расчеты показывают, что когда разрежение среды достигает 4, 9, 16, 25, то скорость самолета может возрасти в 2, 3, 4, 5 раз, но при условии увеличения мощности двигателей в 2, 3, 4, 5 раз, а не в 8, 27, 64, 125 раз, как это необходимо внизу при неизменной плотности воздуха.

Разреженный воздух на высотах хотя и холоден, но в силу своего разрежения недостаточно охлаждает моторы.

Недостаток кислорода на высотах и малое давление атмосферы делает необходимым употребление замкнутого корпуса (кабины), не выпускающего кислорода. Тогда давление на человеческое тело не уменьшится и человек не ослабеет и не задохнется.

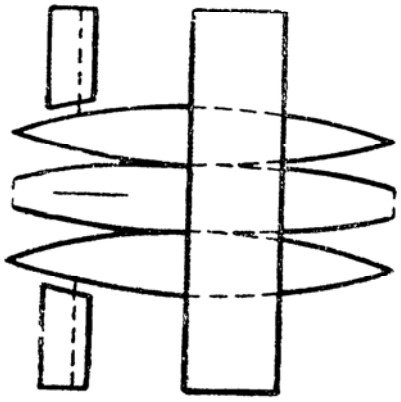
Кроме того, на высотах мощность мотора увеличивать много труднее, чем внизу, ибо приходится предварительно сжимать воздух, идущий на питание рабочих цилиндров. Это увеличивает вес двигателя, а стало быть, и вес всего самолета. Но увеличение веса можно отчасти компенсировать использованием отдачи (реакции) выхлопных газов.

Мои размышления и расчеты привели меня в настоящее время к следующему наиболее осуществимому типу высотного самолета.

Краткое описание

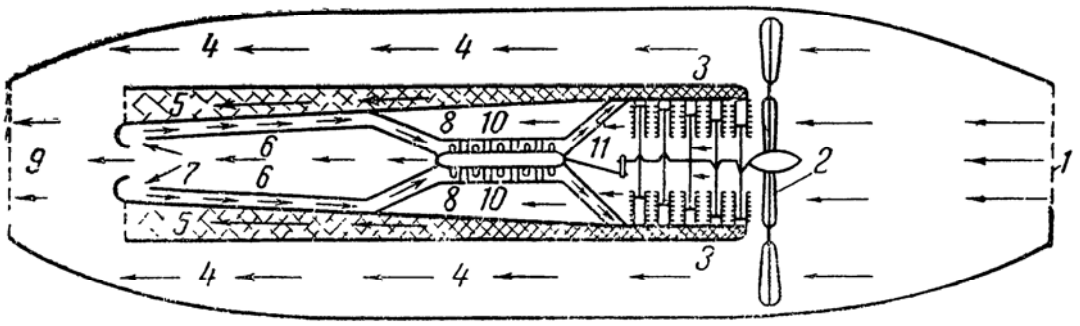
1. На фиг. 1 показан план трех почти одинаковых корпусов хорошей формы. В одном помещаются пилоты — он герметически закрыт, поэтому на высотах в нем так же легко дышать, как внизу. Другой — содержит горючее. В среднем помещен

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.



Фиг. 1.

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 обозначены одиночными стрелками. Продукты горения из двигателя идут по многим трубам *3* и собираются в кольцеобразное (между двумя цилиндрами), постепенно расширяющееся пространство.



Фиг. 2.

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

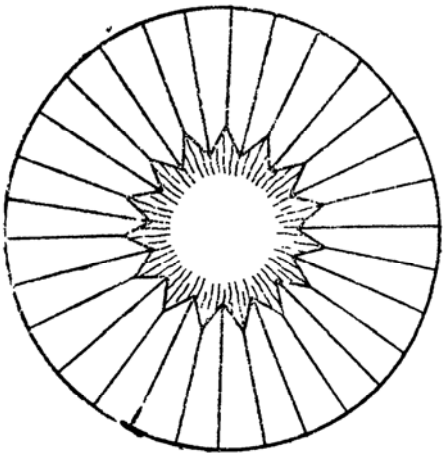
[1] Столь низкая температура получается при начальной температуре в 2400° абс. (температуре сгорания бензина в воздухе) в случае, если продукты сгорания расширяются адиабатически настолько, что давление их уменьшится приблизительно в 17.10^6 раз. Даже при высоких начальных давлениях конечные давления 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. Цандера.*

хороший холодильник *5*. Трубы с продуктами горения на фигуре 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.

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].



Фиг. 3.

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 в 9 раз, а поперечник их — в 3 раза. Следовательно, при таких действиях количество воздуха, входящего в средний корпус, будет всегда одно и то же, что и обусловливает неиз-

[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. Цандера.*

менную скорость потока в широкой части футляра и такую же неизменную скорость винта, несмотря на самую разнообразную скорость самолета и скорость входящего в жерло воздуха. 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.

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.

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.

---

[1] «Сжиматель газов», К., 1931, 36 стр.

Воздушный компрессор

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 может превышать 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 2 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 (фиг. 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 (фиг. 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 2 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 фиг. 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

$$\frac{u^2 l}{lg}\,\gamma 0{,}5 = \frac{K_z}{S},$$

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

$$u = \sqrt{\frac{2gK_z}{\gamma S}}.$$

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 пропорцио-

нальна 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 $(2\operatorname{tg}\alpha)$. 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:

$$P=\frac{(u\operatorname{tg}\alpha)^2 d}{2g}.$$

25. Тут u мы можем исключить с помощью формулы (21). Тогда получим

$$P=\operatorname{tg}^2\alpha\,[K_z:(\gamma S)]\,d.$$

Нам именно интересно это наибольшее давление. Оно возрастает с удельной прочностью материала $(K_z S)$, 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) $K_z=2\cdot10^6$ *кг/см²* 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/дм³*. Теперь вычислим по формуле (25): $P=75$ *кг/дм²*, 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/дм²*, 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, *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 приблизительно, *ат*	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,

$$\operatorname{tg}\alpha=0{,}5;\quad K_z=10^6;\quad \gamma=8;\quad S=5;\quad d=0{,}0012.$$

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 приблизительно, *ат*	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, *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, *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, *ат*	591	1 714	4 960	14 380	41 470	120 000	$348\cdot10^3$	10^6

Конечно, во всех этих таблицах мы получаем наибольшее предельное давление. Высокое сгущение применимо только для соответствующего разрежения воздуха в высших слоях атмосферы.

32. Этот компрессор может дать какое угодно давление (до ожижения газов или 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).

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

$$v=\sqrt{\frac{2gK_z}{\gamma S}}.$$

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 бо́льшей скорости снаряд иметь не может? Но из этого тупика есть выход.

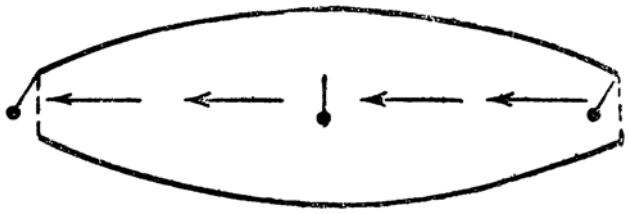
Начнем с опыта (фиг. 4). Я устроил наружную часть (футляр) моего пропеллера без лопаток (без винта).

Пластинки (маятники) в этой трубе, в середине сильно расширенной, были помещены в четырех местах: посередине, 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 флюгеры 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.



Фиг. 4.

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, *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.).

Ускорение стратоплана

51. Воздух входит с одного носового конца самолета и выбрасывается назад, приобретая некоторую истинную скорость v, или скорость отброса. Это скорость абсолютная. Относительная скорость выходящего потока v_0 будет (не считаясь с изменением плотности) $v_0 = c + v$, где c — скорость стратоплана.

52. Ускорение снаряда, пренебрегая пока сопротивлением среды, будет пропорционально секундной массе отброса M_s и скорости его v. Скорость v есть собственно избыток скорости благодаря действию пропеллера сравнительно со скоростью самого снаряда.

Количество движения измениться не может. Поэтому через секунду найдем: $Mj + M_s = 0$, откуда $j = -\frac{M_s}{M} v$. Минус показывает, что ускорение самолета j противоположно ускорению отброса. Мы можем взять тут плюс, потому что нас не интересует направление снаряда. В формулах M — масса самолета.

53. Скорость отброса v зависит от устройства и работы пропеллера, а секундный весовой расход G_s (секундный вес отброса) — от того же и от плотности воздуха и от размеров трубы. Благодаря ограниченной крепости материалов наибольшая относительная скорость в широкой части трубы постоянна. Значит, всегда

$$G_s = dF(c + v).$$

Следовательно, G_s зависит только от плотности среды и диаметра трубы, потому что относительная скорость потока в средней части трубы постоянна.

54. Плотность среды зависит главным образом от высоты полета; площадь сечения F широкой части трубы (где вращаются винты) — от ее диаметра D и поперечника осевого вала. (Вместо осевого вала может быть другое препятствие движению потока, например, размещенные внутри моторы, трубопроводы и пр.) Приняв его в половину диаметра трубы, найдем

$$F = \frac{\pi D^2}{4} \frac{3}{4},$$

где

$$\frac{3\pi}{16} = 0{,}59.$$

55. Относительная скорость потока в том месте, где находятся винты, выражается формулой (см. 21 и 23)

$$c + v = \sqrt{\frac{2gK_z}{\gamma_м S}} \operatorname{tg} \alpha,$$

где $\gamma_м$ — удельный вес материала.

56. Теперь из уравнений (53), (54) и (55) получим

$$G_s=\frac{3\pi}{16}D^2\sqrt{\frac{2gK_z}{\gamma_м S}}\operatorname{tg}\alpha\gamma,$$

где γ — удельный вес среды.

Плотность воздуха

57. Плотность воздуха d выразим в зависимости от его разрежения p^* и плотности его d_0 у океана:

$$\gamma=\gamma_0:\frac{\gamma_0}{\gamma}=\gamma_0:p.$$

58. Из уравнения (52) найдем

$$j=\frac{3\pi}{16}\frac{D^2}{G}\sqrt{\frac{2gK_z}{\gamma_м S}}\operatorname{tg}\alpha\gamma_0\frac{v}{p},$$

где G — вес стратоплана.

Значит, ускорение будет на высотах в разреженной среде меньше, если скорость v не будет возрастать пропорционально разрежению воздуха. Из этого видно, что постоянство ускорения требует усиленной работы мотора на высотах.

59. Вычислим ускорение j. Положим $D=2$ *м*; $G=1$ *т*; $\operatorname{tg}\alpha=1$; $\gamma_0=0{,}0013$ *т/м*^{3}; $\gamma_м=8$ *т/м*^{3}; $k_z=2{,}5\cdot10^6$; $S=5$. Тогда найдем $j=3{,}43\frac{v}{p}$. Например, при $p=1$ (уровень океана) и $v=1$ $j=3{,}43$ *м/сек*^{2}, т. е. раза в 3 меньше ускорения от тяжести.

Работа пропеллера

60. Перейдем к определению наименьшей необходимой работы двигателей. Она состоит из двух частей: 1) работы продвижения массы воздуха L_1, отталкиваемого пропеллером назад, и 2) работы ускорения снаряда L_2. Узнаем сначала первую работу. Она равна

$$L_1=G_s\frac{v^2}{2g}.$$

61. Из (56) и (57) получим

$$L_1=\frac{3\pi}{16}D^2\sqrt{\frac{2gk_z}{\gamma_м S}}\operatorname{tg}\alpha\frac{\gamma_0}{p}\frac{v^2}{2g}.$$

62. Положим тут

$$\frac{3\pi}{16}\frac{\gamma_0}{2g}\sqrt{\frac{2gk_z}{\gamma_м S}}=\text{const}.$$

---

* $p=\frac{1}{\Delta}$, где $\Delta=\frac{\rho}{\rho_0}$. — *Прим. ред.*

63. При данных параграфа 59 постоянная равна 0,0422 и тогда

$$L_1 = D^2 \cdot \operatorname{tg}\alpha \cdot \frac{v^2}{p} \text{ const.}$$

64. Из (61) и (58), исключая p, получим

$$L_1 = \frac{G}{2g} vj.$$

65. Теперь узнаем секундную работу ускорения снаряда. Ее определим формулой

$$L_2 = \frac{G}{2g}(c+\Delta c)^2 - \frac{G}{2g} c^2 = \frac{G}{2g}(2c\Delta c + \Delta c^2).$$

Здесь приращение снаряда Δc численно равно j.

66. Но так как j невелико в сравнении с c, так как снаряд еще на земле приобретает большую скорость, то приблизительно получим

$$L_2 = \frac{G}{g} cj.$$

67. Полная работа L будет

$$L = \frac{G}{2g} vj + \frac{G}{g} cj = \frac{G}{2g} j(v+2c).$$

Мы видим, что работа в секунду или мощность пропорциональна G и j. Также видно, что работа L_1 незначительна в сравнении с L_2, особенно когда скорость снаряда велика.

68. Не забудем, что v зависит при одном и том же j от разрежения среды и определяется формулой (58). Из нее найдем

$$v = \frac{16}{3\pi\gamma_0} \sqrt{\frac{\gamma_м S}{2gk_z} \frac{G}{D^2} \frac{jp}{\operatorname{tg}\alpha}}.$$

69. На основании (62)

$$v = C \frac{G}{D^2} \frac{jp}{\operatorname{tg}\alpha},$$

где $C = 1{,}185$ [см. уравнение (63)].

70. Положим: $G = 1m$; $\operatorname{tg}\alpha = 1$; $D = 2$ *м*. Тогда

$$v = 0{,}296 \cdot jp.$$

71. Исключим теперь v из уравнения (67) посредством уравнения (69). Найдем

$$L = \frac{G}{2g} j \left(C \frac{G}{\operatorname{tg}\alpha} \frac{jp}{D^2} + 2c \right).$$

Отсюда видно, что L мотора вообще переменна даже при постоянном j. Она увеличивается со скоростью снаряда и разрежением среды, т. е. с подъемом самолета в разреженные слои воздуха [1].

Реакция выхлопа моторов

83. Кроме действия пропеллера, у нас имеется еще реакция выхлопных газов, выбрасываемых через особые конические трубы назад, к кормовым частям самолета. Эта отдача высчитана приблизительно в моем «Реактивном аэроплане» 1930 г. При весе последнего в тонну и при сжигании в воздухе бензина в количестве, соответствующем 1000 метрических сил, отдача достигает 227 *кг*. Ускорение снаряда от этого будет 2,27. Заметим, что механическая работа мотора может быть гораздо меньше тысячи сил. Она может быть, например, 500 или 100 сил. Отдача от этого не уменьшится, а еще увеличится.

84. Но у нас ускорение от реакции будет больше 2,27 *м/сек*^{2}. Действительно, вес снаряженного аэроплана мы считаем в 24 *т*, силу моторов — в 10 000 метрических сил, а по сжигаемому топливу — в 40 000. Тяга будет 9,08 *т*. Поэтому ускорение массы в 24 *т* будет равно ускорению земной тяжести, умноженному на отношение (9,08 : 24), т. е. на 0,38. Получим около 3,8 *м/сек*^{2}, а не 2,27. Но расчет этот сделан в предположении, что скорость стратоплана не превышает 1000 *м* в секунду. Дадим теперь более точные формулы, пригодные и для космических скоростей снаряда.

85. Реактивное действие выхлопных газов вычислим так. Допустим, что встречная частица воздуха, содержащая кислород и азот, останавливается снарядом. Ее реактивное действие будет вредное, отрицательное и равное mc, где мы через m обозначили секундную массу выхлопного газа и где c — скорость снаряда.

86. Затем мы можем энергией остановки $\frac{mc^2}{2}$ и химической энергией горения веществ, относительная скорость которых w, а энергия $\frac{mw^2}{2}$, придать отбросу горючего некоторую скорость x в обратную сторону.

87. Ее определим из уравнения

$$\frac{mc^2}{2}+\frac{mw^2}{2}=\frac{mx^2}{2}.$$

Отсюда найдем

$$x=\sqrt{c^2+w^2}.$$

88. Полезная реакция будет равна

$$m\sqrt{c^2+w^2}.$$

[1] Параграфы 72—82 отсутствуют в рукописи.— *Прим. ред.*

89. Полная реакция горючего отброса составит

$$-mc+m\sqrt{c^2+w^2}.$$

Мы тут не обратили внимания на то, что горючее заимствуется не из воздуха, а имеется запасенным в самом снаряде. Это обстоятельство только благоприятно, потому что усиливает отдачу. Кроме того, масса горючего невелика в сравнении с массой выхлопных газов. Вес бензина составляет пятнадцатую часть отброса, а водорода — тридцатую. Значит, ошибка будет совсем незначительна. Притом по формуле мы получим меньшую реакцию, чем истинная.

90. По известным законам можем написать:

$$Mj=-mc+m\sqrt{c^2+w^2}.$$

С помощью этого уравнения мы можем узнать ускорение снаряда, имеющего массу, равную M.

91. Из него получим

$$j=\frac{m}{M}(\sqrt{c^2+w^2}-c).$$

92. В начале движения стратоплана скорость c незначительна. Поэтому формулу (91) мы можем упростить:

$$j=\frac{m}{M}\left[w\left(1+\frac{c^2}{2w^2}\right)-c\right].$$

94. При скорости снаряда, меньшей 500 *м/сек*, можно даже принять формулу $j=\frac{m}{M}(w-c)$ и формулу $j=\frac{m}{M}w$. Вообще же из формулы (92) видно, что чем меньше скорость снаряда, тем точнее j определяется формулами (94).

95. Если же c велика в сравнении со скоростью выхлопных газов, то можем написать

$$j=\frac{m}{M}\left[c\left(1+\frac{w^2}{2c^2}\right)-c\right]=\frac{m}{M}\left(\frac{w^2}{2c}\right).$$

98. Мы можем прямо использовать точную формулу (91), изобразив ее в таком виде:

$$j=\frac{m}{M}\left(c\sqrt{1+\frac{w^2}{c^2}}-1\right).$$

99. Положим тут для бензина и воздуха: $m=42$ *кг* на 40 000 метрических сил; $M=24\,000$ *кг*; $w=2000$ *м/сек*. Получим

$$j=0{,}00175\left(c\sqrt{1+\frac{2000^2}{c^2}}-1\right).$$

100. Пользуясь этой формулой, составим таблицу:

c, км	0	0,5	1	2	3	4	6	8	10	12
j, м/сек² =	3,50	3,73	2,16	1,45	1,05	0,826	0,567	0,430	0,346	0,289

Продолговатость корпуса

103. Составим проект стратоплана. В своем труде 1930 г. «Давление» я показал, что при значительной скорости любого снаряда в воздухе, какой бы хорошей формой он ни обладал, наступает момент, когда воздух спереди прибора сжимается во много раз и снаряд как бы упирается в стену. Дальнейшее движение становится невозможным.

Экономным и посильным движение становится тогда, когда сжатие среды перед носом прибора незначительно.

В том же труде я показал, что для шара это явление наступает при скорости, превышающей 300 *м/сек*.

104. При плавной форме тела для всякой его продолговатости [1] найдется предельная скорость, превышать которую нельзя безнаказанно. В противном случае уткнемся в стену вследствие сильного сжатия среды.

Повышение температуры сжатого воздуха при этом может достигать многих тысяч градусов, что также для снаряда дело не подходящее.

105. На основании упомянутого труда составим таблицу продолговатостей, которые требуются для разных скоростей прибора, чтобы не получилось большого сжатия среды и опасного от этого нагревания.

Вот скорости стратоплана в *км/сек* и его соответствующая предельная продолговатость:

Скорость, *км/сек*	0,5	1	1,5	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Продолговатость	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	35	40	45	50

Продолговатости эти могут быть больше, но никак не меньше. Если, например, наш ректоплан надеется достигнуть скорости в 500 *м/сек,* то продолговатость его при хорошей форме должна быть не менее 2,5. Если же он надеется летать со скоростью 10 *км/сек,* то продолговатость его должна быть больше 50. Так, при диаметре поперечного сечения снаряда в 2 *м* его длина должна составить 100 *м*.

Толщина крыльев

106. Хотя мы предполагаем небольшие крылья, но и они должны подчиняться некоторым условиям, препятствующим образованию воздушной «стены» и ее опасному нагреванию.

[1] Отношение длины к наибольшему диаметру.— *Прим. ред.*

Крылья в среднем должны быть плоскими и толщина их, или отношение наибольшей толщины к глубине, должна быть вдвое меньше продолговатости корпуса снаряда. Так, составим таблицу:

Скорость	0,5	1	1,5	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Относительная толщина	$\frac{1}{5}$	$\frac{1}{10}$	$\frac{1}{15}$	$\frac{1}{20}$	$\frac{1}{30}$	$\frac{1}{40}$	$\frac{1}{50}$	$\frac{1}{60}$	$\frac{1}{70}$	$\frac{1}{80}$	$\frac{1}{90}$	$\frac{1}{100}$

Менее толстыми их сделать еще лучше.

107. Это условие само собою будет соблюдаться, так как чем больше скорость, тем больше длина снаряда. Чем же больше длина его, тем больше может быть глубина крыльев и меньше их относительная толщина — при одной и той же наибольшей высоте профиля.

Так, если надеемся достигнуть секундной скорости в 2 *км/сек,* то продолговатость корпуса будет 10, а длина его при диаметре в 2 *м* 20 *м*. Если глубину крыльев положить в четверть длины корпуса, то глубина эта составит 5 *м,* а толщина в 20 раз меньше, т. е. 0,25 *м* или 25 *см*.

Вспомогательных тяжей или распорок можно избежать ввиду малого размаха крыльев. Но если они есть, то в своей форме поперечного сечения они должны подчиняться тем же условиям, как и крылья. Тому же закону следуют и сечения рулей.

Форма снаряда. Рули

108. Ввиду того что достаточная продолговатость устраняет сжатие среды, форма корпуса и в кормовой части снаряда должна быть плавной, как у птицы, рыбы или корабля. Мы видели, что у нас должен быть особый пропеллер, нуждающийся в футляре или закрытом продолговатом помещении. Оно также имеет форму птицы, хотя и с открытыми более или менее концами. Его неудобно помещать в другом корпусе, ибо тогда последний пришлось бы делать чересчур большим. Поэтому мы пропеллерный футляр располагаем между двух тел такой же формы, как и он. В них помещаются люди, горючее и разные приспособления. Все три корпуса одинаковы и параллельны. Они смыкаются боками и короткими крыльями.

Эта смычка увеличит подъемную силу снаряда, мало увеличив его лобовое сопротивление.

Боковые корпуса отличаются тем, что замкнуты со всех сторон и не выпускают газы даже при уменьшении внешнего давления.

Один или два руля направления находятся сзади, над корпусами. Рули высоты тоже сзади, но с боков. Их два. Они же служат и рулями боковой устойчивости. Есть еще подобная же

система маленьких рулей, расположенных перед задним отверстием среднего корпуса, из которого выбрасываются газы, т. е. воздух и продукты горения. Эта система служит в пустоте или в очень разреженной среде. Впрочем, она действует и в воздухе. Для начала можно обойтись одной первой системой.

Размеры, площади, поверхности и объемы

109. Надо брать наименьшие возможные размеры. Для первых опытов, вероятно, неудачных, это особенно важно.

Предельный диаметр поперечного сечения каждого корпуса не может быть меньше 1 *м*. С другой стороны, пока не нужен размер больший 2 *м*. В первом случае человек может помещаться и управлять снарядом в сидячем положении. Во втором — самый высокий пилот может расположиться стоя и свободно ходить в этом положении.

Далее даем таблицу размеров, объемов и поверхностей, основываясь на следующих приблизительных формулах, относящихся к одному из корпусов.

110. Объем $V=\frac{\pi D^2}{4} l\ 0{,}5$, где D — наибольший диаметр, а l — длина корпуса.

111. Так как $l=\lambda D$, где λ есть удлинение корпуса или продолговатость, то из этого и (110) найдем

$$V=\frac{\pi}{8} D^3\lambda.$$

112. Поверхность одного корпуса будет

$$S_0=\pi D l\,0{,}75=0{,}75\pi\lambda D^2.$$

113. Площадь наибольшего поперечного сечения будет

$$S=0{,}25\ \pi D^2.$$

114. Такая же продольная площадь по длинной оси корпуса будет

$$S_1=0{,}75\ \lambda D^2.$$

115. Примем удлиненность корпуса равной 5. Тогда для скорости снаряда, меньшей 1 *км/сек*, получим таблицу:

D	1,0	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0
l	5	6	7	8	9	10
S	0,785	1,131	1,529	2,011	2,545	3,142
S_1	3,75	5,40	7,35	9,60	12,15	15,00
S_0	11,78	16,97	22,94	30,17	38,18	47,13
V	1,96	3,39	5,38	8,03	11,4	15,7

Продолжение

D	1,0	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0
$3S$	2,355	3,394	4,587	6,033	7,635	9,426
$3S_1$	11,25	16,20	22,05	28,80	36,45	45,00
$3S_0$	35,34	50,91	68,82	90,51	114,54	141,39
$2V$	3,92	6,78	10,76	16,06	22,8	31,4
$\frac{2}{3}V$	1,30	2,26	3,59	5,35	7,60	10,47

Для скорости снаряда, меньшей 2 *км/сек*, и при $\lambda = 10$

l	10	12	14	16	18	20
S_1	7,50	10,8	14,7	19,2	24,3	30,0
S_0	23,6	34,0	45,9	60,3	76,4	94,3
V	3,92	6,78	10,76	16,06	22,8	31,4
$3S_1$	22,5	32,4	44,1	57,6	72,9	90,0
$3S_0$	70,8	102,0	137,7	180,9	229,2	282,9
$2V$	7,84	13,56	21,52	32,12	45,6	62,8
$\frac{2}{3}V$	2,61	4,52	7,17	10,71	15,2	20,9

Мы ограничимся этими таблицами, тем более что для больших скоростей и продолговатостей их легко составить.

Предельные запасы горючего, мотор

116. Объем двух крайних корпусов мы используем как помещение для горючего, машин и людей. Допустив равные объемы для того, другого и третьего, по таблице увидим, что эта третья доля составляет от 1,3 до 20,9 $м^3$. Приняв плотность топлива в 0,5, найдем, что горючего можно поместить от 0,65 до 10,45 тонны, приспособлений и машин приблизительно столько же, людей — от одного до 20.

Помещение для мотора

117. Мотор помещается в центральной части пропеллерного футляра, всегда открытого и продуваемого поблизости к продольной оси футляра.

Мотор

118. В настоящий момент для нас более всего подходят взрывные двигатели как наиболее легкие. Но их много сортов. Мы выбираем: 1) с воздушным охлаждением — ради экономии веса; 2) с возможно малыми рабочими цилиндрами — ради лучшего охлаждения и наибольшей энергии; 3) звездное расположение цилиндров — ради лучшего охлаждения и экономии массы в мотылях; 4) четырехтактные — ради простоты и единства рабочей оси; 5) без вращения с подвижной осью; 6) с компрессором — ради полета в разреженных слоях воздуха и увеличения энергии и мощности моторов по мере поднятия на высоту; разрежения среды и увеличения скорости движения; 7) без глушителей, напротив, с самым свободным выходом газов из цилиндров — ради более удобного использования реакции выхлопа.

Горючее

119. В качестве горючего выбираем самый легкий бензин или жидкий водород ради быстрого смешения с воздухом и наибольшего числа оборотов рабочей оси мотора. Кроме того, увеличим и энергию и массу выбрасываемых продуктов горения (реактивное действие выхлопа). Может быть, для начала придется употребить смесь бензина с водородом.

120. Энергия тонны бензина равна 4 922 000 тоннометров. Энергия метрической силы в час (100 *кгм/сек*) будет 360 тоннометров. Наименьшее удельное количество бензина на метрическую силу в час составит

$$360 : 4\,922\,000 = 0{,}0000732 \; m = 0{,}0732 \; кг.$$

Практически в час на одну метрическую силу придется 0,25 *кг*. Утилизация тепла составит $0{,}0732 : 0{,}23 = 0{,}293$, т. е. около 29%. Но в наших снарядах утилизируются и выхлопные газы, так как, расширяясь, они охлаждаются, дают большую скорость и реактивное давление. Энергия их отчасти переходит в движение снаряда.

121. Жидкий водород дает энергии почти в 3 раза больше, чем бензин, причем быстро смешивается с воздухом и дает поэтому большее число оборотов рабочей оси и большую энергию.

Использование кислорода воздуха

122. Для облегчения задачи мы употребляем кислород воздуха. Чистый запасенный кислород обременителен по массе, в особенности по отношению к водороду. Потребный запас кислорода в 8 раз больше водорода.

123. На 1000 метрических сил надо в секунду воздуха (при плотности 0,0013) 0,75 $м^3$.

Наибольшая мощность

124. Какой же мощности мотор мы можем поместить в пропеллерной трубе или в среднем корпусе снаряда. Объем среднего корпуса составляет от 2 до 16 $м^3$. Но мотор может занять только центральную часть трубы, близкую к оси. Объем этой части не больше 0,25 всего объема, что составляет от 0,5 до 4 $м^3$. Этого хватит на мотор в 1000—8000 метрических сил.

Конечно, при употреблении уплотненного воздуха мощность для того же объема моторов может возрасти в несколько раз.

Сверхдавление и толщина оболочки[1]

129. Сверхдавление необходимо для придания жесткости оболочке. А на высотах оно неизбежно, так как давление атмосферы приближается к нулю, воздух же или кислород необходим для дыхания человека и потому выпущен быть не может.

У уровня океана можно положить сверхдавление в пол-атмосферы. Воздух внутри корпуса будет в 1,5 раза плотнее, чем снаружи. При быстром подъеме на высоту эта плотность должна сохраниться, так что сверхдавление должно достигнуть 1,5 *ат*. Только понемногу его можно уменьшить. Если же заменить воздух чистым кислородом, то сверхдавление и в пустоте можно довести до пол-атмосферы. Однако весь полет может так скоро закончиться, что не стоит хлопотать об уменьшении давления. Притом при спуске придется опять накачивать воздух, чтобы корпус не был смят давлением атмосферы. Одним словом, внутреннее давление при первых коротких полетах и скором возвращении проще всего сохранять постоянным. Сверхдавление при поднятии будет увеличиваться, и расчет толщины оболочки должен основываться пока на высшем давлении.

При достаточной толщине оболочки и продольных ее волнах довольно, если внутреннее давление составит одну атмосферу. Таким образом у уровня океана сверхдавление будет нуль, по мере же поднятия в высоту оно будет возрастать и напрягать оболочку, придавая ей жесткость.

130. При указанных условиях и при $D=2$ *м* и запасе прочности 5 расчет дает для толщины оболочки, сделанной из хромовой стали, 1 *мм*. В волнистом виде и без сверхдавления она будет хорошо сохранять свою форму. Конечно, только часть оболочки может быть покрыта продольными волнами. Третья примерно часть должна оставаться гладкой. В ней будут проделаны двери и окна.

131. Квадратный метр этой оболочки будет приблизительно весить 8 *кг*

Толщину в 1 *мм* в среднем мы даем и для футляра, где располагается пропеллер.

---

[1] Этот раздел идентичен с § 14—16 статьи Циолковского «Ракетоплан». Поэтому мы оставляем здесь только те места, которых нет в указанной статье Циолковского.— *Прим. ред.*

132. Для меньших размеров мы будем давать пропорциональную толщину, запас же прочности останется без изменения.

Общая таблица

133. Теперь мы можем дать в таблице веса разных частей летательного снаряда при разных его размерах, общий его вес, мощность, запас горючего, число людей экипажа и т. д.

1. D, диаметр наибольшего поперечного сечения каждого корпуса

	1,0	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0
2. $D^2 =$	1,000	1,44	1,96	2,56	3,24	4,00
3. $D^3 =$	1,000	1,728	2,744	4,096	5,832	8,000

4. Толщина оболочки, *мм*

0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0

5. Вес одного квадратного метра при уд. весе 8 *кг*

4,0	4,8	5,6	6,4	7,2	8,0

6. Вес трех корпусов

0,142	0,246	0,389	0,582	0,828	1,136

7. Вес крыльев, рулей, скреплений и пр. (0,5 от веса корпусов)

0,071	0,123	0,195	0,291	0,414	0,568

8. Вес трех корпусов с крыльями и пр.

0,213	0,368	0,584	0,873	1,242	1,704

9. Объем, занимаемый мотором в пропеллерной трубе

0,245	0,424	0,671	1,004	1,428	1,960

10. Мощность мотора

245	424	671	1004	1428	1960

11. Вес мотора в тоннах

0,245	0,424	0,671	1,004	1,428	1,960

12. Число летящих в снаряде людей

1	2	3	4	6	8

13. Вес людей с багажом и оборудованием

0,200	0,346	0,548	0,820	1,166	1,600

14. Вес горючего

0,650	1,124	1,781	2,665	3,790	5,200

15. Полный вес снаряда

1,308	2,263	3,584	5,363	7,626	10,464

16. Горизонтальная проекция снаряда

11,25	16,20	22,05	28,80	36,45	45,00

17. То же, но с крыльями

25	36	49	64	81	100

18. Нагрузка на 1 $м^2$ проекции, *кг*

52	63	73	84	95	105

19. Число метрических сил на 1 $м^2$ проекции

9,8	11,8	13,7	15,7	17,6	19,6

(Здесь не учитывается реакция выхлопа)

20. Вес бензина на часовую работу. На 1 метрическую силу в час получается 0,25 *кг*

0,0613	0,103	0,168	0,251	0,357	0,490

21. Этого хватает на 10,6 часа ускоренного полета.

22. Примерный объем, занимаемый в двух корпусах воздухом или кислородом

2,6	4,52	7,18	10,70	15,20	20,94

23. На одного человека приходится воздуха

2,6	2,26	2,39	3,57	2,53	2,62.

134. Мы не принимали тут никаких условий, кроме осуществимых сейчас. Мощность мотора не чрезмерна: от 245 до 1960 метрических сил. Для вполне свободного хождения в корпусах довольно размера в 1,8 *м* и, значит, 1000—1400 метрических сил. Мы не считаем реактивную работу выхлопных газов, которая обыкновенно не принимается во внимание, между тем как она при больших скоростях превышает даже работу мотора.

135. Ускорение, в зависимости от скорости отброса v воздуха пропеллером и разрежения атмосферы p, выражается формулой (58). В зависимости же от работы L мотора мы найдем из формулы (71) или приблизительно $j = \frac{Lg}{Gc}$.

Последняя формула применима, когда снаряд уже раскатился на твердой или жидкой дороге и приобрел скорость около 100 *м/сек*.

136. Ускорение от реакции выхлопных газов дается формулой (91) или тождественной (98).

137. Как видно, оба ускорения переменны. Полное ускорение будет

$$j_{\text{п}} = \frac{gL}{Gc} + \frac{m}{M}\left(c\sqrt{H\frac{w^2}{c^2}} - 1\right).$$

138. Из общей таблицы для $D=1{,}8$ находим $L=142{,}8$ *тм* и $G=7{,}63$ тонны. Кроме того, известно из «Реактивного аэроплана»

$$m=0{,}0015 \text{ и } w=2000 \text{ м/сек}.$$

Еще положим, что $c=100$ *м/сек*. Теперь вычислим по 137: $j_п=2{,}248$.

139. Для c меньше 1000 *м/сек* и больше 100 *м/сек* можем принять вместо 137

$$j_п=\frac{gL}{Gc}+\frac{m}{M}w.$$

140. По этой формуле видим, что первый член, зависящий от пропеллера, быстро уменьшается с увеличением c, а второй, зависящий от реакции, остается постоянным. По 139 составим таблицу:

$c=$	100	200	300	400	500
$j_п=$	2,248	1,310	0,998	0,842	0,748

141. Далее ускорение будет еще уменьшаться и потому оно даже при малых скоростях и при наклонном движении будет недостаточно для работы в среде тяжести. На мотор, по таблице, мы уделяем только седьмую долю веса снаряженного аэроплана. Могли бы уделить больше, но есть другой выход. Сжиманием воздуха, питающего рабочие цилиндры, и увеличением числа оборотов можно увеличить мощность двигателя и массу выбрасываемых газов. Например, массу сжигаемого бензина (или водорода) увеличим в 6 раз, а мощность мотора в 2 раза. Тогда первый член увеличится в 2 раза и второй в 6 раз.

В таком случае вместо таблицы 140 получим:

$c=$	100	200	300	400	500	600	700
$j_п=$	5,99	4,11	3,49	3,17	2,99	2,36	2,77

142. При больших скоростях первый член формулы (139) становится очень малым и останется только реактивное действие. Оно при больших скоростях выражается формулой (95):

$$j=\frac{m}{M}\frac{w^2}{2c}.$$

Положим, например, $m=0{,}009$; $M=7{,}63$; $w=2000$; $c=8000$. Тогда $j=0{,}305$. Значит, ускорение от реакции и при космических скоростях очень мало. Но оно может быть достаточным,

потому что при больших скоростях центробежная сила ослабляет вес снаряда, уничтожает его и даже превышает.

143. По мере сжигания горючего масса снаряда уменьшается, отчего ускорение j увеличивается. Наконец, по мере увеличения скорости снаряда c мы можем все более и более сжимать поступающий в рабочие цилиндры воздух и тем увеличивать ускорение снаряда. Правда, и этому есть практические пределы.

Часть этой статьи, а имено § 1—39 была издана отдельной брошюрой в Калуге в 1932 г. Эта часть входила также в «Избранные труды», кн. II, 1934 г. Остальная часть статьи печатается по рукописи, относящейся к 1931 г.

РЕАКТИВНОЕ ДВИЖЕНИЕ

(1932)

Реактивное движение есть то, которое производится отдачей огнестрельных орудий.

Кажется странным, что неуклюжую силу, откатывающую пушку во время выстрела, надеются использовать не только для быстрых движений в разреженных слоях воздуха (в стратосфере), но и для молниеносных скитаний между планетами и звездами.

Мною доказано, что взрывающееся вещество может сообщить какую угодно скорость аппарату, в котором это вещество (в достаточном количестве) взрывается.

Когда вес снаряженной ракеты (условное обозначение) возрастает в кратной (геометрической) прогрессии, то скорость ее увеличивается также беспредельно, но в прогрессии арифметической.

Истинная окончательная скорость снаряда зависит от скорости вылетающих из трубы (сопла) газов и от величины запаса топлива (например пороха).

Произведенные Годдаром и др. опыты показали, что скорость вылетающих из дула газов может доходить до 3 и более *км/сек*. Теория показывает, что в пустоте при довольно длинной конической трубе и при самых энергических взрывчатых веществах она может доходить до 5—6 *км/сек*.

Скорость ракеты в 8 *км/сек* достаточна, чтобы вечно носиться выше атмосферы кругом Земли в качестве ее спутника. Скорости в 12 *км/сек* довольно, чтобы стать на орбиту Земли и сделаться таким образом маленькой планетой. Наконец, скорость в 16 *км/сек* может одолеть притяжение всех планет и Солнца. Тогда снаряд будет вечно удаляться от нашей солнечной системы и летать в Млечном Пути (Галактика) среди иных солнц и планет. И это случится уже тогда, когда запас взрывчатого вещества превысит вес ракеты всего только в 15 раз.

Но возможны ли такие запасы? Даже в рекордных аэропланах масса горючего не превышает вес аппарата.

Чтобы вес горючего с кислородом в 15 раз превышал вес ракеты, нужны такие условия:

1. Элементы взрыва (нефть и кислород) не должны производить давление на заключающие их сосуды (дабы они не были массивны).

2. Они должны быть плотны, чтобы не занимать много места. В этом отношении жидкий водород не годится, так как он в 14 раз легче воды.

3. Надо, чтобы ускорение снаряда не было больше 10 *м/сек*², иначе относительное утяжеление элементов взрыва и всех частей снаряда заставит делать его прочнее и массивнее. Поэтому движение снаряда выгоднее делать наклонным.

Условия безопасности, легкости и хорошего действия ракеты состоят в следующем:

1. В разделении элементов взрыва, постепенное соединение которых дает реактивное давление.

2. В конической трубе, в узкой части которой смешиваются и взрываются порции взрывчатых веществ.

3. В поршневых насосах, накачивающих элементы взрыва.

4. В периодическом накачивании. Это ряд холостых выстрелов, производимых примерно 50—100 раз в секунду. После каждого выстрела сопло освобождается от газов, и тогда нужно небольшое усилие, чтобы втолкнуть в нее новую дозу составных частей взрыва. При непрерывном взрывании (горении) потребовалась бы от насосов и двигателя к ним бо́льшая мощность.

Полет в разреженной атмосфере (в стратосфере), а потом и в пустоте нуждается в следующих средствах сохранения жизни пилота и пассажиров:

1. Замкнутый корпус, не проницаемый для газов, как при по́лете проф. Пикара (он поднялся на 16 *км* высоты, где воздух был в 6 раз реже, чем у уровня океана).

2. Снабжение помещения кислородом. Дневной запас его на человека не превышает одного килограмма.

3. Щелочи и другие вещества для поглощения выдыхаемых и выделяемых человеком продуктов

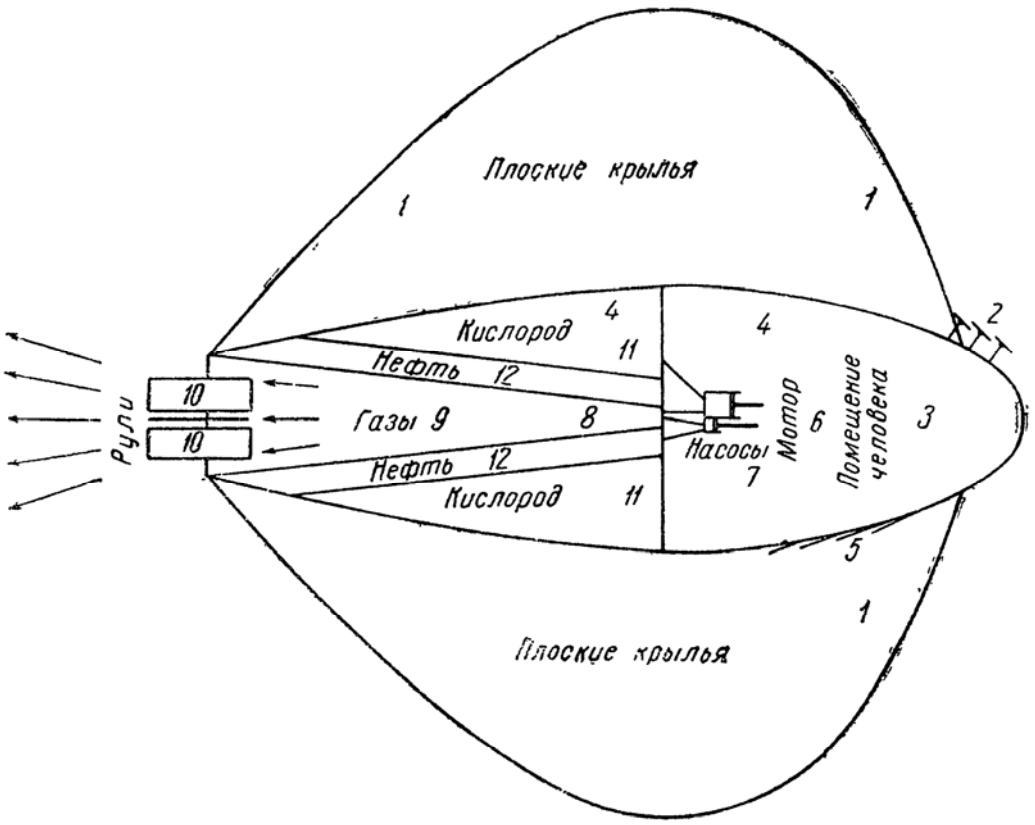
4. Запас пищи. Для продолжительного пребывания вне атмосферы могут служить специально подобранные растения, дающие кислород и пищу. Для этого, очевидно, необходимо иметь прозрачные окна и солнечный свет. Его достаточно, так как облаков, воздуха и туманов за атмосферой нет.

5. Регулирование внутренней температуры ракеты посредством изменения окружающей и поглощающей солнечный свет поверхности снаряда. Кроме прочной и непроницаемой для газов оболочки прибора, на ней есть еще другая, подобная рыбьей чешуе, которая, надвигаясь, делает ее блестящей, а сдвигаясь и складываясь, обнажает черную непроницаемую поверхность корпуса.

6. Предохранительное охлаждение поверхности корпуса от нагревания при полете через атмосферу. Для этого также служит блестящая подвижная чешуя.

Указанные космические скорости (8—16 *км/сек*) невозможны в нижних слоях атмосферы, потому что они немедленно теряются благодаря громадному сопротивлению атмосферы.

Но реактивный прибор постепенно приобретает космическую скорость. Очень выгоден наклонный, восходящий, ускоренный полет. Тут полезны плоские крылья. В нижних слоях воздуха скорость небольшая, в разреженной же среде она достигает 1—2 *км/сек*. Но там уже эта скорость не дает большого сопро-



Фиг. 1.

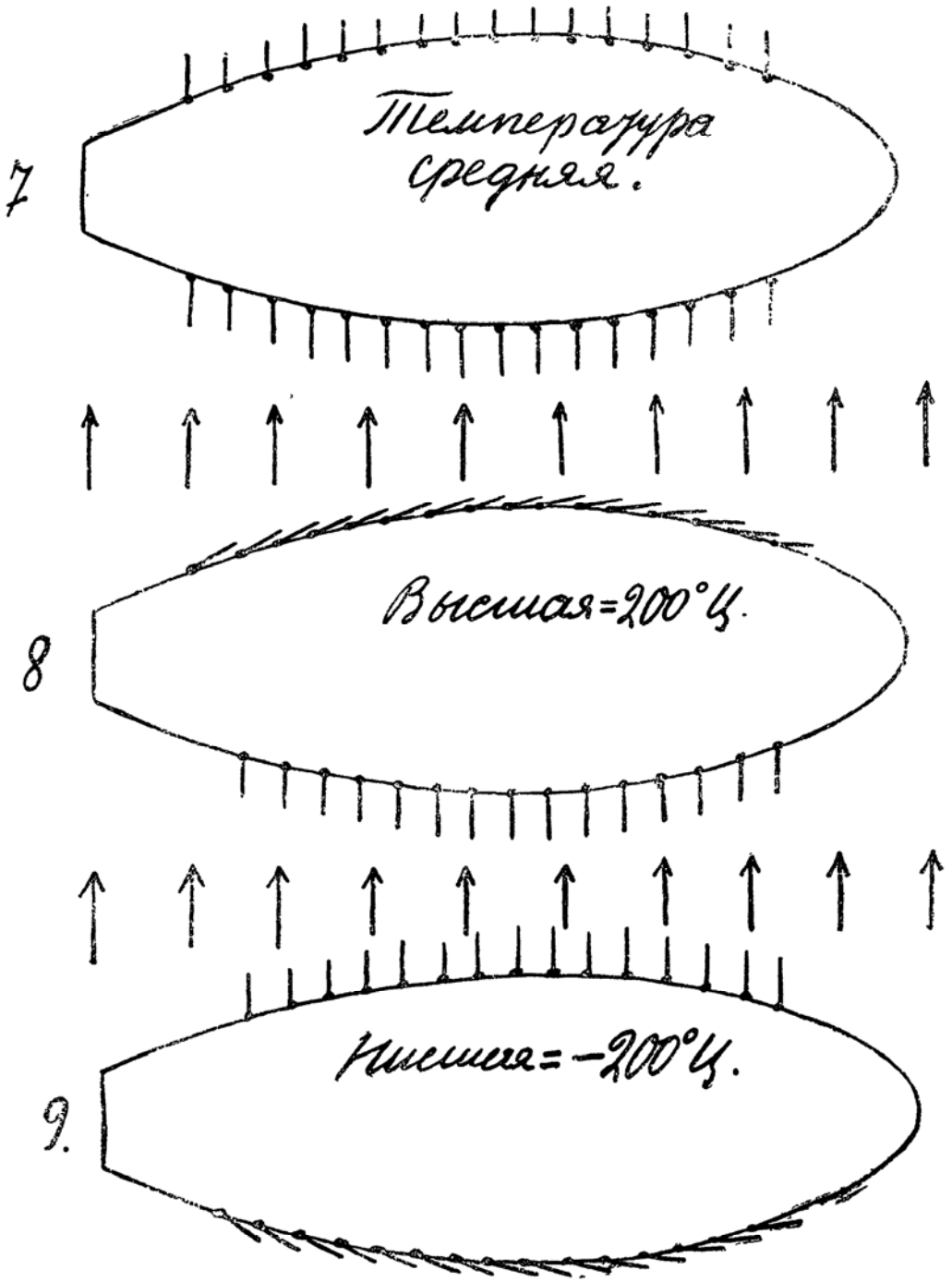
тивления, потому что воздух очень редок. Не даст эта скорость и большого нагревания поверхности снаряда, так как воздух будет очень редок и холоден. Для предохранения от чрезмерного нагревания ракеты, вероятно, будет довольно одного изоляционного от тепла слоя, например, порошка, пробки. Наиболее подходящее по своей легкости — вторая оболочка.

Даем схематический чертеж этого прибора в простейшем виде с указанием его деталей (фиг. 1).

1. Плоские крылья. При небольшом размахе они не будут тяжелы, а при большой длине вдоль снаряда они не будут очень толсты. При малой скорости они будут работать сравнительно слабо, при большой — лучше. Почти плоская их форма при этом необходима.

2. Часть подвижной блестящей чешуи. Чем она нормальнее к поверхности ракеты, тем более открывается черная поверхность корпуса и тем ниже температура. Наоборот, чем она

параллельней корпусу, тем меньше потери тепла и выше температура. Части или окна, обращенные к солнечному свету, не должны закрываться чешуей для получения высокой темпера-



Фиг. 2. Рисунок из рукописи К. Э. Циолковского „Альбом космических путешествий".

туры. При полете в атмосфере чешуя должна смыкаться в одну поверхность и регулирование температуры невозможно (фиг. 2).

3. Помещение для людей.

4. Непроницаемая крепкая оболочка ракеты, выдерживающая давление по крайней мере в одну атмосферу.

5. Поэтому выгоднее чешуя сдвижная (как веер).
6. Место небольшого мотора.
7. Насосы для накачивания кислорода и нефти.
8. Место смешения элементов взрыва (карбюратор).
9. Коническая труба. Из широкого отверстия вырываются разреженные и холодные газы с относительной скоростью 3—6 *км/сек*. Эта скорость для каждого прибора постоянна.

Секунды	1	2	3	4	5	10	15	20	25	30
Скорость	0,2	0,4	0,6	0,8	1	2	3	4	5	6
Путь	0,1	0,4	0,9	1,6	2,5	10	22,5	40	62,5	90
Высота	0,01	0,04	0,09	0,16	0,25	1	2,25	4	6,25	9
Разрежение						1,11		1,53	2	2,45

Высота	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75
Разреж.	1,72	3,12	6,10	14,4	35,7	80,6	190,5	430,4	2519	13720	48700			

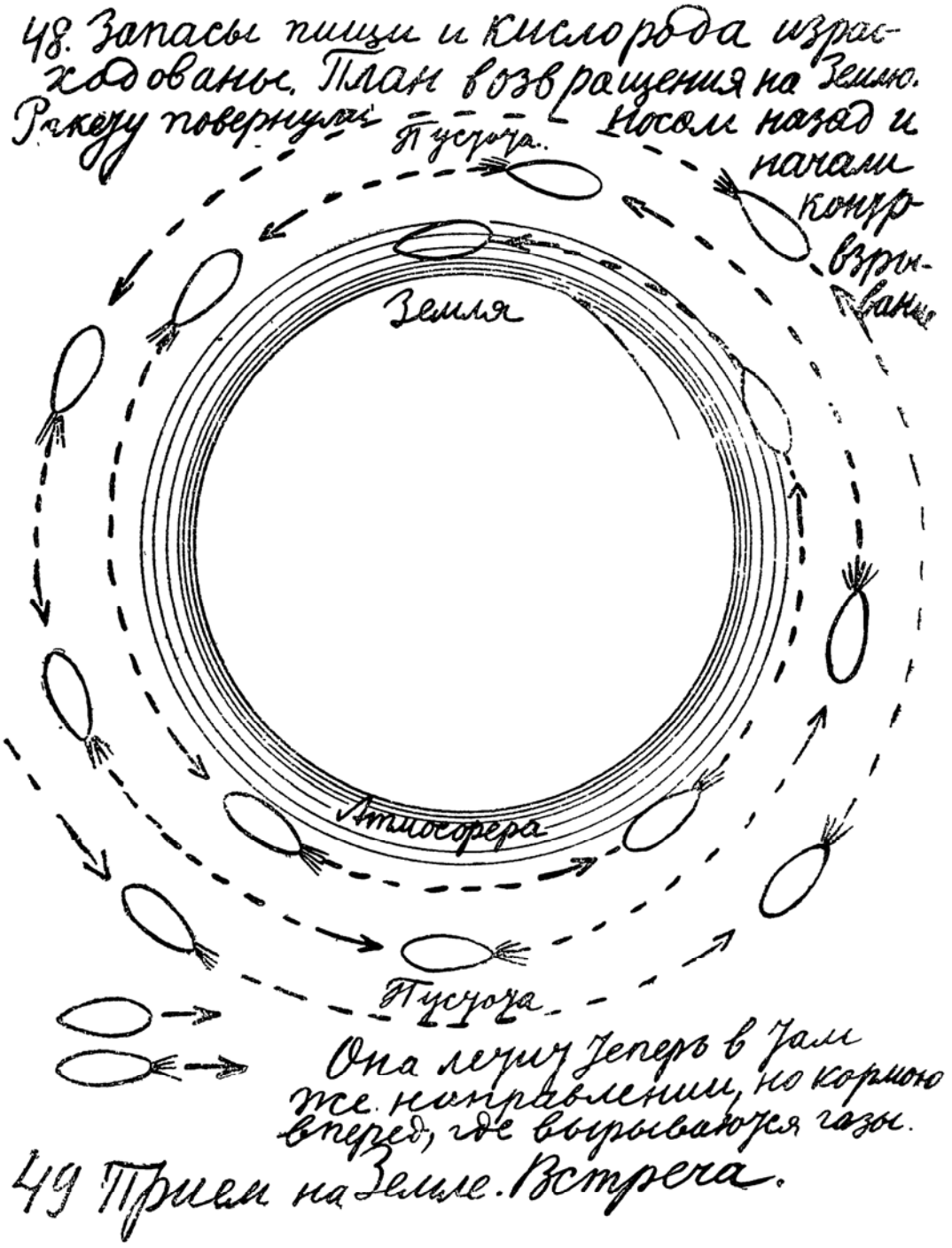
Фиг. 3. Чертеж земной (вспомогательной) ракеты со вложенной в нее космической. (Из „Альбома космических путешествий"). Чертежи и подписи сделаны К. Э. Циолковским.

10. Два руля отвесных и два горизонтальных. Это рули направления и рули устойчивости. Рули работают в пустоте благодаря стремительно вылетающим продуктам горения.
11. Жидкий кислород.
12. Нефть.

Устройство таких чисто реактивных приборов крайне просто: непроницаемая очень продолговатая поверхность с изоляционной и регулирующей температуру покрышкой; коническая труба с карбюратором, где смешивается жидкий кислород с нефтью; охлаждение трубы производится нефтью, а нагретой нефти — кислородом; отсутствие особых баков (только перегородки); два крохотных насоса и очень слабый мотор (фиг. 3).

Чрезвычайная простота и легкость этого прибора — вот его достоинства. Недостаток же его в том, что он должен нести кислород с собой.

Сначала прибор может ограничиться полетами в нижних слоях воздуха (тропосфере), затем вылетать в пустоту, за атмосферу и, наконец, совершать космические полеты. Возвра-



Фиг. 4. Рисунок из рукописи К. Э. Циолковского „Альбом космических путешествий".

щение, как показал я и Гоманн, может совершаться без расходования взрывных материалов: сначала быстрое спиральное движение в редчайших слоях воздуха, потом в более плотных, постепенная потеря космической скорости, наконец — планирование и спуск на почву или воду наподобие обыкновенного аэроплана (фиг. 4).

Это чисто реактивные приборы сулят много. Отчего же работы в Европе и Америке дали так мало? Так, наиболее удачный полет ракеты Риделя (1931) близ Берлина позволил достичь только 1,5 километра высоты. Другие практические результаты еще слабее.

Ракеты с крыльями Годдара и Свана дали также совершенно ничтожные результаты. Например, реактивный планер Свана весом в 80 *кг* поднялся на высоту 60 *м*.

Причины таких малых успехов отчасти в недостатке средств, отчасти в ошибках исследователей. Я указал уже эти ошибки в своей книжке «Звездоплавателям».

Но, кроме ракет, с точки зрения достижения больших скоростей представляют интерес аэропланы высот или стратопланы. Это обыкновенные аэропланы, но снабженные:

1) необыкновенно легкими и мощными моторами;
2) сжимателем воздуха, т. е. компрессором;
3) воздушным винтом с круто наклонными лопастями;
4) с многочисленными охладителями и радиаторами.

Полет таких стратопланов возможен только в воздухе. Устройство их очень сложно и масса по необходимости велика.

По моим расчетам («Аэроплан», 1895), подтвержденным новейшими исследованиями (например Корвин-Круковским, см. книгу проф. Рынина «Суперавиация и суперартиллерия», 1929, стр. 51—53), выходит, что скорость стратопланов при прочих одинаковых условиях пропорциональна квадратному корню из разрежения среды, причем мощность должна возрастать пропорционально скорости полета.

Следовательно, для того чтобы увеличить скорость вдвое, надо или мощность мотора увеличить в 2 раза, что повлечет увеличение веса, или сделать двигатели при той же силе вдвое легче. Последнее — единственный выход. Может быть, со временем достигнут веса двигателей 200 *г* на силу. Тогда поступательная горизонтальная скорость увеличится в 5 раз. Если, например, при моторах обыкновенного веса она достигала 200 *м/сек* (720 *км/час*), то при более легких будет 1000 *м/сек* (3600 *км/час*).

На таких самолетах перелет через Атлантический океан может совершаться в 2—3 часа. Это будет на небольшой высоте, где воздух, однако, в 25 раз реже, чем у поверхности океана.

В журналах сообщают, что известный строитель Фарман очень занят высотными самолетами. Он надеется, что на высоте 6 *км* скорость стратоплана удвоится, а на высоте 12 *км* — учетверится. На высоте в 6 *км* атмосфера разрежается вдвое, а на высоте 12 *км* — вчетверо. Следовательно, и в последнем случае скорость может только удвоиться сравнительно с рекордной — и то при условии, если удельный вес мотора уменьшен вдвое, или вес его и мощность увеличены вдвое. Но удвое-

ния скорости трудно ожидать ввиду сложности аэроплана и увеличенного из-за этого веса.

Сообщают, что в Англии в 1932 г. предполагается перелет через Атлантический океан на высоте 16 *км*, со скоростью 1250 *км/час* (347 *м/сек*). На высоте 16 *км* воздух разрежается в 6 раз. Значит, скорость может быть увеличена в 2,5 раза. Но опять требуется и от двигателя при том же его весе энергии в 2,5 раза больше. Если рекордная скорость на большое расстояние 100 *м/сек* (360 *км/час*), то возможно достичь при этом скорости 250 *м/сек*, а не 347 *м/сек*. Следовательно, это тоже пока мечта. Мы не принимаем здесь в расчет утяжеление аэроплана от сжимателей и других сопряженных с разрежением воздуха усложнений. Но, без сомнения, все это возможно.

В моем сочинении («Стратоплан полуреактивный») я предлагаю полуреактивные стратопланы. Они тоже сложны, но скорее, чем аэропланы, достигнут желаемого успеха, хотя космической скорости и они достичь не смогут.

Звездоплавание только цель и весьма отдаленная. Она заманчива, если вспомнить возможность использования солнечной энергии, которая в две тысячи миллионов раз больше той, которая достается на долю нашей планеты.

Прежде чем дойти до этой цели, мы должны пройти ряд этапов. Первый этап — усовершенствование обыкновенного аэроплана и получение удвоенной или утроенной скорости полета на высоте 12—18 *км*, где воздух в 4—9 раз реже. Тогда получим скорость в 200—300 *м/сек*. Перелет через Атлантический океан сократится до 8—10 часов (см. мой «Новый аэроплан», 1929). Затем появится полуреактивный стратоплан. Его скорость может быть гораздо выше, примерно до 1000 *м/сек*. Он будет летать на высоте 23—24 *км*, где атмосфера в 100 раз реже, чем у поверхности океана. Перелет из Америки в Европу будет делаться в 2—3 часа.

Экономических выгод, однако, никаких не получится: теория показывает, что на единицу пути расходуется одна и та же масса горючего. Кроме того, такой прибор очень сложен и дорог. Так что и перелет от этого окажется дорогим. Но сокращается время и достигается высота до 24 *км*.

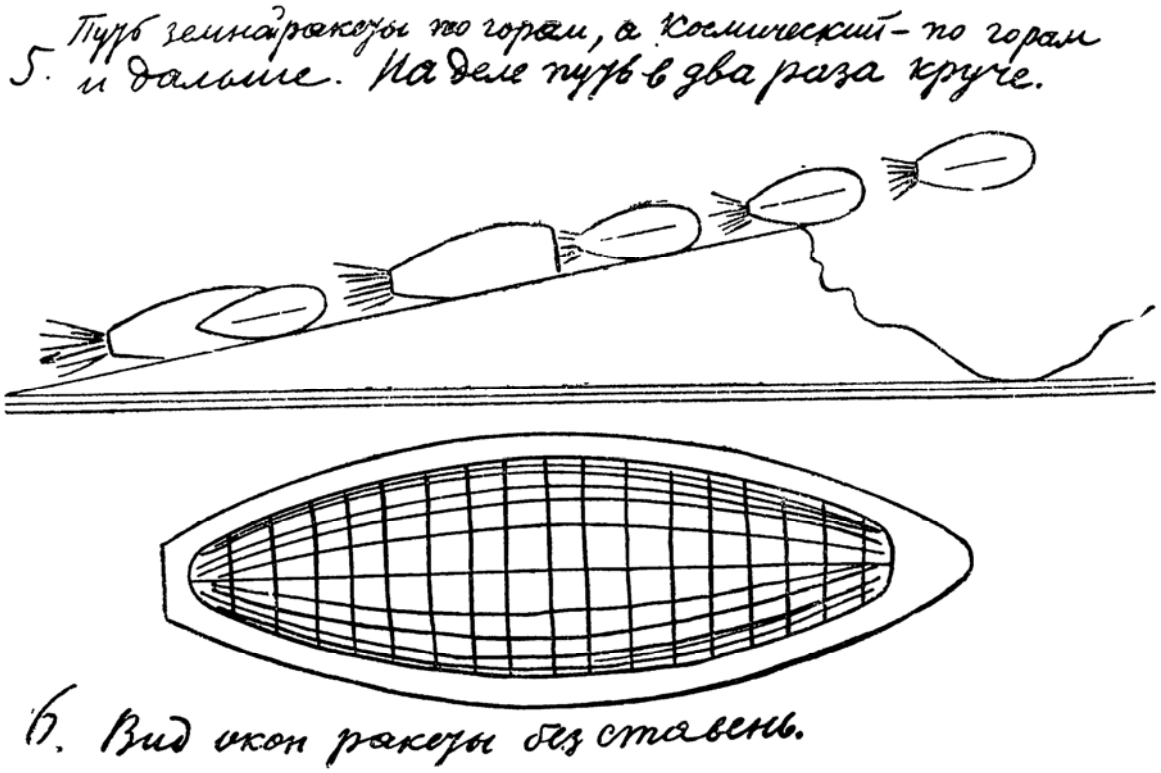
Но это еще не полная победа над стратосферой. Чисто реактивный прибор дает возможность проникнуть еще выше благодаря своей чрезмерной простоте и запасу кислорода. Какая в этом случае на практике получится максимальная скорость — решить трудно. Но при скорости больше одного километра в секунду начинает уже обнаруживаться центробежная сила, облегчающая вес ракеты. Если скорость дойдет до 8 *км/сек*, то снаряд потеряет всю свою тяжесть и унесется за пределы атмосферы. Вот когда будет побеждена атмосфера и одолено земное тяготение. Тогда ракета при своем спиральном восхож-

дении будет летать в пустоте подобно маленькой близкой к нам Луне.

Однако едва ли можно рассчитывать на достижение первой космической скорости без некоторых вспомогательных средств.

Вспомогательные же средства состоят в следующем:

1. В предварительном разгоне ракеты по особо оборудованному твердому восходящему пути (фиг. 5), причем она не



Фиг. 5. Рисунок из рукописи К. Э. Циолковского „Альбом космических путешествий".

расходует горючее, а пользуется энергией, получаемой из особых сооружений по бокам дороги (как, например, трамвай).

2. В многоракетном поезде, летящем в атмосфере, причем только одна из составных ракет приобретает наибольшую скорость и улетает за атмосферу, а остальные возвращаются на Землю (см. мою статью «Космические ракетные поезда», 1929).

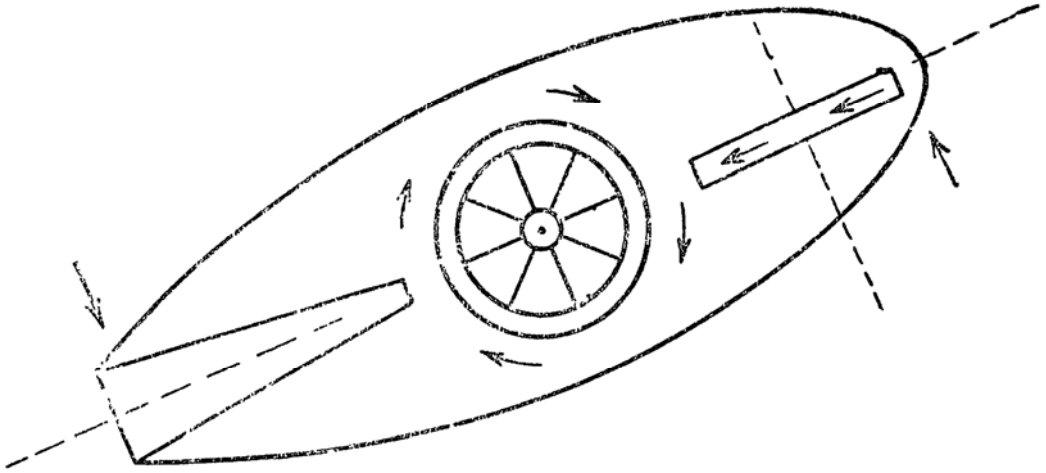
3. В сообщении летящей уже ракете энергии с Земли через вещественные или «невещественные» провода (например, поток лучистой энергии).

Получив возможно большую скорость, ракета продолжает ее увеличивать при помощи своей собственной энергии, т. е. путем взрывания запасенного топлива.

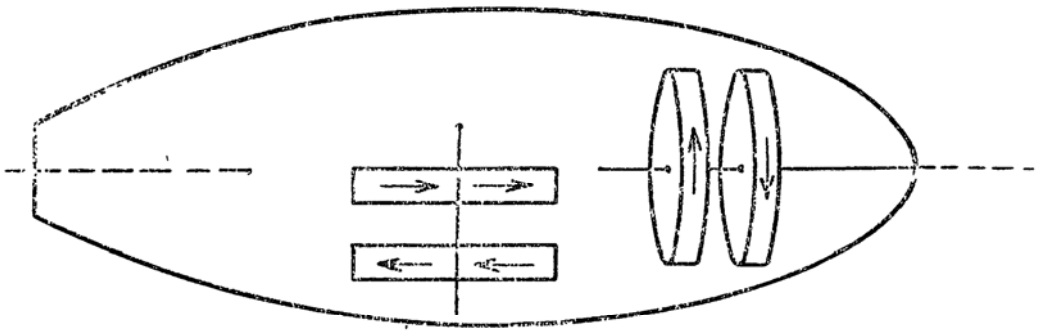
Какие получаются выгоды и какое человек получает могущество при одолении тяготения и при завоевании солнечной системы, описано в моей книге «Цели звездоплавания», 1929.

Овладение солнечной энергией, бесплодно уходящей теперь в пространство, не есть еще завоевание лун и планет. Даже

12 Поворачивание и вращение ракеты вращением диска. Получение любого направления.



13. Устойчивость ракеты при ее неподвижности и быстром вращении двух пар дисков

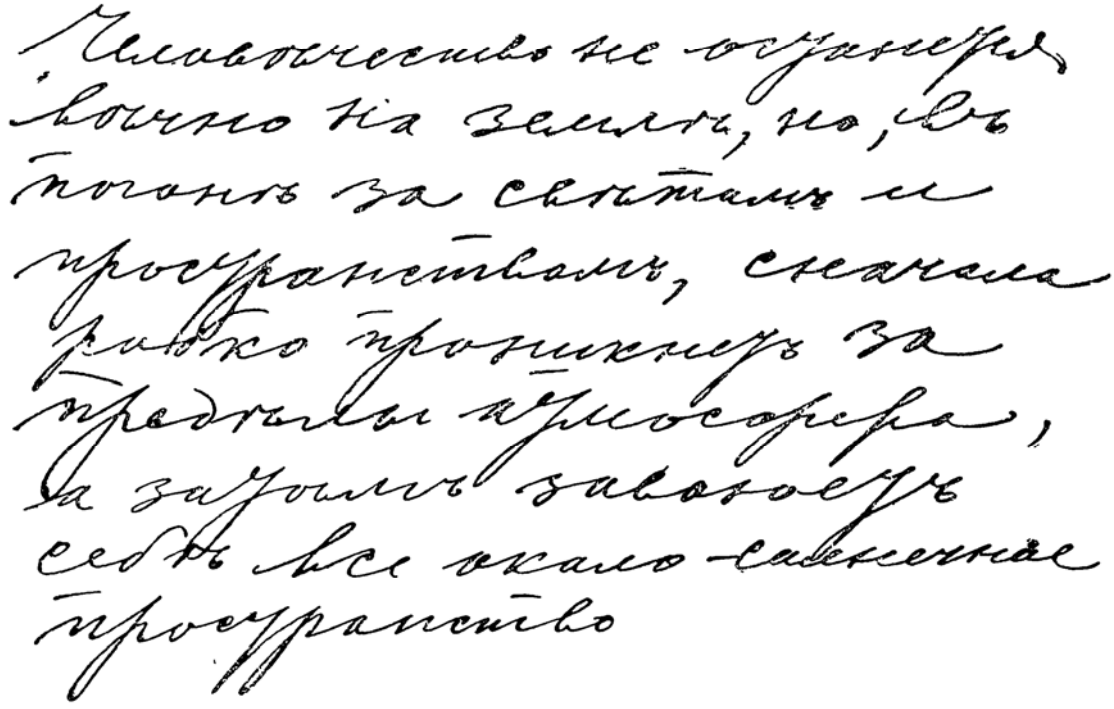


(Попытка опытов на воде). или на привеске.

Фиг. 6. Рисунок из рукописи К. Э. Циолковского „Альбом космических путешествий".

спуск на нашу Луну, по множеству причин, представляет сложную и трудную задачу. Что же касается больших планет, то об этом пока рано и думать.

Очень доступны астероиды, еще доступнее небесные тела меньших размеров. Они будут первыми достижениями звездоплавателей.



Надпись на памятнике-обелиске на могиле К. Э. Циолковского в Калуге. (Факсимиле письма К. Э. Циолковского Б. Н. Воробьеву, 1911 г.)

Когда же все это будет?

Ни один мудрец не в силах этого предвидеть. Если даже принять в расчет бешеную быстроту прогресса науки и техники настоящего времени, то и то, вероятно, придется ждать десятилетия, если не столетия.

Впрочем, быстрота нарастания прогресса есть величина неизвестная. Возможно, что указанное время сократится, хотя мы думаем обратное.

Была напечатана в журнале «В бой за техникум», № 15—16, август 1932 г. под заглавием «Теория реактивного движения». Нами оставлено заглавие рукописи.— *Прим. ред.*

ТОПЛИВО ДЛЯ РАКЕТЫ

(1932—1933)

В сущности нет резкой границы между процессом взрывания вещества и простым горением. Действительно, то и другое есть более или менее быстрое химическое соединение. Горение есть медленное соединение, взрыв же есть быстрое горение.

Так же можно смотреть на тление, ржавление и медленное окисление или вообще на всякую медленную химическую реакцию. Одним словом, разница во всех этих явлениях чисто количественная.

Заметим, что энергия взрывчатых веществ на единицу их массы даже гораздо меньше, чем энергия, выделяемая единицей массы горючего. Также и в экономическом отношении горючие выгоднее взрывчатых веществ, так как последние гораздо дороже и использование их гораздо труднее.

Экономично это делать пока не умеют. Все опыты с ракетными автомобилями, глиссерами, санями и планерами имеют большое значение только как учеба и подготовка к стратоплану и звездолету.

Какие же тогда преимущества имеют взрывчатые вещества? Большие преимущества, хотя никак не экономические.

Действительно, взрывчатые вещества в короткий промежуток времени выделяют чудовищную энергию, так как химическое соединение смешанных элементов горения происходит почти моментально.

Положим, что углерода сгорает один килограмм в секунду, между тем как взрывчатого вещества может сгорать в ту же секунду несколько тонн. Если при этом, как обыкновенно, получаются летучие продукты, то они могут приобрести скорость в несколько километров в секунду. Их энергия движения может быть использована турбиной, хотя практическое решение этого вопроса еще недостаточно созрело. Мы верим, однако, что будущее ракетных двигателей должно быть блестящим.

Мы основываемся на том, что летучие продукты взрыва, расширяясь в искусственной или естественной пустоте (вне атмосферы), всю свою энергию превращают в движение. Поэтому процент использования тепла может быть высок, как нигде. Кроме того, имеем еще быстроту горения и значительное выделение работы в секунду (энергия).

Энергия взрывчатых веществ уже сейчас утилизируется для огнестрельных орудий и разрушения твердых масс (например гранитных скал). В малую долю секунды они сообщают большую скорость пушечному ядру, развивая (в среднем) несколько миллионов лошадиных сил. В ту же малую долю секунды они производят мощную работу раздробления каменных масс.

Ракетные приборы прямого действия (ракеты) могут давать также большую мощность снарядам и экипажам при условии их скорости в несколько километров в секунду. Но такая скорость невозможна в нижних слоях атмосферы, так как этому препятствует сопротивление воздуха. Только в крайне разреженных слоях атмосферы возможна такая скорость и выгодное использование.

Кстати, опровергнем тут весьма распространенное заблуждение, будто в высших разреженных слоях атмосферы возможна космическая скорость при обычной энергии двигателей. Еще в 1895 г. в своих изданных трудах я находил, что потребная мощность мотора при постоянном его весе в наиболее благоприятном разреженном слое пропорциональна скорости самолета. Например:

Плотность атмосферы . .	1	$^1/_4$	$^1/_9$	$^1/_{16}$	$^1/_{25}$
Скорость	1	2	3	4	5
Потребная мощность . . .	1	2	3	4	5

Здесь скорость горизонтального полета при полете у земли принята за единицу; мощность мотора при этом тоже принята за единицу. В неизменной плотности воздуха эта мощность пропорциональна кубу скорости, т. е. эта мощность возрастает в отношении чисел 1, 8, 27, 64 и т. д. Это через 35 лет подтвердил американский ученый Корвин-Круковский.

Трудности при полете в стратосферу большие, но их можно одолеть, пользуясь именно чудовищной мощностью горючих веществ.

Двигатели и взрывание

Собственно во всякой топке происходит непрерывно горение-взрывание, особенно там, где употребляют форсунки. Однако этим взрыванием в обыкновенной паровой машине или турбине непосредственно не пользуются. Пользуются только получаемым теплом. Когда имеем дешевое топливо, как торф или уголь с негодными примесями, и не стесняемся весом машины, то это очень экономично. Но в локомотиве топливо более чистое и дорогое и экономия здесь меньше. Видно стремление перейти к взрывным моторам (бензоловые и дизельмоторы) или к электрическим.

Второй случай имеем в моторах внутреннего горения. Тут пользуются силой взрывания, и потому эти моторы правильнее называть взрывными. Их выгоды: огромная энергия, экономное использование горючего и потому малый его запас. Невыгода: более чистое и дорогое горючее. В обоих случаях используют ничего нестоящий кислород (из воздуха).

Реактивные автомобили, глиссеры, сани, аэропланы, страпопланы и звездолеты используют запасенный заранее кислород или другой элемент, необходимый для горения. Цель: в короткое время получить чудовищную энергию. Тут могут быть два приема.

1. Кислородный элемент или заменяющий его может быть заранее смешан с горючей частью (например, порох). До сих пор для движения или полета людей употреблялись только готовые взрывчатые вещества.

Преимущества этого приема в следующем: произвольно быстрое выделение энергии и простота в устройстве двигателя. Невыгод гораздо больше, а именно: опасность общего взрыва всего запаса (гибель Тиллинга и др.), обременение машины весом кислородного соединения или жидкого кислорода, обременение весом труб, начиненных взрывчатым веществом и выдерживающих огромное давление вырывающихся сжатых продуктов горения (от этого трубы должны быть крепки и тяжелы) при небольших скоростях, доступный в нижних слоях атмосферы малый процент использования химической энергии, дороговизна взрывчатых веществ.

2. Во втором приеме кислородное соединение отделено от горючего. Элементы соединяются постепенно, как в авиационном моторе, только кислород берется не прямо из воздуха. Опасности общего взрыва нет. Обремененность тяжелыми трубами та же. Но прочие невыгоды остаются.

Что же заставляет прибегать нас к запасенному кислороду? На громадных высотах, в чрезвычайно разреженном воздухе или еще выше, за атмосферой, в пустоте необходим запас кислородного соединения, потому что из атмосферы кислород извлекать практически невозможно, а в пустоте его нет.

Там можно достигнуть больших скоростей и использование химической энергии может быть весьма значительным. Остаются невыгоды: обременение весом кислорода и дороговизна его или его соединений. Но элементами взрывания могут служить: дешевая нефть (горючес) и жидкий кислород или его соединения, например, жидкий азотноватый ангидрид. Это не так дорого. Разделение элементов взрыва уже осуществляется на практике в небольших летающих приборах (без людей). Дело, очевидно, прогрессирует. Но эти приборы имеют другие недостатки, указанные мною в журнале «Самолет» (1932). Поэтому они и дают такие слабые результаты.

Выбор элементов взрыва

Тут мы подразумеваем достижение очень разреженных слоев воздуха, когда извлечение из него кислорода затруднительно.

Элементы взрывчатых веществ для ракетного движения должны обладать следующими свойствами:

1. На единицу своей массы при горении они должны выделять максимальную работу.

2. Должны при соединении давать газы или летучие жидкости обращающиеся от нагревания в пары.

3. Должны при горении развивать возможно низкую температуру, чтобы не сжечь или не расплавить камеру сгорания.

4. Должны занимать небольшой объем, т. е. иметь возможно большую плотность.

5. Должны быть жидкими и легко смешиваться. Употребление же порошков сложно.

6. Они могут быть и газообразны, но иметь высокую критическую температуру и низкое критическое давление, чтобы удобно было их употребить в сжиженном виде. Сжиженные газы вообще невыгодны своей низкой температурой, так как они поглощают тепло для своего нагревания. Потом употребление их сопряжено с потерями от испарения и опасностью взрыва. Не годятся также дорогие химически неустойчивые или трудно добываемые продукты.

Приведем примеры. Водород и кислород, например, удовлетворяют всем условиям, кроме указанных в пп. 4 и 6. Действительно, жидкий водород в 14 раз легче воды (плотность его 0,07) и потому неудобен, так как занимает большой объем. Потом критическая температура водорода равна 234° холода, а кислорода — 119° холода. Углерод в отдельности не годится по своему твердому состоянию. Кремний, алюминий, кальций и другие вещества не годятся не только по твердому состоянию, но и потому, что дают с кислородом нелетучие продукты. Озон не годится, потому что дорог и химически неустойчив. Его температура кипения 106° холода (по Цельсию). Большинство простых и сложных тел непригодно, потому что выделяют при соединении малую энергию на единицу продуктов.

Какие же вещества пригодны? А вот какие.

1. Простые или сложные, но имеющие при обыкновенной или не очень низкой температуре жидкое состояние и плотность, недалекую от плотности воды. Значит, можно допустить и сжиженные газы, но имеющие низкие критические температуры.

2. Выделяющие наибольшую работу на единицу полученных продуктов. Таковы некоторые слабо экзогенные и в особенности эндогенные соединения. (Последние при разложении

не поглощают, а выделяют теплоту и потому особенно выгодны.)

3. Недорогие и химически устойчивые.

4. Дающие при горении летучие продукты: газы или пары.

Наиболее энергичные составные части взрыва, дающие летучие продукты, это — водород и кислород.

При образовании водяного пара на каждый *кг* выделяется 3233 *кал*. Такое же горение легких металлов — лития, алюминия, магния, а также силиция и бора — дает от 3400 до 5100 *кал*, т. е. значительно больше. Однако эти материалы непригодны ввиду нелетучести продуктов.

Но в отдельном виде водород и кислород пока неудобны. Лучше всего их заменить слабыми соединениями с другими элементами.

Так что у нас вместо водорода будут водородные соединения, а вместо кислорода — кислородные. Самые подходящие для горения в кислороде — это углеводороды. И водород и углерод при соединении с кислородом дают летучие продукты. Водород при соединении с кислородом на единицу массы продуктов дает больше энергии, чем углерод. Именно водород дает от 3233 (пар) до 3833 (вода), а углерод 2136 *кал*. (Все последующие числа выражены в малых калориях на 1 *г* или на 1 моль вещества.) Поэтому углероды выделяют при горении тем больше энергии, чем больше процент водорода.

Таковы предельные углеводороды. Из них самый простой — метан CH_4, или болотный газ. Он содержит небольшой процент водорода (25%). Но надо принять во внимание, что большинство этих соединений — экзогенные, т. е. при их образовании выделяется тепло. Когда эти соединения сгорают в кислороде, то они прежде должны разложиться на H_2 и O_2, причем обратно поглощается тепло. Кроме того, сжиженный метан имеет низкую температуру (—82° С) кипения и потому неудобен.

Но вычислим его энергию взрыва. Одна часть С требует двух частей O_2. При этом на граммолекулу (моль) выделяется 94000 *кал*. Четыре части Н требуют две части О. При этом на 36 *г* выделяется 116000 калорий. Всего на 80 *г* выделяется 210 000 *кал*. Но предварительное разложение CH_4 требует 18500 *кал* на 16 *г* (моль). Остается 191 500 *кал* на 80 *г*. На 1 *г* продуктов получим 2394 *кал*.

Среди углеводородов есть такой, который содержит меньший процент (12,2%) водорода, но образуется он с поглощением теплоты (эндогенное соединение). Это — этилен (C_2H_4). Мы находим его более подходящим. Действительно, две части С требуют четыре части О. На 89 *г* выделяется 188 000 *кал*, четыре части Н требуют две части О. На 36 *г* выделяется 116000 *кал* (пар). Значит на 124 *г* выделяется 304000 *кал*. Но при разложении C_2H_4 выделяется обратно поглощенные ранее на 28 *г* (моль) 15400 *кал*. Так что всего получим 319 400 *кал*.

Это на 124 *г*. На 1 *г* продуктов получим 2576 *кал*. Это немного больше, чем от метана. Этилен легко сжижается, так как критическая температура его 10° тепла, а критическое давление 52 *ат*. Этилен легко получается из этилового спирта или эфира при пропускании последних через глиняные шарики, нагретые до 300—400° С. Выходит, что этилен выгоднее болотного газа (метана).

Рассмотрим теперь бензол C_6H_6. Как жидкость довольно плотная, он наиболее пригоден для ракеты. Но он содержит только 8% водорода. Какова же его энергия на единицу массы продуктов при его химическом соединении с кислородом? При образовании он выделяет на 1 моль (граммолекулу или 78 *г*) всего только 102 000 *кал*. Но все же сделаем расчет. C_6 требует O_2, и H_6 нуждается в O_3. Значит, на 318 *г* продуктов выделяется 738 000 *кал*. Вычитая отсюда поглощение на разложение C_6H_6, получим 727 800 *кал*. Это на 318 *г*. На 1 *г* продуктов найдем 2289 *кал*. Это немного меньше, чем дает этилен, но зато имеем жидкость обыкновенной температуры с очень незначительным давлением ее паров.

Ацетилен C_2H_2 такого же процентного состава, как газ, неудобен. Притом это экзогенное соединение выделяет гораздо больше тепла при своем образовании, чем бензол, примерно в 18 раз. Значит, и поглощает больше при горении. Кроме того, чем больше в углеводороде углерода, тем выше температура диссоциации, а следовательно, и температура горения. Лучше всего сжиженный водород; но получение его и хранение затруднительно, помимо огромного занимаемого им объема.

Приведем данные о теплоте горения спиртов, эфира и скипидара.

Спирт метиловый . . .	CH_4O	2123 *кал*
Спирт этиловый	C_2H_6	2327 „
Эфир	CH_4O_{16}	2512 „
Скипидар	$C_{10}H_{16}$	2527 „

Здесь показано число выделяемых калорий на единицу продуктов горения. Видно, что и этими горючими пренебрегать нельзя.

При наших расчетах мы предполагаем сжиженный кислород. Это представляет большие неудобства. Озон же химически неустойчив и практически недоступен. Поэтому обратимся к кислородным соединениям.

Интересны кислородные соединения азота. Перечислим наиболее для нас подходящие. Эндогенное газообразное соединение — закись азота N_2O — непригодно, потому что содержит большой процент азота. То же можем сказать и про эндогенное соединение — окись азота NO. Третье соединение — азотноватый ангидрид NO_2 — представляет собой бурую довольно устойчивую жидкость. Образование ее (синтез) сопровождается ничтожным вы-

делением тепла. Она химически довольно устойчива (до 500° С) и очень плотна (1,49), что делает ее весьма пригодной. Она — сильный окислитель, но покрытие резервуаров, труб, клапанов и пр. золотом, платиной, иридием и другими неокисляющимися веществами или сплавами предохраняет машины от разъедания.

Пятое соединение — азотный ангидрид N_2O_5 — содержит немного менее азота, но оно неудобно по своей химической неустойчивости.

Остановимся на NO_2. Это соединение вполне заменяет кислород, но оно обременено азотом. Это уменьшает скорость вылета газообразных продуктов горения, потому что увеличивает их массу. Мы остановились на бензоле. Его граммолекула 78. Мы видели, что 78 *г* этого вещества требует для полного сгорания 240 *г* кислорода. Вес продуктов при горении в чистом кислороде равен 318 *г*. Но у нас вместо кислорода NO_2. Тут прибавляется азота 105 *г*. Продуктов, следовательно, будет 423. Это количество больше в 423 : 318 = 1,331 раз. От увеличения массы продуктов горения скорость их вылета уменьшается в 1,15 раза, т. е. составит 87%. Например, вместо 6000 *м/сек* будет 5220 *м/сек*. Энергия взрыва на 1 *г* продуктов составит 1721 *кал*.

Может быть, нам скажут: а нитроглицерин, пироксилин и пр., разве они не дают больше энергии? Увы, гораздо меньше, как это видно из следующей таблицы. В ней показана теплота образования некоторых веществ на 1 *г* продуктов в малых калориях. Выберем наиболее энергичные взрывчатые вещества.

Алюминий с аммиачной селитрой	1480	*кал*
Порох дымный и бездымный	от 720 до 960	„
Нитроглицериновый порох	до 1195	„
Нитроглицерин	1475	„
Динитробензол с азотной кислотой	1480	„
Пикриновая кислота	750	„
Гремучая ртуть	350	„

Эти готовые взрывчатые вещества употреблять невозможно вследствие опасности неожиданного взрыва всей массы, даже помимо их малой энергии.

Резюмируем сказанное

1. Водород негоден по малой плотности и трудности хранения в жидком виде.

2. Сжиженный метан CH_4 с жидким кислородом дает 2394 *кал* и неудобен вследствие низкой температуры кипения.

3. Маслородный газ или этилен C_2H_4 с O_2 дает 2576 *кал*.

Эта смесь более подходящая, так как этилен имеет критическую температуру, равную 10° С.

4. Бензол C_6H_6 с кислородом дает 2289 *кал*. Величина энергии здесь меньше, удобно то, что при нормальной температуре бензол — жидкость. Пригодны и смеси жидких углеводородов

с высокой температурой кипения (керосин и пр.), тем более что они дешевы (нефть).

5. Употребление жидкого кислорода представляет некоторое неудобство вследствие затруднений при его хранении.

6. Наиболее подходит замена кислорода азотным ангидридом NO_2. Это — бурая, химически устойчивая жидкость плотнее воды. При смешении ее с бензолом на единицу продуктов выделяется 1721 *кал.*

Эти две жидкости наиболее подходящи для ракеты. Но части машин должны быть предохранены от окисляющего влияния NO_2. Эта энергия (1421 *кал*) невелика, но больше, чем энергия самого лучшего пороха и самых страшных взрывчатых веществ (нитроглицерин). Притом последние дороги и опасны в эксплоатации.

7. Пригодны также спирты и серный эфир. Приводим еще зависимость между теплотой горения и соответствующей скоростью продуктов сгорания при идеальных условиях, т. е. в пустоте и при очень длинных соплах:

Теплота, *б. кал*	1000	1500	2000	2500	3000
Скорость истечения, *м/сек* . .	2900	3600	4200	4600	5100

При употреблении эфира получим скорость 4630 *м/сек.* В этом последнем случае при горизонтальном движении по рельсам или при отсутствии тяжести и сопротивления среды получим следующие окончательные скорости снаряда при разных отношениях веса топлива к весу снаряда со всем содержимым, кроме горючего и кислорода.

Отношение веса топлива к весу конструкции	1	2	3	4	5
Максимальная скорость, *м/сек* . . .	3500	5000	6500	7700	8600
Отношение веса топлива к весу конструкции	6	7	8	9	10
Максимальная скорость, *м/сек* . . .	9 500	10 100	10 700	11 100	11 300

Значит, при пятикратном отношении можно сделаться спутником Земли, а при десятикратном — спутником Солнца, так как произойдет отделение снаряда от Земли и перемещение его на орбиту нашей планеты.

Статья была напечатана в сборнике «Реактивное движение», № 2, 1936.

ПАРОГАЗОВЫЙ ТУРБИННЫИ ДВИГАТЕЛЬ

(1933—1934)

Введение

На судах могут быть самые тяжелые моторы. На железных дорогах они уже легче. На автомобилях, глиссерах, санях и дирижаблях моторы должны быть еще легче, наконец, на летательных машинах высот нужны моторы необыкновенной, не существующей еще мощности и при малом их весе и объеме.

Удельный вес мотора — это вес, который приходится на одну его метрическую силу (метрическая сила равна $^4/_3$ лошадиной, или 100 *кгм*). Например, у локомотива он 100 *кг*, у автомобиля — 4 *кг*, у аэроплана — 1 *кг*.

Мы желали бы иметь мотор с удельным весом в 0,2 *кг* или еще меньше. Легкость позволит применить на летательной машине мотор чрезвычайной мощности, необходимый для летания на высотах.

Такая же или еще большая легкость требуется от высотных аэропланов, или стратопланов.

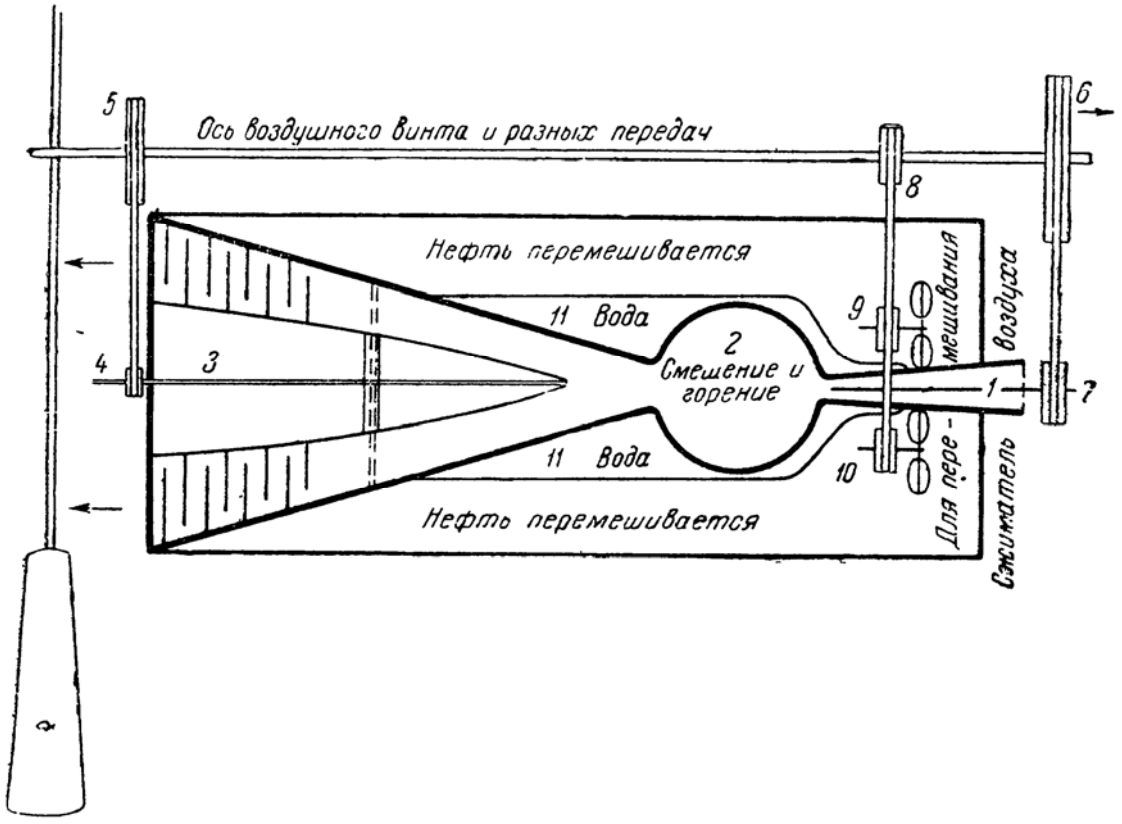
Большое значение в моторе играет также его удельный объем, т. е. тот объем, который приходится на единицу его мощности. В летательной машине места немного, и потому портативность мотора весьма необходима. Понятно, что такой мотор не должен иметь котлов и холодильников.

Непригодны также цилиндровые машины, как тяжелые и портящиеся от высокой температуры, неизбежной для легких и могущественных моторов. Употребления рабочих цилиндров и смазки надо избегать. Надо избегать сложности ради экономии материала и дешевизны моторов.

Легкие моторы должны довольствоваться кислородом воздуха, так как запас жидкого кислорода, тем более его азотных соединений, обременит машину. Притом чистый кислород дает такую высокую температуру, которую не вынесут употребляемые строительные материалы: сплавы железа с небольшим количеством других металлов. Горючее должно давать как можно больше тепла и иметь наибольшую плотность. Первому условию удовлетворяет водород, а второму — плотные продукты нефти. На первое время придется довольствоваться нефтью, а потом необходимо перейти к водороду. Большой недостаток

последнего — малый удельный вес, даже в жидком виде (0,07 воды).

Мой мотор состоит из четырех главных частей (см. фиг. 1): сжимателя (компрессора) воздуха *1*, небольшого котла-карбюратора *2*, турбины *3* и не изображенного на фигуре насоса для накачивания горючего в котел. Сжиматель нагнетает воздух в котел *2* под возможно сильным давлением. Чем оно выше в сравнении с давлением окружающей атмосферы, тем лучше бу-



Фиг. 1.

дет использовано тепло горения. Чем же абсолютная величина давления больше, тем меньше удельный объем и удельный вес двигателя. Поэтому наиболее портативной будет машина, работающая сжатым воздухом у уровня океана.

Но чрезмерному сжатию воздуха мешает не только необходимая для этого большая работа, но главным образом высокая его температура. Например, сжатие до 10 *ат* сопровождается нагреванием до 418° С. Это не чрезмерно, имея в виду некоторое охлаждение сжатого воздуха. Что же касается работы сжатия, то она возвращается при расширении продуктов горения.

Сжатие, например, в 10, независимо от разрежения или плотности атмосферы, всегда дает одно и то же повышение температуры, а именно от 0 до 418° С (абсолютная температура увеличивается в 2,53 раза).

В карбюратор одновременно с воздухом нагнетается в мелко распыленном виде нефть. В нем происходит неполное горе-

ние. Горение продолжается за карбюратором, в пространстве конической трубы между ним и рабочей турбиной. Здесь происходит расширение продуктов горения, охлаждение их от этого, приобретение большой скорости движения и догорание.

Продукты горения охлаждаются от расширения тем более, чем разреженнее окружающая атмосфера.

Сильно охлажденные, они приводят в действие многодисковую турбину.

Сила газов устремляется одновременно почти на всю поверхность дисков.

Дирижабли используют выходящие газы для нагревания водорода и изменения подъемной силы. При этом в нагревательной трубе сжижаются пары воды; полученная жидкость стекает и идет в дело. Вакуума в нагревательной трубе нет. Газы уходят в атмосферу. Стратопланы используют выходящие газы, охлажденные значительно больше, чем в предыдущем случае, для получения отдачи (реакции).

Высокая температура маленького котла-карбюратора требует охлаждения. Оно производится окружающей его нефтью. Последняя непрерывно перемешивается, перенося тепло от сильно нагретого котла к охлажденным частям машины, где работает турбина и выходят сравнительно холодные газы. Возможно устройство около карбюратора и прилегающих к нему наиболее горячих частей конической трубы особой рубашки, залитой водой. Когда в этой рубашке от нагревания воды давление поднимается до 10 *ат* и температура до +179° С, то образующийся пар врывается в карбюратор и усиливает парогазовый поток и работу турбины. Рубашка *11* с водой окружена еще нефтью *9* и *10*. Последняя циркулирует благодаря особому приводу и вращающимся лопаткам. Вода охлаждает карбюратор и трубу, воду охлаждает нефть, нефть охлаждается стенками нефтяного бака, стенки же его охлаждаются атмосферой. Можно попробовать, как указывалось, обойтись без воды. Можно охлаждать нефть, разбрызгивая ее в воздушном потоке и опять собирая. Это проще, чем охлаждение ее пузырьками воздуха или воздушными трубами.

Вот как двигатель заставляют работать. Сначала особым вспомогательным мотором приводят в действие сжиматель *1* воздуха и нефтяной насос. Таким образом карбюратор *2* и турбина *3* начнут работать. Тогда вспомогательный мотор, который на чертеже не изображен, выключают. Сжиматель воздуха и насос приводятся в действие через специальную передачу *4, 5, 6* и *7* от турбины.

Если выбросить охлаждающую водяную рубашку *11*, то горючее, т. е. нефть, будет непосредственно окружать карбюратор *2*, сжиматель воздуха *1* и турбину *3*. Охлаждение последних необходимо, потому что сжиматель сильно нагревается от сжатого воздуха; еще более накаляется карбюратор; также

нагревается и начало конической трубы, где идет горение разбрызганной нефти. Расширенный конец турбины нагрет слабо и даже в случае применения мотора в качестве двигателя высот может быть очень холоден, так как отходящие газы сильно расширяются. Накаленные стенки карбюратора и начало конической трубы уносят свое тепло к холодным ее частям, ибо металл хорошо проводит теплоту. Равномерность температуры в нефтяном баке, как указывалось, поддерживается искусственным перемешиванием нефти *8* и *9*. В низших слоях атмосферы придется прибегать к дополнительному охлаждению нефти внешним воздухом. Самый экономный способ для этого — разбрызгивание нефти в холодной струе воздуха. Разумеется, при этом воздух унесет часть горючего. Но надо брать такое горючее, которое не давало бы паров при умеренной температуре. Можно этот охлаждающий атмосферный воздух, уносящий пары нефти, направлять в сжиматель воздуха. Тогда нефть не пропадет. Надо только, чтобы температура кипения нефти была высокой, дабы не уносилось много паров горючего и не было взрыва в сжимателе. Ребра на балках представляют лишний вес и недопустимы для мощных и притом легких двигателей. Трубы, проходящие через бак с нефтью, проницаемые воздухом, не так тяжелы и более поэтому допустимы как охладители.

Вот в общих чертах описание нашего мотора. Цель такого устройства: чрезвычайная легкость, громадная мощность, простота устройства и, следовательно, дешевизна. Особенно выгодны такие моторы на высотах, где с успехом используется и реакция отходящих газов.

Использование атмосферного кислорода возможно только до некоторой высоты, где воздух не чрезмерно разрежен. В противном случае встретим затруднение при его сжимании. Действительно, если, например, весьма разреженный воздух сжимается в 1000 раз, то температура его повышается до 4000 градусов. Едва ли при помощи нефти он может быть достаточно охлажден. Тогда уже на конусе сжимателя необходимы хотя бы тонкие ребра. Впрочем, эту роль могут играть и диафрагмы, соединенные сваркой с оболочкой сжимателя [1]. Диафрагмы надо делать из самого лучшего проводника тепла.

В чем же сущность действия предлагаемого мной двигателя?

Положим, что мы нагнетаем в котел в течение секунды 1 $м^3$ воздуха. Давление в котле непрерывно возрастало бы, если бы не выходное отверстие [2], через которое вытекает газ к турбине. Чем оно меньше, тем более будет давление в котле. Сделаем такое отверстие, чтобы давление в котле всегда было 10 *ат*. Приход воздуха должен по массе равняться его расходу. Но вте-

[1] См. статью К. Э. Циолковского «Сжиматель газов». К., 1931.—*Прим. ред.*

[2] Критическое сечение сопла.— *Прим. ред.*

кает в секунду 1 $м^3$ воздуха, а получается в котле при сгорании почти та же масса, но при температуре примерно 1638° С. Это увеличивает объем воздуха (при том же давлении) в 7 раз. Присоединение водорода, входящего в состав горючего, и расщепление кислорода увеличивает объем продуктов сгорания еще более. Так что объем воздуха будет больше не в 7, а примерно в 10 раз. Итак 10 $м^3$ газа должно удаляться каждую секунду из выходного отверстия котла (при давлении в 10 атмосфер и температуре 1638° С).

Так происходит превращение теплоты в быстрое механическое движение молекул газа. Но оно далеко не полное, как и сгорание. И то и другое продолжается в конусе *3*. Газ, сжатый до 10 атмосфер, может расшириться в 10 раз. Большему расширению препятствует сопротивление атмосферы.

Расширение будет сопровождаться понижением температуры и догоранием. Если бы не было последнего, то температура уменьшилась бы в 2,53 раза, т. е. была бы 487° С. Но благодаря продолжающемуся горению она будет гораздо выше, примерно 1000° С.

Отсюда видно, что для лучшего использования энергии нужно гораздо более высокое сжатие, например 100.

Цель сжимателя понятна: без него невозможна работа мотора. Особенно необходим сжиматель на высотах.

Предпочтительнее употребление турбинного (роторного) сжимателя, так как тогда получается огромное количество воздуха, нет смазки и можно поэтому достигнуть высшей степени сжатия, что особенно выгодно при окружающей плотной атмосфере, например для дирижаблей.

Узкое выходное отверстие в котле необходимо, иначе в нем не будет сверхдавления газов. Последнее нужно, чтобы превратить энергию тепла в быстрое механическое движение продуктов горения.

Но горение и расширение их еще у отверстия не кончается: газ выходит из отверстия еще накаленный и сжатый. В раструбе продолжается его расширение и охлаждение. Это еще увеличивает скорость потока и превращение теплоты в движение. Раструб конической формы нужен, чтобы сократить длину всей машины.

В пределе, если нет внешнего давления и труба достаточно длинна, продукты горения охлаждаются почти до абсолютного нуля и все тепло превращается в поступательное движение газов. Оно используется посредством многодисковой турбины *3*. Раструб полезен и для одновременного использования всех лопастей турбины, что уменьшает ее вес.

Части мотора имеют разную температуру: от 2000—3000 градусов до нуля. Это дает возможность получить среднюю температуру машины не очень высокую и терпимую материала-

ми: окружающее горючее перемешивается, охлаждает накаленные части мотора и нагревает холодные.

Какие же преимущества имеет этот мотор сравнительно с самыми легкими авиационными? Простота устройства, отсутствие поршней, малый удельный объем и большая энергия, дешевые материалы и горючее. К сожалению, едва ли будет выгодна мощность менее 1000 метрических сил. При малой мощности такие моторы невыгодны. В этом случае перевес должен быть на стороне авиационных моторов. (Предполагая, что мотор действует у уровня океана.)

Очень выгодна работа при небольшом сжатии и давлении атмосферы. Но тогда и работа мотора упадет. Так, при сжатии в 5 раз работа сжатия составит при 1000-сильном моторе около 292 метрических сил. При уплотнении вдвое работа составит 80 метрических сил. Это не много даже для двигателя в 500 метрических сил.

Даем приблизительный объем котла-карбюратора и других частей машины, начиная с компрессора. Так как в карбюратор вгоняется в секунду на 1000 метрических сил 2 $м^3$ сжатого воздуха, то объем карбюратора будет достаточен в 0,5 $м^3$. Втрое больше положим на остальное. Объем главных частей мотора составит 2 $м^3$. Если допустим, что все сосуды выдерживают в среднем 10 *ат* сверхдавления, то вес их при удовлетворительном запасе прочности составит около 30 *кг*. Диски турбины и сжимателя составят не менее. Приняв в расчет вес других частей, получим на 1000 метрических сил вес в 100 *кг*. На одну силу придется 0,1 *кг*. Это удельный вес мотора. Он в 10 раз меньше удельного веса авиационного мотора.

Чем больше мотор, тем он выгоднее, так как вредное нагревание стенок будет менее, ибо сильный жар газов будет от них далеко.

Заметим, что неоднократно доказывалось в моих печатных трудах, что скорость в разреженных слоях атмосферы будет пропорциональна квадратному корню из разрежения этого воздуха, но при условии: мощность мотора при том же его весе должна быть пропорциональна поступательной скорости летательного прибора.

Выполнение этого условия требует сжатия разреженного воздуха до плотности высшей, чем его плотность на уровне океана.

Скорость, *м/сек*	200	300	400	500	600
Необходимое разрежение в число раз	4	9	16	25	36
Высота, *км*	12	17	21	23	25
Естественное сжатие воздуха . . .	1,37	2,19	4,41	8,1	25
Необходимое сжатие	4	9	16	25	36
Меньше в столько раз	2,9	4,1	4,7	3,1	2,24

Скорость, *м/сек*	700	800	846	1000	2000
Необходимое разрежение в число раз	49	64	71,6	100	400
Высота, *км*	27	29	29	31	39
Естественное сжатие воздуха . . .	51,5	99	138	316	9330
Необходимое сжатие	49	64	71,6	100	400
Больше во столько раз	1,05	1,56	1,9	3,16	23,3

Первая строка этой таблицы показывает скорость стратоплана, вторая — необходимое для достижения этой скорости разрежение среды, третья — соответствующую высоту полета над уровнем океана, четвертая — естественное сжатие воздуха от давления встречного потока, в пятой строке — необходимое сжатие среды, для того чтобы довести ее до плотности на уровне океана; из шестой строки видно, что естественное сжатие недостаточно, и она показыват, во сколько раз оно меньше, чем нужно. Но так будет до скорости в 700 *м/сек*. При большей, чем эта скорость, наоборот, сжатие среды от встречного потока будет уже больше, чем у уровня океана. Затруднит только повышение температуры. Для скорости в 700 *м/сек* она уже нетерпима, если не употребить приема для ее понижения.

Итак, мы встречаем пока три затруднения. Первое: как усилить мощность мотора пропорционально скорости стратоплана? Конечно, можно сделать мощность больше, увеличив вес двигателя при том же летном весе стратоплана. Например, полный вес стратоплана 1000 *кг*. Необходимая мощность для обыкновенной скорости 50—100 сил, вес мотора не менее 50 *кг*. Если уделить на него 500 *кг*, то уже будет обеспечено увеличение скорости в 10 раз. Второе затруднение состоит в необходимости иметь сжиматели разреженного воздуха. Только при значительной скорости (большей 700 *м/сек*) можно без них обойтись. Третье затруднение — в чрезвычайном повышении температуры воздуха от его сжатия.

Вот эти затруднения и мешают сейчас постройке высотного аэроплана. К ним еще нужно прибавить необходимость замкнутой кабины или особые одежды для предохранения экипажа от разреженной среды.

Все эти расчеты и соображения только приблизительны, как и все первые соображения. Опыт и углубление дадут более точные выводы и, вероятно, более скромные.

Печатается по рукописи 1933—1934 гг.

СНАРЯДЫ, ПРИОБРЕТАЮЩИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СКОРОСТИ НА СУШЕ ИЛИ ВОДЕ

(1933)

1. Такие снаряды имеют большое преимущество перед теми, которые должны приобретать эту скорость на высоте без связи с земными сооружениями, а именно:

а) они могут пользоваться электрической энергией, идущей извне (т. е. с земных неподвижных сооружений, как трамвай);

б) в лежачих пушках можно пользоваться еще и упругостью подогреваемых электричеством газов;

в) эти сооружения могут служить непрерывно для отправки множества снарядов за атмосферу;

г) для движения снаряда в трубе можно устроить в ней пустоту; длинный путь снаряда, конечно, горизонтален или слегка наклонен и прилегает к почве, а не вздымается на высоту, как башня;

д) снаряды отправляются без большого запаса элементов взрывания.

Главная же выгода состоит в получении снарядом любой по виду энергии и возможности достижения им космической скорости.

2. Такие приборы имеют и много недостатков в сравнении с реактивными. Последние представляют первую стадию, а первые — дальнейшую.

Вот каковы эти недостатки:

а) необходим особый путь (полотно, труба) длиной до 1000 *км* и, понятно, очень дорогой;

б) необходимы побочные неподвижные источники энергии, как, например, генераторы электрического тока, компрессоры и др.;

в) необходима длина снарядов от 40 до 400 и более метров (при хорошей форме, разумеется), иначе получение космических скоростей невозможно;

г) снаряд еще в плотных слоях воздуха приобретает космическую скорость и потому испытывает большое сопротивление среды.

В общем препятствие — в сложности, величине и дороговизне этих сооружений. Но они возможны. Необходимо, чтобы люди убедились в возможности достижения космических ско-

ростей и в несравнимых выгодах существования за атмосферой, вне земли.

3. Большие скорости возможны только при условии удлиненности летающего или двигающегося по земле снаряда. Пользуемся моим трудом «Давление на плоскость» 1930 г. Приводим часть одной из таблиц:

Скорость, *км/сек*						
1,2	1,5	1,8	2,4	3	4,5	6
Соответствующие минимальные продолговатости снарядов						
4	5	6	8	10	15	20

Положим, что мы можем достигнуть при четырехкратной продолговатости скорости только в 1 *км/сек*. Тогда получим видоизмененную таблицу:

Скорость, *км/сек*											
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Продолговатость											
4	8	12	16	20	24	28	32	36	40	44	48

Если мы продолговатость еще увеличим примерно вдвое, то будем иметь почти одно трение, и сопротивление от инерции тогда можно откинуть как сравнительно малое.

В таком случае сопротивление от трения Q_q на единицу объема снаряда выразится формулой [см. мое «Сопротивление воздуха», 1927, формула (56)]

$$\frac{Q_q}{V} = a\,\frac{F\gamma v^2}{xD^2}.$$

Здесь x есть продолговатость снаряда, D — диаметр наибольшего поперечного сечения, γ — плотность воздуха и v — скорость снаряда.

5. F есть переменное и выражается формулой

$$F = 1 : \left[1 + \ln\left(\frac{v}{l}\right)\right],$$

где l есть длина снаряда, или xD [см. формулу (19) „Сопротивления“].

7.

$$a = 0{,}00225.$$

8. Положим, что $v=1000$ *м/сек*; $D=4$ *м*; $\gamma=0{,}0013$; $x=100$; $l=xD=400$; $F=0{,}5211$ (см. „Сопротивление", табл. 21). Тогда вычислим:

$$\frac{Q_q}{V}=0{,}000093\ m.$$

Следовательно, при скорости в 1 *км/сек* в самых плотных слоях атмосферы сопротивление на 1 $м^3$ снаряда будет менее 0,1 *кг*.

9. На основании предыдущих формул составим таблицу удельных сопротивлений (т. е. сопротивлений на 1 $м^3$) в *кг* при разных скоростях в *км/сек*.

v	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
F	0,52	0,383	0,331	0,303	0,283	0,270	0,254	0,250	0,243	0,237	0,231
$\frac{Q_q}{V}$	0,1	0,296	0,576	0,928	1,35	1,87	2,45	3,07	3,77	4,56	5,37

10. Чтобы получить секундную работу, надо удельное сопротивление помножить на скорость:

$$L_s=\frac{Q_q}{V}\ v.$$

Получим удельную работу в метрических силах (если разделим на 100).

11. Полная мощность снаряда громадна, потому что пропорциональна объему:

$$N=\left(\frac{Q_q}{V}\right)vV=Q_qv.$$

12. По формуле (33) „Сопротивления" получим

$$N=a_1FDv^3.$$

14.

$$a_1=0{,}00000156.$$

Таким образом определим полную секундную мощность снаряда (при условиях § 8).

16. Дадим таблицу, в которой даны скорость в *км/сек*, сопротивление среды, приходящейся на 1 $м^3$ объема снаряда, в килограммах, секундную работу в метрических силах, сопротивление всего снаряда Q_q в тоннах и полную секундную мощность всего снаряда N в метрических силах.

v	1	2	3	4	5
$\frac{Q_q}{V}$	0,1	0,296	0,576	0,928	1,35
L_s	1	5,95	17,28	37,12	67,5
N	251,2	15060	42670	92870	170380

v	7	8	9	10	11
$\frac{Q_q}{V}$	2,45	3,07	3,77	4,56	5,37
L_s	171,5	245,6	339,3	456,0	590,7
N	430	615	848	1140	1478

Мощность выражена в метрических силах, но при скорости, большей 6 *км/сек*, — в тысячах метрических сил. Так, при скорости в 12 *км/сек* мощность доходит почти до 2 миллионов метрических сил, а сопротивление — до 16 тонн.

17. Эту мощность можно сократить, если уменьшить размеры снаряда. Положим, что средняя плотность снаряда равна 0,2, объем 2680 $м^3$. Значит, масса снаряда будет 521,6 тонн. При ускорении в 100 $м/сек^2$ давление будет 5216 *т*. Значит, даже при скорости в 12 *км/сек* сопротивление среды в 326 раз меньше.

18. Интересно вычислить, сколько же мы затрачиваем всего тоннометров работы на сопротивление воздуха. Работу на преодоление инерции и приобретение скорости, конечно, считать не будем.

19. Считая одно трение, имеем

$$Q_q = A_1 F D v^2.$$

20. Или $Q_q = A_2 v^2$, где $A_2 = A_1 F D$.

21. Дифференциал затраченной на трение работы будет $dL = A_2 v^2 dx$, где x — длина пути.

22. Но $dx = v dt$, где t — время от начала движения, а $v = jt$. Полагаем ускорение j движения снаряда постоянным.

23. Тогда $dL = A_2 v^3 dt = A_2 j^3 t^3 dt$.

24. Интегрируя, получим

$$L = \frac{A_2}{4} j^3 t^4.$$

Или на основании (22)

$$L = \frac{A_2 v^4}{4j}.$$

25. Отсюда видно, что при достижении одной и той же скорости выгодно большое ускорение j. Но величина ускорения имеет пределы, так как при большом ускорении не только лет-

чики, но и предметы могут пострадать. Малое ускорение не годится, так как путь будет чересчур длинен и дорог. При лежачем положении человека в воде можно принять ускорение в 100 *м/сек*^{2}. Оно дает удесятеренную силу тяжести.

26. Примем старые условия (см. § 8) и скорость в 12 *км/сек*. Для облегчения расчетов формулу (24) представим в виде

$$L = A_2 v^3 \frac{v}{4j}.$$

Или на основании формул (12) и (20) найдем

$$L = N \frac{v}{4j}.$$

27. Но N известна из табл. 16. Взяв ее для $v = 12$ *км/сек* и ускорения в 100 *м/сек*^{2}, вычислим $L = 5\,775\,000$ тонно-метров.

28. Мощность в 1 метрическую силу в секунду в продолжение суток дает 86400 метрических сил, или 8640 *тм*.

Работа, полученная по § 27, выделяется мощностью в одну метрическую силу в сек. в течение 670 суток, или машиной в 670 сил в течение одних суток, или машиной в 1000 сил в течение 16 часов.

29. Лучше всего сравнить эту работу с работой инерции снаряда. Она равна

$$L_i = \frac{v^2}{2g} G.$$

30. Вес же зависит от объема снаряда и средней его плотности.

32. Сравним эту работу инерции с работой сопротивления среды (12). Получим

$$\frac{L_i}{N} = \frac{G}{2ga_1 FDv}.$$

33. Таблицу для F при разных скоростях и при длине снаряда в 400 метров см. п. 9.

34. Вычислим при условиях п. 8 при скорости в 1 *км/сек* и при плотности снаряда 0,2 отношение по п. 32. Получим 8440, т. е. работа сопротивления совершенно ничтожна.

Даже при скорости в 12 *км/сек* она будет в 703 раза меньше работы инерции. При больших DX и плотности снаряда она будет еще меньше.

Зачем же мы боимся сопротивления атмосферы? Оно опасно и относительно велико только для малопродолговатых тел, каковы аэропланы, дирижабли и, конечно, еще более — автомобили и обычные поезда.

Но это еще не все. Мы пускаем длинное тело плавной формы со скоростью в 8—12 *км/сек*. Не поглотит ли эту скорость дальнейшее сопротивление воздуха при полете снаряда через атмосферу?

Этим мы сейчас займемся.

Докажем теорему: *работа прорезывания всей атмосферы при отвесном движении снаряда с постоянной скоростью такова, как будто вся атмосфера при той же ее массе имеет постоянную плотность, какая имеется, например, на уровне океана.*

Эта плотность равна 0,00129. При этой постоянной плотности и известной нам массе атмосферы высота ее будет около 7800 *м*.

Действительно, будет ли какая-нибудь часть атмосферы разрежена или сгущена, работа прохождения ее снарядом останется та же. Пусть, например, где-нибудь атмосфера станет в 100 раз реже. Сопротивление будет в 100 раз слабее и работа от этого уменьшится в 100 раз, но она в то же время увеличится в 100 раз, потому что разреженный путь будет в 100 раз длиннее. Таким образом она останется неизменной.

35. Можно допустить практически постоянную скорость полета в атмосфере, потому что сопротивление среды, как увидим, совершенно ничтожно в сравнении с запасом живой силы ракеты (или кинетической ее энергией). Гораздо значительнее уменьшает величину скорости сила земной тяжести. Но и она на незначительном протяжении плотной атмосферы (20—40 *км*) незаметна ввиду начальной космической скорости снаряда.

36. В силу малого наклона движения ракеты к горизонту по твердой дороге путь не может быть отвесным: он лежит на горах, общий наклон которых невелик. Значит, ракета имеет и далее наклонное движение. При этом, считая на небольшом протяжении ракетного пути землю горизонтальной, дадим вторую теорему: *работа рассечения атмосферы при наклонном движении снаряда обратно пропорциональна синусу наклона пути к горизонту.*

37. По этим двум теоремам уже легко определить работу, поглощаемую атмосферой. Получим даже большую величину в силу ослабления скорости с подъемом; истинная работа преодоления атмосферы меньше.

Для этого довольно сопротивление по табл. 16 умножить на 7800 *м*. Например при секундной скорости в 12 *км/сек* получим 124800 тонн-метров.

Величина 7800 есть частное от деления давления атмосферы у уровня океана на плотность воздуха у того же уровня.

38. Найдем общую формулу сопротивления всей атмосферы [см. формулу (33) «Сопротивления»]:

$$L_a = \frac{\pi A_1 F v^2 D}{4 \sin y} 7800.$$

39. Сравним ее с работой сопротивления воздуха по твердой дороге (24), получим

$$\frac{L_a}{L} = \frac{7800 \pi j}{v^2 \sin y}.$$

Значит, сравнительное сопротивление всей атмосферы тем меньше, чем больше начальная скорость схода снаряда с дороги v и чем больше наклон к горизонту y. Это отношение возрастает с ускорением снаряда по дороге j.

40. Положим, например, $j=100$ *м/сек*^{2}; $v=12000$ *м/сек*; $\sin y=0{,}1$. Тогда отношение 0,1717 или 1 : 5,8. Значит, работа пересечения атмосферы почти в 6 раз меньше работы трения при движении по дороге.

41. Нечего и говорить, что эта работа еще ничтожнее не только по отношению к кинетической энергии ракеты, но и по отношению к работе подъема ракеты. Последняя равна весу, умноженному на высоту H атмосферы, которую можно принять в данном случае километров в 30. Получим такую работу подъема:

$$L_п = GH.$$

Сравнив эту работу с (38), найдем

$$\frac{L_п}{L_a} = \frac{GH4\sin y}{\pi A_1 F v^2 D 7800}.$$

42. Но $H=7800$. Тогда получим

$$\frac{L_п}{L_a} = \frac{G\sin y}{\pi A_1 F v^2 D}.$$

Значит, относительная величина работы тяжести увеличивается с уменьшением скорости, увеличением наклона и размеров корабля.

43. Примем условия п. 8 и воспользуемся табл. 9. Положим, что плотность снаряда 0,2, $\sin y=0{,}1$ и $v=12000$ *м/сек*. Тогда по формуле увидим, что работа тяжести, несмотря на малый наклон и большую скорость, в 45,16 раза больше работы пересечения атмосферы при свободном в ней движении.

44. Ввиду сравнительно малого сопротивления воздуха и соответственно малой работы можно продолговатость снаряда уменьшить раза в 2. Возможно уменьшить во столько же раз и его размеры. Тогда $D=2$ *м*, $x=50$ и $l=100$ *м*.

Это уже гораздо осуществимее в отношении затрат энергии и денежных расходов. Все будет еще возможнее для достижения наибольшей скорости в 8 *км/сек*. Тогда продолговатость и размеры можно еще уменьшить вдвое и сделать $D=1$ *м*; $x=25$; $l=50$ *м*. Здесь диаметр маловат, но ведь главное в перемещении массы и в перелете через атмосферу. За ней же можно построить жилища желаемых размеров. Там размеры ничего не значат, так как сопротивления среды нет.

45. Теперь найдем необходимую длину твердого пути. Большое ускорение снаряда невозможно, потому что человек будет раздавлен. Малые также, потому что твердый путь будет дли-

нен и нехватит для него места на суше, да и дорого обойдется путь.

46. Принимая постоянное ускорение j снаряда, найдем длину пути $x = \frac{v^2}{2j}$. Отсюда видно, что длина пути будет тем меньше, чем меньше скорость и больше ускорение. На основании предыдущего сопротивление воздуха можем не считать, работа же, необходимая для получения определенной скорости, одна и та же, несмотря на ускорение.

Неизвестно, какое наибольшее ускорение может выдержать человек в лежачем положении, погруженный в воду. Но можно принять не менее 100 *м/сек*^{2} или в 10 раз больше земного ускорения. При разных скоростях тогда получим такую длину пути в километрах:

v, *км/сек*	5	6	7	8	9	10	11	12
x, *км*	125	180	245	320	405	500	605	720
При ускорении вдвое большем (j=200 *м/сек*^{2})								
x, *км*	62,5	90	122,5	160	202,5	225	302,5	360

При высшей скорости в 8 *км/сек* путь будет от 320 до 160 *км*. При подъеме на 5 *км* по ровной горе наклон будет от 1 : 64 до 1 : 32. Синус угла будет от 0,0156 до 0,0313, а самый угол от одного до двух градусов.

47. Считаться с сопротивлением среды не приходится, но большая относительная тяжесть поезда требует особой его прочности, пропорциональной ускорению j. С этой точки зрения выгодно было бы путь удлинить.

Лучшей передачей энергии является передача с помощью электрического тока. Но как электроэнергию превратить в механическую работу? Никакие известные электродвигатели по своей тяжести здесь не пригодны. С помощью электрического тока легко получить высокую температуру и химическое разложение вещества. В тепловых двигателях это можно использовать, но сами эти моторы тяжелы. Возможно применение реактивных двигателей и использование электричества в качестве подогревателя охлажденных от расширения газов. Но тут выгода не очень большая. Температура подогревания не может быть очень велика, так как могут расплавиться приводящие газ трубы. Надо прежде этого искать тугоплавкие материалы и способы их обработки.

Печатается по рукописи, оконченной 3 декабря 1933 г.

К. Э. Циолковский в последние годы жизни.

НАИБОЛЬШАЯ СКОРОСТЬ РАКЕТЫ

(1935)

(Глава X из «Основ построения газовых машин»)

А. ЗАВИСИМОСТЬ МЕЖДУ СКОРОСТЬЮ РАКЕТЫ И МАССОЙ ЭЛЕМЕНТОВ ВЗРЫВА

1. Мы будем основываться на простейших формулах моего «Исследования» 1926 г. (при отсутствии тяжести и сопротивления среды). Значение их приблизительное и имеет применение в следующих случаях:

а) когда действие производится вне поля тяжести и в пустоте;

б) когда прибор движется на горизонтальном пути и форма его очень удлиненная и очень хорошая;

в) когда полет совершается в атмосфере почти горизонтально; прибор мало уклоняется от горизонта благодаря быстроте движения и плоским крыльям.

Мы будем применять эти формулы и при движении снаряда с небольшим наклоном к горизонту — при его полете в воздухе.

2. Имеем $v = v_1 \ln\left(\frac{M_1+M_2}{M_1+M}\right)$, где v — скорость ракеты, M_1 — масса со всем содержимым, кроме взрывчатых веществ, v_1 — относительная скорость их отброса (она постоянная), M_2 — полная масса взрывчатых веществ и M — масса оставшихся, еще не сгоревших, не выброшенных взрывчатых веществ. Понятно, что v и M суть величины переменные.

3. Если положим $M=0$, т. е. что весь запас взрывчатых веществ сгорел, то получим наибольшую скорость ракеты:

$$v_0 = v_1 \ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right).$$

4. На основании этой формулы составим табл. 4 * наибольших скоростей ракеты в зависимости от полного сгоревшего запаса взрывчатого вещества и относительной скорости отброса. Первый столбец показывает всю израсходованную массу взрывчатого вещества по отношению к массе ракеты (без взрывчатого вещества), последующие шесть — скорость ракеты

---

* Номера таблиц соответствуют номерам параграфов.— *Прим. ред*

в *м/сек* при относительной скорости отброса в 1, 2, 3, 4, 5 и 6 *км/сек*. Теория показывает, что энергия взрывчатых веществ, имеющихся сейчас в распоряжении человека, не может дать скорости продуктов взрыва, большей 6 *км/сек*. Наконец, последний столбец указывает в процентах, какая часть полной энергии взрыва идет на движение ракеты. Как видно, процент этот сначала очень мал, потом, по мере увеличения относительного количества взрывчатых веществ, он возрастает, достигает максимума при запасе, близком к 4, достигая почти 65%, затем начинает падать до нуля. Между запасом 0,7 и 30 он очень приличен и больше 40%.

Абсолютные скорости ракеты достигают космических, достаточных не только для удаления от Земли, но и для вечного

Таблица 4

Скорость ракеты

Отношение массы отброса к массе ракеты	Скорость отброса *км/сек*	Скорости ракеты (при полном превращении тепловой энергии химического соединения в движение газов) *м/сек*						Процент использования
		1	2	3	4	5	6	
	0,1	94,5	189	283,5	378	472,5	567	8,9
	0,2	182,0	364	546	728	910	1092	16,5
	0,3	262	524	786	1048	1310	1572	22,9
	0,4	336	672	1008	1344	1680	2016	28,2
	0,5	405	810	1215	1620	2025	2430	32,8
	0,6	469	938	1407	1876	2345	2814	36,7
	0,7	529	1058	1587	2116	2645	3174	40,0
	0,8	585	1172	1758	2344	2930	3516	42,9
	0,9	642	1284	1926	2508	3210	3852	45,8
	1,0	693	1386	2079	2772	3465	4158	48,0
	1,2	788	1576	2364	3152	3940	4728	51,8
	1,5	915	1830	2745	3660	4575	5490	55,8
	2,0	1098	2186	3294	4392	5490	6588	60,3
	2,5	1253	2506	3759	5012	6265	7518	62,0
	3	1380	2760	4140	5520	6900	8280	63,5
	4	1609	3218	4827	6436	8045	9654	64,7
	5	1792	3584	5376	7168	8960	10752	64,1
	6	1946	3892	5838	7784	9730	11676	63,0
	7	2079	4158	6237	8316	10395	12474	61,7
	8	2197	4394	6591	8788	10985	13182	60,5
	9	2303	4606	6909	9212	11515	13818	58,9
	10	2398	4796	7194	9592	11990	14388	57,6
	15	2773	5546	8319	11092	13865	16638	51,2
	20	3044	6088	9132	12176	15220	18264	46,3
	30	3434	6848	10302	13736	17170	20604	39,3
	40	3714	7428	11142	15856	18570	22284	34,4
	50	4480	8960	13440	17920	22400	26880	31,6
	100	5256	10512	15768	21040	26280	31536	21,0
	193	6007,6	12015,2	18022,8	24032	30038	36045,6	14,4
	Бесконечность			Бесконечность				Нуль

удаления от нашего Солнца и скитания среди солнц Млечного Пути.

5. Однако на практике скорость отброса далеко пока не достигает 5—6 *км/сек*, да и запасов взрывания нельзя брать таких больших, какие требуются для получения космических скоростей — по крайней мере для одоления тяготения Солнца и блуждания среди звезд Млечного Пути.

Какие же скорости достижимы при самых скромных условиях и как, имея такие скорости, отыскать приемы для получения космических?

6. Нельзя целиком использовать тепловую энергию взрыва: вылетающие продукты не могут охладиться (при расширении) до абсолютного нуля и таким образом все тепло обратить в кинетическое движение газов. Беспредельному расширению газов и паров препятствует внешнее давление среды (например атмосферное), а также сжижение и отвердение продуктов горения. Идеальному использованию химической энергии мешают еще ограниченные размеры трубы [1]. От этого скорость отброса будет меньше, чем вычислено в табл. 4.

7. Последующая таблица это выражает:

50%	60%	70%	80%	90%	100%
0,707	0,775	0,837	0,894	0,949	1,000

Первая строка показывает использование теплоты горения в процентах или величину относительного превращения ее в кинетическую энергию (движение отброса), вторая — уменьшение скорости ракеты, пропорциональное уменьшению скорости отброса. Если тепловая или механическая работа уменьшается, например, в 9 раз, то скорость уменьшается в 3 раза. Надо числа табл. 4 умножить на одну из дробей второй строки, чтобы получить истинную наибольшую скорость ракеты, сообразную проценту использования теплоты взрыва.

8. Применим это к составлению новой таблицы, предполагая 70% использования тепла и относительную скорость продуктов в 4 *км/сек*. Последняя, конечно, зависит от рода взрывчатых материалов.

9. В табл. 9 первая строка показывает скорость продуктов взрыва (от 2 до 4 *км/сек*), вторая — утилизацию тепла в процентах, последующие — окончательную скорость ракеты после израсходования всего запаса взрывчатого вещества. Первый столбец таблицы показывает запас взрывчатого вещества по отношению к весу ракеты. Как видно, практическая скорость едва достаточна для роли близкого земного спутника.

Но мы сейчас укажем на иные приемы получения гораздо больших скоростей ракеты. Они состоят в том, чтобы отправляться в путь нескольким одинаковым и скромным (по скорости)

[1] Т. е. сопла.— *Прим. ред.*

Таблица 9

Таблица скоростей при разном использовании теплоты горения и полном расходе взрывчатых веществ

Относительный запас взрывчатых веществ	Скорость продуктов 2000 *м/сек*			Скорость продуктов 3000 *м/сек*			Скорость продуктов 4000 *м/сек*		
	Процент утилизации тепла			Процент утилизации тепла			Процент утилизации тепла		
	50	60	70	50	60	70	50	60	70
	Окончательная скорость ракеты, *м/сек*								
0,3	370	406	439	556	609	658	741	812	872
0,5	573	628	678	859	942	1017	1145	1255	1356
0,7	748	820	885	1122	1230	1328	1496	1640	1771
1	980	1074	1160	1450	1611	1740	1946	2151	2320
2	1545	1694	1830	2329	2553	2744	3105	3404	3676
3	1951	2139	2310	2927	3208	3465	3903	4278	4620
4	2275	2494	2693	3414	3741	4040	4550	4988	5387
5	2534	2778	3000	3801	4166	4500	5068	5555	6000
6	2752	3016	3258	4127	4524	4886	5503	6033	6524
7	2940	3222	3480	4410	4834	5220	5879	6445	6960
8	3107	3405	3678	4660	5108	5517	6213	6811	7355
9	3256	3570	3855	4885	5354	5783	6513	7139	7710
10	3391	3717	4014	5085	5575	6021	6781	7434	8028

ракетам. Они, кроме последней, расходуют только половину взятого запаса взрывчатого вещества, а остальной половиной снабжают друг друга. Только последняя ракета приобретает наибольшую скорость. Остальные освободившиеся от запаса снаряды планированием спускаются на землю.

Б. СКОРОСТЬ РАКЕТЫ ПРИ НЕПОЛНОМ СГОРАНИИ ЗАПАСА

10. Положим, что масса сгоревшего взрывчатого вещества составляет y от полного его количества.

11.
$$\frac{M_2 - M}{M_2} = y.$$

12. Откуда
$$M = M_2(1 - y).$$

13. Положив $\frac{M_2}{M_1}=x$, получим

$$v=v_1 \ln \frac{1+x}{1+x(1-y)}.$$

14. Положим, что сгоревшая часть $y=0{,}5$.

Тогда найдем

$$v=v_1 \ln \left(\frac{1+x}{1+0{,}5x}\right).$$

Из формулы видно, что скорость ракеты не возрастает безгранично при бесконечно большом запасе (x) взрывчатых веществ, а имеет предел. Действительно, положим, что $x=\infty$, тогда $v=v_1 \ln 2=v_1 0{,}693$. Если, например, $v_1=3000$, то скорость ракеты будет 2079 *м/сек*, несмотря на бесконечный запас отброса (x). Отсюда видно, что нет большой выгоды при половинном сжигании запаса в большой его величине.

15. По этой формуле составим табл. 15, которая еще это подтверждает. В ней дана скорость ракеты в *м/сек*, когда истребляется только 0,5 всего взрывчатого материала. x есть полный запас. Имеем в виду идеальное обращение теплоты в движение отброса и ракеты.

Таблица 15

v_1, *м/сек* \ x (запас)	0,1	0,3	0,5	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1000	46	122	182	287	405	470	511	539	567	573	588	598	606
2000	93	245	365	575	810	940	1023	1078	1134	1146	1176	1196	1212
3000	139	368	547	863	1215	1410	1534	1617	1701	1719	1764	1794	1818
4000	186	490	729	1150	1620	1880	2046	2156	2268	2292	2352	2392	2424
5000	232	613	911	1438	2024	2350	2557	2695	2835	2865	2940	2990	3030
6000	279	736	1094	1726	2429	2820	3068	3234	3402	3438	3528	3588	3636

Первая строка означает полный относительный запас взрывчатых веществ, первый столбец — относительную скорость отброса. Приняв ее даже в 2000 *м/сек*, видим из таблицы, что скорость ракеты при полном запасе в 4 и половинном его израсходовании достигает 1023 *м/сек*. При полном запасе в 2 и израсходовании половины его получается скорость ракеты в 1215 *м/сек*, если относительная скорость отброса составляет 3000 *м/сек*.

В. СКОРОСТЬ, ДОСТИГАЕМАЯ ОДНОЙ РАКЕТОЙ ПРИ ПОМОЩИ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ

16. Сейчас увидим, какой смысл имеет ограниченное расходование взрывчатых веществ в деле достижения космических скоростей.

17. Пусть имеем много совершенно одинаковых ракет, каждая с запасом $x=1$. Пусть каждая расходует половину этого запаса. Скорость отброса пусть равна у всех ракет 4000 *м/сек*.

С помощью эскадры этих ракет путем переливания запасов взрыва мы можем получить высшие скорости, которых одна ракета получить не может. Переливание, например, бензина из одного аэроплана в другой вещь не только возможная, но и бывалая.

18. Положим, что летит одна ракета. По табл. 4 ее наибольшая скорость будет 2772 *м/сек*.

19. Пусть теперь летят одновременно и рядом (близко) две такие ракеты. Пусть обе расходуют сначала половину своих взрывчатых веществ. Тогда они приобретут скорость в 1150 *м/сек* (см. табл. 15). Затем одна из ракет переливает не сгоревший еще запас (0,5) в другую, а сама планирует на землю. Вторая, теперь уже при полном запасе в 1, получает прибавочную скорость в 2772 *м/сек* и тогда достигаем $1150+2772=3922$ *м/сек*.

20. Теперь, положим, летят четыре ракеты. Когда все израсходуют половину запаса, то они все, летя рядом, получают одинаковую скорость в 1150 *м/сек*. Но две из этих ракет пополняют запас остальных двух, а сами без запаса планируют на землю. Тогда две оставшиеся в воздухе летят дальше и расходуют опять половину запаса. Благодаря этому они будут иметь скорость в 2300 *м/сек*. Одна из них после этого пополняет запас другой и приземляется. Последняя с полным запасом, израсхо-

Таблица 21

Число ракет	1	2	4	8
Скорость последней, *м/сек*	2772	3922	5072	6222
Число ракет	16	32	64	128
Скорость последней, *м/сек*	7372	8522	9672	10822
Число ракет	256	512	1024	2048
Скорость последней, *м/сек*	11972	13122	14272	15422
Число ракет	4096	8192	16384	—
Скорость последней, *м/сек*	16572	17722	18872	—

дуя его весь, получает еще прибавочную скорость в 2772 *м/сек*, а всего 5072 *м/сек*. После этого ей придется приземлиться планированием.

21. Составим таблицу скоростей последней из оставшихся в воздухе ракет в зависимости от числа их. Полагаем $v_1 = 4000$ *м/сек* и запас 1.

22. В первой строке табл. 21 показано число одинаковых ракет, участвующих в достижении высшей скорости одной ракеты, во второй — скорость этой последней в *м/сек*.

23. Первая космическая скорость достигается уже при 32 ракетах. Для удаления на орбиту Земли надо уже 256 ракет, а для удаления от планет и Солнца требуется 4096 ракет.

24. Главное — залететь за атмосферу Земли и «укрепиться» там в качестве ее спутника. Дальнейшее увеличение скорости можно достигнуть другими способами и гораздо легче, чем на Земле. Все же число ракет чрезмерно велико.

25. Но у нас есть возможность взять больший запас взрывчатых веществ, например, в 4. Тогда при скромной скорости отброса в 3000 *м/сек* скорость ракеты при половинном расходе составит 1534 *м/сек* (см. табл. 15). Полная же скорость — 4827 *м/сек* (см. табл. 4). Этого достаточно, чтобы предложить новую таблицу.

Таблица 25

Число ракет	1	2	4	8	16
Скорость последней *м/сек*	4827	6361	7895	9429	10962
Число ракет	32	64	128	256	512
Скорость последней, *м/сек*	12497	14031	15565	17099	18633

Тут для блуждания среди солнц Млечного Пути довольно 256 ракет. Положение спутника Земли достигается при четырех ракетах, а спутника Солнца — при 16.

26. Скорость отброса может быть больше 3 *км/сек* и тогда для достижения космических скоростей нужно будет меньшее число ракет.

27. Можем вывести общую формулу скорости последней ракеты в зависимости от числа их, скорости отброса v_1 и относительного запаса взрывчатых веществ. Тогда скорость одной ракеты будет [см. формулу (3)]

$$v_0 = v_1 \ln(1+x),$$

где x есть полный относительный запас взрывчатых веществ. При числе же ракет 2^n, где n — число переливаний, скорость последней составит

$$v = nv_1 \ln \frac{1+x}{1+0{,}5x} + v_1 \ln (1+x) =$$
$$= v_1 [(n+1) \ln (1+x) - n \ln (1+0{,}5x)].$$

28. Первый член первой части имеет предел, как бы ни было велико x или относительный запас взрывчатых веществ (см. п. 14). Он равен 0,693 nv_1. Но все же он способен беспредельно возрастать при увеличении n или числа ракет (2^n). Но второй член возрастает неограниченно по мере увеличения x, или относительного запаса взрывчатых веществ. Таким образом надо по возможности увеличивать и x и n.

29. Если и нельзя много увеличивать запас x взрывчатых веществ и относительную скорость продуктов горения v_1, то число ракет (2^n) в нашем распоряжении, а потому и величина скорости последней из групп участвующих ракет.

30. Практика показала, что вещественное сообщение между двумя аэропланами, движущимися с одинаковой скоростью, вполне возможно. Производилась передача горючего из одного самолета в другой. Надо только выработать наиболее для того удобный прием. В нашем случае работа сложнее, так как приходится передавать особо два раздельных элемента: углеводороды (горючее) и кислородное соединение. Это можно делать разными способами, например:

а) переливанием через трубку, соединяющую два летательных прибора;

б) передачей баков с элементами взрывания;

в) направлением струи элемента в заднюю часть впереди летящего прибора (спринцовка, пожарный насос).

Какой из этих или других приемов окажется лучше, покажет опыт.

Г. ПРАКТИЧЕСКИЙ ПУТЬ

31. Начать дело придется с самых несовершенных и слабых реактивных аэропланов. Сначала выучимся летать на одном. Скорость отброса надо положить самую малую, например, в 2000 *м/сек*, запас взрывчатых веществ в единицу. Табл. 4 укажет нам наибольшую скорость в 1386 *м/сек*. Такой ракетоплан может лететь горизонтально или наклонно. Не считая сопротивления воздуха, он мог бы при этой скорости подняться на высоту 96 *км*. Но в силу сопротивления среды и некоторой оставшейся скорости такой высоты он не достигнет, а подымется примерно на 50 *км*. Оттуда, лишившись элементов взрыва, он спускается уже планированием на твердую или жидкую поверхность планеты.

Так как наибольшая достижимая этим скромным ракетопланом скорость не превысит 1 *км/сек*, то продолговатость может быть не очень большой.

32. Даем тут необходимую продолговатость ракетопланов в зависимости от наибольшей заданной скорости (см. мое «Давление», 1930).

v, км/сек	1	2	3	4	5	6	7	8
λ	4	8	12	16	20	24	28	32

v, км/сек	9	10	11	12	13	14	15	16	17
λ	36	40	44	48	52	56	60	64	68

Первая строка указывает скорость прибора в *км/сек*, а вторая — необходимую наименьшую его продолговатость при хорошей, конечно, форме. Из таблицы видно, что первая скромная ракета может ограничиться продолговатостью в 4. Если продолговатость будет меньше указанной в таблице, то, как бы ни был разрежен окружающий воздух, он сгущается перед носовой частью прибора до такой степени, что представляет как бы стальную стену.

33. Так как большая скорость, примерно 5 *км/сек*, достигается уже за атмосферой, то продолговатость вообще не будет превышать 20 (см. таблицу).

34. Научившись хорошо управлять одним ракетопланом с продолговатостью в 4, приступим к постройке двух одинаковых ракет с большей продолговатостью. Тут уж начнем упражняться в переливании элементов взрыва из одного ракетоплана в другой. Затем перейдем к группе из четырех ракет с еще более увеличенной продолговатостью, далее — к группе из восьми ракет и т. д. Вместе с тем приборы будут совершенствоваться, например, будет увеличиваться и относительный запас взрывчатых элементов и скорость отброса сгоревшего вещества.

35. Пока мы предложим скромную таблицу скоростей ракетопланов в зависимости от числа их, предполагая, что скорость отброса 2000 *м/сек*, а запас взрывчатого вещества равен единице. Прибавим к таблице и требуемую наименьшую продолговатость группы равных ракетопланов. При составлении таблицы пользуемся табл. 4 и 15:

Число ракет	1	2	4	8	16	32	64	128	256	512
v, км/сек	1386	1961	2536	3111	3586	4271	4846	5421	5996	6571
λ	5	8	10	12	14	16	20	22	24	26
Высота поднятия при постоянной тяжести .	95	192	320	484	680	910	1170	1470	1800	2160

Первая строка указывает на число ракет в группе, вторая — на максимальную скорость, третья — на продолговатость каждого члена группы, четвертая — на максимальную высоту поднятия в *км* при израсходовании всей скорости.

На практике, конечно, достигнем этого лишь вполовину. При группе в 8 или 16, ракетоплан, возможно, зайдет за пределы атмосферы, где продолговатость уже не имеет значения. Так что она не будет превышать 12—14. Значит, снаряд, имеющий в наибольшем поперечнике 2 *м*, будет иметь в длину не более 24—28 *м*.

36. Но мы надеемся на получение во время этих упражнений или ранее скорости отброса, большей 2 *км/сек*, так как крайний предел ее 6 *км/сек*. Запас также может перейти от единицы к 5 и более. Тогда и при небольших эскадрах одинаковых и не очень продолговатых ракетопланов получим космические скорости.

37. Как предел успехов, представим себе, что скорость отброса равна 6 *км/сек*, а запас взрывчатого вещества — 10. Получим на тех же основаниях (табл. 4 и 15) следующую таблицу:

Число ракет	1	2	4	8	16
v, *км/сек*	14388	18024	21660	25296	28932

Тут не приходится даже говорить ни о высоте, ни о продолговатости. И одна ракета и группа — быстро залетают за атмосферу, не имея в ней и 2 *км/сек* скорости. Так что продолговатость в 8 вполне достаточна для всех ракет предельного успеха.

38. Но надеяться на такой успех мы пока не можем. Это — ограниченный множеством побочных условий теоретический вывод.

Д. ЦЕЛЬ НОВОГО ПРИЕМА

Цель изложенного — указать на приемы, посредством которых и при крайнем несовершенстве одного ракетоплана можно с помощью нескольких таких же получить космические скорости, достаточные не только для завоевания солнечной энергии, но и для путешествия между другими солнцами в пределах нашего Млечного Пути. Прием этот состоит в использовании группы ракетопланов, в переливании элементов взрыва для подкрепления в силах одного последнего ракетоплана, который и получает высшую космическую скорость.

39. Мы ранее предлагали для этой же цели земные искусственные дороги и ракетные поезда. Это, возможно, и правильно, но в настоящее время неприменимо по своей дороговизне и другим причинам.

40. Еще менее применимы лежащие на земле пушки, т. е. те же особенным образом устроенные пути, но еще более дорогие.

Все эти поезда и «пушки» найдут применение в отдаленном будущем, когда значение межпланетных путешествий возрастет, более обратит на себя внимание человечества, более возбудит доверия и реальных надежд и тем вызовет расходы и жертвы даже большие, чем какие идут на все остальные потребности людей.

41. Прием же группы первых слабых машин и переливание взрывчатых веществ гораздо доступнее для состояния умов современного человечества. Уже один ракетоплан побудит к последующему опыту с двумя одинаковыми и несовершенными приборами.

Сами по себе они ценны, т. е. и в одиночку могут служить народам. Опыты с несколькими ракетопланами будут производиться, между прочим, как интересные трюки. Но эти трюки приведут неизбежно к получению космических скоростей.

Итак, основа этого успеха — получение первого, хотя бы и плохого ракетоплана. Построение таких же одинаковых снарядов двинет дело увеличения скоростей, которому как бы нет предела.

В предыдущих главах мы дали основания для создания отдельных ракетопланов. Конечно, чем полученный ракетоплан будет совершеннее, тем и результаты опытов с их группами будут выше при том же числе употребленных летательных приборов в группе.

Е. СКОРОСТЬ ВЫЛЕТА ПРОДУКТОВ ВЗРЫВА

43. Возвратимся же еще раз к отдельному одинокому ракетоплану. Огромное значение имеет скорость вылета продуктов взрыва. От чего же она зависит? В ранее написанной главе «Энергия химического соединения веществ» мы дали таблицы идеальных, наибольших скоростей вылета продуктов взрывания. Они осуществляются почти целиком при следующих совместных условиях:

а) когда продукты горения газообразны или очень летучи;

б) когда не имеется внешнего давления, препятствующего расширению газообразных продуктов;

в) когда труба для гечения отбросов весьма длинна;

г) когда она не очень расширяется к выходу, т. е. не очень уклоняется от цилиндрической (коническая форма зато уменьшает длину трубы);

д) когда нет потери тепла от теплопроводности и лучеиспускания;

е) когда диаметр трубы настолько велик, что можно пренебречь трением газов о внутренние стенки трубы.

44. Все эти условия не могут соблюдаться в полной мере на практике. Укажем на некоторые уклонения.

Снаряд обыкновенно небольших размеров. Поэтому труба коротка. Чтобы лучше использовать расширение газов и переход тепла в их движение, нужно делать трубу конической.

Внешнее давление устраняется только в пустоте, при поднятии за атмосферу или при скорости большей 300—500 *м/сек*, когда у тупой кормовой части ракеты образуется пустота от быстроты движения. Корма ракеты вообще суживается. Но часть ее, где выходит взрывная труба (раструб), поневоле тупа. Тут и образовалось бы разреженное воздушное пространство (но оно, конечно, заполняется вылетающими продуктами взрыва).

Вследствие ограниченных размеров взрывной трубы и некоторого внешнего давления вытекающие газы не успеют охладиться до абсолютного нуля и сохраняют еще некоторое количество энергии в зависимости от степени их расширения. Таким образом не вся энергия тепла горения превращается в движение газовых струй. От этого неполного использования тепла скорость продуктов, показанная в таблицах, на практике будет меньше.

В нижеследующей таблице это принято во внимание.

Таблица 38

Скорость ракеты по израсходовании 0,5 запаса взрывчатого вещества при использовании теплоты горения в 50, 60 и 70%

Полный относительный запас взрывчатого вещества	Запас израсходованных веществ	Скорость продуктов взрывания (идеальная), *км/сек*								
		2			3			4		
Процент утилизируемого тепла		50	60	70	50	60	70	50	60	70
Скорость продуктов взрывания *м/сек*		1414	1550	1674	2121	2325	2511	2828	3100	3348
0,3	0,15	173	190	205	260	285	308	347	380	410
0,5	0,25	258	290	305	387	424	458	515	565	610
0,7	0,35	326	357	386	489	536	579	652	715	772
1	0,5	407	446	481	610	669	722	813	892	963
2	1,0	571	620	678	850	942	1017	1145	1255	1355
3	1,5	665	729	787	996	1093	1180	1329	1457	1574
4	2,0	723	733	856	1084	1189	1284	1446	1585	1712
5	2,5	762	835	902	1143	1253	1353	1525	1671	1805
6	3,0	800	877	947	1199	1315	1420	1600	1753	1894
7	3,5	815	892	963	1225	1338	1446	1627	1783	1926
8	4,0	831	911	984	1246	1367	1476	1663	1822	1968
9	4,5	846	927	1001	1268	1390	1497	1691	1853	2002
10	5,0	858	940	1015	1285	1409	1522	1714	1879	2029

Первая горизонтальная строка таблицы показывает идеальную скорость продуктов, зависящую только от химической энергии соединения их составных частей. Здесь мы даем скорость от 2 до 4 *км/сек*, хотя она может достигать и 6 *км/сек*. Вторая строка указывает использование теплоты горения в процентах в зависимости, конечно, от температуры вылетающих из устья трубы газов.

Первый столбец содержит полный относительный запас элементов взрыва: от 0,3 до 10.

Второй столбец — половинный его расход для получения скорости.

Наконец, на пересечении строк видим величину скоростей в *м/сек* при половинном израсходовании взрывчатого вещества.

Все это очень умеренные и осуществимые условия.

Печатается по рукописи 1935 г., январь.

ПРЕДИСЛОВИЕ И ЗАМЕЧАНИЯ ИНЖ. Ф. А. ЦАНДЕРА К «ИЗБРАННЫМ ТРУДАМ» К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО, ИЗДАНИЯ 1934 г.

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 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.

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

Расчет нагнетателя, данный Циолковским, неполон. В труде «Сжиматель газов», 1931, даны интересные, более полные расчеты. Но большие трудности будет представлять конструктивное выполнение 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.

[1] У Циолковского эта величина обозначена буквой A.

В книге «Исследование мировых пространств» 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 относительно остающейся работы сопротивления атмосферы соответствующим образом изменена.

Циолковский приходит в своих книгах «Ракета в космическое пространство» и «Исследование мировых пространств» к выводу, что имеется определенный наиболее выгодный угол полета. В книге проф. Оберта «Пути к космическому полету» («Wege zur Raumschiffahrt», 1928) 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 типографии 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 был заменен чертежом, составленным самим Циолковским. Это было сделано ввиду того, что сам Циолковский при развитии своих работ отказался от извилин, которые имелись на за-

мененном 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 не вполне 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.

Новый аэроплан

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) нагрузки 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 для цилиндра (24);

д) давление на плоскость, нормальную к потоку, принимается по формуле 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 вообще применимы. 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 при-

менение двигателей разного типа даст разные результаты: необходимо взять фактический вес двигателей для разной мощности.

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.

СОДЕРЖАНИЕ

Стр.

Работы К. Э. Циолковского по ракетной технике (вводная статья М. К. Тихонравова) 3

Ракета в космическое пространство (1903) 25

Высота подъема на воздушных шарах; размеры, вес их 25

Температура и плотность атмосферы 25
Ракета и пушка 28
Преимущества ракеты 31
Ракета в среде, свободной от тяготения и атмосферы. Соотношение масс в ракете 32
Скорости полета в зависимости от расхода горючего 38
Коэфициент полезного действия (утилизация) ракеты при подъеме 39
Ракета под влиянием тяжести 41
Вертикальный подъем 41
Определение достигнутой скорости. Разбор полученных числовых значений. Высота подъема 41
Коэфициент полезного действия 46
Поле тяготения. Отвесное возвращение на Землю 48
Поле тяготения. Наклонный подъем 51
Подъем по наклонной. Работа подъема по отношению к работе в среде без тяготения. Потери работы 53

Исследование мировых пространств реактивными приборами (1911) 58

Резюме работы 1903 г. 58
Работа тяготения при удалении от планеты 61
Скорость, необходимая телу для удаления от планеты 62
Время полета 62
Сопротивление атмосферы 63
Картина полета 68
Кривые движения ракеты и ее скорость 73
Средства существования во время полета 80
Питание и дыхание 80
Спасение от усиленной тяжести 84
Борьба с отсутствием тяжести 87
Будущее реактивных приборов 89

Исследование мировых пространств реактивными приборами (дополнение 1914 г.) 93

Исследование мировых пространств реактивными приборами (1926) 103

Небесный корабль должен быть подобен ракете 105

Стр.

Основные данные, необходимые для изучения вопроса . . . 106
Работа тяготения при удалении от планеты 106
Необходимые скорости 108
Время полета 109
Работа солнечного тяготения 110
Сопротивление атмосферы движению снаряда 111
Имеющаяся энергия 112
Получение космических скоростей вообще 114
Действие ракеты 119
Коэфициент полезного действия ракеты 119
Скорость ракеты при пользовании энергией извне 121
Превращение тепловой энергии в механическое движение . 124
Движение ракеты от взрывания в пустоте и в среде, свободной от тяжести 127
Определение скорости ракеты 128
Время взрывания 130
Механический коэфициент полезного действия 131
Движение ракеты в среде тяжести, в пустоте 134
Определение результирующего ускорения 134
Работа ракеты и отброса; механический к. п. д. 135
Полет ракеты в среде тяготения, в атмосфере 137
Более точное вычисление сопротивления атмосферы 140
Самый выгодный угол полета 143
Подъем, посещение планет и спуск на Землю 149
Горизонтальное движение снаряда в равноплотной атмосфере при наклоне его длинной оси 151
Горизонтальное движение снаряда, если наклона его длинной оси нет 153
Подъем в атмосфере по восходящей линии 156
Двигатель и расход горючего 158
Земная подготовительная ракета 160
Форма земной ракеты 169
Космическая ракета 169
Материал взрывчатых веществ 172
Детали ракеты 174
План завоевания межпланетных пространств 178

Космический корабль (1924) 188

Космическая ракета. Опытная подготовка (1927) 199

Космические ракетные поезда (1929) 215

Что такое ракетный поезд 216
Устройство и действие поезда 217
Определение скорости и других характеристик поезда 219
Различные системы поездов 237
Температура космической ракеты 240

Реактивный двигатель (1929) 244

Новый аэроплан (1929) 246

Определение скорости полета и других характеристик . . . 248
Типы аэропланов, пригодные для разных скоростей полета . . 260

Реактивный аэроплан (1930) 262

Ракетоплан (1930) 272

Стр.

Стратоплан полуреактивный (1932) 287
Краткое описание 287
Воздушный компрессор 291
Расчет компрессора 292
Пропеллер 295
Ускорение стратоплана 298
Плотность воздуха 299
Работа пропеллера 299
Реакция выхлопа моторов 301
Продолговатость корпуса 303
Толщина крыльев 303
Форма снаряда. Рули 304
Размеры, площади, поверхности и объемы 305
Предельные запасы горючего, мотор 306
Сверхдавление и толщина оболочки 308

Реактивное движение (1932) 313

Топливо для ракеты (1933—1934) 324
Двигатели и взрывание 325
Выбор элементов взрыва 327

Парогазовый турбинный двигатель (1933—1934) 329

Снаряды, приобретающие космические скорости на суше или воде (1933) 340

Наибольшая скорость ракеты (1935) 348
А. Зависимость между скоростью ракеты и массой элементов взрыва 348
Б. Скорость ракеты при неполном сгорании запаса 351
В. Скорость, достигаемая одной ракетой при помощи вспомогательных 353
Г. Практический путь 355
Д. Цель нового приема 357
Е. Скорость вылета продуктов взрыва 358

Приложение.

Предисловие и замечания инж. Ф. А. Цандера к „Избранным трудам" К. Э. Циолковского, 1934 г 361

К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

ТРУДЫ ПО РАКЕТНОЙ ТЕХНИКЕ