

Ф.А.ЦАНДЕР

**Проблемы
межпланетных
полетов**

Ф.А.ЦАНДЕР • Проблемы межпланетных полетов

АКАДЕМИЯ НАУК СССР

**КОМИССИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ Ф.А. ЦАНДЕРА
ИНСТИТУТ ИСТОРИИ ЕСТЕСТВОЗНАНИЯ И ТЕХНИКИ**



Ф. Цангер

Ф.А.ЦАНДЕР

Проблемы межпланетных полетов

*100-летию
со дня рождения ученого
посвящается*



МОСКВА "НАУКА"
1988

Проблемы межпланетных полетов / Ф.А. Цандер. — М.: Наука, 1988. — 232 с. — ISBN 5-02-000092-2

В данном издании представлены работы одного из пионеров ракетно-космической науки и техники Ф.А. Цандера по общим проблемам межпланетных полетов.

В книге впервые публикуется ряд неизвестных ранее работ ученого. Значительно расширено также научное комментирование всех вошедших статей с позиций современной науки.

Книга рассчитана на специалистов, занимающихся вопросами ракетно-космической науки и техники, а также на широкий круг лиц, интересующихся историей космонавтики и творчеством ее основоположников.

Редакционная коллегия:

Академик *В.П. Мишин* (председатель),
Ю.С. Воронков (зам. председателя), *Г.Г. Гахун*, *Л.С. Душкин*,
В.Т. Жданов, *Ю.В. Клычников*, *Р.И. Курзинер*, *М.С. Константинов*,
И.А. Меркулов, *Е.К. Мошкин* (зам. председателя), *В.Н. Сокольский*,
А.С. Федоров, *А.Ф. Цандер*, *Г.М. Салахутдинов* (отв. секретарь)

Рецензенты:

доктор технических наук *Д.Д. Севрук*
кандидат технических наук *Е.А. Яковлев*

Научное издание

ЦАНДЕР ФРИДРИХ АРТУРОВИЧ
ПРОБЛЕМЫ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПОЛЕТОВ

Утверждено к печати Комиссией по разработке научного наследия Ф.А. Цандера

Редактор издательства *Е.В. Попова*, Художник *В.Ф. Громов*
Художественный редактор *Н.Н. Власик*. Технические редакторы *И.И. Джигоева*, *Г.П. Каренина*
Корректор *Н.И. Харламова*

Набор выполнен в издательстве на наборно-печатающих автоматах

ИБ № 31521

Подписано к печати 09.06.88. Т — 12921. Формат 60 × 90 1/16
Бумага офсетная № 1. Гарнитура Пресс-Роман. Печать офсетная
Усл.печ.л. 14,5 + 0,1 вкл. Усл.кр.-отт. 14,6. Уч.-изд.л. 17,1 Тираж 2500 экз.
Тип. зак. 1505. Цена 3 р. 20 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство "Наука"
117864 ГСП-7, Москва В-485, Профсоюзная ул., д. 90

Ордена Трудового Красного Знамени 1-я типография издательства "Наука"
199034, Ленинград В-34, 9-я линия, 12

Ц 3607000000-239 315-87-III
042 (02)-88

© Издательство "Наука", 1988

ISBN 5-02-000092-2

ОТ РЕДАКЦИИ

В 1987 г. исполнилось 100 лет со дня рождения известного советского ученого и инженера, одного из пионеров ракетно-космической науки и техники Ф.А. Цандера. Начало его работ в этом направлении относится к 1907–1908 гг. Он — автор ряда многоплановых теоретических трудов. Им успешно проводились также и практические работы в области реактивной техники. Кроме того, он энергично занимался пропагандой и подготовкой кадров для нее. Этот юбилей был широко отмечен общественностью нашей страны. Решением президиума АН СССР в связи с этой датой предполагается, в частности, издание сочинений ученого в виде отдельных тематических сборников, что станет важным шагом по увековечению его памяти. Работа по подготовке этого труда проводится Комиссией АН СССР по разработке научного наследия Ф.А. Цандера.

При жизни Цандера была издана лишь незначительная часть его работ по ракетно-космической тематике. Это одна из двух одноименных статей "Перелеты на другие планеты" (1924 г.), статья "Реактивные двигатели", посвященная воздушно-реактивным двигателям (1932 г.), и книга "Проблема полета при помощи реактивных аппаратов" (1932 г.). Однако сохранились его многочисленные рукописи, написанные начиная со студенческих лет и до последних дней жизни. Их объем довольно велик — они насчитывают несколько тысяч страниц, написанных убористым почерком. При этом большая часть рукописей — это сложная специфическая стенограмма, основанная преимущественно на почти забытой в настоящее время системе Габельсбергера, которую Цандер изучил еще будучи студентом.

Перед редколлегией данного издания, следовательно, вставала задача по систематизации и научному комментированию рукописей ученого. Изучению содержательных аспектов работ Ф.А. Цандера способствовали Научные чтения, посвященные разработке творческого наследия ученого, которые проводились раз в два года в различных городах страны: Москве, Ленинграде, Риге, Днепропетровске, Куйбышеве, Харькове и Уфе.

В их работе принимали участие известные советские ученые, инженеры, ветераны ракетно-космической науки и техники, летчики-космонавты СССР. На Чтениях традиционно работала секция "Исследование научного творчества Ф.А. Цандера", на которой было обсуждено довольно большое количество вопросов, связанных с различными сторонами деятельности ученого. Результаты были использованы в настоящем издании при коммен-

тировании его трудов.

Интерес к творческому наследию Ф.А. Цандера появился у специалистов давно. Еще в середине 30-х годов по инициативе С.П. Королева была предпринята попытка расшифровать некоторые рукописи Цандера (произведена выборочная расшифровка), однако работа эта не была завершена.

Далее подготовкой к изданию трудов Ф.А. Цандера занимался ряд специалистов в области авиационной и ракетно-космической науки и техники. В 1936—1937 гг. в сборниках "Ракетная техника" были опубликованы некоторые его работы (тепловой расчет ЖРД, металлическое топливо), подготовленные к печати при участии Л.С. Душкина.

В 1947 г. под редакцией М.К. Тихонравова был издан сборник трудов Ф.А. Цандера, в который были включены как уже опубликованные, так и некоторые ранее не публиковавшиеся работы ученого.

Следующее издание трудов Цандера, значительно дополненное рядом новых материалов (механика космического полета, некоторые материалы выступлений и т.д.), вышло в 1961 г. под редакцией Л.К. Корнеева. Эти книги сыграли существенную роль в пропаганде идей Ф.А. Цандера, однако, как показал анализ, в них были и определенные недостатки:

во-первых, в ряде случаев допускались отклонения от авторского текста как терминологического характера, так и в компоновке работ (вплоть до изменения заглавия и т.д.):

во-вторых, работы ученого оказывались недостаточно прокомментированными.

Последнее обстоятельство довольно существенно, поскольку научное комментирование способствует более глубокому восприятию читателями работ ученого как в отношении уточнения отдельных положений, так и в смысле их научных оценок.

В 1964 г. часть трудов Цандера была включена в сборник "Пионеры ракетной техники. Кибальчич. Циолковский. Цандер. Кондратюк. Избранные труды", вышедший под редакцией Т.М. Мелькумова. В этом издании, подготовленном Институтом истории естествознания и техники АН СССР, труды Ф.А. Цандера впервые были опубликованы в том виде, в каком они были изданы при жизни ученого либо изложены в его рукописях (т.е. без последующей редакторской правки); кроме того, впервые давались отдельным текстом комментарии.

В 1967 г. вышла в свет книга "Ф.А. Цандер. Из научного наследия", содержащая ряд новых материалов по деятельности ученого, часть его эпистолярного наследия и сохранившаяся часть одной из рукописей по тепловому расчету ЖРД. Редактором-составителем книги и автором большинства комментариев была дочь ученого А.Ф. Цандер, ответственным редактором — А.В. Квасников.

В 1977 г. в Риге вышел в свет сборник трудов Ф.А. Цандера под редакцией Г.А. Тетерса. В него вошли практически все публиковавшиеся ранее материалы ученого, включая автобиографию, книгу "Из научного наследия" и одну из ранних работ Ф.А. Цандера "Космические эфирные корабли", расшифрованную и переведенную с немецкого языка Ю.В. Клычниковым. Кроме того, в приложении впервые был представлен ряд указателей, связанных с трудами Ф.А. Цандера.

В 1980 г. издательством "Наука" была выпущена книга "Рукописные

материалы Ф.А. Цандера в Архиве АН СССР”, в которой были представлены аннотации всех более или менее значительных работ ученого, в том числе и зашифрованных рукописей, а также проведена их классификация.

При подготовке данного сборника трудов Ф.А. Цандера редколлегия видела свою задачу в том, чтобы:

во-первых, собрать и издать наиболее существенные труды ученого по ракетно-космической тематике, включая расшифрованные к настоящему времени рукописи;

во-вторых, восстановить первоначальный текст Ф.А. Цандера в работах, опубликованных после его смерти;

в-третьих, с современных научно-технических позиций прокомментировать работы Ф.А. Цандера.

По своей тематике работы ученого можно условно разделить на три большие группы. К первой из них следует отнести его работы по общим вопросам, связанным с проблемой осуществления межпланетных перелетов, ко второй группе относятся его труды, посвященные различным проблемам астро- и ракетодинамики, в третью группу целесообразно включить работы Ф.А. Цандера по теории и конструкции двигателей и летательных аппаратов.

На работах первой группы следует остановиться более подробно. Наряду с активной и весьма плодотворной научно-исследовательской и практической деятельностью в области ракетно-космической науки и техники Ф.А. Цандер вел активную пропагандистскую работу, выступая с лекциями в различных городах нашей страны и способствуя тем самым распространению идей космического полета. Одним из первых он начал читать лекции по реактивной технике, прежде всего в высших учебных заведениях — в Московском авиационном институте и др.

В своих лекциях, докладах, статьях он затрагивал, как правило, широкий круг общих проблем, тематически строго не ограниченных. Эти работы ученого относятся к первой группе и вошли в предлагаемый тематический сборник его трудов. В этот сборник включена также книга Ф.А. Цандера “Проблема полета при помощи реактивных аппаратов”, в которой рассматриваются проблемы и астро-ракетодинамики, и теории и конструкции двигателей и летательных аппаратов. Кроме того, здесь же приводятся письма ученого и его автобиографические документы.

Работы Ф.А. Цандера в данном сборнике расположены в тематико-хронологической последовательности. Все вошедшие в него статьи снабжены комментариями, в подготовке которых принимали участие доктор технических наук М.С. Константинов и кандидат технических наук Г.М. Салахутдинов. Большая работа по составлению сборника и комментированию статей проделана дочерью ученого, кандидатом физико-математических наук А.Ф. Цандер.

В подготовке данного сборника к печати принимали участие сотрудники Института истории естествознания и техники АН СССР Л.М. Афонина и И.Б. Кизикова, которым редакционная коллегия выражает свою признательность.

АВТОБИОГРАФИЯ ЦАНДЕРА ФРИДРИХА АРТУРОВИЧА, ИНЖЕНЕРА-ТЕХНОЛОГА

Я родился 23 августа (11 августа ст. ст.) 1887 г. в г. Риге (Латвия) в семье доктора медицины, русским поданным. Мой отец был большим любителем естествоведения, и мы, дети, с ним часто посещали зоологический музей в Риге, в котором он в то время работал. Разнообразные экзотические животные, в особенности птицы, совместно с рассказами о том, что мы на других земных шарах могли бы найти еще вполне неведомых нам существ, а также и метеориты, которые хранились в музее, развили во мне с раннего детства стремление лететь на звезды. Мальчиком я читал с особым вдохновением книги и рассказы из области астрономии и межпланетных путешествий.

В 1905 г. я окончил училище в Риге первым учеником. Затем я до 1907 г. был слушателем в высшем техническом училище в Данциге (Германия) на Машиностроительном Отделении; а с 1907 до 1914 г. — студентом Рижского Политехнического Института, на Механическом Отделении, которое окончил в июне 1914 года с отличием.

В 1908 г. мне совершился 21 год от роду, я стал официально взрослым, получил некоторое количество денег и первым делом закупил себе астрономическую трубу с диаметром объектива, равным 4 дюймам, длиною приблизительно в 1,5 метра. К этому времени мы, студенты, организовали "1-е Рижское Студенческое Общество Воздухоплавания и Техники Полета" при Р. П. И.¹, и я часто говорил товарищам, что нам нужно было бы поработать над вопросом о перелете на другие планеты. Во время великого противостояния Марса в 1909 г. я одновременно часто показывал в свою трубу товарищам планеты и звездные кучи.

В 1908 г. я впервые сделал попытку работать в области межпланетных сообщений: производил некоторые расчеты, относящиеся к истечению газов из сосуда, к работе для преодоления притяжения Земли, и некоторые другие.

С 1914 до 1918 г. я работал на заводе Резиновой промышленности сначала в Риге, затем в Москве, для того чтобы основательно познакомиться с производством резиновых изделий, так как резина — хороший изолятор от безвоздушного пространства.

С 1915 до 1917 г. я производил самые первые опыты, касающиеся оранжей авиационной легкости, которая могла бы находить успех: у меня выросли некоторые овощи (горох, капуста и отчасти другие) в цветочных горшках, наполненных взамен земли толченым древесным углем, являю-

¹ Р.П.И. — Рижский Политехнический Институт. — *Ред.*

шимся в 2—3 раза более легкой почвою, нежели земля или песок. Удобрением служило ночное золото.

С сентября 1917 г., в то время, когда наш завод перестал работать, я начал снова делать расчеты к перелетам на другие планеты: исходил из расчетов полета особо высоко летающего аэроплана, приводимого в движение двигателем с пропеллерами; в том же году для больших скоростей полета на больших высотах добавил к двигателю ракету и делал расчеты также и к ней. В дальнейшем сюда прибавились мои расчеты путей, времен перелета и скоростей, которые должны быть сообщены межпланетному кораблю при полетах на другую планету, а также и другие расчеты.

В феврале 1919 г. я поступил с великими надеждами на Гос. авиазавод № 4, "Мотор", в Москве в качестве Завед[ующего] Технич[еским] бюро. Начал во всякое свободное время заниматься разработкою конструкции аэроплана для вылета из земной атмосферы и получения в ней космических скоростей, а также и разработкою двигателя к нему.

В конце 1920 г. я доложил про своей двигатель на Губернской Конференции Изобретателей в Москве, на которой была учреждена Ассоциация Изобретателей (А.И.З.), и много говорил про свой проект межпланетного корабля-аэроплана. Там мне Владимир Ильич Ленин обещал поддержку¹ 112.

Я после этого работал более интенсивно дальше, желая представить наиболее совершенно разработанные работы; со середины 1922 г. до середины 1923 г. для ускорения работ работал исключительно дома, попал при этом в большую нужду; потребовалась продажа моей астрономической трубы. Ею заинтересовались красные курсанты в Кремле и закупили у меня трубу для клубного отдела В.Ц.И.К., помогая этим продолжению работ. Т.г. рабочие с завода "Мотор" также поддерживали меня, отчисляя мне мой 2-х месячный заработок. Это было первым пожертвованием в пользу межпланетных сообщений.

В дальнейшем я работал опять, теперь в качестве консультанта на Г.А.З. № 4, "Мотор", получившем в 1925 г. название им. тов. Фрунзе.

1-ю лекцию о своем межпланетном корабле я читал в январе 1924 г., именно в теоретической секции Московского Об-ва Любителей Астрономии. Она прошла с успехом. Осенью и зимою 1924 и 1925 гг. мною были еще прочитаны с большим успехом публичные лекции, вылившиеся в форму диспутов в данной области. Таким образом я читал 3 раза в Москве, по 1 разу в Ленинграде (где диспут происходил под председательством проф. Глазенаппа), Харькове, Саратове, Туле и Рязани. Впоследствии я читал также и на 2 авиационных заводах в Москве.

В 13-м номере 1924 г. в журнале "Техника и жизнь" я впервые печатал статью под заглавием: "Перелеты на другие планеты" с кратким резюме своих главных работ.

В 1924 г. я в Москве принимал деятельное участие в организации "Общества Изучения Межпланетных Сообщений" и был избран в члены президиума его. После лекции проф. Лапирова-Скобло в Москве там же была организована запись в члены об-ва; записалось за короткий срок приблизительно 150 человек. Нами читались лекции в Обществе, которое временно поме-

¹ См. Примечания и комментарии.

шалось в помещении Астрономической Обсерватории М.О.Н.О.³, на б. Лубянке, д. 13. Председателем О-ва был публицист [Г.М.] Крамаров. Между членами выделялись и такие личности, как, напр. тт.: Ф.Э. Дзержинский, К.Э. Циолковский, Я.И. Перельман.

Однако недостаточное количество литературного материала и свободно-го времени не дало нам возможности развернуть работу широко и, просуществовав приблизительно год, О-во погасло временно; дела и библиотека были переданы в В.Н.О.⁴ в Москве, которое в свое время взяло инициативу его открытия на себя.

Измененные семейные обстоятельства, женитьба осенью 1923 г. на А.Ф. Малюковой и дети, хотя весьма любимые (я им дал астрономические имена: дочери — имя Астри и сыну — имя Меркурий), несколько задержали быстрое развитие работ.

В настоящее время я подготавливаю к печати книгу на приблизительно 500 с., которая будет содержать мои расчеты в области межпланетных сообщений. Расчеты относятся отчасти к областям, другими авторами еще совсем не затронутым.

Осенью 1924 г. я подал в Академию Воздушного Флота в Москве конспект к циклу лекций, предполагавшихся мною к чтению для студентов означенного института. Лекции тогда не состоялись, но в текущем году я получил приглашение их читать для студентов старших курсов. Будем надеяться на то, что эти лекции приведут к дальнейшему увеличению количества работников, работающих в данной области.

Мне принадлежит, насколько мне известно, первенство по следующим предложениям:

1) По снабжению ракеты крыльями для полета в атмосфере и получения космической скорости в приблизительно 8 км/с в высших слоях ее, а также и для планирующего спуска с межпланетного пространства на Землю и другие планеты, обладающие атмосферой^[2].

2) По снабжению такого аэроплана ракеты моторами для полета в низших слоях атмосферы, где коэффициент полезного действия ракеты из-за малых скоростей полета ничтожно мал. Двигатели должны быть особой системы, и лучше всего, если они приспособлены лишь для приблизительно получасовой работы без опасности поломки^[3].

3) По одновременному сжиганию в ракетах горючих, дающих твердые продукты горения, и горючих, дающих летучие продукты горения. В качестве горючих первого рода можно взять (в особенности потому, что предложенный другими метод вкладывания друг в друга ракет требует громадных начальных весов и поэтому не дешевле, но из-за неизученности конструкции чисто подъемных ракет много опаснее предложенного мною метода полета при помощи аэроплана) части межпланетного корабля, т.е. стержни, поверхности и т.д., изготовленные из сплавов алюминия, магния, лития и т.п. металлов, после того как из-за уменьшенного веса, вследствие расхода горючего, эти части сделались ненужными. Выгода та, что мы можем строить межпланетный корабль весьма прочным и все же взять с собою достаточное количество горючего^[4].

³ М.О.Н.О. — Московский отдел народного образования. — *Ред.*

⁴ В.Н.О. — Военно-научное общество. — *Ред.*

4) По применению комбинации ракет с вогнутыми зеркалами, концентрирующими солнечный свет внутри межпланетного корабля, для увеличения скорости выходящих газов, а значит, и действия ракеты для полетов в самом межпланетном пространстве^[5].

5) По применению колец — соленоидов, по которым течет электрический ток; давлением солнечных лучей на облако железной пыли, удерживаемой током внутри кольца, происходит перемещение межпланетного корабля в самом межпланетном пространстве. Выгода та, что метеоры, пролетая через облако, полету почти не мешают^[6].

6) По концентрации солнечных лучей с помощью системы громадных вогнутых и выпуклых зеркал параллельным пучком на конструкции по п. 4 с целью получения громадных скоростей полета и для полетов в другие солнечные системы (это единственный уже теперь осуществимый метод, дающий надежду на перелет в другую солнечную систему)^[7].

7) По применению шара, изготовленного из тончайших металлических листов, наэлектризуемого зарядом земного шара и отталкивающегося от него электростатическими силами, для полетов в межпланетном пространстве. Полет возможен в случае, если земной шар обладает зарядом.

8) По применению облета планет вне или внутри их атмосферы с целью увеличения скорости полета (получения даровой энергии во время полета на другие планеты). По ускорению межпланетного корабля в моменты, в которые скорость полета — большая (для той же цели)^[8].

9) По отклонению метеоров действием электростатического электричества, выпускаемого на метеоры в виде катодных лучей межпланетным кораблем, помещенным в также наэлектризованный шар.

Имеется у меня еще ряд предложений, относящихся к конструкциям межпланетного корабля, его двигателей, ракеты и т.п., а также и другие, еще мною разработанные предложения.

Москва, 12 марта 1927 г.

Подпись: *Ф.А. Цандер*

НАУЧНЫЕ ТРУДЫ И МАТЕРИАЛЫ К НИМ

ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ

(Статья вторая)

Кто, устремляя в ясную осеннюю ночь свои взоры к небу, при виде сверкающих на нем звезд, не думал о том, что там, на далеких планетах, может быть, живут подобные нам разумные существа, опередившие нас в культуре на многие тысячи лет. Какие несметные культурные ценности могли бы быть доставлены на земной шар, земной науке, если бы удалось туда перелететь человеку, и какую минимальную затрату надо произвести на такое великое дело в сравнении с тем, что бесполезно тратится человеком. За цену прошедшей мировой войны можно было бы построить один миллион аэропланов весом 10000 кг каждый. Первые межпланетные корабли будут по весу, считая их на одного человека, по всей вероятности, не тяжелее такого летательного аппарата.

В нижеследующих строках автор этой статьи постарается познакомить широкий круг читателей со своими математическими и конструктивными изысканиями, которые ведутся им уже в течение ряда лет с целью выяснения всех вопросов, связанных с межпланетными кораблями и путешествиями.

До сих пор для межпланетных путешествий нашла научное обоснование лишь подъемная ракета, т.е. такая, которая имеет толкающую силу, от 4 до 10 раз превышающую вес всего межпланетного корабля. Такую подъемную ракету можно сравнить с вертолетом, т.е. аппаратом, который приводится в движение двигателем с подъемными винтами.

Для подъемной ракеты требуется огромная толкающая сила по сравнению с ракетой, установленной на самолете. Ее как новую конструкцию легче построить, нежели подъемную ракету, и комбинация ракеты с аэропланом дает возможность использовать для межпланетных путешествий огромный опытный материал, накопленный авиацией.

Поэтому вместо обычной ракеты, поддерживающей межпланетный корабль, автор предлагает, насколько известно впервые, для межпланетных путешествий ракету, покоящуюся в самолете и толкающую самолет, ускоряя его еще в пределах атмосферы до скорости, необходимой для свободного вращения аппарата вокруг земного шара в виде спутника (скорость приблизительно 8 км/с). С помощью такой ракеты можно легко вылететь из земной атмосферы, а потом перелететь на другие планеты^[1].

Эти ракеты должны давать толкающую силу не большую, чем сила тяги винта обыкновенного самолета. Они выходят поэтому от 10 до 30

раз меньше, нежели подъемные ракеты. Что же касается горючего, которое необходимо взять с собой, то, как показывают вычисления, требуется от 90 до 98% всего веса аппарата для того, чтобы вполне освободиться от земного притяжения, т.е. чтобы достигнуть скорости 11,18 км/с, при которой предмет, удаляющийся от Земли, имеет в бесконечности скорость, равную нулю, и никогда больше не возвращается на Землю. Эти 90–98% требуются, если брать в качестве горючего водород и кислород. При бензине и жидком кислороде указанное количество достаточно лишь для того, чтобы стать спутником Земли.

Для удобного производства опытов было бы весьма желательно воспользоваться бензином и кислородом. Но при этом встает следующий вопрос. Наши самолеты могут взять с собой лишь 40–60% жидкого горючего, а нам, считаясь для начала с небольшим коэффициентом полезного действия аппаратов, необходимо взять с собой 95% горючего, иначе оно иссякнет и мы будем принуждены возвратиться на Землю, не достигнув той минимальной скорости в 8 км/с, при которой мы не можем больше упасть на Землю, если находимся вне атмосферы и облетаем земной шар. Спрашивается, как обойти этот недостаток в горючем материале? Я решился при конструировании межпланетного корабля на новый радикальный шаг, который, насколько мне известно, тоже еще никем не был предложен.

Цена одного самолета в общем незначительна. Тем менее она значительна, когда речь идет о межпланетных путешествиях и завоеваниях жителями Земли целых планет. Ввиду этого мною предлагается следующий метод. По мере расхода горючего и связанного с этим уменьшения веса — тягивать или складывать крылья самолета, тягивать шасси внутрь фюзеляжа, устроить открытый или закрывающийся котел и расплавлять в нем втянутые части самолета, а также и двигатель¹, причем все предполагается состоящим по возможности из дюралюминия или подобного сплава. Некоторые части двигателя должны иметь стальные, чугунные или бронзовые буксы: они так же, как и другие части из тугоплавких металлов, остаются на особой сетке в котле. После расплавления жидкий металл инжектором или центробежным насосом подается в ракету и в ней сжигается одновременно с бензином или водородом и кислородом^[2]. По моим расчетам огромная теплота, получаемая при горении алюминия в кислороде, большей частью передается летучим продуктам сгорания бензина или водорода и лишь небольшое количество развитой теплоты остается в окиси алюминия, вследствие того, что теплоемкость газов сильно возрастает с температурой, а теплоемкость твердых или жидких тел (окиси алюминия) мала. Взамен алюминия можно воспользоваться также сплавом магния, например, магнием. Алюминий кипит под давлением одной атмосферы при 1800°С, а магний лишь при 1200°С. Возможно, что будут найдены и более легкоплавкие сплавы, которые обладают достаточной крепостью. На 1 кг смеси горючего с кислородом алюминий, а также магний развивают больше теплоты, нежели водород: 3730 кал против 3240 кал на 1 кг при низшей

¹ Здесь речь идет о двигателе внутреннего сгорания, которым снабжается самолет, для того, чтобы преодолеть нижние, более плотные слои атмосферы. Прим. М.К. Тихонова.

теплотворной способности водорода, а литий развивает 4710 кал., т.е. в 1,45 раз больше теплоты, нежели водород с кислородом. Мною было далее расчетом установлено, что, во-первых, частицы окиси алюминия успевают отдать еще в самой ракете большую часть теплоты, если отдельные частицы рассматривать как шары, имеющие наименьшую поверхность при данном объеме, причем их диаметр не должен быть слишком большим, и, во-вторых, частицы окиси алюминия, при тех же предположениях насчет размеров, при вылетании из выводной трубы мало отстают от частиц летучих продуктов горения, одновременно сожженных в ракете. Отсюда вытекает, что коэффициент полезного действия ракеты при применении одновременно материалов с твердыми и летучими продуктами горения лишь меньше, нежели при материалах с одними летучими продуктами^[3].

Таким образом, против применения твердых продуктов горения говорит лишь возможность загрязнения ракеты окисью металла. Но, с одной стороны, наши фабричные трубы, расходующие много горючего, не чистятся каждый день, а с другой — дрожание ракеты во время полета, очень большие скорости частиц и ускорение, которое имеет межпланетный корабль во время полета, заставят частицы окиси металла спадать с внутренних стенок ракет. Кроме того, можно пускать летучие газы около стен, а окись алюминия больше по оси ракеты.

Этим путем, т.е. использованием части строительного материала аэроплана, даже при плохом коэффициенте полезного действия можно будет достигать скоростей и высот подъема самолета, достаточных для вылета из земной атмосферы и даже для перелета на другие планеты уже теперь, при состоянии нашей современной техники. Особой расточительности в этом нет, если помнить, что уже во время войны 1914—1917 гг. строились большие самолеты с просто обработанным двигателем и таким же летательным аппаратом, рассчитанные всего лишь на один полет. Кроме того, в нашем случае алюминий должен оцениваться как водород с кислородом, а не как бензин с кислородом, так что необходимое количество горючего при пользовании им будет небольшое.

При начальном весе межпланетного корабля в 10000 кг конечный его вес при 95%-ном запасе горючего (бензин, кислород и алюминий) равнялся бы 500 кг, т.е. весу наших маленьких земных самолетов. Если взлетать с Земли на самолете, приводимом в движение либо ракетой, приспособленный к движению в воздухе, например, конструкции Мело^[4], либо как в исследуемом мною случае, на самолете с двигателем высокого давления, питающемся жидким кислородом взамен атмосферного воздуха^[5], поднимаясь под некоторым углом вверх, регулировать скорость полета в зависимости от высоты полета так, чтобы сила сопротивления воздуха оставалась постоянно приблизительно наименьшей при данной подъемной силе, то общее сопротивление воздуха не будет большим. Мы можем на некоторой высоте над Землей остановить двигатель, пустить в работу вместо него ракету, втянуть постепенно части аппарата и оставить в конце концов лишь межпланетный корабль весом 500 кг.

При сравнительно малых скоростях, с которыми приходится лететь для уменьшения сопротивления воздуха до высоты приблизительно 28 км, ракета, работающая лишь реакцией выходящих газов, имеет малый коэффициент полезного действия. Поэтому до указанной высоты необходимо,

как выше сказано, лететь или с помощью ракеты, притягивающей добавочный воздух, или двигателя особой конструкции с винтами.

Если такой самолет у Земли будет иметь скорость 30 м/с, то на высоте 28 км по моим расчетам он должен вследствие уменьшения плотности атмосферы лететь уже со скоростью приблизительно 400 м/с. При этой скорости уже можно применить чистую ракету, а при полете выше регулировать силу ракеты так, чтобы скорость ее увеличивалась в соответствии с высотой и связанным с ней уменьшением плотности атмосферы. Расчет указал при этом, что скорость 11,18 км/с будет достигнута таким путем на высоте приблизительно 85—90 км над поверхностью Земли. Но уже при скорости 8 км/с можно вылететь из земной атмосферы и начать свободное парение в пустоте вокруг земного шара.

Для того чтобы вернуться на Землю, выгодно остающемуся маленькому межпланетному кораблю тоже придать форму самолета (второй самолет) со свободнонесущими поверхностями^[6].

Этой комбинацией ракеты с самолетом, а также использованием строительного материала самолета в качестве горючего устраняется, между прочим, и то препятствие к межпланетным полетам, про которое говорил Я.И. Перельман в своей книге "Межпланетные путешествия". На с. 77 (изд. 1923 г.) он говорил: "Главное, пожалуй, даже единственное препятствие к немедленному осуществлению реактивного небесного дирижабля — это отсутствие достаточно сильного взрывчатого вещества. Мы не знаем источника, который при современном состоянии техники способен был бы развить силу, достаточную для движения огромной ракеты".

Но сильного взрывчатого вещества в предлагаемом мною межпланетном корабле и не требуется, ввиду того, что нужные 95% горючего при употреблении материала обыкновенной силы мною получаются втягиванием в котел частей аэроплана и использованием их в качестве горючего; огромного веса ракета мною, кроме того, заменена ракетой, в 10—30 раз меньшей той, про которую говорил Перельман.

Было бы весьма желательно, чтобы были произведены соответствующие опыты с отдельными частями механизма такого межпланетного корабля. В особенности институты, изготовляющие жидкий водород, могли бы производить опыты с маленькими ракетами, работающими водородом и кислородом, а также легким металлом, т.е. алюминием или магнием, как описано выше. Эти опыты могли бы привести к величайшему прогрессу.

Кроме того, требовались бы опыты, касающиеся применения легкого котла для плавки легких металлов. Складываемость же самолета и рулей теперь в принципе техникой авиации решена и уже имеются самолеты, втягивающие шасси и крылья.

Что касается увеличения веса конструкции из-за складываемости самолета, т.е. из-за применения шарнирных соединений, приводов и механизмов для втягивания частей, то это увеличение, судя по произведенным мною расчетам конструкции, небольшое, так как силы и требуемые передвижения небольшие. Кроме того, надо заметить, что увеличением количества твердых продуктов горения количество жидкого горючего уменьшается, а вместе с тем уменьшается и пропорция, в которой будет применен магний или сплав металлов к летучим продуктам горения.

В настоящее время уже делают аэропланы, весом много превосходящие

10000 кг. Управление их можно производить включением и переключением вспомогательных двигателей, просто построенных и могущих впоследствии также служить горючим материалом. Отсюда следует, что если после вылета из атмосферы Земли межпланетный корабль будет весить 500 кг при начальном весе его, например, в 30000 кг, то коэффициент полезного действия всех двигателей мог бы быть немного меньшим, нежели в случае, если начальный вес равен 10000 кг; необходимая конечная скорость все равно была бы достигнута.

Если мы установим на самолете двигатели меньшей силы и ракету меньшей величины, то полет будет более пологим, работа сопротивления воздуха по отношению к работе подъема и ускорения аппарата увеличится. В этом случае ракету необходимо раньше привести в действие, когда еще скорость аппарата, а следовательно, и коэффициент полезного действия ракеты малые. Зато получается та большая выгода, что напряжения в материале двигателей будут меньшими, нежели при больших двигателях и ракетах. Толкающие силы двигателей можно в минимуме довести до толкающих сил пропеллеров наших обыкновенных самолетов. При таких условиях полеты на другие планеты будут безопасными и легко выполнимыми, но начальный вес будет, по всей вероятности, несколько больше 10000 кг.

Лететь при помощи ракеты выгодно только до скорости 8 км/с, т.е. до той скорости, при которой можно свободно кружиться вокруг Земли, приостановить действие ракеты и отдыхать, как на естественной станции. Опасность обратного падения на Землю исключена ввиду того, что центробежная сила, развиваемая при вращении вокруг Земли, равна силе земного притяжения. Но если мы хотим перелететь на другие планеты, то уже требуется не только скорость 11,18 км/с, но для достижения, например, Марса, как показывают расчеты, по меньшей мере еще 2,7 км/с, так что всего требуется $\sqrt{2,7^2 + 11,18^2} = 11,5$ км/с. Для другой ближайшей планеты — Венеры — требуется 2,3 км добавочной скорости или всего $\sqrt{11,18^2 + 2,3^2} = 11,4$ км/с, для достижения других планет — еще больше^[7].

При этих условиях ракета в каждый перелет израсходует излишне огромное количество горючего. Даже если она работает водородом и кислородом, мы получаем следующие цифры; если вес аппарата на Земле равнялся 10000 кг, то он при достижении скорости 8 км/с будет равен вследствие расхода горючего приблизительно 1000 кг, а 11,18 км/с — только 500 кг. При дальнейшем увеличении скорости вес уменьшается в геометрической прогрессии.

Если, с другой стороны, рассчитать вес алюминиевого зеркала площадью 100000 м² и толщиной $\frac{1}{1000}$ мм, которое может дать межпланетному кораблю весом 500 кг силой светового давления (даже при невыгодном направлении этого давления), тот же эллиптический путь, то при перелете, например, на Марс, вес этого зеркала получается равным приблизительно 300 кг. При конструкции зеркала предполагается, что оно имеет центральную ось и тонкие проволоки, сохраняющие по возможности его форму и передающие медленное ускорение вращения оси на самый зонт. Указанной выше толщины алюминиевые листы обладают крепостью на разрыв 1,66 кг на погонный сантиметр и могут свободно выдерживать довольно большое центробежное усилие.

А так как давление света на такое зеркало не более 46 г/м^2 , то все зеркало вполне сохранит свою форму. Имеются листы алюминия для целей измерения давления света, толщина которых составляет 1:2400 мм (см., например, статью в журнале "Успехи физических наук" под ред. проф. Лазарева, стр. 144, том 1, вып. 2, 1918). Толщины, при которых листы серебра уже начинают пропускать свет, еще меньше (см. статью в журнале "Annalen der Physik", 1915, № 14, с. 763–790 про опыты, касающиеся коэффициента преломления в просвечиваемых тонких слоях металлов). Эдисон уже изготовил никелевые листы толщиной 1/1000 мм размерами $1600 \times 2 \text{ м}$ (см. Циолковский, "Гондола металлического дирижабля", с. 24). Если бы Эдисону предложили изготовить из этих листов вышеописанного типа зеркало для межпланетного корабля, то он эту задачу, по всей вероятности, легко решил бы конструктивно².

Если зеркала взять большие, то время перелета при помощи их еще сократится и, кроме того, они могут быть использованы на много перелетов, тогда как дорогой горючий материал ракеты расходуется один раз^[8]. В дальнейшем можно при помощи еще больших зеркал, вращающихся вокруг планет и связанных с направляющей зрительной трубой, концентрировать солнечный свет и направлять его на зеркало отправляющегося на другую планету корабля. Тогда время перелета во много раз уменьшится, чего никоим образом нельзя достичь ракетой, так как начальный вес ракетного аппарата растет в геометрической прогрессии, если скорость ракет в арифметической, а вес зеркала увеличивается лишь пропорционально квадрату скорости аппарата^[9]. Для достижения скорости 100 км/с, требуется зеркало в 100 раз большее, нежели для достижения 10 км/с, конечно, при условии, если длина пути в обоих случаях одинакова.

А для достижения ракетой скорости 100 км/с требуется в 37000 миллионов раз больший начальный вес, нежели для достижения скорости 10 км/с.

Таким образом, приходим к выводу, что ракету с ее громадным расходом горючего и большой толкающей силой следовало бы применять только для вылета из земной атмосферы и ускорения до скорости 8 км/с, а в дальнейшем — лишь для быстрых изменений пути при облете метеорных потоков. В комбинации с самолетом ракета производит ускорение еще в низших слоях земной атмосферы, начиная с небольших скоростей, и, как бы скользя по воздуху косо вверх, доходит до требуемой скорости уже в высших слоях. А дальше в межпланетном пространстве при его огромных расстояниях и полной возможности применения малых толкающих сил гораздо лучше воспользоваться даровым световым давлением или передачей световой энергии на расстояние с помощью тончайших зеркал, которые вращаются для придания им жесткости, как, например; мягкие винты дирижабля системы Парсевала.

По отношению к применению тонких зеркал инж. Я. Перельман неправ, отрицая в своей книге "Межпланетные путешествия" возможность применения их для межпланетных путешествий. Необходимо было бы указать, что для отделения от Земли нельзя пользоваться зеркалами (в рассмотрен-

² Пешехонские золотобои распилюживают золото для покрытия до толщины 0,0001 мм. Прим. М.К. Тихоноврова.

ном нами случае для этого требовалась бы сила давления света, равная 500 кг, и соответственно площадь зеркала приблизительно 1000 км^2 , причем 1 м^2 должен был бы весить 1 миллиграмм). Но зеркала вполне применимы для перелетов в межпланетном пространстве в том случае, когда путь, по которому летит межпланетный корабль, не пересекает планету или ее атмосферу, 1 м^2 при этом должен был бы весить 10 г, что практически вполне возможно достичь.

Стоило бы также задуматься над самолетом с полыми стержнями, в которых по возможности все части, подверженные сжатию или изгибу, устроены в виде труб, содержащих под большим давлением либо газобразное, либо жидкое горючее. Если на концах этих труб будут находиться клапаны, открываемые для выхода горючего, смотря по надобности, то такие трубы могут быть нагружены на сжатие до половины того напряжения, которое допускается для проволок, и, следовательно, выйдут много легче, нежели, например, стойки и лонжероны обыкновенных конструкций. Если еще для наполнения стержней пользоваться жидким метаном, этаном, метилом или подобным горючим, которое не имеет столь низкой температуры кипения, как жидкий водород, то можно было бы получить еще одну выгоду: при понижении температуры крепость металлов значительно возрастает, хотя, правда, хрупкость тоже увеличивается. Но если температуру понижать настолько, что трубы, делаясь значительно крепче, не стали еще слишком хрупки, то можно будет пользоваться весьма легкими трубами. А это дало бы возможность увеличить количество жидкого горючего и сэкономить твердый строительный материал.

Следовало бы также исследовать применение ракеты, притягивающей воздух для горения. Если ее устанавливать на аэроплане, то полет до достижения скорости 8 км/с будет совершаться в атмосфере Земли и поэтому по крайней мере часть кислорода для горения может быть заимствована из атмосферы^[10]; отсюда следует, что не исключена возможность получения скорости 8 км/с при наличии в ракете лишь 60% горючего или немного больше. Тогда можно будет довольствоваться сжиганием лишь небольшого количества металла, остальные части самолета будут составлять запас на непредвиденный случай.

Кое что из предлагаемого нами уже осуществлено авиацией: уже втягиваются шасси и крылья самолетов, строятся самолеты из дюралюминия, имеются воздушные корабли, во много раз большие, чем это требуется для межпланетного корабля, есть ракета, приспособленная к летанию в воздухе, для высотных полетов берут с собой жидкий кислород, а в двигателе одного автомобиля Парижской выставки уже в 1900 г. был применен жидкий кислород. Таким образом, мы настолько приблизились к возможности вылета из земной атмосферы, что требуется для предлагаемого типа межпланетных кораблей лишь производство немногих опытов, затрата сравнительно небольших средств, и идея перелета на другие планеты будет осуществлена.

Главные опыты должны будут производиться над применением расплавленных металлов в ракете в качестве горючего и устройства сосуда для плавки металла, а также над выработкой наиболее удобной конструкции складывания всего самолета и подачи частей для плавки в котел. Затем можно для исследования сопротивления воздуха и нагревания частей

самолета при низких давлениях и весьма больших скоростях устроить при помощи двух воронок, приставленных друг к другу широкими частями, и вентилятора аэродинамическую трубу. Было бы весьма существенно, если бы все заинтересованные в этом вопросе ученые и инженеры производили как можно больше опытов в указанном направлении и занимались расчетом конструкции: это могло бы сильно двинуть вперед чрезвычайно интересную область науки и техники, обещающую в будущем самые заманчивые перспективы.

В заключение автор считает своим долгом сказать, что в дальнейших своих работах он даст расчеты, подтверждающие высказанные им в данной статье положения.

ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ

(Статья первая)

Интересуясь математическим и конструктивным изысканием, касающимся межпланетных путешествий, я уже в течение ряда лет делал расчеты по этому вопросу и пришел к выводу, что при существующей технике перелеты на другие планеты станут возможными, по всей вероятности, в течение ближайших лет.

Многу были выработаны следующие главнейшие положения:

1. Для полета в высшие слои атмосферы, а также для спуска на планеты, обладающие атмосферой, будет выгодно применять аэроплан как конструкцию, поддерживающую межпланетный корабль в атмосфере. Аэропланы, обладающие возможностью производить планирующий спуск в случае остановки двигателя, во многом превосходят парашют, предлагаемый для обратного спуска на Землю Обертом в его книге "Ракета к планетам"^[1].

При парашюте отпадает возможность свободного выбора места спуска и дальнейшего полета в случае бременной остановки двигателя, так что его следовало бы применять лишь для полетов без людей. Ту же часть ракеты, которой управляет человек, необходимо снабжать аэропланом. Для спуска же на планету, обладающую достаточной атмосферой, пользоваться ракетой, как это предлагает К.Э. Циолковский, также будет менее выгодно, нежели планером или аэропланом с двигателем, ибо ракета расходует на спуск много горючего, что будет стоить, даже при ракете на одного человека, десятки тысяч рублей, между тем как спуск на аэроплане стоит лишь несколько десятков рублей, а на планере совсем ничего не стоит^[2].

Произведенные расчеты ясно указывают на полную возможность медленного безопасного планирующего спуска на Землю.

2. В низших слоях атмосферы следует применять малые скорости, по мере же увеличения высоты над земной поверхностью, в соответствии с убыванием плотности воздуха, эти скорости непрерывно могут возрастать.

3. Двигательной силой в низших слоях атмосферы должен быть особый двигатель высокого давления, работающий топливом и жидким кислородом. Двигатель должен приводить в движение пропеллеры, которые могут быть построены либо с переставными, либо с обыкновенными лопастями. В последнем случае двигатель должен быть устроен так, чтобы

он на Земле работал с малым числом оборотов, а по мере увеличения высоты со все большим числом оборотов. Взамен винтомоторной группы можно применять ракету, приспособленную к летанию в воздухе и действующую своей толкательной силой по направлению полета^[3].

Под названием "ракета" здесь следует понимать раструб, аналогичный соплам турбин: через узенькое горлышко раструба под большим давлением поступают в него продукты горения; газообразные части, отталкиваясь от стенок раструба, быстро расширяются и получают по направлению оси раструба большую скорость, равную 4000—5000 м/с.

Ракетой, приспособленной к летанию в воздухе, называется такая, которая всасывает в раструб наружный атмосферный воздух. При смешивании его с газами получается меньшая скорость всей массы газов в ракете, но зато вся ускоряемая масса газа и воздуха и коэффициент полезного действия получается больше, чем при обыкновенной ракете, для которой коэффициент полезного действия при скоростях полета до 400 м/с очень мал.

4. При скоростях полета, больших 400 м/с, следует применять в качестве двигательной силы либо ракету, приспособленную к летанию в воздухе, либо обыкновенную чисто реактивную ракету.

5. Во время полета ракетой необходимо вытягивать части несущих поверхностей (пропеллеры, двигатель и другие части аэроплана), расплавлять их в особом сосуде или котле и выбрасывать расплавляемый металл для увеличения действия ракеты. Для этой цели аэроплан должен иметь соответственную конструкцию, снабжаться тросами и приспособлениями для производства всех необходимых движений. Согласно произведенным расчетам, вес разбираемого аэроплана будет лишь немногим выше веса обыкновенного аэроплана^[4].

6. При скоростях, близких к 8 км/с, выгодно вылететь из земной атмосферы под малым уклоном к горизонту, так как при этой скорости центробежная сила, развиваемая от кружения вокруг земного шара, равная силе притяжения Земли, т.е. аппарат, предоставленный самому себе, не будет падать обратно на Землю, а если он находится уже вне атмосферы, будет вечно кружиться вокруг Земли, как Луна. Воздух, который служил опорой для аэроплана, теперь лишь замедлял бы полет; аэроплан в межпланетном пространстве делается излишним и годится лишь снова при спуске в атмосферу.

7. При желании перелететь на другие планеты необходимо довести скорость полета до 11,18 км/с. В этом случае можно воспользоваться ракетой, но, вероятно, выгоднее будет лететь при помощи зеркал или экранов из тончайших листов. Экраны должны вращаться вокруг их центральной оси для придания им жесткости. Зеркала не требуют горючего и в случае надобности могут быть использованы в ракете в качестве топлива. Это два преимущества зеркал; кроме того, они не производят больших напряжений в материале корабля и имеют меньший вес, нежели ракета вместе с горючим. Но зато зеркала могут быть легче взорваны метеорами, нежели ракета.

8. Взамен экранов можно будет, по всей вероятности, применять кольца, по которым течет электрический ток, причем внутри кольца будет расположена железная пыль, удерживаемая вблизи плоскости кольца силами

электрического поля. Пылинки должны быть наэлектризованы статическим электричеством для того, чтобы они держались на некотором расстоянии друг от друга^[5].

Если солнечный свет упадет на зеркало, экран или пылинки, он произведет на них определенное давление. При огромных расстояниях межпланетных пространств малые силы дают сравнительно большие скорости полета.

9. Если в межпланетном пространстве будут устроены огромные вогнутые зеркала, которые будут вращаться вместе с астрономическими направляющими трубами вокруг планет, то солнечный свет, собранный зеркалами и направленный на пролетающий на другую планету межпланетный корабль, даст скорости, превышающие во много раз скорости ракет^[6].

10. На основании всех этих положений можно построить ряд межпланетных кораблей.

На основании сделанных мною расчетов могут быть достигнуты следующие результаты.

Могут быть устранены огромные размеры несущей ракеты. К.Э. Циолковский предложил пользоваться для межпланетных путешествий ракетой, но еще не в комбинации^[7] с аэропланом. У него реактивная сила ракеты при полете поддерживает весь вес межпланетного корабля и вдобавок дает ему ускорение. Такие ракеты называются несущими, или подъемными. Ракета же моей конструкции покоится в аэроплане, ее реактивная сила должна равняться лишь от $\frac{1}{3}$ до $\frac{1}{4}$ веса корабля. Такую ракету построить много легче, нежели огромную ракету Циолковского. В моей конструкции напряжения в материале будут много меньше, нежели в подъемной ракете.

Далее, использованием строительного материала аэроплана в качестве топлива уменьшатся напряжения в межпланетном корабле, так как имеется возможность частичной замены жидкого топлива твердым строительным материалом, и это увеличение строительного материала делает возможным распределение действующих сил на большие поперечные сечения стержней.

Создается практическая возможность израсходования горючего материала при полном весе корабля в 10 000 кг до веса 500 кг (веса маленьких земных аэропланов). Это представляет собой полную гарантию в отношении достижения огромных скоростей, необходимых для преодоления притяжения земного шара. Этим большим расходом горючего материала устраняется необходимость в применении взрывчатого вещества огромной силы.

При подъемной ракете большое ускорение, производимое ею, является причиной сильного увеличения кажущегося веса, что заставляет пилота лежать в течение периода ускорения в ванне, наполненной жидкостью. Это в моей конструкции ракеты отпадает ввиду того, что ускорения в ней много меньше и период ускоренного движения может длиться дольше, нежели у подъемной ракеты.

Ввиду же того, что двигатель и ракеты могут быть во время полета остановлены и снова пущены в ход, весьма легко производить опыты с межпланетным кораблем моей системы, постепенно увеличивая высоту и скорость полета.

Комбинацией ракеты с аэропланом, а также использованием строитель-

ного материала аэроплана в качестве горючего в ракете устраняется, между прочим, и препятствие к межпланетным полетам, заключающееся в отсутствии достаточно сильного взрывчатого вещества, про которое говорит И.Я. Перельман.

В моей конструкции сильного взрывчатого вещества не требуется. Огромного веса ракета мною заменена ракетой, которая от 10 до 30 раз меньше подъемной ракеты, про которую говорит Перельман. Таким образом препятствия к межпланетным путешествиям, высказанные Перельманом, отпадают.

СПИСОК ВОПРОСОВ, КОТОРЫЕ ВОЗНИКАЮТ В СВЯЗИ С ПЕРЕЛЕТАМИ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ И КОТОРЫЕ ПОДЛЕЖАТ РАЗРЕШЕНИЮ

Отделы

- А) Астрономия^[1].
- Б) Авиация.
- В) Аппараты для дыхания, медицинские вопросы.
- Г) Добывание пищи; сельскохозяйственные вопросы.
- Д) Постройка зданий на других небесн[ых] телах без атм[осферы] и с атм[осферой].
- Е) Постройка машин на других небесных телах без атмосферы и с атм[осферой].
- Ж) Переработка почвы, сельское хозяйство на друг[их] небесн[ых] телах с атм[осферой] и без нее.
- З) Долгота жизни на друг[их] небесных телах.
- И) Общее количество работ на друг[их] небесн[ых] телах по сравнению с Землею.

А) 1. Путь перелета

- а) Определение при помощи вариационного исчисления наименьшей добавочной скорости для достижен[ия] друг[их] планет и определ[ение] наименьшего времени перелета при данн[ой] добав[очной] скорости^[2];
- б) Путь корабля под влиянием 2 небесн[ых] тел;
- с) Путь корабля вблизи планет^[3].

О ПЕРЕЛЕТАХ НА ДРУГИЕ ЗЕМНЫЕ ШАРЫ

Инж. Ф.А. Цандер

Наш земной шар — не единственный в пространстве, окружающем Солнце. На различных расстояниях от Солнца вокруг последнего вращаются еще семь больших земных шаров. Из них один из наиболее близких — Марс, или так называемая Красная звезда, — та, на которую наука издавна обращала много внимания ввиду того, что на ней, отстоящей в 1,5 раза дальше от Солнца, чем Земля, предполагается жизнь, и, может быть, высококультурная жизнь. Перелететь туда и вообще поискать между звездами более счастливую жизнь — это мечта, давно и наиболее глубоко охватывающая человечество.

Между тем как раз действие тех двигателей, которые дают возможность перелететь на другие планеты, именно ракет, до сих пор осталось мало-известным. Эта область с конструктивной стороны еще почти не исследована. Первые научные работы в этой области принадлежат русскому ученому К.Э. Циолковскому. Он определил расчетом¹, что для того, чтобы придать ракете скорость, при которой она не будет возвращаться обратно на Землю, требуется израсходовать в наиболее выгодном случае $\frac{8}{9}$ всего веса ракеты в качестве горючего материала — в случае, если этот последний — водород и кислород, дающие при сжигании гремучий газ. Для спуска Циолковский предполагал использовать опять ракету, которая должна отормозить падение. Для подъема и спуска вместе ракета израсходовала бы при этом по меньшей мере $\frac{57}{58}$ своего веса. Практически же для подъема потребуется израсходовать $\frac{19}{20}$, а для подъема и спуска вместе приблизительно $\frac{199}{200}$ всего веса межпланетной ракеты. Этот большой расход горючего, а также и необходимое большое ускорение, вызывающее сильное прижатие пилота к месту сидения, составляет затруднения при выполнении проектов. Циолковский, по его словам, еще не разработал вполне определенной конструкции.

Германский астроном проф. Оберт² обошел необходимость расходования $\frac{19}{20}$ всего веса ракеты тем, что он поставил в большую ракету еще другую, в 80 раз меньшую. После израсходования горючего большой ракеты из нее вылетает маленькая и продолжает путь, увеличивая дальше скорость полета. Для каждой отдельной ракеты при этом достаточно меньшее количество горючего, ракеты можно строить более крепкими. Обратный спуск, по Оберту, происходит особым парашютом, так что на спуск не расходуется никакого горючего.

Американский ученый проф. Годдард, сделавший большой ряд опытов и овладеваемый мыслью отправить ракету на Луну, также полагает пользоваться двумя ракетами, вставленными друг в друга.

Сильно интересуясь астрономией и авиацией, и я работал много над вопросом о межпланетных путешествиях, особенно энергично с 1917 г.

В предлагаемой мной конструкции ракета составляет часть большого аэроплана¹¹. Как показывает расчет, ракета, а вместе с ней и ускорение, сообщаемое ею межпланетному кораблю, во много раз меньше, чем при описанных выше ракетах. Вследствие этого пилот будет меньше прижат к сидению, он может свободно сидеть в аэроплане и управлять им, между тем как в других вышеописанных конструкциях Циолковского и Оберта он должен во время действия ракеты лежать в ванне с жидкостью. В ванне он всплывает даже при сильном ускорении полета и может управлять ракетой лежа.

Комбинация аэроплана с ракетой обладает тем преимуществом, что при

¹ См.: К.Э. Циолковский. "Ракета в космическое пространство", 1924 г. Перепечатано с издания 1903 г. Получить можно у автора или в киоске "Общества по изучению межпланетных сообщений". Москва, Лубянка, дом 13, в астрономической обсерватории Центрального физико-педагогического института.

² См. книгу Н. Oberth. "Die Rakete zu den Planetenräumen", 1923 г. Книга переводится членами Общества изучения межпланетных сообщений на русский язык. См. также статьи в журналах. "Хочу все знать", 1924 г., № 5 и "Техника и жизнь", 1924 г., № 12 и 13.

случайной остановке ракеты пилот находится в полной безопасности: он может спускаться планирующим спуском на Землю, а в случае, если сумеет снова запустить ракету, он будет иметь возможность продолжать полет и достигнуть ту наименьшую скорость (в 8 км/с), при которой он может облетать земной шар, как Луна, не падая обратно на Землю.

Парашют же, предложенный для спуска Обертом, сильно от тормозит полет и при больших скоростях полета может легко лопнуть, что сделает невозможным продолжение полета после того, как ракета раз остановилась.

Некоторым затруднением является при полете аэропланом то обстоятельство, что аэропланы могут взять с собой лишь 40–60% жидкого горючего. Остальное горючее получится расплавлением ненужных для дальнейшего полета частей аэроплана, особо просто устроенных, и использованием полученного жидкого алюминия или магния в ракете в качестве топлива совместно с водородом и кислородом. Но если большая первая ракета у Оберта при обратном спуске испортится, то будет выгодней предложенный мной метод полета, тем более что при комбинации аэроплана с ракетой пилот находится в любой момент в безопасности, чего нельзя сказать про подъемные ракеты Циолковского или Оберта.

При аэроплане с ракетой возможен безопасный планирующий спуск из межпланетного пространства на Землю без расхода горючего. Аэроплан поддерживает полет, конечно, только в атмосфере, до высоты приблизительно 50–85 км. Но можно вполне полого взлетать так, что скорость, необходимая для кружения вокруг Земли (8 км/с), будет достигнута еще полетом в самой атмосфере^[2].

Для полетов с людьми, таким образом, комбинация аэроплана с ракетой сильно облегчает опыты. Для научных же подъемов ракет без людей весьма удобно пользоваться подъемными ракетами Циолковского или Оберта.

В самое последнее время наше юное "Общество по изучению межпланетных сообщений" в Москве объявило конкурс на ракету для достижения больших высот подъема. Было бы желательным, чтобы по возможности большее количество читателей этой статьи приняло участие в нем. Имеется, между прочим, уже один набросок, сделанный мной, который будет нами совместно разрабатываться в научно-исследовательской секции общества.

До достижения скорости в 8 км/с необходима по возможности непрерывная работа ракеты. Когда же эта скорость достигнута, то тело, облетающее горизонтально земной шар, оттягивается по направлению к центру Земли как раз настолько, что кривизна пути равна кривизне земного шара. Значит, тело может вечно кружиться вокруг Земли, если оно при этом находится вне ее атмосферы (т.е. на высоте не менее 400–600 км). Поэтому здесь будут, по всей вероятности, устроены межпланетные станции, которые смогут вмещать ряд ракет или аэропланов с ракетами. Пилоты или путешественники здесь могут спокойно отдыхать, производить необходимые починки машин, причем ракете здесь не надо больше работать^{3 [3]}.

³ Межпланетные станции дают еще и ту выгоду, что в них можно оставлять все предметы, которые для обратного спуска на Землю не необходимы: устройства,

Для дальнейших полетов на Луну или другие планеты лучше всего будет пользоваться межпланетными кораблями особой конструкции, снабженными для дальних полетов всем необходимым: аппаратами для дыхания, оранжереями авиационной легкости, предохранительными приспособлениями от метеоров, солнечными двигателями, инструментами для починки корабля, ракетой для дальнейшего ускорения полета и для обхода метеорных потоков, которые могут встречаться на пути, и т.д.

По моим расчетам, для ускорения этих полетов в самом межпланетном пространстве можно будет пользоваться давлением, которое производит свет на тонкие листы. Если из листов сделать большие круги и вращать их как маховик в их плоскости, они удержат свою плоскую форму, несмотря на давление света. На огромных расстояниях, которые имеются между планетами, малое давление света даст все же достаточные скорости.

Время перелета на Марс составляет, если мы желаем сильно экономить горючий материал при полете ракетой, 256 дней. При этом необходимо взлетать с Земли по направлению движения Земли вокруг Солнца, давая к скорости 29 км/с, с которой Земля движется вокруг Солнца^[4], еще 3 км/с добавочной скорости^[5]. От этой большой скорости получаем размах движения, который нас перенесет, по моим расчетам, на планету Марс. Если же мы уменьшим скорость в 29 км/с на 2,5 км/с, то мы будем падать по внутреннему пути, приближаясь несколько к Солнцу и достигнув планеты Венера в 145 дней. Если расходовать больше горючего, давать межпланетному кораблю этим добавочную скорость, большую нежели 3 или 2,5 км/с, то мы достигнем планеты скорее.

Область конструкции ракет еще мало разработана. Была бы желательна дальнейшая энергичная работа в данном деле, которая даст нам возможность утвердиться в межпланетном пространстве, вращаясь вокруг Земли, как выше описано, и завоевывая, дальше улетаая, новую свободу, новые возможности, новые земные шары.

11 авг. 1924 г.

Ф.А. Цандер

ПРИБЛИЖЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ СТОИМОСТИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ КОРАБЛЕЙ ПРИ ВАРИАЦИИ КОЛИЧЕСТВА ТВЕРДЫХ ПРОДУКТОВ

Цены, а также и требуемые количества жидкого кислорода, жидкого водорода, бензина, алюминия, магния и прочих горючих материалов различные. Если отчасти воспользоваться в ракете в качестве горючего расплавленным металлом или другим веществом, который до расплавления находился в межпланетном корабле не в качестве болванки или порошка, а в виде стоек, лонжеронов, ребер аэроплана, частей двигателя, винтов и т.д., то цены будут варьироваться еще более, и возникает один весьма серьезный

необходимые только для дальних полетов: оранжереи, приборы для возобновления воздуха для дыхания, инструменты для починки межпланетных кораблей, устройство спален, большой величины помещения вообще и т.д. Без межпланетных станций было бы необходимо растрачивать каждый раз на подъем с Земли вышеперечисленных приспособлений громадные денежные средства, так что устройство станций будет быстро окупаться.

вопрос: будут ли эти затраты частей межпланетного корабля оплачиваться или нет. Найдем поэтому, при каких условиях будет экономно пользоваться металлами в качестве горючего в ракете и насколько увеличится цена межпланетного корабля в случае, если цена сжигаемых частей дана по отношению к случаю, в котором сжигается лишь жидкий горючий материал.

Для примера возьмем межпланетный корабль, который приводится в движение жидким кислородом, жидким водородом и еще алюминием. Пусть означает: A_O , A_H , A_{Al} — атомные веса кислорода, водорода и алюминия ($A_O = 16$; $A_H = 1,008$; $A_{Al} = 27,1$); a_H , a_{Al} — число атомов водорода и алюминия, которое соединяется с одним атомом кислорода ($a_H = 2$, $a_{Al} = 2/3$ соответственно по формулам H_2O и Al_2O_3); L_O , L_H , L_{Al} — общий и частичные веса кислорода, необходимые для горения в межпланетном корабле в кг; L_H , L_{Al} — веса водорода и алюминия, необходимые для горения в межпланетном корабле в кг; L_{H_2O} , $L_{Al_2O_3}$ — веса образованной воды и окиси алюминия в кг; L , L_K — начальный и конечный веса межпланетного корабля до и после получения всей скорости в кг; $L_B = L - L_K$ — вес всего горючего, включая и кислород; P_O , P_H , P_{Al} — цены кислорода, водорода и алюминия на 1 кг их; P , P_K — общая цена всего межпланетного корабля до и после полета; P_B — общая цена всего сгоревшего материала, включая и кислород.

Тогда можно написать, что:

$$L_O = L_{OH} + L_{OAl}, \quad (1)$$

$$L = L_O + L_H + L_{Al} + L_K = L_{H_2O} + L_{Al_2O_3} + L_K, \quad (2)$$

$$L_B = L - L_K, \quad (2a)$$

$$P = P_B + P_K, \quad (3)$$

$$L_{H_2O} = L_{OH} + L_H, \quad (4)$$

$$L_{Al_2O_3} = L_{OAl} + L_{Al}, \quad (4a)$$

$$L_{OAl} = L_{Al} \frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}, \quad (5a)$$

$$P_B = L_O P_O + L_{Al} P_{Al} + L_H P_H. \quad (6)$$

Если подставить (5) и (5a) в (1), то получим:

$$L_O = A_O \left(\frac{L_H}{A_H a_H} + \frac{L_{Al}}{A_{Al} a_{Al}} \right), \quad (1a)$$

Далее имеем подстановку из (1a) в (6), а (6), в (3):

$$P = \left(\frac{A_O P_O}{P_H a_H} + P_K \right) L_H + \left(\frac{A_O P_O}{A_{Al} a_{Al}} + P_{Al} \right) L_{Al} + P_K. \quad (3a)$$

Теплотворная способность гремучего газа равна 1 кг H_2O — 3230 кал/кг, а окиси алюминия Al_2O_3 — 3690 кал/кг.

Принимая, что коэффициент использования для Al_2O_3 несколько меньше, нежели для водорода, вследствие необходимости перехода тепла от частиц Al_2O_3 к газам (см. насчет этого мою статью "О действии ракет, выбрасывающих летучие и твердые продукты горения"), можем в первом при-

ближении Al_2O_3 и H_2O предположить равноценным горючим. Это будут такие, которые по формуле для скорости, даваемой ракетой по формуле $v = w \ln(L/L_K)$, дают одинаковую конечную скорость v , так как скорость w истечения газов и твердых продуктов горения при вариации процентного отношения Al_2O_3 мало изменяется. Если L/L_K дано, то при данном w получается и определенное v .

Итак, при изменении количества используемого алюминия можно принимать при данном полезном весе L_K и вес горючего $(L - L_K)$ постоянными, так что начальный вес L — постоянная величина. Из уравнений (2) и (1а) получаем

$$L - L_K = L_O + L_H + L_{Al} = L_H \left(1 + \frac{A_O}{A_H a_H}\right) + L_{Al} \left(1 + \frac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}\right), \quad (7)$$

$$L_{Al} = \frac{(L - L_K) - L_H (1 - A_O/A_{Al} a_H)}{1 + A_O/A_{Al} a_H}.$$

Подстановкою (7) в (3а) получаем:

$$P = L_H \left[\left(\frac{A_O P_O}{A_H a_H} + P_H \right) - \frac{(A_O P_O / A_{Al} a_{Al} + P_{Al}) (A_O / A_{Al} a_H + 1)}{A_O / A_{Al} a_{Al} + 1} \right] + \frac{(L + L_K) (A_O P_O / A_{Al} a_{Al} + P_{Al})}{A_O / A_{Al} a_{Al} + 1} + P_K. \quad (3в)$$

Рассматривая эту формулу, видим, что при данных ценах P_O , P_H и P_{Al} первый член пропорционален L_H , второй член пропорционален $L - L_K$ и третий член пропорционален P_K . Если межпланетный корабль после полета во всех рассматриваемых случаях один и тот же, то P_K и L_K — постоянные величины. Так как и L — постоянная величина, мы получаем увеличение цены при увеличении L_H в случае, если коэффициент от L_H в первом члене последней формулы — положительная величина; если же этот коэффициент меньше нуля, то цена P уменьшается с увеличением L_H .

Итак, можем написать, что будет выгодно сжигать больше алюминия и меньше водорода, если

$$M = \left(\frac{A_O P_O}{A_H a_H} + P_H \right) - \frac{(A_O P_O / A_{Al} a_{Al} + P_{Al}) (A_O / A_{Al} a_H + 1)}{A_O / A_{Al} a_{Al} + 1} > 0. \quad (8)$$

Деля уравнение на P_O и выражая P_H/P_O через P_{Al}/P_O , получим

$$\frac{P_H}{P_O} > \frac{P_{Al}}{P_O} \frac{A_O + A_H a_H}{A_O + A_{Al} a_{Al}} + \frac{A_O (A_O + A_H a_H)}{A_{Al} a_{Al} (A_O + A_{Al} a_{Al})} - \frac{A_O}{A_H a_H}. \quad (8а)$$

Подстановкою в это уравнение значений для всех A и a , указанных выше, получаем:

$$\frac{P_H}{P_O} > \frac{P_{Al}}{P_O} \left(\frac{16 \cdot 1,008 \cdot 2}{16 \cdot 27,1 \cdot 2/3} \right) + \frac{16}{27,1 \cdot 2/3} \left(\frac{16 + 1,008 \cdot 2}{16 + 27,1 \cdot 2/3} \right) - \frac{16}{1,008 \cdot 2},$$

или

$$\frac{P_H}{P_O} > 4,74 \frac{P_{Al}}{P_O} - 3,74. \quad (8'а)$$

Цена жидкого кислорода небольшая (см. книгу профессора Сухаревского "Жидкий воздух"), она составляет приблизительно $P_O = 15$ коп./кг.

Если принимать, что путем упрощения при изготовлении отдельных частей аэроплана удастся довести цену обработанных алюминиевых частей до $P_{Al} = 10$ руб./кг, то получим из (8'а):

$$P_H > 47,4 - 3,74 \cdot 0,15 \simeq 46,8 \text{ руб./кг,}$$

т.е., если цена жидкого водорода будет больше 46,8 руб./кг, то цена аппарата, использующего алюминий, будет меньше, чем цена ракеты, использующей только жидкие горючие материалы. То же относится к цене сгораемого горючего вместе с кислородом.

Если как раз $P_H = 46,8$ руб./кг, то цена межпланетного корабля не будет зависеть от того, будем ли мы сжигать больше или меньше алюминия. Так как жидкий водород сжигается при весьма низкой температуре, при которой теплота усиленно притекает к подлежащему сжижению водороду, работа, которую необходимо совершить в машине для сжижения газов, приблизительно в 3000 раз больше (ссылка на журнал), нежели работа для сжижения кислорода; так как величина машины и издержки на обслуживание так же будут возрастать в том же отношении при данной производительности машин, то цену жидкого водорода можно фактически принимать равной приблизительно $P_H = 3000 \cdot 0,615 = 450$ руб/кг (по книге профессора Оберта "Die Rakete zu den Planetenräumen").

В случае, если как раз коэффициент M при $\mathcal{L}_H$ в первом члене уравнения (3в) равен нулю, мы имеем для цены межпланетного корабля

$$\begin{aligned} \frac{P}{\mathcal{L}} &= \frac{\mathcal{L}_b A_O P_O / A_{Al} a_{Al} + P_{Al}}{(A_O / A_{Al} a_{Al} + 1) \mathcal{L}} + \frac{P_k}{\mathcal{L}} = \\ &= \frac{\mathcal{L}_b (A_O P_O + P_{Al} A_{Al} a_{Al})}{\mathcal{L} (A_O + A_{Al} a_{Al})} + \frac{P_k}{\mathcal{L}}. \end{aligned} \quad (3c)$$

Если мы подставим все числовые величины, указанные выше, то получаем

$$\frac{P}{\mathcal{L}} = \frac{\mathcal{L}_b}{\mathcal{L}} \cdot \frac{16 \cdot 0,15 + 10 \cdot 21,1 \cdot 2/3}{1,6 \cdot 27,1 \cdot 2/3} + \frac{P_k}{\mathcal{L}} = \frac{\mathcal{L}_b}{\mathcal{L}} + 5,39 + \frac{P_k}{\mathcal{L}}.$$

Если здесь принимать, что цена межпланетного корабля к концу полета составляет также P_{Al} руб/кг и что $\mathcal{L}_k / \mathcal{L}_m = 1/20$; $\mathcal{L}_b / \mathcal{L} = 19/20$, то получаем

$$\frac{P}{\mathcal{L}} = \frac{19 \cdot 5,39 + 10}{20} = 5,60 \text{ руб./кг.}$$

МАТЕРИАЛЫ К КНИГЕ "ПОЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ И НА ЛУНУ"

1. ПОЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ И НА ЛУНУ

Ф.А. Цандер, инженер-технолог

Научно-популярный обзор всех появившихся до сих пор работ в данной области, включая и собственные исследования автора, отчасти еще нигде не опубликованные, указывающие на новые грандиозные возможности.

О г л а в л е н и е

Предисловие. О возникновении данной книги, давность и количество работ, лекции.

I. Историческое развитие. Межпланетные путешествия в романах, повестях и проектах. Перечень методов, предложенных для перелетов на другие планеты. Кибальчич.

II. Работы К.Э. Циолковского. Его ракета; ракета Унге, 1911 г.; патент Лорена, 1909 г.

III. Книга Г. Оберта "Die Rakete zu den Planetenräumen", его двойная ракета.

IV. Работа проф. Р.Х. Годдарда и результаты его опытов.

V. Работы автора.

Аэроплан, в котором установлены двигатель и ракета. Использование твердого строительного материала в качестве горючего для ракеты.

Безопасное многократное запускание ракеты.

Малое ускорение при подъеме, позволяющее свободно управлять аэропланом.

Возможность быстрых дальних полетов.

Плотность, давление и состав атмосферы Земли на разных высотах.

Планирующий спуск без расхода горючего.

Время перелета на другие планеты, выгодные пути при перелете.

Наибольшее время для перелета на данную планету.

Корректирование полета наименьшим расходом энергии.

Действие планет на межпланетный корабль: увеличение или уменьшение скорости полета и изменение направления движения.

Сильная экономия в горючем, наибольшая добавочная энергия и наибольшая добавочная скорость, которые может давать данная планета.

Облет планет внутри их атмосферы.

Увеличение действия ракет зеркалами, концентрирующими солнечный свет.

Полеты в самом межпланетном пространстве при помощи одних зеркал или при помощи колец из проволоки, через которые пущен электрический ток, причем внутри контура помещена пыль, состоящая из железных частиц.

Зеркала, передающие энергию на далекое расстояние.

Действие электростатического поля Земли на шар, изготовленный из тонких листов; о возможности совершать подъем с Земли и полететь в межпланетное пространство на таком шаре или на пучке таких шаров.

Выпускание электричества из межпланетного корабля с целью отклонения и задерживания метеоров; опасность попадания метеора в межпланетный корабль.

Жизнь в межпланетном корабле; оранжереи авиационной легкости, опыты к ним; возобновление воздуха.

Предохранительные приспособления на случай попадания метеора в межпланетный корабль.

Межпланетные станции; их устройство, цель и выгоды от них.

Жизнь на других планетах или на Луне. Затруднения и облегчения: необходимость жить в пневматически закрытых домах и костюмах, возобновление воздуха, крытые оранжереи; облегчение транспорта и работы большими массами и большими машинами, даровая солнечная энергия.

Лекции о перелетах на другие планеты.

VI. Московское общество изучения межпланетных путешествий.

VII. Ракета Мело, приспособленная к летанию в воздухе.

VIII. Межпланетная сигнализация.

IX. Применение больших скоростей в военном деле: дальнобойные пушки, дальнобойные ракеты, электрические пушки.

X. Польза для астрономии от перелетов на другие планеты.

XI. Вероятный ход развития практики межпланетных сообщений.

XII. О движении других солнечных систем внутриатомной энергии или в специальности энергией разложения радия.

XIII. Замедление жизни и возможность вернуться на земной шар через миллионы лет живым, летая со скоростью, близкой к скорости света, по теории относительности Эйнштейна. О возможности облета всего межзвездного пространства.

XIV. Приближенная цена перелета на другую планету.

XV. Общая сводка положения дела о перелетах на другие планеты в данный момент.

Заключение: Призыв к научной и экспериментальной работе в данной области.

Предисловие

Мысль о печатании научно-популярной книги о перелетах на другие планеты утвердилась во мне, когда я, следуя приглашению художественно-лекторского бюро Политуправления Ленинградского военного округа, стал читать лекции, которые были облечены в форму диспутов, на тему о полете на другие миры. Осенью 1924 г. я читал публичную лекцию в Физическом институте 1 Московского университета, которая была при переполненной аудитории повторена два раза и нашла от большинства слушателей явное одобрение и указала на интерес к данному вопросу. На каждой лекции мне было передано около 40 записок с разными вопросами. Между присутствующими были и члены нашего правительства. Каких-либо серьезных возражений против высказанных мною мыслей не было. На одной из этих лекций представитель Рязанского гублита мне предложил напечатать на данную тему книгу. Впоследствии, зимой 1924—1925 гг., мною были прочитаны еще лекции в Ленинграде, Харькове и Саратове также с успехом. А осенью 1925 г. Губсовпартшкола в Москве пригласила меня читать лекции в девяти больших городах РСФСР.

Главной целью этой книги является:

1) ознакомление широкого круга читателей с теми достижениями теоретического и практического характера, которые имеются налицо в данный

момент и которые указывают на большую вероятность осуществления межпланетных путешествий в ближайшее время;

2) подготовка в легкой форме научных работников, давая им в виде обзора некоторые результаты моих вычислений; сами научные работы будут печататься мною несколько позже.

О своей жизни я еще хотел сказать следующее.

22 (?) авг. 1887 г. случилось падение огромного потока метеоров, а 23(11) авг. того же года я родился^[1]. Не знаю, волновало ли это падение метеоров мою мать, или мне рассказывали про него, но это явление, во всяком случае, оставило глубокий след в моем представлении. Уже с детства я любил стоять у окна и смотреть на звезды в темные зимние вечера. С другой стороны, мой отец, врач по профессии, был большим любителем естествознания, работал ряд лет активно в музее, в котором он нам показывал чучела птиц и зверей всевозможных пород, также и остова и части ископаемых допотопных животных и метеорные камни, упавшие с неба. В 1894 г., когда мне было 7 лет, он ездил из г. Риги (на Рижском заливе) в Баку и Узенада в Закаспийской области и привез оттуда всевозможных крабов, ящериц, варанов, черепах, змей и т.п. Мы, дети, конечно, сильно восприняли все это. Одновременно нам рассказывали о том, что представляют собою звезды, Луна и планеты, и прибавили, что там можно будет найти еще вполне новых животных, много более причудливой формы. Дети слышат часто лишь половину сказанного, и так и я впоследствии сильно огорчился и даже заплакал, когда мне сказали, что туда еще нельзя лететь.

Рассказы про полеты Г. Лилиентала в Германии и пущенные отцом высоко воздушные змеи возбудили во мне рано вопрос о том, нельзя ли будет мне самому добиваться перелета на другие планеты. Эта мысль меня больше не оставляла. Уже рано я стал разыскивать созвездия по картам и их очертания запоминать^[2].

В последнем классе училища перед зимними каникулами наш преподаватель космографии прочел нам часть статьи^[3], написанной К.Э. Циолковским в 1903 г. под заглавием: "Исследование мировых пространств реактивными приборами" (Утверждение многоуважаемого Циолковского, что его работа лежала 20 лет под спудом, значит, не вполне точное)^[4].

Закончив в 1905 г. реальное училище, я был в течение 1,5 лет слушателем в Высшем техническом училище в Данциге, а затем студентом Рижского Политехнического Института. Все время чтение книг по астрономии и рассказов о перелетах на другие планеты не давало заснуть мечте о работе в желанном направлении. В 1908 г. я приобрел астрономическую трубу с диаметром объектива в 4 дюйма и увеличением от 60 до 300 раз, наблюдая в нее с энтузиазмом лунные пейзажи и Марс во время его великого противостояния в 1909 г. Я рассказывал другим студентам про свои планы, и мы организовали в 1908/09 гг. студенческое об-во воздухоплавания и авиации. Мне кажется, что, может быть, приближение Марса к Земле на особо близкое расстояние и статьи, которые появились в связи с этим, окрыляли втайне не только нас, но были вообще одною из причин, давших людям силу работать в области, подготавливающей полеты ввысь, навстречу звездам. На это указывает тоже название некоторых летных полей "Марсовыми полями".

Дальше постройки планера дело у нас тогда не пошло, лишь я в течение 1909—1911 гг. сделал некоторые вычисления, касающиеся 1) работы для подъема на большие высоты, далее 2) веса каната, который висел бы в пространстве между Луной и Землею, тягаясь с обоими, и 3) реактивного двигателя. В библиотеке Р.П.И. я читал в дальнейшем работу Циолковского^[5]. Лишь энергичная подготовка к экзаменам в высшем учебном заведении (я хотел по возможности лучше подготовиться к будущим работам в области межпланетных путешествий) задержала меня.

В 1914 г. я окончил механическое отд. Рижского Политехнического Института, перешел на работу на большой завод резиновой промышленности, думая изучать качества резины, которая должна играть большую роль при изготовлении воздухопроницаемых одежд и т.п., необходимых для межпланетных путешествий предметов.

С 1915 по 1917 г. я занимался при этом, насколько время позволяло, опытами над оранжереей авиационной легкости, а с 1917 г. энергично работал над теоретической и конструктивной разработкой вопроса о перелете на другие планеты. В феврале 1919 г. я перешел на завод, строящий авиационные двигатели (Гос. авиазавод № 4, "Мотор" в Москве), на котором как администрация, так и рабочие пошли мне любезно навстречу. Также заинтересовался Авиатдел ВСНХ, но для того, чтобы представить проект, мне пока не хватало времени его разработать. С лета 22 г. по лето 23 г. я еще собственными средствами двигал дело, сидя дома и работая над данным проектом. Нужда заставила меня продать астрономическую трубу. Ее приобрел Клубный отдел ВЦИК в Кремле, который заинтересовался ею. С того времени я опять работаю на прежнем авиационном заводе и подготавливаю чертежи для опытов, которые предполагаются на означенном заводе. В 1924 г. подъем интереса из-за опытов Годдарда дал возможность организовать в Москве Общество изучения межпланетных сообщений. Недостаток во времени для меня и сравнительно малое количество научных работников, которые состояли в президиуме, были причиною, из-за которой последняя инстанция после утверждения общества рядом инстанций не решилась на утверждение, но имеется у меня полная уверенность в том, что после производства ряда опытов и опытных конструкций удастся снова оживить общество, в особенности после того, как будут напечатаны научные работы у нас и за границей.

Всего-навсего у меня имеются в черновике прибол[изительно] 650 с. большого формата разных научных и технических расчетов в данной области, причем я все написал стенографией, укорачивающей письмо в 4—5 раз. Пока лишь часть переписана. Кроме того, имеются 27 чертежей средней величины 50×70 см, на которых мною начерчены конструкции, необходимые для опытов части двигателя и аэроплана — межпланетного корабля. Но все это еще не вполне закончено. Необходимо еще энергичная работа, для производства которой требуется время, а его у меня немного ввиду необходимости зарабатывать деньги для того, чтобы прожить.

Наполовину готова модель межпланетного корабля.

При описании работ других авторов я воспользовался книгами и статьями, перечисленными в нижепомещенном списке. Глава об истории развития межпланетных сообщений мною несколько сокращена ввиду того, что история вопроса о реактивном летании уже хорошо освещена в журнале

"В мастерской природы", № 3 от 1924 г. Наибольшее внимание мною было обращено на возможности, являющиеся следствием научных исследований; я надеюсь при этом на то, что высказанные мысли привлекут к работе в данной области новых исследователей и инженеров. Данная область является, так сказать, огромной, богатой страной, которую, однако, человек своей культурой (своими научными исследованиями и технически разработанными конструкциями) еще почти совсем не затронул.

2. СПИСОК КНИГ, ЖУРНАЛОВ И СТАТЕЙ, ИМЕЮЩИХ ОТНОШЕНИЕ К ВОПРОСУ О ПЕРЕЛЕТАХ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ

Научные и научно-популярные статьи

Кибальчич (1881 г.).

К.Э. Циолковский. "Исследование мировых пространств реактивными приборами" в 3 частях, из них 1 часть появилась в 1903 г. в журнале "Научное обозрение", кн. 5, май, переиздано в 1924 г. в Калуге отдельной брошюрой под заглавием: "Ракета в космическое пространство", вторая часть появилась в 1911—1912 гг. в журнале "Вестник воздухоплавания", третья часть издана отдельной брошюрой в 1914 г. Научно-популярная повесть "Вне Земли".

Проф. Г. Оберт. "Die Rakete zu den Planetenräumen", H. Oberth, 1923, München u. Berlin, Verlag V.R. Oldenbourg.

Я.И. Перельман. "Межпланетные путешествия", 4-е издание, 1923 г., Петроград, академическое книгоиздательство и 5-е издание, 1924 г.

Проф. Р. Годдард. "A method of reaching, extremes altitudes", 1919, prof. R.H. Goddard, Wahsington, Smithsonian Institution.

Инж. Ф.А. Цандер. "Полеты на другие планеты", статья в журнале "Техника и жизнь", 1924 г., № 13.

А.А. Родных. "Из истории развития реактивного летания (статья в журнале "В мастерской природы", № 3, 1924 г.).

Вегенер. "Ближайшее будущее авиации". "Вестник воздушного флота", № 13, 1922 г.

Лапиров-Скобло. "Межпланетные путешествия", статья в журнале "Молодая гвардия", т. V, 1924 г.

3. ВВЕДЕНИЕ

Историческое развитие. Межпланетные путешествия в романах, повестях и проектах. Перечень методов, предложенных для перелета на другие планеты.

Развитие науки и техники, в особенности достижения в области авиации, радиотехники, теории относительности Эйнштейна и разложения атомов элементов, казавшиеся ряд лет тому назад невероятными, шли рука об руку со смелостью мыслей и смелостью рассчитывать конструкции в области достижения других земных шаров. Смелость же в наступательный период войны не раз уже в истории решила судьбу боев.

Мечта о лучшем будущем, о новых возможностях, представляющихся человеку, о новой свободе действия была и здесь первоначальным импуль-

сом к действию: люди надеялись на то, что там, между звездами, можно будет вести более мирную, счастливую жизнь, астрономы указывали на то, что на множестве планет, вращающихся вокруг звезд-солнц, должна иметься высококультурная жизнь и что разница в развитии при этом может достигать миллионы лет. Понятно, что от сношения нашего человечества с таковым наступит у нас золотой век.

Во многих областях первоначально романисты, поэты описывали, часто вдохновленные ежегодным расцветом жизни, весенними бурями, новые явления, новые комбинации, дающие новый эффект в технике; так и в области межпланетных путешествий писатели старались сначала создавать конструкции, которые, по их представлениям, имели за собой большую вероятность быть в будущем, иногда в очень далеком будущем, выполненными. Как это всегда бывает при оценке на глаз, они при этом отчасти делали ошибки (научный метод тем и доставляет исследователю наслаждение, что им во многих областях можно предопределить явление с большой точностью, между тем как при оценке на глаз можно легко ошибиться на 50 и более процентов). Читатели сочинений, в особенности молодые из них, вдохновляясь, перерабатывали в своих мозгах новые идеи; находились математики, находились испытатели, которые ближе зондировали почву; на основании этого появлялись новые конструкции, общее развитие техники прибавляло новые возможности, и дело свершалось: в той или другой форме мечта превращалась в действительность.

4. ДЕТАЛЬНЫЙ КОНСПЕКТ К КНИГЕ "ПОЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ И НА ЛУНУ"

К п. 1 "Историческое развитие. Межпланетные путешествия в романах, повестях и проектах".

Перечень методов, предложенных для перелета на другие планеты. Кибальнич.

Список романов и повестей о перелетах на другие планеты и о жизни на них

Автор	Заглавие книги и год первого издания	Главный герой	Метод полета и особенности идеи	Недостатки
Жюль Верн	"Из пушки на Луну" и "Вокруг Луны"	Мастон	Выстрел из пушки	Огромное ускорение раздавит людей
Жулавский	"На серебряном шаре"	Старый человек		
Крыжановская	"В ином мире", "На соседней планете"		Изготовление растений высшим человеком, гармонией лучей. Магия. Переселение духа. Матей	Не научный метод полета
Мейстер	Reisen u. Abenteuer der "Sternschnuppe" (В ежегоднике "Das neue Universum", ...гг.)			
Фламмарин	"В небесах (Стелла Урания", "Многочисленность обитаемых миров"		Рассказ духа умершего друга. Интересное описание жизни на других планетах	

Таблица (окончание)

Автор	Заглавие книги и год первого издания	Главный герой	Метод полета и особенности идеи	Недостатки
Алексей Толстой	"Аэлита"	Инж. Лось	Ракета	
Бруно Бюргель (?)	"Ракетой на Луну" (?)	Баумгартен	Ракета со взрывчатым веществом огромной силы (узамбаранит)	
Циолковский	"Вне Земли"		Ракета Циолковского. Интересное описание жизни в межпланетных колониях	Давление в оранжерее указано слишком низким (малый недо-смотр)
Муханов	"Пылающие бездны" (в журнале "Мир приключений", ...г.)			
Гончаров	1. Психомашина 2. Межпланетный путешественник		Психоэнергия	Не вполне достаточный по силе действия метод
Уэльс	"Борьба миров и нашествие марсиан"		Кэворит, вещество, непроницаемое для силы тяготения	Малая вероятность нахождения кэворита и правильности действия
Уэльс	"Машина времени"		Полет по времени в дали, оставаясь на одном месте	Полет возможен, вероятно, лишь в будущем, а не обратно и не тем методом
	"Unter Marismenschen" (В ежегоднике "Das neue Universum", ...гг.)		Разложение человека в ящике на атомы и сборка после излучения его на другую планету	Научно недостаточно вероятный прием
Берроуз	"Марсиане"		Переселение духа	Ненаучный подход
К. Лассвиц Эдгар По (?)	"На двух планетах" (?) (В журнале "Мир приключений", ...гг.)	Эдмон Роспан Томас Февертам	(?) (на баллоне) (?) Аэропланом на планету более близкую, чем Луна	
Сирано де Бержерак	"Путешествие на Луну", 1615 г.		Непрерывно действующая ракета	Нет воздуха для аэроплана и для пропеллеров, метод невыполним

Список опытов и проектов, подготовляющих межпланетные путешествия или имеющие отношение к ним

Имя исследователя, производившего опыт или предлагавшего проект	Предмет опыта или проекта	Год	Исход
Китаец Ван Гу	Поднятие человека воздушными змеями и 47 ракетами	В древнем Китае	Неудачи.
Уч[еный] иезуит Фабри	Действие сжатым воздухом	1670 г.	
Лиолин и Жанинэ	Шар	1784 г.	
Пиротехник Рюжбери	Подъем ракетой барана, спуск парашютом	1806 г.	Удачно
Инженер Третеский	Водяные, спиртовые газы, сжатый воздух	1849 г.	
Иванин	Порох	70-е годы	
Кибальчич	Ракета, действующая порохом, поднимающая человека, стоящего на платформе	1881 г.	Проект
Капитан (?) Бэтти	Привод дирижабля от ракеты, работающей взрывчатыми шариками	Конец 90-х годов	Проект

ОГЛАВЛЕНИЕ (конспект)

к книге инженера Ф.А. Цандера, предлагаемой к печати, под заглавием

"ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ: ПЕРВЫЙ ШАГ В НЕОБЪЯТНОЕ МИРОВОЕ ПРОСТРАНСТВО"

(Теория межпланетных сообщений)

- I. Предисловие. Путь исследователя и изобретателя.
- II. Оглавление.
- III. Введение. Предмет книги. Очерчивание величины задачи.
- IV. Расчет межпланетных кораблей.

1) Определение осевого давления ракеты (P) для данной скорости истечения газов (W_2) и при данном расходе горючего в единицу времени (B).

2) Определение скорости истечения газов (W_2) при данной теплотворной способности топлива ($H = i_1 - i_0$) и данном коэффициенте истечения (φ).

3) Коэффициенты полезного действия ракеты.

а) Отношение работы, воспринятой кораблем за время dt , к работе, соответствующей теплоте, превращенной за то же самое время в кинетическую энергию при истечении (η_m).

б) Термический коэффициент полезного действия (η_t).

в) Полный тепловой коэффициент полезного действия ($\eta_i = \eta_m \varphi \eta_t$). Диаграмма его зависимости от скорости полета.

г) Полный коэффициент полезного действия ракеты ($\eta_i + E$), равный отношению работы, переданной межпланетному кораблю

за время dt , к сумме кинетической и тепловой энергии горючего, израсходованного за то же время. Диаграмма его зависимости от скорости полета.

д) Средний коэффициент полезного действия за данный промежуток времени; диаграмма его зависимости от расхода горючего.

4) Тепловой расчет ракеты по методу профессора Stodola для сопел, обобщенный введением теплоты, проходящей через стенки ракеты. Диаграммы, рассчитанные и начерченные для случая ракеты. Основание расчета: диаграмма i, S , где i — теплосодержание, а S — энтропия продуктов горения.

5) Расчет скорости истечения, расхода горючего и осевого давления ракеты по формулам для совершенных газов.

6) Определение потери от трения о стенки ракеты. О влиянии трения в ракетах различной величины. Диаграммы трения газов о стенки ракеты.

7) Теплота, проходящая через стенки ракеты. Необходимое количество охлаждающей жидкости. Температура стенок ракеты в разных местах. Температура охлаждения маленьких ракет по сравнению с большими.

8) Определение толщины стенок ракеты^[1].

9) Численные примеры.

а) Водородно-кислородная ракета на осевое давление $P = 1500$ кг. Диаграммы осевых давлений, термических коэффициентов полезного действия при разных конечных диаметрах ракеты, а также и давлений, температур, плотностей и скоростей газов для разных сечений ракеты. Предельные наивысшие и фактические значения указанных величин, принимая во внимание трение газов о стенки и прохождение тепла через стенки.

б) Бензино-кислородная ракета.

10) Расчет ракет, у которых горючее, а также и кислород для горения подогреваются каким-либо путем, напр.:

а) От другой части горючего, дающей либо летучие, либо твердые продукты горения.

б) Охлаждение стенок горючим.

в) От экономайзера, поставленного в жерло ракеты у ее выхода.

г) Вогнутыми зеркалами, которые собирают солнечные лучи внутри межпланетного корабля, подогревая горючее до сжигания или газы в самом пространстве сгорания, увеличивая этим температуру, а значит, и скорость выходящих газов, и действие ракет.

11) Расчет ракет, выбрасывающих одновременно летучие и твердые продукты горения.

а) Осевое давление в случае, если теплота от твердых продуктов горения отчасти переходит к газам и твердые частицы отстают в своем движении от газообразных.

б) Приближенное определение разности скоростей летучих и твердых продуктов горения при различной плотности газа.

в) Приближенное и уточненное определение времени пребывания газов и твердых продуктов горения в ракете.

г) Приближенное определение падения температуры твердых частиц во время их пребывания в ракете.

д) Точный расчет такой ракеты; дифференциальные уравнения для

определения плотностей, температур, давлений и скоростей газов, температур и скоростей твердых частиц, температуры стенок и охлаждающей жидкости для различных сечений сопла ракеты. Решение этой системы дифференциальных уравнений.

- е) Состав продуктов горения при данном относительном количестве металла в топливе.
- ж) Изменение стоимости межпланетных кораблей при вариации количества твердых продуктов горения и вообще при изменении сорта топлива.
- з) О расчете ракет для фейерверков.
- и) Численные примеры:
 - α) ракета, работающая водородом, магнием и кислородом;
 - β) ракета, работающая бензином, магнием и кислородом.

12) Расход горючего материала в ракете при разных коэффициентах полезного действия ее для заданной скорости полета в случае, если:

- а) кислород для горения берут с собою,
- б) кислород для горения заимствован из атмосферы.

13) Расчет ракет, работающих атмосферным воздухом и каким-либо горючим. Ракета с поршневым или турбинным компрессором. Ракета с инжектором (системы Mélot).

- а) Теоретический расчет.
- б) Численные примеры:
 - α) водородная ракета;
 - β) бензиновая ракета.

14) О расчете ракет, составленных из двух или нескольких вложенных друг в друга по проекту проф. Oberth'a.

15) О результатах опытов проф. Goddard'a и сравнение этих результатов с теорией.

V. Расчеты полетов межпланетных кораблей

1) Методы, применимые для полетов в межпланетное пространство:

- а) Полеты с помощью ракеты.
- б) Полеты с помощью ракеты, установленной совместно с двигателем, приводящим в движение пропеллер аэроплана. Метод инж. Цандера.
- в) Другие методы.

2) Методы, применимые для перелетов с одной планеты на другую исходя из положения в самом межпланетном пространстве.

- а) Полеты с помощью ракеты.
- б) Полеты с помощью зеркал, передвигающихся давлением света.
- в) Полеты с помощью ракеты, связанной с вогнутым зеркалом, увеличивающим действие ракеты.
- г) Полеты с помощью конструкций, указанные в пп. V26 и V2в, причем действие зеркал увеличено большими вогнутыми зеркалами, пересылающими пучок сконцентрированных почти параллельных солнечных лучей извне на зеркало межпланетного корабля.
- д) Полеты с помощью комбинированных зеркал.
- е) Полеты с помощью системы зеркал и призм, из которых свет не может выйти.

- ж) Применение аппаратов, превращающих солнечные лучи в катодные лучи малой скорости:
 - а) полеты под давлением катодных лучей, испускаемых самим межпланетным кораблем;
 - б) полеты под давлением катодных лучей, которые пучком параллельных лучей передаются на межпланетный корабль извне.
 - з) Полеты с помощью соленоидов, внутри контура которых помещается железная пыль; через соленоиды течет электрический ток; на пыль падает либо пучок сгущенных лучей извне, либо прямо солнечный свет; давление света увлекает соленоид, соединенный с межпланетным кораблем.
 - и) Полеты с помощью шаров, назлектризованных статическим электричеством и отталкивающихся от небесных тел (Солнца, планет, их лун и т.д.), предполагая, что они заряжены. То же в случае притягивания ими.
 - к) Полеты другими методами.
- 3) Межпланетные станции, их значение, расположение для различных целей и вероятное устройство.
- 4) О результатах расчетов полетов ракет ученого К.Э. Циолковского, проф. Н. Oberth'a. Работы проф. В.П. Ветчинкина и инж. W. Hohmann'a.
- 5) Расчет и практические кривые плотности; давления и состава атмосферы Земли; температура атмосферы.
- а) Вывод формул.
 - б) Адиабатическое изменение температуры атмосферы.
 - в) Случай, в котором температура на больших высотах равна почти абсолютному нулю.
 - г) Случай, в котором температура, начиная приблизительно с высоты в 33 км, равна 180° абс.
 - д) Случай, лежащий между п. "в" и п. "г".
 - е) По наблюдениям проф. Фесенкова.
 - ж) По Wegener'у.
- 6) Расчет подъема межпланетного корабля-аэроплана в атмосфере (скорость полета ≤ 8 км/с). Теория.
- а) Полет с помощью двигателя.
 - б) Полет с помощью ракеты.
 - в) Полет с помощью двигателя и ракеты одновременно.
 - г) Численные примеры:
 - а) подъем с помощью двигателя постоянной мощности с диаграммами;
 - б) подъем с помощью двигателя, мощность которого может быть на короткий срок сильно увеличена;
 - γ) подъем с помощью ракеты. Диаграммы.
- 7) Расчет спуска межпланетного корабля-аэроплана из межпланетного пространства на Землю.
- а) Характер спуска.
 - б) Определение наибольших предельных скоростей полета, для которых можно пренебрегать центробежной силой.
 - в) Расчет планирующего спуска, пренебрегая при первом расчете

центробежной силой в формуле для подъемной силы с последующим более точным расчетом.

- г) Расчет планирующего спуска в п. "в" в случае, если температура данных слоев атмосферы постоянная.
 - д) Расчет планирующего спуска, принимая во внимание центробежную силу в формуле для подъемной силы аэроплана.
 - е) Полет на постоянной высоте за счет кинетической энергии летательного аппарата при больших скоростях полета:
 - а) общий случай;
 - б) случай, в котором коэффициент сопротивления крыльев R — постоянная величина;
 - в) случай, в котором $R:A$ — постоянная величина, где A — коэффициент подъема аэроплана.
 - ж) Полет на постоянной высоте по любому кругу за счет кинетической энергии аэроплана.
 - з) Падение в атмосфере под малым уклоном, к горизонту; принимаемая во внимание кривизна Земли.
 - и) Падение в атмосфере, пренебрегая кривизной Земли; пологий полет.
 - к) Движение по дуге с постоянной скоростью.
 - л) Приближенное определение зоны, окружающей земной шар, в которую можно влететь с большой скоростью (≥ 8 км/с), не разбиваясь.
 - м) О других случаях спуска на Землю:
 - а) планирующий спуск по прямой линии;
 - б) комбинированные и другие спуски.
 - н) Численные примеры к п.п. от "в" до "л".
 - о) О температуре, которую примет межпланетный корабль при планирующем спуске на Землю.
- 8) Расчет путей перелетов, добавочных скоростей и времен, потребных для перелетов на другие планеты.
- а) Случай, в котором достигаемая планета находится в афелии пути. Определение наименьшей добавочной скорости, с которой вообще возможно достижение данной планеты, и преобразование формулы для точных расчетов.
 - б) Случай, в котором земной шар находится в перигелии пути полета.
 - в) Общий случай.
 - г) Определение элементов путей, дающих минимальное время перелета для данной добавочной скорости.
 - д) Численные примеры к п.п. "а" и "б". Полеты на все планеты и некоторые астероиды.
 - е) Численные примеры к п.п. от "а" до "г"; полеты на Марс, Венеру, Нептун и Меркурий.
- 9) В какое время года можно вылетать с Земли на другую планету с экономической скоростью и в какое время года другой планеты можно на последнюю прибывать.
- а) Теоретический расчет.
 - б) Численные примеры: полеты на Марс и Венеру.

10) Определение времени, необходимого для достижения данного малого расстояния от данной планеты.

- а) Теоретический расчет.
- б) Численный пример.

11) Определение расстояния от данной планеты, для которого притяжение Солнца и притяжение планеты находятся в данном положении.

- а) Теоретический расчет.
- б) Численный пример для всех планет, Луны и некоторых астероидов.

12) Корректирование полета при приближении к планетам с целью достижения спуска в желаемом месте. Определение величины и направления наиболее экономичной добавочной скорости.

- а) Теоретический расчет.
- б) Численный пример.

13) Изменение пути полета вокруг Солнца действием планет. Польза от увеличения или уменьшения скорости полета.

- а) Треугольники скоростей до и после облета.
- б) Приращение или убыль кинетической энергии межпланетного корабля от облета ракеты.
- в) Максимум изменения кинетической энергии межпланетного корабля.
- г) Максимум изменения скорости полета межпланетного корабля.
- д) Численные примеры для всех планет.

14) Огибание Луны с целью увеличения или уменьшения скорости передвижения межпланетного корабля. Наибольшее изменение скорости.

15) О выгодности ускорения полета ракетой в моменты, в которые скорость полета большая; численный пример; ускорение вблизи перигелия пути.

16) Определение путей полетов в мировое пространство, дающих возвращение на Землю после n оборотов межпланетного корабля вокруг Солнца.

- а) через целое число лет.
- б) через дробное число лет.
- в) числовые данные.

17) Определение путей полета до и после огибания данной планеты. Числовой пример: облет Марса. Частный случай: возвращение на Землю после огибания Марса.

VI. Расчет полета ракет, облетающих вне атмосферы большую часть земного шара. Наименьшие скорости, которые должны быть сообщены ракете для достижения данной дальности полета. Числовые данные.

VII. Расчеты полетов в самом межпланетном пространстве при помощи давления света, падающего на вращающиеся крути, наэлектризованные шары и т.п., изготовленные из тончайших листов.

1) Величина светового давления.

2) О толщине листов, допускаемой для полетов, по сравнению с толщиной, которая может быть практически достигнута.

3) Величина поверхности листов, необходимая для полетов.

- а) Полет на другую планету при помощи диска из тончайших листов, на который падают солнечные лучи, направленные перпендикулярно к его поверхности. Кривая полета — сечение конуса пути и времени полета; достигаемые скорости; вес дисков.

- б) Полеты на другие планеты по спиральям, если солнечные лучи падают косо на вращающийся диск, соединенный с межпланетным кораблем. Пути и времена полета, достигаемые скорости, вес дисков.
- в) Облет планет по спиральям с целью постепенного увеличения скорости полета действием давления солнечных лучей, падающих на вращающиеся диски, соединенные с межпланетным кораблем.
- г) Напряжения во вращающихся дисках от действия центробежной силы и давления света. Численный пример.
- д) Численные примеры к п.п. "а", "б" и "в".
- 4) Расчет давления, производимого светом на комбинированные зеркала.
 - а) Случай, в котором свет падает сначала на одно зеркало, затем на другое, которое защищается со стороны света косо поставленным зеркалом. Получение давления света, направленного к источнику света. Численный пример. Использование данной конструкции для полетов на другие планеты по спиральям.
 - в) Случай, в котором свет через призму входит в систему 3 или большего числа отражающих поверхностей и не может больше выйти из нее. Направление и величина результирующего давления света. Об использовании этой конструкции для полетов и для солнечных двигателей. Численный пример.

5) Расчет больших вогнутых зеркал, пересылающих пучок сконцентрированных, почти параллельных лучей солнечного света на конструкции, указанные в п.п. 3 и 4; времена и скорости перелетов, достигаемые с помощью данной конструкции. О перелетах в другие солнечные системы.

6) Расчет соленоидов, внутри которых помещается облако железной пыли; через соленоид течет постоянный или переменный электрический ток, а на пыль падают солнечные лучи, увлекающие вместе с пылью соленоид, связанный с межпланетным кораблем.

VIII. Аппараты, превращающие солнечные лучи в катодные лучи малой скорости. Полеты с помощью давления катодных лучей.

IX. Расчет наэлектризованных шаров, отталкивающихся от планет и Солнца (считающихся заряженными) или притягивающихся ими. Напряжения в материале таких шаров. Сила отталкивания или притяжения. Достигаемые скорости. Методы для заряжения шаров.

- 1) Извлечение электричества из среды, окружающей планеты.
- 2) О зарядении солнечными лучами (аналогии с полярным светом).
- 3) Об электризации электрическими машинами.

X. Конструкция и расчеты межпланетного корабля-аэроплана и его двигателя.

1) Конструкция двигателя, приводящего в движение пропеллер межпланетного корабля. Кислородно-нефтяной двигатель с переменным наполнением и изменяемым максимальным давлением газов. Высокое рабочее давление газов (200 атм). Сильная изменяемость мощности. Независимость работы двигателя от давления атмосферного воздуха. Легковесность из-за высокого рабочего давления. Об охлаждаемости цилиндра. О детонации.

Вариант: использование пространства горения ракеты для получения горючих газов для двигателя.

2) Величина пропеллеров для полетов в разреженном воздухе с большой скоростью.

- 3) Конструкции и веса ракеты межпланетного корабля.
- 4) Конструкция и веса бака для расплавления горючего металла.
- 5) Аппараты для превращения металлических частей в пыль для употребления в ракете в качестве горючего. Аналогия со сжиганием угольной пыли в топках.

6) Конструкции частей аэропланов, подлежащих расплавлению или превращению в пыль, и механизмы для их передвижения.

- а) Барабаны с образующей разной формы для наматывания тросов, передвигающих части аэроплана, и метод их приведения в движение.
- б) Соединения, дающие автоматическое отцепление передвигающих тросов.
- в) Конструкции передвигаемых крыльев.
- г) Конструкции передвигаемых рулей.
- д) Конструкции для передвижения двигателя.
- е) Конструкция для передвижения части корпуса аэроплана.
- ж) Конструкция для втягивания шасси аэроплана.
- з) Разъемные баки для горючего.
- и) Отчасти разъемная ракета.
- к) Система охлаждения частей конструкции.

7) Конструкции, служащие для управления межпланетным кораблем в межпланетном пространстве.

- а) Маленькие боковые ракеты, управляемые жирокопом, или перемещение особых рулевых ракет.
- б) Передвижение масс, регулируемое жирокопом.
- в) Жирокопы.
- г) Другие методы.

8) Общий ход расчета межпланетного аэроплана; начальный и конечный вес; величина двигателя, ракеты и бака; площадь крыльев; особенности расчета крыльев, шасси корпуса; механизмы для втягивания частей. Охлаждение малых крыльев и других частей малого аэроплана для спуска.

XI. Оранжереи авиационной легкости и круговой процесс для поддержания жизни в герметически закрытом помещении в межпланетном корабле, на межпланетной станции, на Луне, на другой планете, обладающей атмосферой.

1) Количество кислорода, необходимое для дыхания, количество выдыхаемой углекислоты; получение кислорода из оранжереи, использование углекислоты для оранжереи. Конструкции для отделения и связи оранжереи с жилым помещением.

2) Количество и состав ежедневно необходимой пищи.

3) Выращивание растений в чистом кислороде и

- а) в удобренном, толченом древесном угле;
- б) в питательной жидкости;
- в) в пространстве, в котором распылителем разбрызгивается питательная жидкость;
- г) в случае, если из капельницы на корни пускается питательная жидкость.

4) Приготовление удобрения и питательного раствора; применение метода азрации сточных вод.

5) Опыты, произведенные до сих пор.

- 6) Первые опыты, произведенные автором.
- 7) Конструкции и расчёт воздухо непроницаемых одежд.
- 8) Об использовании отбросов для вскармливания домашней птицы, рыб или животных.

ХП. Приближенный ход теоретических и практических исследований, материалов, конструкций, необходимых для перелетов на другие планеты, условия новой жизни в межпланетном пространстве.

1) Исследования, относящиеся к двигателю; накачивание жидкого кислорода в сосуды высокого давления (200 и более атмосфер); постройка малого опытного двигателя (приблизительно на 20 л.с.) л.с.) [12].

2) Испытания металлов и других материалов, обладающих большой теплотворной способностью и большой крепостью, достаточным удельным удлинением и (для металлов) легкоплавкостью и легко превращаемых в порошок. Высокие, средние и низкие температуры, также очень низкие температуры.

3) Исследования, относящиеся к ракете: безопасное сжигание горючего в чистом кислороде; применение составных горючих, дающих как летучие, так и твердые продукты горения; измерения пропульсивной силы, температур давлений и скоростей газов и твердых частиц. Ракеты, работающие наружным атмосферным воздухом для горения, и ракеты с искусственно увеличенной температурой горючего и продуктов горения. Опытные подъемные складываемые ракеты.

4) Исследования конструкции межпланетных кораблей-аэропланов. Постройка и пуск моделей разбираемых аэропланов в воздухе.

5) Испытания аппаратов для дыхания и воздухо непроницаемых одежд. Длительное пребывание в последних.

6) Исследование оранжереи авиационной легкости.

7) Установка двигателей и ракет в аэропланах, повышение потолка аэроплана, увеличение скорости полета на больших высотах, вылеты в мировое пространство.

8) Научные исследования атмосферы, космических лучей, космической пыли, электрического заряда Земли и т.п.

9) Исследования, относящиеся к изготовлению тончайших листов из разных материалов, к вращению их вокруг оси, перпендикулярной к их плоскости; к давлению света на простые и комбинированные зеркала, на систему призм и зеркал.

10) Исследования, относящиеся к соленоидам, внутри которых помещается облако железной пыли.

11) Исследования, относящиеся к изготовлению аппаратов, выпускающих катодные лучи малой скорости, и к отклонению ими струи пыли, а также и к пробивательной силе мелких частиц, летящих с огромной скоростью.

12) Изготовление системы вогнутых зеркал или стекол, превращающих несколько расходящийся (угол в $0,5^\circ$) солнечный свет в концентрированный пучок более параллельного света.

13) Исследования на пригодность для межпланетных целей аппаратов для превращения солнечной энергии в другие виды энергии.

14) Теоретическое исследование громадных зрительных труб для установки в межпланетном пространстве или на Луне.

15) Исследования и испытания разных измерительных приборов и приспособлений, необходимых в межпланетном корабле и на других планетах.

16) Исследование методов, с помощью которых возможно добывание воды и кислорода из почв Луны при разных предположениях.

ПРОБЛЕМА ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ РЕАКТИВНЫХ АППАРАТОВ

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящая книга имеет целью популяризацию идей межпланетных сообщений.

В книге даны расчеты теоретической диаграммы сжатия в струйном нагнетателе и расчеты полета летающих ракет вне атмосферы.

Ввиду ограниченности объема книги часть расчетов не помещена в данной книге, как, например: практический расчет струйного нагнетателя и практическая диаграмма сжатия воздуха им; детальный расчет ракеты, берущей кислород для горения с собою; формулы, выведенные мною для КПД ракеты; определение потери тепла через стенки раструба; весь детальный теоретический и практический расчет разных видов воздушных реактивных двигателей; теория подъема ракетного аэроплана в межпланетное пространство и его обратного спуска на Землю и, наконец, не дана теория полета далеко летающих ракет, принимая во внимание вращение Земли вокруг своей оси и вокруг Солнца и, в частности, наиболее выгодные пути полета.

Я надеюсь, что предлагаемая книга вызовет интерес к вопросу о межпланетных сообщениях у широкого круга авиаработников и вообще у всех, наблюдающих за разносторонним развитием авиатехнической мысли. Автор обращается к изобретателям вообще, студентам, инженерам, астрономам с призывом работать в данной области ввиду ее важности для дела сверхавиации.

Ракеты при больших скоростях полета получают весьма большой мощности, простой конструкции и высокого КПД. Для преодоления силы земного притяжения ракета должна как бы перебираться через бугор, лежащий при скоростях около 400 до 700 м/с, а затем дальнейшее ускорение уже облегчено.

Для астрономов будущий межпланетный корабль должен представлять астрономическую летающую обсерваторию потому, что во время перелета на другую планету придется широко пользоваться астрономическими приборами для наблюдений, следовательно, астроном невольно обязан принять активное участие в постройке своего прибора.

Те места книги, которые содержат более сложные расчеты, набраны петитом, а читатели, не желающие в данный момент вдаваться в детальные расчеты, могут эти места пропускать.

Ф.А. Цандер

Исследования теоретического и практического характера в области реактивных двигателей ведутся как по направлению создания самостоятельной ракеты^[1], которая могла бы служить для исследования высших слоев атмосферы, так и по направлению создания такого аэроплана, который был бы в состоянии, пользуясь двигателями и ракетой, вылететь по инерции из земной атмосферы для дальнейшего его ускорения реактивными двигателями уже вне атмосферы. Для того чтобы пролететь вне атмосферы 20° всей окружности земного шара, или 2200 км, требуется сообщить аэроплану внутри атмосферы скорость, равную 4,3 км/с, причем длительность пребывания вне атмосферы составляет 12,6 мин, что достаточно для получения дальнейшего ускорения до скорости в 7,9 км/с, необходимой для свободного полета вокруг земного шара.

Из этого примера мы видим, что скорость полета, которую нужно развивать внутри атмосферы, значительно меньше, чем скорость (11,2 км/с), необходимая для полного удаления от земного шара. Реактивные двигатели (ракеты) как для целей сверхавиации, так и для полета на другие планеты могут при больших скоростях полета работать в безвоздушном пространстве весьма успешно, так как во-первых, увеличивается их осевое давление и, во-вторых, отпадает вредное лобовое сопротивление атмосферного воздуха. Следовательно, задача сверхавиации и межпланетных сообщений сильно облегчается.

В дальнейшем автор познакомит читателя с одним новым видом ракет, теория которых в последние годы была достаточно разработана автором; ракеты особенно безопасны ввиду того, что у них отсутствует легко приводящий ко взрывам жидкий кислород. Для полетов через нижние слои атмосферы отказ от жидкого кислорода создаст особо благоприятные условия ввиду уменьшения веса. Затем будут рассмотрены ракеты, использующие часть своей конструкции в качестве горючего материала. В них предел общего количества горючего материала, который может быть использован, настолько приближается к 100% от общего веса ракеты, что, по всей вероятности, при помощи них будет совершен первый полет в мировое пространство с полным отделением от земного шара.

1. ВЫСОТА АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ

Первостепенную роль для использования полетов через высшие слои атмосферы и временных вылетов из земной атмосферы играет сама атмосфера больших высот: кривые давления, температуры, плотности и состава атмосферы.

Ввиду того что в дальнейшем придется ссылаться на величину, которую принимают эти данные на разных высотах, мною даны на рис. 1—6 означенные кривые по разным источникам. Последнее сделано для того, чтобы оценивать до некоторой степени и возможные отклонения от значений, полученных по данным одного лишь источника.

Международная стандартная атмосфера, за которую в 1920 г. принята стандартная атмосфера Франции, представлена до высот в 20 км на

Рис. 1. Температура, давление и плотность атмосферы до высоты в 20 км

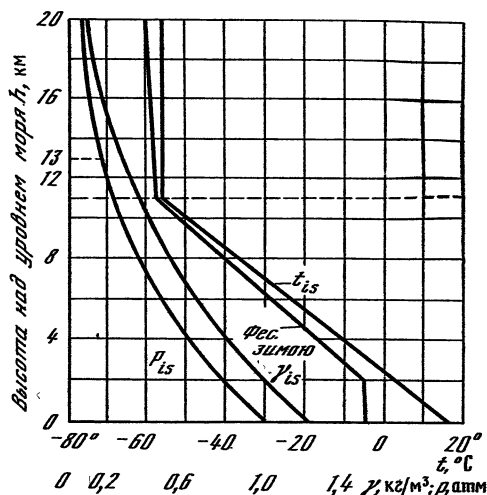


Рис. 2. Логарифмы давления и плотности атмосферы до высоты 300 км

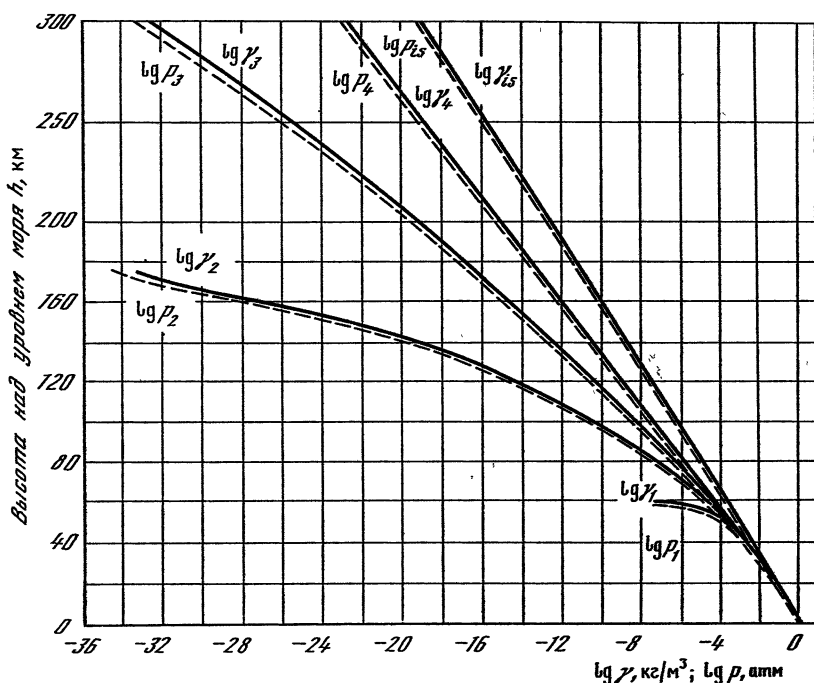


рис. 1, причем p_{is} , t_{is} и γ_{is} означают давление, температуру и плотность атмосферы, h — высоту над поверхностью Земли^[2].

Далее на рис. 2 нанесены до высот в 300 км величины $\lg p_{is}$ и $\lg \gamma_{is}$, а на рис. 3 еще T_{is} в предположении, что температура, начиная с 11 км и до этой высоты, — постоянная величина ($t_{is} = 56,5^\circ\text{C}$; $T_{is} = 216,5^\circ\text{абс}$).

Для сравнения на рис. 3 представлены температуры при разных предположениях, а на рис. 2 — еще соответствующие логарифмы плотности

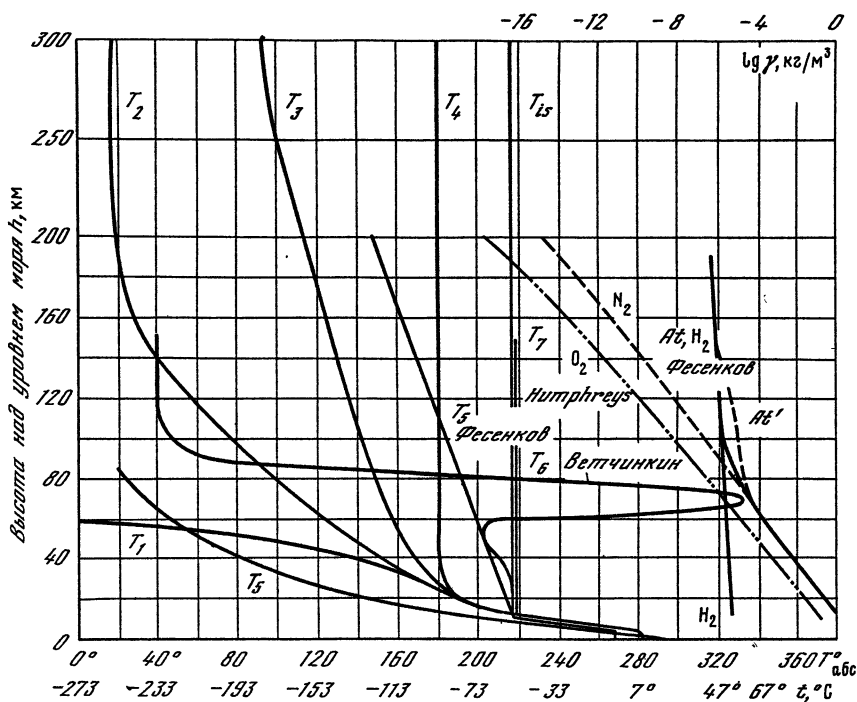


Рис. 3. Температура атмосферы до высот в 300 км и логарифмы плотности атмосферы до 200 км по Фесенкову

и давления. Кривая T_1 дает величины для случая адиабатического изменения температуры для больших высот, кривая T_2 — предполагая, что для высот, больших 200 км, температура близка к абсолютному нулю; кривая T_3 представляет собою нечто среднее между кривыми T_2 и T_4 , а последняя дает величины в предположении, что температура для высот, больших 33 км, равна 180° абс. Для кривых T_2 , T_3 и T_4 температуры, показанные на рис. 3, были мною приняты и по ним вычислены логарифмы плотности и давления, показанные на рис. 2. Наконец, кривая T_5 (рис. 3) дает величину температуры по Андойеру, близкую к адиабатической.

Далее были представлены на рис. 3 и 4 еще температуры и логарифмы плотности и давления отдельных составных частей атмосферы: O_2 , N_2 и H_2 , принятых проф. В.Г. Фесенковым, производившим в 1915–1916 гг. опыты в Харькове над длительностью вечерней зари с целью определения высоты атмосферы¹ и температуры, вычисленные на основании тех же наблюдений проф. В.П. Ветчинкиным в Москве по особому методу, дающему в результате совпадение начальных температур с вычисленными².

¹Труды Главной Российской астрофизической обсерватории, том II, 1923 г., с. 6–113 (по его данным мною были вычислены абсолютные значения давлений и плотностей).

²Русский астрономический журнал, т. IV, вып. 4, 1927 г.

Рис. 4. Логарифмы давления атмосферы и ее составных частей

Рис. 5. Состав атмосферы, объемные проценты по Фесенкову, Ветчинкину и Гомфрейсу (Humphreys)

Рис. 6. Состав атмосферы, объемные проценты по Вегенеру

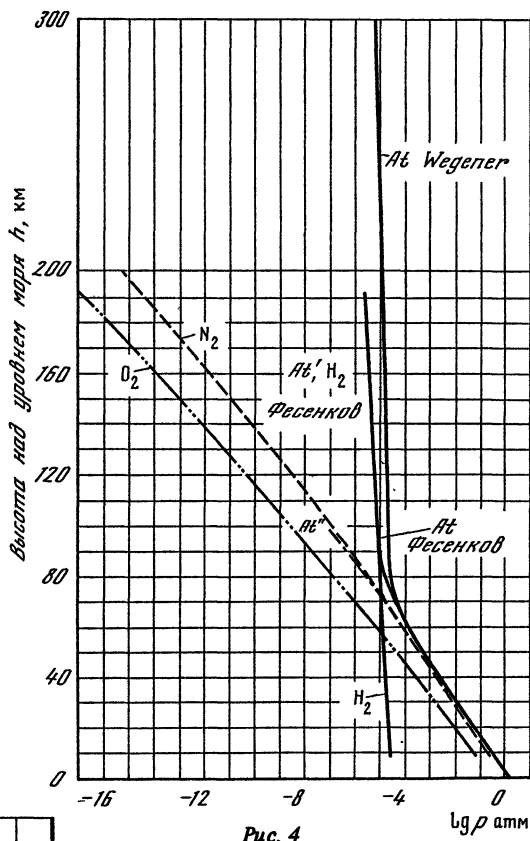


Рис. 4

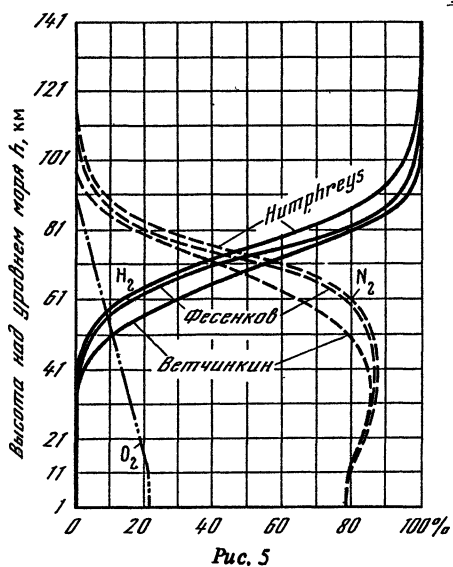


Рис. 5

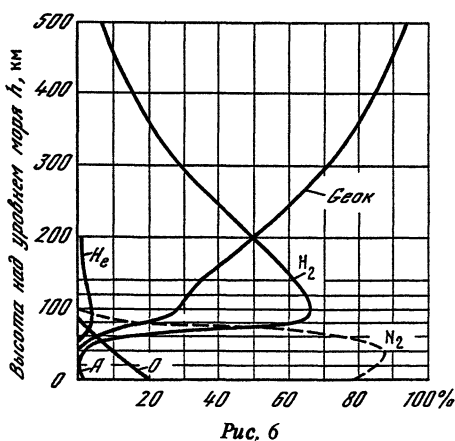


Рис. 6

Относительный результат наблюдений проф. Фесенкова представляет кривая At' , довольно хорошо согласующаяся с его теоретической кривой At . Кривая плотностей, полученная проф. В.П. Ветчинкиным, практически почти совпадает с кривой At' .

Логарифмы давлений отдельных составных частей атмосферы по Фесенкову даны на рис. 4, и для сравнения приведена кривая давлений по Вегенеру. Видно, что по своему характеру обе кривые довольно хорошо согласуются друг с другом и что водород, а у Вегенера и введенный им гипотетический элемент геокороний, играют решающую роль при определении плотности и давления атмосферы на высотах, больших 80 км.

Необходимо, однако, заметить, что геокороний, введенный Вегенером, по всей вероятности, не существует, так как его спектр совпадает со спектром азота при тех крайне низких давлениях, которые имеют место на столь больших высотах, а о распадении молекул азота при этих давлениях ничего неизвестно.

Давление атмосферы по Фесенкову, предполагая однородный состав ее, дано кривою At'' (рис. 4).

Объемное процентное содержание отдельных составляющих атмосферы дано по Фесенкову, Ветчинкину и Гомфрейсу (Humphreys'y) на рис. 5, а по Вегенеру — на рис. 6.

2. ВЛИЯНИЕ СОСТАВА, ПЛОТНОСТИ, ДАВЛЕНИЯ И ТЕМПЕРАТУРЫ АТМОСФЕРЫ НА МЕРОПРИЯТИЯ, ПРЕДПРИНИМАЕМЫЕ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ

Из рассмотренных рисунков мы видим, что на высоте 55—60 км над поверхностью Земли объем водорода приблизительно в два раза больше, чем объем кислорода, так что смесь представляет собою гремучий газ^[3], к которому прибавлен азот. В случае, если особыми струйными нагнетателями, о которых будет речь ниже, удастся сжимать эту смесь до достаточно больших давлений, то ее можно будет сжигать в качестве горючего, и для быстрых полетов на этой высоте, а также и для дальнейшего ускорения до первой межпланетной скорости в 8 км/с не придется брать с собой никакого жидкого горючего.

Плотность атмосферы на этой высоте составляет приблизительно $0,0001 \text{ кг/м}^3$, что соответствует скорости полета 3500 м/с^[4] для аэроплана, приводимого в действие ракетой. Предпочтительно в данном случае лететь медленно, так как тогда указанная скорость меньше и расход горючего на ускорение до высоты полета в 55—60 км меньше.

Необходимый расход горючего в этом случае сокращается значительно ввиду того, что для скоростей, больших 3500 м/с, горючего не требуется. Применяя, например, обыкновенный реактивный двигатель, работающий бензином и жидким кислородом, и принимая скорость истечения продуктов сгорания бензина равной 3340 м/с, получаем в нашем случае количество бензина и жидкого кислорода, потребное для достижения высоты в 60 км, равным 65% от полного веса корабля, что для аэропланов достижимо. В случае же, если методом сжатия гремучего газа не пользоваться, то необходимо для движения вокруг земного шара расходовать 91% от полного веса корабля, пренебрегая в обоих случаях тре-

нием о воздух и силой тяжести Земли; при наклонном полете и достаточно сильных ускорениях действительный расход не слишком сильно превышает указанный.

Для поддержания полного веса аэроплана до скоростей полета, равных ~ 11000 м/с, требуется плотность атмосферы, равная $\sim 10^{-5}$ кг/м³, что имеет место на высоте в 80–90 км над поверхностью Земли. На высоте же 200 км над поверхностью Земли плотность атмосферы, даже принимая неоднородный состав ее, равна лишь $1/_{330}$ части вышеуказанной величины, и во столько же раз уменьшается и сопротивление ее для той же скорости полета. Отсюда следует, что высота атмосферы выше 100–120 км при полном вылете из нее не играет большой роли. Другое дело, если надо лететь в крайне разреженной атмосфере. Из рис. 2 легко усмотреть, что при однородном составе атмосферы сопротивлением ее на высотах, больших 120 км, можно вполне пренебрегать, так как здесь $\lg \gamma_{i,s} = -7,5$, т.е. $\gamma_{i,s} = 3 \cdot 10^{-8}$ кг/м³.

Давление атмосферы нас интересует постольку, поскольку термический КПД реактивных двигателей увеличивается с увеличением ее высоты над поверхностью Земли, так как газы имеют возможности больше расширяться: при этом предполагается, что раструб устроен таким образом, что поперечное сечение выходного отверстия сопла может меняться так, что при постоянном начальном давлении конечное давление всегда равно атмосферному^[5]. В дальнейшем увидим, что уже давление в $1/_{1000}$ ат вполне достаточно для получения термических КПД, равных от 80 до 90%. Это давление имеет место на высоте от 45 до 50 км.

В случае наличия наружных смазываемых частей или открытых судов для расплавления металлов или других сортов горючего, как, например, нафталина или целлулоида, последние могут быстро испаряться в почти абсолютной пустоте. Необходимо, однако, иметь в виду, что из-за сильного охлаждения наружная поверхность замерзает. Парциальное давление в момент замерзания крайне незначительно — для металлов порядка 10^{-6} ат; покрывая металлы слоем неплавящихся веществ или же устраивая кожух, внутри которого удерживается газ под весьма малым внутренним давлением, можно будет уменьшить в достаточной степени испарение.

Для человека при давлениях, меньших ≈ 150 мм рт. ст., требуется либо кабина, либо вполне закрытая одежда.

Температура воздуха на больших высотах играет весьма большую роль при определении подогрева передних кромок корабля. Принимая адиабатическое сжатие воздуха у передних кромок, можно получить весьма сильный подогрев воздуха. Это в особенности будет иметь место в случае, если температура воздуха, вычисленная проф. В.П. Ветчинкиным для высот от 60 до 80 км (до $+60^\circ\text{C}$), где имеется сильная инверсия температуры, при дальнейших исследованиях окажется соответствующей вычислениям.

Температура воздуха при адиабатическом сжатии его у передних кромок может сильно возрастать как раз на этих высотах, и могло бы казаться, что на этих высотах все части должны расплавляться, так что вылет из пределов земного шара этим будет очень затруднен. Однако из определения мощности, соответствующей общему сопротивлению аэроплана,

полученное количество теплоты, развиваемое в единицу времени, указывает на полную возможность отвести теплоту, либо устраивая передние кромки огнеупорными, либо перекидывая через выступающие части передвигающуюся поверхность, соприкасающуюся с холодным воздухом. С большим успехом можно будет также использовать подогреваемые части в качестве котлов для подогрева воздуха, испарения горючего и даже для расплавления более легкоплавких металлов. В случае же, если местный подогрев окажется слишком большим, необходимо будет пролетать через слои воздуха от 60 до 80 км сравнительно медленно, а ускорять полет уже выше 80 км (например, со скоростью в 4,3 км/с и под углом в 40° к горизонту, вылетая из атмосферы).

При вертикальном подъеме скорость на высоте в 80 км равна нулю в случае, если скорость, сообщенная ракете около поверхности Земли, была немного более 1,3 км/с, а полет вверх совершался по инерции; но расход горючего на весь полет до скоростей полета в 5—12 км/с в этом последнем случае больше, чем если бы скорость полета во время полета не уменьшилась.

Для противодействия чрезмерному охлаждению деталей при полете вне атмосферы можно пропускать через них электрический ток; другие части можно делать трубчатыми и через них пропускать подогретый воздух или использовать их в качестве радиаторов. Некоторые детали могут составлять части воздушного реактивного двигателя, как это ниже будет объяснено. Ввиду того что при низких температурах теплоемкость и излучение малы, небольшого количества теплоты хватит для довольно значительного подогрева. Такие металлы, как олово или некоторые сорта стали, обладающие большой крепостью при низких температурах, можно в трудноподогреваемых местах применять одновременно с материалами, имеющими большую крепость при обыкновенной температуре.

На больших высотах окно для летчика не будет охлаждаться, но на небольших высотах требуется подогрев стекла либо снаружи теплым воздухом, либо изнутри теплой водой, циркулирующей между двойными окнами. Можно себе представить также вращающуюся щетку, которая автоматически вытирает стекла, а затем при прохождении около сильно нагретых поверхностей, например выхлопных труб двигателя, высушивается. Можно также устраивать наружные окна в виде движущейся прозрачной ленты, которая на части своего пути высушивается внутри корабля.

3. ОБЗОР МЕТОДОВ ДОСТИЖЕНИЯ БОЛЬШИХ ВЫСОТ И БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА^[6]

Переходя в основной задаче сверхавиации к методам достижения больших скоростей и высот полета, необходимо заметить, что исследования и опыты последних лет настолько выдвинули на первое место ракеты и реактивные двигатели вообще, что их применение в сверхавиации более не вызывает сомнений.

Из методов, применяемых для увеличения мощности авиационных двигателей, на первом месте стоят центробежные нагнетатели. Увеличение их КПД до величины приблизительно в 80% возможно, если выходная и входная улитки будут устроены соответственной формы и размеров

их диаметров; степень нагнетания может быть также увеличена на некоторую величину увеличением числа оборотов и диаметра колеса, но и здесь для целей сверхавиации поставлен предел окружной скоростью, которая не может быть больше, чем приблизительно $u = 500$ м/с, соответственно поднятию давления в

$$h = \eta \gamma u^2 / g = 0,5 \cdot 500^2 / 8 = 15 \cdot 600 \text{ мм водяного столба}$$

или приблизительно 1,5 ат для одной ступени.

При применении двух ступеней уже получается повышение температуры воздуха, которое представляет некоторые затруднения. Возможно, что помещением карбюратора между двумя первыми ступенями удастся достичь дальнейшего увеличения мощности двигателей; при этом методе не требуется особого подогревателя для карбюратора зимой. При ниже рассматриваемых воздушных реактивных двигателях возможно превращение теплоты в полезную скорость истечения, дающую силу реакции; этого нет у нагревателей.

При двух ступенях получаемое давление равно около $(1 + 1,56)^2 = 6,5$ -кратного от исходного; этим можно будет получить нормальную мощность двигателя еще на высоте около 13 км (рис. 1). Давление свободной атмосферы на этой высоте равно примерно $1/6,5$ кг/см².

При десяти ступенях получилось бы $2,56^{10} = 1,2 \cdot 10^4$ -кратное сжатие, что дало бы при полном охлаждении воздуха нормальную мощность на высоте приблизительно 85 км, хотя на этой высоте требуемая мощность во много раз больше. Но вес двигателя при этом из-за большого нагнетателя увеличится уже почти вдвое, и температура воздуха поднялась бы без охлаждения в $(2,56^{10})^{0,4/1,4} = 2,56^{2,86} = 14,7$ раз, или приблизительно до $285 \cdot 14,7 = 4200^\circ$ абс. Даже при полном охлаждении между каждыми двумя соседними ступенями (что не вполне возможно) количество без пользы отведенной теплоты — большое, и работа для приведения в действие нагревателя также сильно возрастает.

Все-таки возможно, что комбинация такого двигателя с воздушным реактивным двигателем, в каналах которого охлаждается нагнетаемый воздух, а также и стенки цилиндров двигателя, позволит достигать высоты примерно в 60 км, о которой раньше было сказано.

При окружных скоростях, больших 500 м/с, вес колеса нагнетателя слишком увеличивается. Для уменьшения жирокопического действия на аэроплан потребуется часть колес нагнетателя пускать в одном направлении, другую часть — в обратном направлении, для чего возможна конструкция с двумя параллельными осями.

Далее имеется возможность для повышения мощности двигателей увеличивать площадь поршня при неизменных размерах кривошипного механизма. Эта мера в связи с увеличением степени сжатия и дросселировкой у обычных двигателей дает весьма хорошие результаты. Увеличение степени дает экономию в горючем. Если мы перейдем к условиям работы сверхавиации, то при увеличении площади поршня, например, в девять раз получим увеличение обхвата поршня в три раза и увеличение веса цилиндров приблизительно во столько же раз. При цилиндрах, расположенных в ряд, это дает увеличение длины вала, у звездообразных двигателей вообще потребуется отодвигание цилиндров от центра. Но все же в связи с предыдущим методом и этот может найти применение.

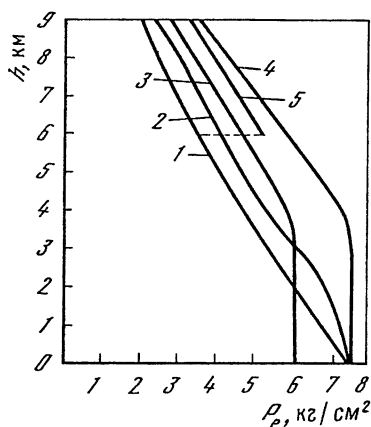


Рис. 7. Среднее эффективное давление высотных двигателей до высоты в 9 км

Дальнейший метод для увеличения мощности двигателя — прибавление кислорода к воздуху. При добавлении к топливу чистого кислорода теплотворная способность увеличивается в четыре—пять раз, а прибавлением 15% O_2 теплотворная способность увеличивается на 50%.

Вес жидкого кислорода приблизительно в четыре раза больше веса горючего, но в случае, если лететь только поднимаясь, то большие высоты достигаются

быстро. Поэтому метод прибавления распыленного жидкого воздуха в пространство между ступенями нагнетателя можно считать существенным. Затруднения возникают из-за взрывчатости смеси, содержащей кислород. Но способы уменьшения детонаций устранят затруднения, в особенности при работе на тяжелом топливе.

При двигателях, работающих с жидким кислородом, можно будет допускать большую работу трения на шейках вала (большое k_f) в случае, если вал и подшипники охлаждать жидким кислородом. Им можно будет охлаждать отчасти также и цилиндры, и поэтому допустимы цилиндры больших диаметров.

Уменьшение среднего эффективного давления двигателей с увеличением высоты полета показано на рис. 7 для низких высот полета (до 9 км): 1 — обыкновенный двигатель; 2 — с увеличенной степенью сжатия; 3 — с увеличенной степенью сжатия и увеличенными размерами поршня; 4 — с нагнетателем; 5 — с добавочным кислородом.

Весьма мало исследованы еще двигатели, работающие на чистом кислороде взамен воздуха. Мною были схематично^[7] разработаны два проекта таких двигателей. В первом проекте двигателя жидкий кислород особым насосом впрыскивается прямо в цилиндр наряду с жидким топливом, причем давление было взято весьма высокое, приблизительно 200 ат; вес двигателя получился очень малым; двигатель может работать с переменным наполнением; в комбинации с реактивным двигателем при большом наполнении весил бы меньше, чем $1\frac{1}{5}$ кг на 1 л.с. В этом проекте необходимо еще исследовать: 1) возможность нагнетания жидкого кислорода до больших давлений; 2) зажигание его с жидким топливом, что может быть установлено опытным путем в пространстве сгорания реактивного двигателя, после чего жидкий кислород можно будет применять также к авиационным двигателям; 3) возможность охлаждения стенок цилиндра, что при малых диаметрах их, впрочем, не представит осложнений; 4) возможность устройства системы поршневых колец, не пропускающих продуктов сгорания при столь высоком давлении.

Малый вес двигателя, работающего жидким кислородом, дает возможность летать в течение двух—трех часов, причем общий вес двигателя, топлива и кислорода меньше веса обыкновенного двигателя вместе с

топливом. Меняя давление и наполнение, можно мощность менять в весьма больших пределах, а кроме того, малый вес двигателя сильно облегчает аэроплан и дает ему возможность подниматься выше, чем с обыкновенным двигателем.

Второй проект, разработанный мною, относился к двигателю с внешним сгоранием кислорода с топливом; это представляет ту выгоду, что на малых высотах продукты сгорания могут быть использованы в двигателе, а на больших высотах — в ракете. Само сгорание может происходить в пространстве сгорания ракеты. Но здесь имеется некоторое затруднение с охлаждением впускного клапана, который должен быть охлажден жидким кислородом, возможность чего необходимо предварительно испытать.

4. СТРУЙНЫЕ НАГНЕТАТЕЛИ. ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ДИАГРАММА СЖАТИЯ. О КОМБИНАЦИЯХ СТРУЙНЫХ НАГНЕТАТЕЛЕЙ С РЕАКТИВНЫМИ И ПОРШНЕВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Переходим к рассмотрению струйных нагнетателей[8]. Здесь мною будут рассмотрены такие, в которых воздух или, в общем случае, какие-либо газы поджимаются под определенным давлением, затем расширяются адиабатически, политропически или, следуя какому-либо другому закону[9], ускоряют движение в раструбе, причем ими достигается весьма низкое давление. Затем газы опять сжимаются, замедляя движение в другом раструбе. Процесс происходит опять по какому-либо закону: в частности, он может быть изотермическим или почти адиабатическим. Основное при этом, что во время сжатия от газов должно отводиться весьма большое количество теплоты.

Теоретическая диаграмма p, v (давление — p , объем — v) такого аппарата представлена на рис. 8 и 9[10]. Рис. 8 относится к сжатию воздуха с 1 до 1,86 ат[11], а рис. 9 — к сжатию с 1 до 10 ат[12]. Начальное состояние газа (рис. 8) — B ; газ нагревается при постоянном давлении, конечное состояние его — C ; затем идет расширение до точки D и обратное сжатие по кривой DBE .

Скорость в приборе выражается формулой: $w^2/2g = \int v dp$; так, например, скорость в точке D получаем из: $w_D^2/2g = \text{площ [ади]} ACDG$; скорость в точке B при обратном сжатии $w_B^2/2g = \text{площ [ади]} BCD$; скорость в точке E равна как раз 0 в случае, если $\text{площ [ади]} BCD = \text{площ [ади]} FEBA$.

Практическая диаграмма будет несколько отличаться от теоретической и даст несколько меньшее давление. Давление p , температуры T° абс. и скорости w , м/с нанесены на чертежах так же, как и количество тепла, которое необходимо передавать воздуху и отводить от него.

Схема прибора к этому круговому циклу, исследованному мною, показана на рис. 10. Через трубу H движется газ (продукты сгорания двигателя или специально под большим давлением сожженное топливо и т.д.) под большим давлением; этот газ расширяется в раструбе и сжимается опять до давления наружного воздуха в обратном конусе L . Через отверстие O он уходит наружу. При состоянии наружного воздуха присасываемый воздух движется в промежутке между наружным кожухом A и трубой H ; на протяжении от B до C воздух подогревается ребрами, причем

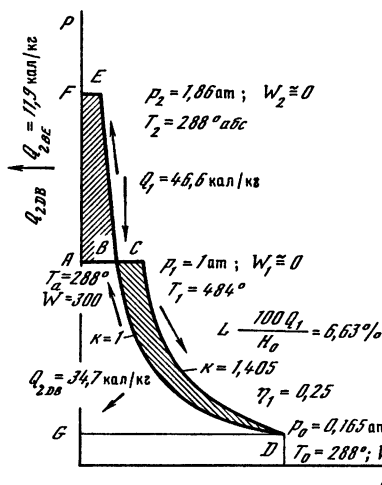


Рис. 8. Диаграмма p, V струйного нагнетателя; сжатие воздуха до $p_2 = 1,86$ ат

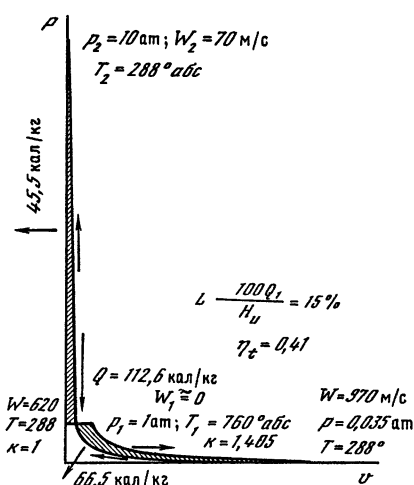


Рис. 9. Диаграмма P, V струйного нагнетателя; сжатие воздуха до $p_2 = 10$ ат

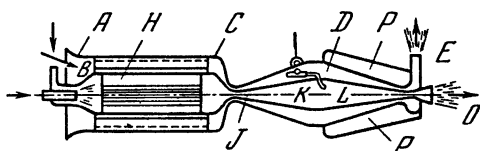


Рис. 10. Струйный нагнетатель для получения сжатого воздуха

труба H может иметь также форму подогревающей спирали или радиатора. От C до D воздух расширяется, а затем опять сжимается, причем он поступает для дальнейшего употребления через трубу E ; k — маленькая трубка, взамен которой можно взять также и просто отверстие внутренней трубы, которая в период пуска в ход служит в качестве воздушного насоса, который она заменяет, для установления низкого давления воздуха в месте D ; P — охлаждающие ребра или охлаждающая среда, как, например, жидкий воздух, весьма охлажденное горючее или охлаждающая вода.

Большое давление, которое можно ожидать от этих приборов, делает вероятным замену ими нагнетателя в двигателях^[13]. Давления, которые могут быть получены при весьма усиленном охлаждении при очень низкой температуре, настолько большие, что необходимо будет построить особо сильные двигатели с толстыми деталями, и мощность может весьма сильно увеличиваться даже на больших высотах.

Величину подогрева от B до C (рис. 8) можно получить у комбинации двигателей с этими приборами отчасти от воздуха, которым охлаждаются цилиндры, отчасти от газа выхлопа. Общая сумма тепла составляет у двигателей с воздушным охлаждением при этом 58% от всего тепла, содержащегося в топливе, что дает уверенность в получении сильного сжатия воздуха.

Можно также идти дальше и выпускать воздух, присасываемый в B с некоторой скоростью через [трубу] E , и использовать его реактивную силу, направляя [трубу] E в сторону, обратную направлению полета аэроплана.

Можно также часть воздуха сжимать до давления, большего одной атмосферы, а остальную часть — только до давления одной атмосферы. Первую часть можно использовать для горения, а остальную часть для производства реактивной силы.

В одном варианте можно весь прибор поместить на конце винтов двигателя, подводя туда выхлопные газы двигателя. Большая окружная скорость, применяемая у винтов, дает возможность использовать до некоторой степени кинетическую энергию воздуха, подходящего в B к прибору.

Комбинация двигателя внутреннего сгорания с реактивным двигателем весьма выгодна потому, что первые имеют высокий КПД на высотах, достигаемых уже теперь нами, а вторые — при высотах, на которых кончается возможность действия винтомоторной группы.

*Теоретическая индикаторная диаграмма
процесса сжатия атмосферного воздуха
при помощи струйного нагнетателя*

Пусть начальное давление воздуха или газа, подлежащего нагнетанию, равно p_a кг/м²; начальная температура — T_a° абс. Пусть далее означает v_a м³/кг удельный объем газа и R — газовую постоянную (для воздуха $R = 29,26$).

Тогда в диаграмме pv начальному состоянию соответствует точка B (рис. 8), причем удельный объем получается из уравнения состояния

$$v_a = \frac{R T_a}{p_a} . \quad (1)$$

Подогревая воздух при постоянном давлении p_a [$= p_1$] до температуры T_1 , получаем удельный объем его равным

$$v_1 = \frac{R T_1}{p_a} . \quad (2)$$

Отсюда находим точку C диаграммы.

Кинетической энергией газа можем, если скорость его в точке C мала, пренебрегать.

В случае же быстролетающего аэроплана или ракеты мы имеем две возможности:

1) можем принимать скорости для точек B и C диаграммы равными приблизительно скорости полета; тогда давление p_a будет равно давлению окружающего атмосферного воздуха; или

2) можем у входа в прибор особым раструбом сжимать воздух, как у двигателей Лорена; тогда p_a будет больше давления наружного атмосферного воздуха, а скорость для точек B и C диаграммы меньше скорости полета

Обозначим для общего случая скорость в точке C буквою w_1 . Далее, расширяя воздух по адиабате до низкого давления p_0 , соответствующего температуре окружающей среды, или же охлаждающего средства T_0 , получаем увеличение кинетической энергии воздуха по формуле

$$\frac{w_0^2 - w_1^2}{2g} = \int_{p_0}^{p_1} v dp, \quad (3)$$

или для адиабаты

$$\frac{w_0^2 - w_1^2}{2g} = \frac{c_p}{A} (T_1 - T_0) = \frac{k}{k-1} R T_1 [1 - (p_0/p_1)^{(k-1)/k}]. \quad (3a)$$

Здесь означает: c_p — теплоемкость при постоянном давлении, $A = 1/427$ — механический эквивалент тепла, $k = c_p/c_v$ — показатель степени политропы. Отсюда определяем скорость w в точке D.

В последнем уравнении можем также заменить RT_1 произведением $p_1 v_1$.

Формула (3a) получается легко интегрированием, принимая во внимание, что

$$\frac{c_p}{A} = \frac{k}{k-1} R. \quad (4)$$

Давление p_0 в точке D получаем из условия

$$p_0 = p_1 (T_0/T_1)^{k/(k-1)}. \quad (5)$$

Удельный объем в точке D равен

$$v = RT_0/p_0. \quad (6)$$

Количество тепла, сообщаемое воздуху при постоянном давлении на участке BC, равно

$$Q_1 = c_p (T_1 - T_a) = \frac{k}{k-1} AR (T_1 - T_a). \quad (7)$$

В теоретическом цикле наибольшее окончательное давление сжатия получаем, если сжатие произведем при наиболее низкой температуре. Принимая для сжатия поэтому изотерму, получаем в обратном конусе, в котором происходит сжатие, при атмосферном давлении скорость из условия

$$\frac{w_0^2 - w_B^2}{2g} = \int_{p_0}^{p_1} v dp, \quad (8)$$

причем w_B — скорость воздуха в точке B при обратном сжатии.

Но при изотермическом сжатии получаем после подстановки v из уравнения состояния газа

$$\frac{w_0^2 - w_B^2}{2g} = RT_0 \ln \frac{p_1}{p_0}. \quad (8a)$$

Скорость w_B нам дает возможность сжимать воздух выше давления p_1 до некоторого давления p_2 .

Рассмотрим здесь только случай, в котором входной скоростью воздуха w_1 можно пренебрегать.

В этом случае воздух потеряет опять всю свою скорость в точке, для которой выполнено условие

$$\int_{p_0}^{p_1} v dp = \int_{p_0}^{p_2} v dp. \quad (9)$$

Но, сжимая воздух по изотерме, получаем

$$\int_{p_0}^{p_2} v dp = RT_0 \ln(p_2/p_0) \quad (10)$$

и, принимая во внимание, что по (3) и (3а)

$$\int_{p_0}^{p_1} v dp = \frac{c_p}{A} (T_1 - T_0), \quad (11)$$

получаем подстановкой (10) и (11) в (9)

$$RT_0 \ln(p_2/p_0) = \frac{c_p}{A} (T_1 - T_0). \quad (9a)$$

Далее, принимая во внимание уравнения (5) и (4), получаем для отношения p_2/p_1

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{p_2}{p_0} \frac{p_0}{p_1} = \left(\frac{T_0}{T_1} \right)^{k/(k-1)} e^{k/(k-1)(T_1/T_0 - 1)}. \quad (12)$$

Задаваясь, например, отношением T_0/T_1 , можем вычислять получающееся повышение давления, или p_2/p_1 для этого теоретического цикла.

Обратную задачу решить не столь удобно. Но можно для данного k определить кривую p_2/p_1 ; T_1/T_0 и затем для заданного p_2/p_1 определить необходимое T_1/T_0 .

Определим еще количества тепла, которые необходимо отвести от воздуха в период его сжатия в обратном конусе. От наиболее низкого давления p_0 до давления p_1 путь DB (рис. 8) необходимо отвести на 1 кг воздуха:

$$Q_{2DB} = A \int_{p_0}^{p_1} v dp = A_1 RT_0 \ln \frac{p_1}{p_0}. \quad (13)$$

Это следует из общего уравнения термодинамики

$$-dQ = di - A v dp. \quad (14)$$

где dQ — отводимая теплота, а di — увеличение теплосодержания. Но ввиду того что температура не меняется, у нас $di = 0$; в этом случае из (14) интегрированием получаем уравнение (13).

Сравнивая (13) с (8а), находим также

$$Q_{2DVE} = \frac{A}{2g} (w_0^2 - w_B^2), \quad (13a)$$

т.е. при изотермическом сжатии вся теплота, соответствующая уменьшению кинетической энергии струи, должна отводиться через стенки.

Вполне аналогично получаем для количества тепла, которое необходимо отвести от воздуха на участке BE (рис. 8), при изменении давления от p_1 до p_2 :

$$Q_{2BE} = A RT_0 \ln(p_2/p_1) = \frac{A w_B^2}{2g}. \quad (15)$$

Мы разделили кривую сжатия на эти два участка ввиду того, что при ниже рассматриваемых реактивных двигателях мы сжатие доведем отчасти только до давления p_1 , выпуская воздух со скоростью w_B в атмосферу для получения осевого давления от притягиваемого таким образом атмосферного воздуха.

Вся теплота, отводимая от воздуха в период его сжатия в обратном ко- нусе, равна

$$\begin{aligned} Q_2 &= Q_{2DB} + Q_{2BE} = ART_0 \ln(p_2 p_1 / p_1 p_0) = \\ &= ART_0 \ln p_2 / p_0 = A w_0^2 / 2g. \end{aligned} \quad (16)$$

В нашем случае начальная температура присасываемого воздуха T_a бы- ла принята равной температуре T_0 изотермического сжатия. Для этого случая находим легко из (7) и (3а), принимая $T_0 = T_a$ и $w_1 = 0$,

$$Q_1 = A w_0^2 / 2g. \quad (7a)$$

Сравнивая (7а) и (16), находим у нас $Q_1 = Q_2$, т.е. в диаграмме, пред- ставленной на рис. 8, вся теплота, которая при постоянном давлении p_1 была сообщена воздуху, с него должна быть опять снята при обратном изо- термическом сжатии.

Но температура воздуха при подогреве менялась от T_0 до T_1 , а при об- ратном сжатии она равнялась меньшей величине T_0 , так что происходит при этом переход тепла от верхнего источника к нижнему.

Все же мы в дальнейшем увидим, что теплота Q_2 , которая должна отво- диться от воздуха, может служить для подогрева свежего воздуха, только цикл тогда должен быть другим.

Определим еще КПД рассматриваемого рабочего цикла. Термический КПД цикла BCD, при котором воздух сжимается только до давления p_1 , равен

$$\eta_{t_1} = 1 - Q_{2DB} / Q_1, \quad (17)$$

так как $Q_1 - Q_{2DB}$ соответствует полученной полезной кинетической энергии.

Но, как мы видели, у нас

$$Q_1 - Q_{2DB} = Q_{2BE}. \quad (18)$$

Принимая еще во внимание формулы (15) и (7), последнюю для случая $T_a = T_0$, получаем

$$\eta_{t_1} = \frac{Q_{2BE}}{Q_1} = \frac{(k-1)T_0 \ln(p_2/p_1)}{k(T_1 - T_0)} = \frac{\ln(p_2/p_1)^{(k-1)/k}}{T_1/T_0 - 1}. \quad (19)$$

Для второго цикла ABEF (рис. 8) мы можем сказать, что он представ- ляет как раз тот цикл изотермического сжатия, с которым обыкновенно сравниваются другие циклы. Затрачиваемая нами здесь кинетическая энергия равна

$$w_B^2 / 2g = Q_{2BE} / A$$

(см. формулу (15)).

Полезная полученная работа сжатия, равная площади ABEF, равна для изотермы $RT_0 \ln p_2/p_1$, т.е. также равна Q_{2BE}/A .

Поэтому термический КПД этого цикла ABEF равен

$$\eta_{tII} = \frac{RT_0 \ln(p_2/p_1)}{w_B^2 / 2g} = 1,$$

и общий термический КПД равен^[14]

$$\eta_t = \eta_{tI} \eta_{tII} = \eta_{tI} = \frac{\ln(p_2/p_1)^{(k-1)/k}}{T_1/T_0 - 1} \quad (19a)$$

Пример. Теоретическая диаграмма сжатия воздуха от $p_1 = 1$ ат до $p_2 = 1,86$ ат (рис. 8).

Примем для воздуха: $k = 1,405$; $c_p = 0,238$; $T_0 = 288^\circ$ абс. Определим предварительно для ряда значений T_1/T_0 по формуле (12) значения p_2/p_1 (см. ниже рис. 20), находим, что для $p_2/p_1 = 1,86/1$ отношение $T_1/T_0 = 1,68$, откуда $T_1 = 1,68 \cdot 288 = 484^\circ$ абс.

Давления и удельные объемы теперь получаются равными для точек В, С, Д и Е.

Точка В: $p_a = p_1 = 1$ ат; $T_a = T_0 = 288^\circ$,

$$v = \frac{RT_0}{p_1} = \frac{29,26 \cdot 288}{10^4} = 0,844 \text{ м}^3/\text{кг};$$

$$\text{Точка С: } p_1 = 1 \text{ ат; } T_1 = 484^\circ, v = \frac{RT_0}{p_1} = \frac{29,26 \cdot 484}{10^4} = 1,416 \text{ см}^3/\text{кг};$$

$$\text{Точка Д: } p_0 = p_1(T_0/T_1)^{k/(k-1)} = (288/484)^{1,405/0,405} = 0,165 \text{ ат},$$

$$T_0 = 288^\circ; v = \frac{29,26 \cdot 288}{0,165 \cdot 10^4} = 5,11 \text{ м}^3/\text{кг};$$

$$\text{Точка Е: } p_2 = 1,86 \text{ ат; } T_0 = 288^\circ; v = \frac{29,26 \cdot 288}{1,86 \cdot 10^4} = 0,453 \text{ м}^3/\text{кг}.$$

Далее количество тепла, сообщаемое воздуху на участке ВС диаграммы, по формуле (7):

$$Q_{1BC} = \frac{k}{k-1} AR(T_1 - T_0) =$$

$$= \frac{1,405 \cdot 29,26}{0,45 \cdot 427} (484 - 288) = 46,6 \text{ кал/кг};$$

количество тепла, отводимое от воздуха на участке DB по формуле (13):

$$Q_1 = ART_0 \ln(p_1/p_0) = \frac{29,26 \cdot 288}{427} \ln \frac{1}{0,165} = 34,7 \text{ кал/кг};$$

то же на участке BE по формуле (15):

$$Q_{2BE} = \frac{29,26 \cdot 288}{427} \ln 1,86 = 12,3 \text{ кал/кг};$$

[то же на участке DE]: $34,7 + 12,3 = 47,0$ кал/кг или приблизительно 46,6 кал/кг,

Термический КПД по формуле (17):

$$\eta_t = \eta_{tI} = 1 - \frac{Q_{2DB}}{Q_1} = 1 - 34,7/46,6 = 0,255.$$

В случае, если сжатый воздух должен служить для горения бензина, дающего $i = \text{Hu}/L = \frac{10500}{14,9} = 705$ кал/кг притягиваемого воздуха тепла (где $\text{Hu} = 10500$ кал/кг — теплотворная способность бензина, $L = 14,9$ — теоретическое количество воздуха, потребное для сжигания 1 кг бензина), то от этого количества тепла требуется затрачивать на сжатие воздуха теоретически

$$\frac{100L Q_1}{\text{Hu}} = \frac{100 \cdot 14,9 \cdot 46,6}{10500} = 6,63\%.$$

Теоретические скорости воздуха в точках C, D, B и E равны: в точке C: $w = 0$; в точке D по формуле (7а): $w_0 = \sqrt{2g/A \cdot Q_1} = 91,5 \cdot \sqrt{46,6} = 630$ м/с, причем

$$\sqrt{2g/A} = \sqrt{2 \cdot 9,81 \cdot 427} = 91,5;$$

в точке B при обратном сжатии имеем по формуле (15)

$$w_B = 91,5 \sqrt{Q_{2BE}} \cong 91,5 \cdot \sqrt{12,0} = 317 \text{ м/с}$$

и, наконец, в точке E: $w_2 \cong 0$.

5. РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ПРЯМОГО ДЕЙСТВИЯ С ПОСТОЯННОЙ СКОРОСТЬЮ ИСТЕЧЕНИЯ.

КРИВЫЕ СОСТОЯНИЯ ГАЗОВ.

СКОРОСТЬ, ОСЕВОЕ ДАВЛЕНИЕ,

ПРОХОЖДЕНИЕ ТЕПЛА ЧЕРЕЗ СТЕНКИ, ТРЕНИЕ О СТЕНКИ

Рассмотрим теперь чисто реактивные двигатели, они могут быть установлены при соответственном устройстве их деталей на аэроплане, причем в этом случае раструб двигателя располагается своей осью более или менее горизонтально. Если же эти двигатели включить в оболочку, то они могут составлять самостоятельную летающую конструкцию — ракету.

Под термином чисто реактивных двигателей подразумеваются такие, которые весь кислород для горения берут с собою.

Описываемые в литературе реактивные двигатели по большей части прямого действия, т.е. горючее сгорает под большим давлением и затем расширяется в раструбе соответственной формы, причем продукты сгорания не участвуют в определенном круговом процессе, а прямо истекают, обладая у выхода из раструба постоянной или почти постоянной скоростью по отношению к раструбу во все время полета.

Расчет явлений, имеющих место внутри раструба такой ракеты, был приведен мною для большой водородо-кислородной ракеты, дающей силы реакции приблизительно к 1500 кГ; расчет был проведен аналогично расчету форсунок паровых турбин, исходя из специально построенной диаграммы iS (i — теплосодержание, S — энтропия), пользуясь формулой Пира для теплоемкости водяного пара. При больших размерах раструба количество теплоты, отводимой через стенки, в процентном отношении ко всему теплу — небольшое количество, поэтому расчет был произведен для адиабатического изменения состояния газа (рис. 11).

Основные данные ракеты

Давление при сгорании	20 ат
Температура сгорания	3620° абс.
Секундный расход водорода	0,37 кг/с
” расход кислорода	2,96 кг/с
Наименьший диаметр раструба	6,85 см
Угол между осью и образующей конуса раструба	10° и 12° 10'

На рис. 11 представлены в зависимости от диаметра рассматриваемого сечения (которое можно принимать в частном случае также и за конечное) следующие величины:

w_2	— скорость продуктов сгорания в км/с,
t°	— температура газов в градусах С,
$\lg p_{at}$	— логарифм давления газов,
$\lg \gamma$, кг/м ³	— логарифм удельного веса газов,
P	— полученная сила реакции в кг,
η_t	— термический КПД до данного сечения, считая теплоту отходящих газов потерянной.

Из диаграммы усматриваем довольно резкий поворот кривых P , η_t и w_2 от крутого подъема к пологой кривой около давления приблизительно в 0,1 ат, что соответствует диаметру выходного сечения приблизительно в 1 м, причем $t^\circ \approx 1500^\circ \text{C}$, $P \approx 1500 \text{ кг}$, $w_2 = 4,4 \text{ км/с}$, $\eta_t = 0,71$.

Из этого можно заключить, что реактивные двигатели прямого действия, дающие при больших скоростях полета громадные мощности, выйдут сравнительно весьма малого поперечного сечения. Длина раструба равна приблизительно 2,6 м.

Давление свободной атмосферы в 0,01 ат имеет место на высоте приблизительно 28 км; для работы двигателя при низких высотах можно устроить створчатые стенки раструба удобообтекаемой формы, хотя из-за получающегося удара с присасываемым воздухом в этом случае целесообразно применять одну из ниже рассматриваемых конструкций реактивных двигателей, присасывающих наружный воздух.

Регулировка возможна также изменением начального давления газов, изменением величины наименьшего сечения раструба или же изменением выходного сечения, применяя гибкую трубу или же створки.

Для оценки влияния начального давления p_1 на конечный диаметр раструба при данном конечном давлении и данном наименьшем диаметре была рассчитана диаграмма рис. 12. Мы видим линейную зависимость силы реакции P при возрастании p_1 , а также и то, что конечный диаметр d_2 раструба увеличивается не слишком сильно при этом. Из этого заключаем, что возможно применение и больших давлений сгорания (около 100 ат).

Пространство сгорания. Считая диаметр его равным 0,5 м и длину 1 м, толщину стенок равной 4 мм, можно, пользуясь формулой Нуссельта—Нернста для прохождения тепла через стенки при температуре охлаждающей воды в 100 °С, получить потерю тепла приблизительно в 0,4% от всего тепла, содержащегося в горючем; разница температуры наружной и внутренней поверхности стенок лишь 2 °С.

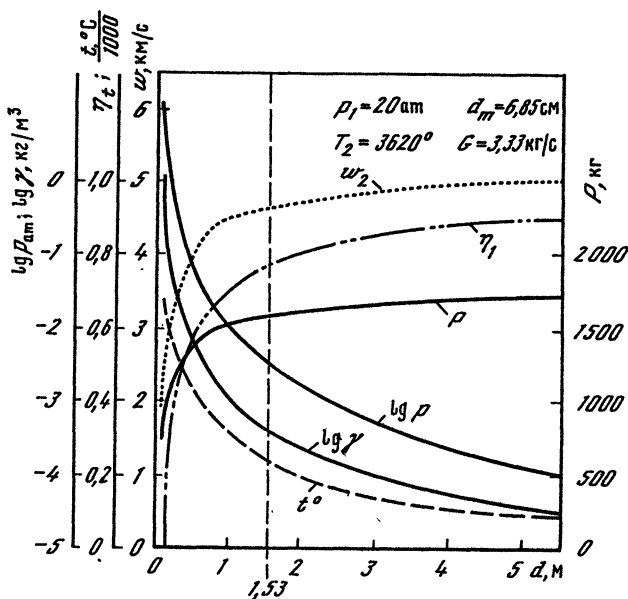


Рис 11. Диаграмма состояния и действия газов в водородно-кислородной ракете

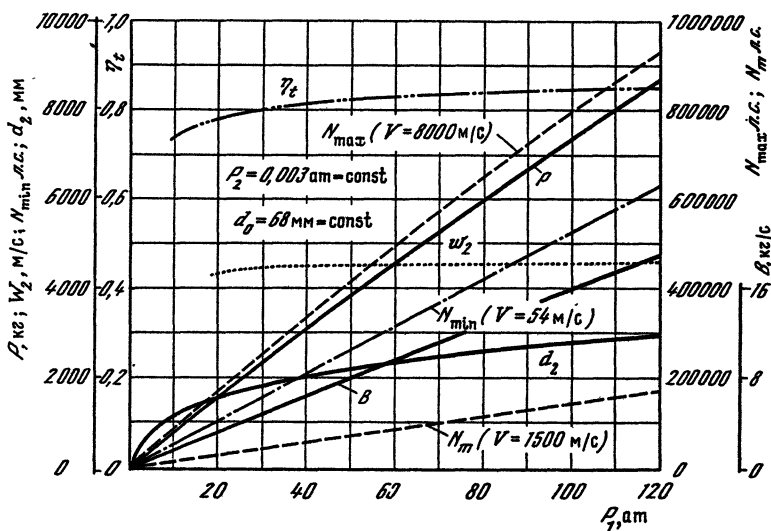


Рис. 12. Изменение действия ракеты при переменном начальном давлении

Отсюда видим, что потеря тепла в пространстве сгорания при большом диаметре его — ничтожная.

Потеря тепла через стенки раструба была определена для диаметров, начиная с наименьшего (рис. 13); здесь кривая 1 означает потерю тепла через стенки в кал/ч на единицу длины трубы (1 м), а кривая 2 — процентную потерю тепла, начиная с наименьшего диаметра. Видим, что общая

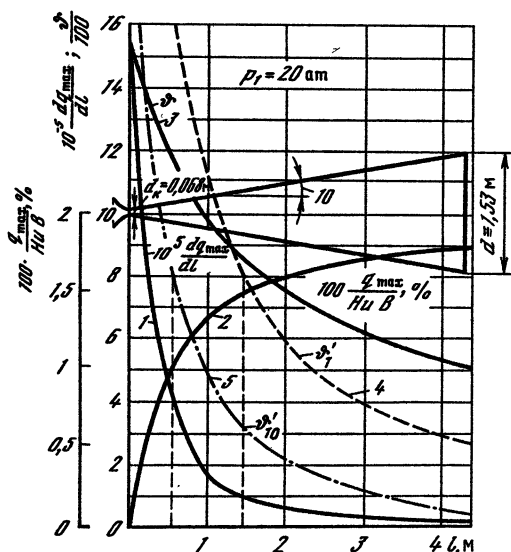


Рис. 13. Определение прохождения тепла через стенки ракеты

потеря на этом участке равна лишь приблизительно 2% от всего тепла, содержащегося в горючем. Кривая 3 — та температура стенок (наиболее невыгодная), при которой через стенки проходит наибольшее количество теплоты ($\vartheta = \frac{t}{2} - \frac{1}{2\beta}$, где t — температура газов, а β — температурный коэффициент теплопроводности паров воды). Весь расчет прохождения тепла через стенки был проведен на основании формулы Нуссельта:

$$\alpha = 19,23 \frac{\lambda_{ст}}{d^{1,786}} \left(\frac{B c_p}{\lambda} \right)^{0,786}.$$

Здесь означает:

- α — коэффициент теплопередачи от газов стенкам раструба,
- λ и $\lambda_{ст}$ — коэффициент теплопроводности газов при средней температуре внутри раструба и при температуре стенок его,
- c_p — теплоемкость газов при постоянном давлении,
- d — диаметр раструба,
- B — расход горючего в единицу времени.

По этой формуле коэффициент теплопередачи, а также процентное количество тепла, прошедшего через стенки, обратно пропорциональны $d^{0,214}$, т.е. при уменьшении диаметра в 10 раз процентная потеря увеличивается в $10^{0,214} = 1,64$ раза; иными словами, у малых ракет процентная потеря тепла больше, чем у больших. Это положение применимо к раструбам, имеющим подобную друг другу форму и одинаковое начальное состояние газов; формула Нуссельта применима, если температура стенок выше температуры снижения газов или части их, т.е. пока конденсации нет. В этом отношении ракеты находятся в значительно более выгодных условиях, чем авиационные двигатели, у которых много тепла отводится отчасти

потому, что часть газов сжижается около стенок цилиндров значительно более холодных, чем стенки ракет при подходящем охлаждении их.

При увеличении начального давления газов α увеличивается пропорционально $B^{0,786}$, а процентная потеря тепла уменьшается в отношении $B^{-0,214}$ — для заданного раструба ракеты.

Кривые 4 и 5 (рис. 13) показывают температуры стенок раструба, которые устанавливаются вследствие излучения тепла, предполагая, что стенки либо голы (ϑ' — кривая 4), либо же что ребрами поверхность излучения увеличена в десять раз. Видно, что в первом случае на длине приблизительно в 1,5 м температура выше 800° , а во втором — на длине приблизительно 0,6 м.

Эти температуры стенок будут иметь место, как выше сказано, лишь для случая, в котором мы почему-либо желаем отвести через стенки наибольшее количество тепла, без появления конденсации. Конечно, мы можем, охлаждая, например, стенки водой или жидким кислородом, держать любую температуру стенок.

Весьма возможно для успешного отвода тепла, что при достаточной толщине стенок теплота распространяется вдоль них и их температура в наиболее узком месте раструба сильно падает; излучением тепла легко можно установить достаточно низкую температуру; из кривых 4 и 5 (рис. 13) видно, что весьма близко от сильно накаливаемых мест малого диаметра лежат места, требующие сравнительно малого отвода тепла.

Трение газов о стенки раструба

Теплота, развитая вследствие трения о стенки, может быть выражена формулой

$$Z = \frac{A\xi}{2g_0} \int \frac{w^2}{d} dl \text{ кал/кг,}$$

где $\xi \cong 0,02$ — коэффициент трения, $A = 1/427$ и $g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$.

Для выше рассмотренного раструба кривая w^2/d представлена на рис. 14; общая потеря представляет 12,3% от всей теплоты, содержащейся в горючем. Для раструбов, подобных друг другу, процентная потеря — постоянная величина, если конечная скорость w_2 в обоих случаях одна и та же, т.е. и начальное и конечное давление газа одно и то же. Наибольшая потеря получается за наиболее узким диаметром, недалеко от него; это место необходимо делать особенно гладким. Потеря давления в раструбе от трения выражается формулой

$$\Delta p = \frac{\xi}{2g_0} \int \gamma \frac{w^2}{d} dl.$$

Кривая $\gamma w^2/d$ также дана на рис. 14; наибольшая потеря — около самого узкого места; общая потеря — 3,5% от начального давления. Увеличение термического КПД при увеличении высоты полета для разных начальных давлений p_1 , принимая адиабатическое расширение после сгорания, видно из рис. 15, из которого находим, что, например, при начальном давлении

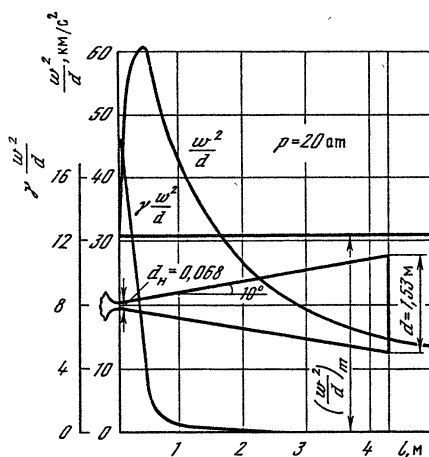


Рис. 14. Трение газов $H_2 + O_2$ в ракете

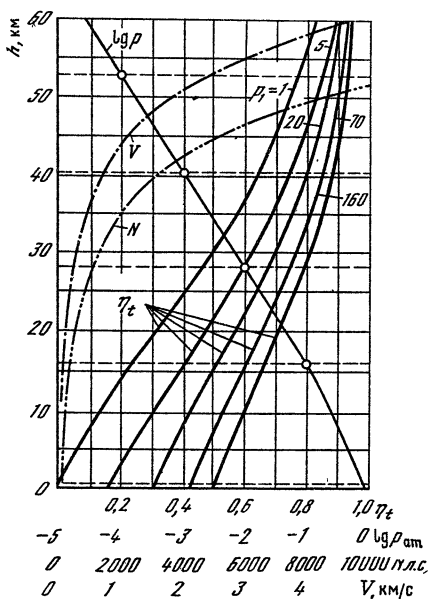


Рис. 15. Изменение термического коэффициента полезного действия ракеты с высотой. Скорость полета аэроплана и мощность его реактивного двигателя

В $p_1 = 1$ ат на высоте 16 км имеем $\eta_t = 0,20$. Стенки раструба при столь малом начальном давлении могут быть очень тонкими.

Взамен приведенной формулы для Z можно применять более точные и взамен w^2 взять тогда $w^{1,7}$, но картина от этого изменится очень мало.

6. РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ, В КОТОРЫХ ИМЕЕТ МЕСТО КРУГОВОЙ РАБОЧИЙ ЦИКЛ

Введение кругового рабочего цикла в реактивный двигатель с постоянной скоростью истечения окажет весьма сильное влияние при полетах в атмосфере не слишком разреженной.

Действительно, если мы рассмотрим диаграмму (рис. 16), где p — давление, а v — удельный объем газов, расширяющихся в раструбе ракеты, то скорость, достигнутая газами у выхода из раструба, определяется уравнением:

$$\frac{w^2}{2g} = \int_{p_a}^{p_z} v dp,$$

где p_z — давление сгорания, а p_a — давление свободной атмосферы на данной высоте над поверхностью Земли.

Но $\int_{p_a}^{p_z} v dp$ представляет площадь ABCD. Если же мы кривую расширения (адиабату, политропу или другую кривую) продолжим за точку C даль-

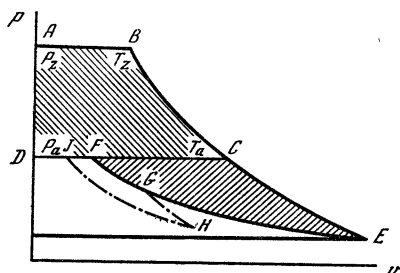
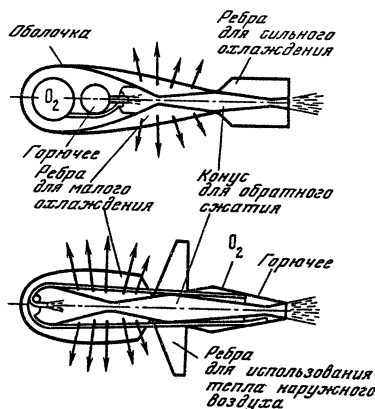


Рис. 16. Диаграмма p, V реактивного двигателя, улучшенного рабочим циклом

Рис. 17. Две схемы реактивных двигателей, улучшенных рабочим циклом



ше, а затем будем газ сжимать по изотерме EF при возможно низкой температуре, то общая площадь, соответствующая полученной кинетической энергии газов $w^2/2g$, будет равна $ABEFD$; эта площадь значительно больше, чем площадь $ABCD$, а следовательно, и полученная скорость w^2 истечения и сила реакции P , а также и общий термический КПД η_t увеличатся.

Можно вообще сильно охлаждать газ при обратном сжатии; можно также газ сначала охлаждать при наиболее низком давлении, так как здесь потеря от трения мала (рис. 14), а затем уже сжимать его, охлаждая его и дальше до достижения давления p_a .

Схема конструкции такой ракеты показана на рис. 17. Охлаждение может быть либо воздушное (с продольными ребрами), либо водяное; можно также использовать отчасти сжиженные газы, если они имеются (O_2 , H_2 или другие). Можно также охлаждать или замораживать обыкновенное горючее: бензин, бензол, толуол до полета для того, чтобы получить после полета возможно большую площадь $\int v dp$, т.е. возможно большее действие ракеты.

При слабом топливе можно кривую расширения довести до температур более низких, чем температура наружного воздуха. При охлаждении жидким воздухом или жидким водородом возможно еще использование некоторого количества тепла наружного воздуха, т.е. даровой энергии из атмосферного воздуха; это возможно вследствие того, что мы на Земле совершаем работу для охлаждения и сжижения горючего.

Целесообразным будет тщательное исследование, касающееся условий, при которых можно получить обратно часть весьма большой энергии, затраченной на сжижение кислорода или водорода, проводя весь рабочий цикл соответственным образом. Водород будет в этом случае еще в значительной степени более сильным горючим, чем до сжатия^[15].

Можно также на кривой сжатия в некоторой особой точке начинать вторичное расширение, применяя, например, расширение по политропе с последующим сжатием (см. кривую GHJ , рис. 16).

Этот прием может дать результаты, если охлаждение на кривой EG произведено при более высокой температуре, чем на кривой HJ .

7. КОЭФФИЦИЕНТЫ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ, РАБОТАЮЩИХ ИСКЛЮЧИТЕЛЬНО ПРОДУКТАМИ СГОРАНИЯ

Между тем как термический КПД описанным приемом может быть увеличен уже при полетах на небольшой высоте, механический КПД реактивных двигателей, рассматриваемых здесь, остается малым при малых скоростях полета ввиду того, что продукты сгорания уносят с собой большое количество кинетической энергии абсолютной их скорости.

Это следует также из следующих рассуждений.

При скоростях полета v , малых по отношению к скорости истечения w_2 , достаточно рассмотрения КПД η_t , равного отношению работы, полезно произведенной за малый промежуток времени, к общему теплосодержанию горючего, расходуемого за тот же промежуток времени:

$$\eta_i = \eta_m \varphi^2 \eta_t,$$

где $\eta_m = 2v/w_2^2$ — отношение полезно воспринятой работы к энергии скорости w_2 ; $\varphi = W_2/W_{2\max}$ — коэффициент уменьшения скорости вследствие трения; $\eta_t = \frac{i_1 - i_2}{i_1 - i_0}$ — термический КПД, причем i_1 — начальное теплосодержание, а i_2 и i_0 — конечные теплосодержания — практическое и наибольшее возможное, без учета трения.

Можем также записать

$$\eta_i = 2w_2 v / w_{2\max}^2.$$

Отсюда видно, что для постоянной скорости истечения имеется пропорциональность между η_i и v , т.е. при малых скоростях полета КПД пропорционален скорости полета (рис. 18).

Если же скорость полета увеличивается настолько, что кинетическая энергия горючего, находящегося в баках корабля (аэроплана или ракеты), начинает заметным образом увеличиваться по отношению к тепловой энергии, то необходимо принимать во внимание сумму абсолютной кинетической энергии и тепловой энергии горючего, находящегося в баках и используемого в рассматриваемый момент.

Этот КПД обозначен через η_{i+E} . Тогда можно вывести формулу (она выведена мною в 1918 г.):

$$\begin{aligned} \eta_{i+E} &= \frac{\varphi^2 (i_1 - i_2 - q_s) / A + (v^2 - v_2^2) / 2g}{(i_1 - i_0) / A + v^2 / 2g} = \frac{2w_2 v}{w_{2\max}^2 + v^2} = \\ &= \frac{\eta_i}{1 + \eta_i \eta_m / 4} = \frac{\eta_i}{1 + \eta_i^2 / 4 \eta_t \varphi^2}; \end{aligned}$$

v^2 здесь обозначает абсолютную скорость газов после их вывода из сопла, а q_s — теплоту, отведенную наружу, в кал/кг.

Кривые η_{i+E} в их зависимости от v/w_2 , а также и в зависимости от скорости полета v для скорости истечения $w_2 = 4000$ м/с также представлены на рис. 18, для $\eta_t \varphi^2 = 0,75$, $\eta_t \varphi^2 = 1$, $\eta_t \varphi^2 = 0,5$.

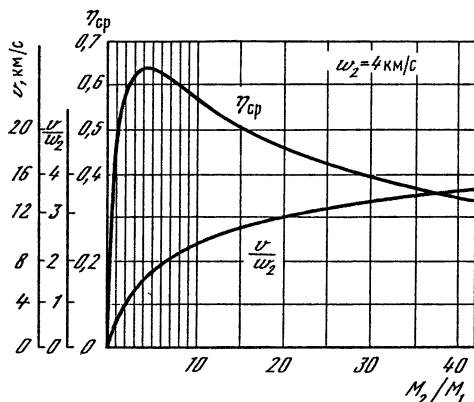
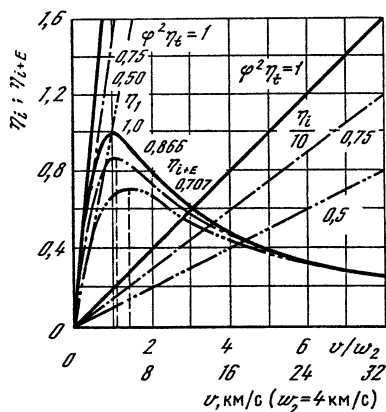


Рис. 18. Мгновенный коэффициент полезного действия реактивного двигателя, работающего лишь продуктами сгорания, при разных скоростях полета

Рис. 19. Средний коэффициент полезного действия и скорость полета ракеты в среде без тяжести

Итак, теоретический максимум $\eta_{i+E} = 1$ получается для $v = w_2$, т.е. когда абсолютная скорость газов v_2 за раструбом равна 0, иначе говоря, когда нет потери кинетической энергии. Мы видим, что для $w_2 = 4000 \text{ м/с}$ до скоростей полета в 8 км/с, интересующих нас в области сверхавиации, и для возможности^[16] окончательного утверждения в межпланетном пространстве КПД будет большим для скоростей полета, больших, чем $v = 1500 \text{ м/с}$.

Если условия полета не позволяют быстрого перехода от малых скоростей и высот к большим, то для скоростей полета, меньших 1500 м/с, необходимо применять ниже рассматриваемые воздушные реактивные двигатели, использующие для получения реакции отчасти наружный воздух, а для низших слоев атмосферы — авиационные двигатели, описанные выше.

Средний КПД η_{cp} за все время полета составлен мною по расчетам русского ученого К.Э. Циолковского (рис. 19) в зависимости от расхода горючего M_2 в его отношении к конечной массе M_1 ракеты. Наибольший средний КПД $\eta_{cp \max} = 0,65$ получается для

$$M_2/M_1 = 4.$$

Там же представлена и кривая v/w_2 для $w_2 = 4000 \text{ м/с}$. Мы видим, что сначала быстро возрастающая скорость в дальнейшем мало увеличивается, именно — по логарифмической кривой. Вся диаграмма относится к полету в среде без тяжести, притяжение Земли и трение о воздух уменьшают величины η_{cp} и v ; без них для достижения скорости полета в 8 км/с потребовался бы расход горючего $M_2/M_1 = 6,5$ или $6,5/(6,5 + 1) = 0,865$ от полного общего веса ракеты при скорости истечения $w_2 = 4 \text{ км/с}$, а для достижения скорости в 3,5 км/с — $M_2/M_1 = 1,41$ или расход приблизительно 59% от общего веса ракеты.

8. ВОЗДУШНЫЕ РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ, ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ДАВЛЕНИЯ СЖАТИЯ ВОЗДУХА, ВТОРИЧНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОТХОДЯЩЕГО ТЕПЛА, РАЗНЫЕ ЦИКЛЫ, СХЕМЫ КОНСТРУКЦИЙ, СМЕШИВАНИЕ ВОЗДУХА С ПРОДУКТАМИ СГОРАНИЯ С НЕЗНАЧИТЕЛЬНЫМ УДАРОМ И ОТДЕЛЬНЫЕ ЦИКЛЫ

Воздушные реактивные двигатели. Один из видов этих двигателей нами был уже до некоторой степени рассмотрен выше (рис. 10); теоретический рабочий цикл присасываемого воздуха см. на рис. 8 и 9. Для случая адиабатического расширения с атмосферного давления p_1 и температуры T_1 до $p_0 < p_1$ и изотермического обратного сжатия до конечного давления p_2 и температуры T можем все величины, относящиеся к круговому циклу, выразить как функции от T_1/T (рис. 20). Здесь даны для воздуха (причем $k = 1,405$ — показатель степени адиабаты для воздуха) p_0/p_1 , p_2/p_1 , $\lg(p_2/p_1)$ и теоретический термический КПД части процесса BCDB (рис. 8) $\eta_t = 1 - Q_{2DB}/Q_1$, где Q_1 — количество теплоты, которое сообщено воздуху при атмосферном давлении на участке BC, а Q_{2DB} — количество теплоты, которое отведено на участке DB. Следовательно, необходимое конечное давление p_0 не слишком малое даже при больших подогревах, а теоретически полученное давление p_2 поднимается весьма сильно; поднятие температуры в три раза, приблизительно до 900°C , предполагая $T = 300^\circ\text{абс.}$, дает давление, приблизительно в 275 раз больше атмосферного давления, а поднятие температуры в пять раз, до 1200°абс. , дает давление, в 4000 раз большее начального атмосферного давления. С помощью такого прибора реактивный двигатель сможет, следовательно, сжимать воздух для горения до весьма больших давлений и, кроме того, до весьма больших высот полета. Если считать на больших высотах температуру воздуха равной -60°C , или $273 - 60 = 213^\circ\text{абс.}$, то пятикратная температура будет равна $5 \times 213 = 1065^\circ\text{абс.}$, или 792°C . Весьма вероятно, что удастся смесь водорода, кислорода и азота, имеющуюся на высотах около 60 км, сжимать настолько, что она воспламенится и сможет быть использована в качестве горючего, так как это горючее дает большую силу P реакции. При охлаждении жидким кислородом, который можно также и впрыскивать в обратный конус для охлаждения, можно будет получить еще значительно большие конечные давления. При слабом охлаждении получатся лишь меньшие давления. Термический КПД такого двигателя возрастает с повышением температуры (рис. 20), доходя при пятикратном подогреве до 60%.

Для увеличения термического КПД можно также в случае отвода тепла наружным воздухом последний, уже несколько подогретый, использовать в качестве присасываемого воздуха, по возможности не выпуская теплоты из аппарата. Для той же цели можно за аппаратом устроить трубы удобообтекаемой формы, которые обдувались бы теплыми газами, уходящими из аппарата, и в то же время эти трубы присасывали бы свежий воздух для реактивного двигателя. Схема такого аппарата показана на рис. 21.

Необходимо заметить, что в этой схеме длина трубопроводов еще не соответствует действительным размерам. В случае, если трубопроводы

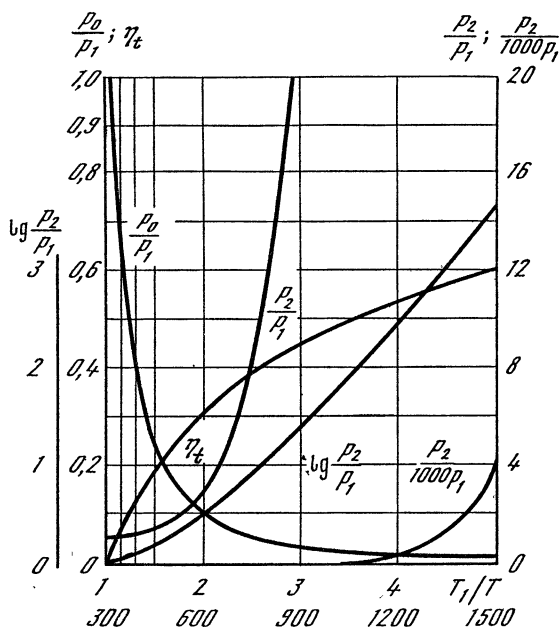


Рис. 20. Теоретические кривые сжатия воздуха струйными нагнетателями

обратных корпусов окажутся при расчете короткими, их можно вести не по спирали, а прямо.

Аппарат сам сжимает весь воздух, требуемый для горения, и представляет собою, таким образом, готовый двигатель без хотя бы одной непрерывно движущейся части. Требуется только приспособление для регулировки: краны и створчатые и другие заслонки. Коэффициент полезного действия такого прибора значительно выше, чем у ранее рассмотренного, так как теплота, отводимая от воздуха в период сжатия, не теряется, а передается воздуху, который тотчас же после этого будет участвовать в круговом процессе. Количество теплоты, которое необходимо отвести от продуктов сгорания для сжатия воздуха, требуемого для горения, небольшое. Для теоретического круговорота процесса, представленного на рис. 8 и 9, оно равно $6\frac{2}{3}\%$ от всего тепла, содержащегося в горючем, для 1,86-кратного сжатия и 15% для десятикратного сжатия. Охлаждая во время обратного сжатия воздух новым присасываемым, можно получить еще меньшую потерю тепла. Предел для возможного охлаждения ставится весом всего аппарата, и задача заключается в том, чтобы построить такой прибор, который при данных условиях полета дал бы наибольший результат.

В случае, если присасываемый воздух не служит для горения, а должен только ускоряться внутри прибора для увеличения силы реакции, его можно в месте наиболее низкого давления смешать с продуктами сгорания, причем это место должно быть выбрано так, чтобы скорость подогретого воздуха была равна скорости продуктов сгорания или же немного меньше (рис. 22). В этом случае отсутствует удар между воздухом и продуктами

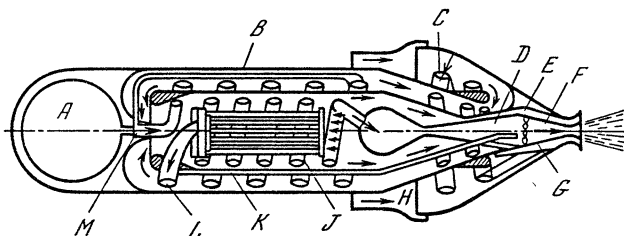


Рис. 21. Схема воздушного реактивного двигателя с отдельными циклами

А — бак для горючего; В — обратное сжатие воздуха для сгорания; С — обратное сжатие присасываемого воздуха; D — расширение продуктов сгорания; E — расширение присасываемого воздуха; F — обратное сжатие продуктов сгорания; G — соединительные отверстия и присасывание воздуха для получения низкого давления, H — пространство для увеличения давления воздуха; J — подогрев воздуха для сгорания; K — соединительная трубка к воздуху для горения, для получения низкого давления; L — расширение воздуха для сгорания; M — место сгорания

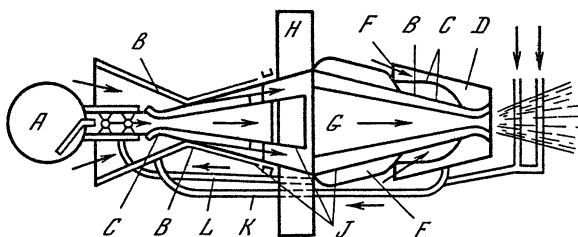


Рис. 22. Схема воздушного реактивного двигателя, у которого продукты сгорания с воздухом смешиваются без удара

А — горючее; В — изолирующая стенка; С — ребра; D — кожух; E — жидкий O_2 для охлаждения; F — воздух; G — место смешивания; H — ребра для притока наружного тепла; J — стенки конусов; K — трубка для присасывания подогретого воздуха; L — трубки для отвода O_2

сгорания. Этот удар имеет место в обыкновенных инжекторах и служит главной причиной их малого КПД, поэтому у рассматриваемого прибора КПД значительно выше, чем у обыкновенных инжекторов. При изменениях условий в этом приборе все же может получиться некоторая потеря от удара. Применяя конструкцию (рис. 21), при которой величина скоростей воздуха и продуктов сгорания может быть различна у соединительных щелей или трубки между воздухом и продуктами сгорания, этого можно избежать.

Для уменьшения трения надо стеки корпусов, в особенности около критической скорости, делать шлифованными; раструбы прямых корпусов делать короткими, выбирая такую конструкцию, при которой сумма потерь от трения и частичного отделения струи от стенок наименьшая.

Круговые циклы могут быть самыми различными, и при помощи вариационного исчисления можно найти цикл, для заданного случая наиболее выгодный.

Количество присасываемого воздуха может быть в этих конструкциях очень большим. Для случая, представленного на рис. 22, было определено количество тепла, которое должно быть отведено от продуктов сгорания воздуха, в процентах от общего количества тепла, для того чтобы обе ско-

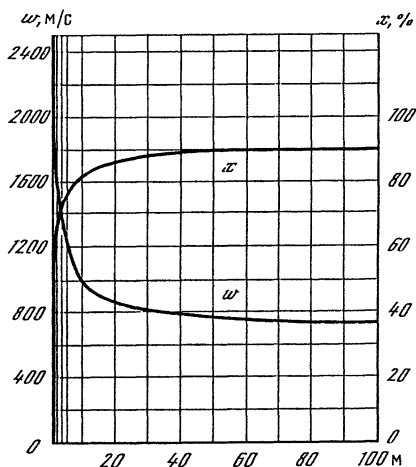


Рис. 22а. Диаграммы к воздушному реактивному двигателю

W — общая скорость; X — процент отведенного воздуха тепла

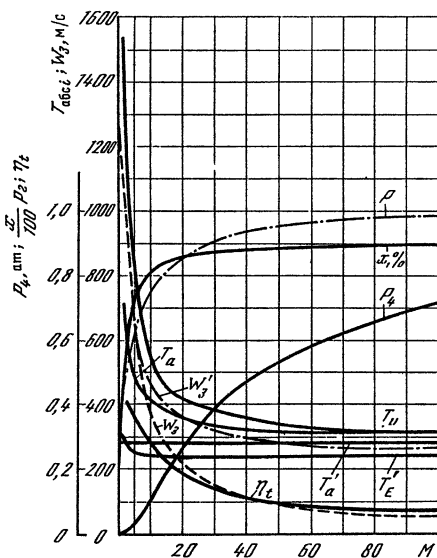


Рис. 23. Диаграммы к воздушному реактивному двигателю с отдельными круговыми циклами

рости выравнивались, для различного соотношения M между количествами воздуха и продуктов сгорания, предполагая, что сгорает бензин с теоретическим количеством воздуха. Далее была определена скорость w , общая для обоих газов в месте их смешения. Из рис. 22, а видно, что если, например, воздуха в десять раз больше, чем продуктов сгорания ($M = 10$), то для выравнивания скоростей необходимо воздуху отвести $x = 82,3\%$ со всего тепла, содержащегося в горючем, и общая скорость в месте низкого давления будет равна $w = 1000$ м/с. Диаграмма была составлена в предположении, что начальная температура воздуха равна $T = 300^\circ \text{ абс.}$, а конечная температура, одинаковая для продуктов сгорания и воздуха, равна 50° абс. в месте наиболее низкого давления, т.е. в месте их смешивания. От разности этих двух температур в большей степени зависит при большом M скорость w , а до некоторой степени также и x . Для $M = 100$ давление в месте смешивания получается равным около $p = 0,0033$ ат, если теплоту отвести от продуктов сгорания при постоянном давлении их, а затем уже расширять их адиабатически. Наибольшее количество тепла можно отвести, если давление продуктов сгорания не менять, т.е. отвести теплоту при наибольшем давлении продуктов сгорания. Это важно для конструкции.

Принимая охлаждение в период обратного сжатия до температуры наружного воздуха $T_a = 288^\circ \text{ абс.}$, начальное давление продуктов сгорания в 1,86 ат и давление наружного воздуха равным одной атмосфере, расширение воздуха и продуктов сгорания до одинакового давления, равного p_4 ат, и передачу тепла до одинаковой температуры T_4 , причем передача тепла совершается при давлении $p_z = 1,86$ ат, а затем происходит отдельное сжа-

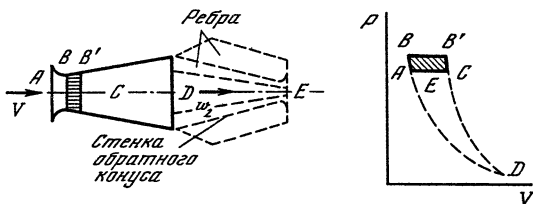


Рис. 24. Схема обыкновенного воздушного реактивного двигателя

тие, — получаем диаграмму рис. 23. Здесь нанесены еще скорости воздуха и газов, w_3 и w'_3 у выхода из прибора, общий термический КПД и общая сила реакции P прибора; эта последняя без присасываемого воздуха равна 160 г при данном расходе горючего, откуда (рис. 24) видим большое увеличение действия от присасывания воздуха. Далее даны еще: температура T'_a газов, выходящих из прибора T'_E газов в месте наиболее низкого давления (p_4) и процентное количество $x\%$ от всего тепла, содержащегося в продуктах сгорания, которое должно быть отведено воздуху. Если применять схему конструкции по рис. 21, то получаемые осевые давления будут еще значительнее, в особенности при большом избытке M воздуха. Из рис. 23 видим, что без вторичного использования тепла, отводимого в период сжатия от воздуха, можно идти до $M = 30$, а в дальнейшем сила реакции P увеличивается уже мало. При $M = 30$ сила реакции по отношению к обыкновенной ракете увеличивается в 6,2 раза. Интересно, что сила реакции все увеличивается с увеличением M , между тем как термический КПД имеет наибольшее значение ($\eta_{t \max} = 0,42$) для $M = 2$; это происходит оттого, что при больших скоростях истечения, имеющих место при малом M , сила реакции сравнительно мала; M увеличивается скорее, чем w_3 падает, а сила реакции, пропорциональная Mw_3 , увеличивается. Произведение Mw_3^2 , приблизительно пропорциональное η_t , уже уменьшается. Полное охлаждение, конечно, невозможно, и поэтому действие прибора будет на деле несколько меньшим. Но в приборе по схеме рис. 21 η_t будет значительно больше, поэтому и сила реакции сильно увеличится. Некоторые затруднения представляет только размещение отдельных частей прибора, [для того] чтобы присасываемый воздух, в особенности при больших скоростях полета, на своем пути не изменял круто своего направления движения. Учитывая все эти потери, можно разработать наиболее выгодную конструкцию.

Можно, например, в месте входа воздуха в прибор уменьшить скорость его, делая входную часть переменного сечения в виде обратного конуса. Этим приемом достигаются такие выгоды:

- 1) при большом давлении воздуха КПД прибора увеличится и
- 2) при малой скорости газов внутри прибора потери от изменения направления струи будут малы.

До сих пор практикующиеся конструкции реактивных двигателей работают или с ударом, как обыкновенные инжекторы, вследствие чего их КПД мал, или же отходящие у них газы обладают большой температурой, вследствие чего и их действие мало. Если присасываемый воздух служит одновременно для горения, то имеется у них верхний предел избыт-

ка воздуха, равный приблизительно двукратному от теоретического количества, ввиду того что при большом количестве воздуха смесь не воспламеняется. При весьма больших скоростях полета может найти применение прибор простой конструкции (рис. 25). Встречный воздух сжимается в конусе АВ, подогревается при большом давлении (диаграмма p, v) от В до В' и затем расширяется опять от В' до С; в диаграмме p, v площадь АBB'C соответствует полученной кинетической энергии $(w_2^2 - v^2)/2g^{-1}$. Но лучше и здесь устроить обратный конус DE для получения кругового процесса (см. пунктирную часть), тогда получим большую скорость истечения. Приращение кинетической энергии соответствует площади АBB'C + CDE в диаграмме p, v , если часть DE охлаждать.

9. КОЭФФИЦИЕНТЫ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ ВОЗДУШНЫХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ. СРАВНЕНИЕ ИХ С ПОРШНЕВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Весьма важен вопрос об эффективном коэффициенте полезного действия воздушного реактивного двигателя при больших скоростях полета. Б.С. Стечкин² выводит формулу

$$\eta_e = \frac{2\eta_t}{1 + \sqrt{1 + \eta_t/y}} = \frac{2v}{v + w_2} \eta_t.$$

В применении к нашему случаю имеем при этом

$$y = \frac{MAv^2}{2gq},$$

здесь q — количество тепла, которое отводится воздуху на 1 кг продуктов сгорания, а $(2v/v + w_2)$ — КПД пропеллера, у которого скорость воздуха до него v равна скорости полета, а скорость w_2 — скорость воздуха за пропеллером. Сравнивая реактивный двигатель с обыкновенным двигателем внутреннего сгорания, у которого расход горючего 240 г на 1 л.с. в час, а теплотворная способность горючего 10800 кал на 1 кг, КПД пропеллера 0,75, получаем для двигателя внутреннего сгорания

$$\eta_e = \frac{632 \cdot 0,75}{0,240 \cdot 10800} = 0,244 \cdot 0,75 = 0,183, \text{ т.е. } 18,3\%.$$

Для бензина можно написать также

$$y = \frac{v^2 M}{5,68 \cdot 10^6 x},$$

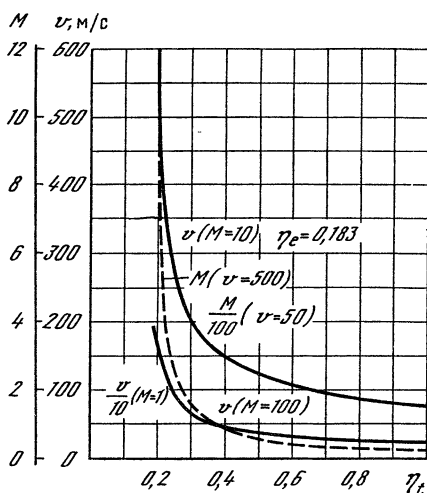
где x — процент тепла, отведенный со всего тепла воздуху. Результаты для случая, в котором общезффективный КПД для реактивного двигателя равен также $\eta_e = 0,183$, т.е. при $x = 1,0$, представлены на рис. 24, а. Для точек плоскости, лежащих над кривыми, реактивный двигатель выгоднее,

¹ Не следует смешивать удельного объема v в диаграмме p, v со скоростью полета в формуле $(w_2^2 - v^2)/2g$.

² "Техника воздушного флота", 1929 г., № 2.

Рис. 24а. Сравнение воздушного реактивного двигателя с двигателем внутреннего сгорания

чем двигатель внутреннего сгорания, а для точек, лежащих ниже менее выгоден. При увеличении скорости полета, а также при увеличении количества присасываемого воздуха действие реактивного двигателя улучшается. В вышеприведенной формуле термический КПД отнесен к количеству тепла, содержащегося в горючем, а не к сумме тепла и кинетической энергии, которая накопилась во время ускорения в горючем, находящемся в баке. Для реактивного двигателя, представленного на рис. 22 и 24, это при больших скоростях полета может означать $\eta_t > 1$, аналогично тому, как на рис. 18 — η_i . Для прибора же по рис. 21 имеем как бы два реактивных двигателя: один воздушный, причем тепло передается воздуху, и один работающий только продуктами сгорания; требуется особо исследовать условия наиболее выгодного действия этого последнего при больших скоростях полета. По формуле проф. Стечкина при больших скоростях полета v или также при больших количествах присасываемого воздуха M величина η_e приближается к η_t , оставаясь меньше ее.

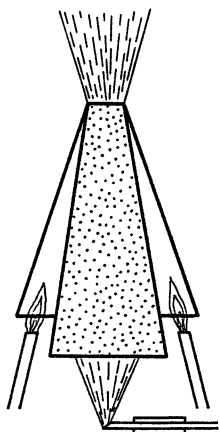


10. ТОПЛИВО ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Перейдем к рассмотрению разных сортов топлива, которые могли бы найти применение в сверхавиации. Можно указать на то, что в то время, как у наших авиационных двигателей горючего хватает, но они не могут поднимать аэроплан выше известного предела из-за недостатка в мощности двигателя, у реактивных двигателей, так же как и у ракет, мощность по мере увеличения высоты и скорости полета увеличивается в достаточной степени, но не хватает горючего, и, опорожнившись, ракета падает на землю. Поэтому весьма целесообразно будет частичное применение горючего в твердом виде для реактивных двигателей и изготовление из него стержней и поверхностей для летательного аппарата (например, из целлулоида).

Можно также искать опытным путем прессованные массы, которые употребляются почти во всех областях химической техники и которые могут быть найдены также и для наших целей. Нафталиновые двигатели уже имеются: можно себе представить массы, содержащие нафталин или другое горючее в смеси с таким материалом, который при нагревании расплавляется и затем из особого сосуда для расплавления уже поступает как жидкое горючее в форсунки ракеты. Взамен подогрева можно также применять в известных случаях раствор. Например, целлулоза, из кото-

Рис. 25. Опыты с конусами, внутренний — решетчатый



рой изготавливают папье-маше, может растворяться в азотной кислоте, причем кислород последней уже может отчасти заменять жидкий кислород, которого в таком случае потребуется меньше.

Далее, громадной теплотворной способностью обладают некоторые металлы, как, например, литий, магний, алюминий, которые могут с успехом найти себе применение отчасти при воздушных реактивных двигателях, но главное при таких, для которых мы для полета берем с собою жидкий кислород для горения. Для воздушных реактивных двигателей выгоднее всего те материалы, которые требуют много кислорода. Вышеописанные круговые процессы возможно произвести не только у ракет с жидким топливом, но и у всех термохимических или пороховых ракет, а также у таких, которые работают с жидким металлом.

Но во всех случаях, в которых продукты сгорания получатся отчасти в виде твердых частей, необходимо, во-первых, применять одновременно горючее, которое дает летучие продукты горения, или применять воздух, содержащий индифферентный азот, для того чтобы теплота от твердых частиц при расширении могла переходить к летучим продуктам горения. В порохе, содержащем бертолетовую соль, KNO_3 например, образуется K_2CO_3 , K_2SO_4 , и K_2S , и теплота от них переходит к углекислоте и другим газам, которые образуются одновременно.

Во-вторых, требуется, чтобы стенки прибора изнутри не запачкались твердыми продуктами горения; мною был для этой цели испытан весьма простой конструкции (рис. 25) двойной конус, внутренний — решетчатый; под ним была сожжена лента магния, а в промежутке между конусами были поставлены газовые бунзеновские горелки. Вследствие вхождения газа через дыры внутреннего конуса последний остался в некоторой его части совершенно чистым. Общий осадок на нем уменьшился от 23% всех продуктов сгорания до 13%. Если построить такую ракету с внутренними продырявленными стенками, у которых снаружи будет небольшой величины избыточное давление над внутренним давлением, то, по моему убеждению, удастся ракету почти вполне предохранять от загрязнения. Схемы ракет и аэропланов, которые могут дать для использования части своей конструкции, будут указаны ниже.

С магнием можно произвести такой опыт: испарять его в струе водорода при сильном накапливании в закрытом сосуде и затем зажечь струю водорода. Получается блестящее равномерное пламя. Уже ниже температуры кипения весь металл может испаряться, если его распылять соответственным распылителем. Такого рода опыты производятся мною. Температура кипения некоторых металлов следующая: $\text{Cd} - 770^\circ\text{C}$; $\text{Zn} - 907^\circ$; $\text{Mg} - 1120^\circ$; $\text{Sb} - 1140^\circ$; $\text{Bi} - 1420^\circ$; $\text{Pb} - 1525^\circ$; $\text{Al} - 1800^\circ$; $\text{Mn} - 1900^\circ$; $\text{Cr} - 2200^\circ$; $\text{Sn} - 2270^\circ$; $\text{Cu} - 2310^\circ$; $\text{Fe} - 2450^\circ$.

Опытным путем мною была исследована в 1928—1929 гг. возможность

зажигания в воздухе сплавов, содержащих магний; оказалось, что на проволочной петле зажигались сплавы магния с цинком, содержащие также и другие примеси^[17]; при содержании [магния] — 5–10% более богатые магнием сплавы зажигались лучше; но сплавы, содержащие много Al, не вполне выгорали, — вероятно, только хорошее распыливание сплавов, содержащих Al, сделает возможным вполне сжигать последний, так как Al покрывается легко пленкой окиси, которая его предохраняет от дальнейшего окисления. Сплавы меди и железа с Mg хорошо сгорали. Вероятно, будут хорошо сгорать с Mg все примеси к Mg металлов, не покрывающиеся предохранительной пленкой окиси и не слишком трудно соединяющиеся с кислородом. Весьма удобны опыты с эвтектиками магния с цинком: 5% Mg, 95% Zn и 40% Mg, 60% Zn; они плавятся при температуре около 305 и 330 °C. От сплавов, применяемых в качестве горючего, необходимо требовать, чтобы они имели достаточную вязкость и крепость, а кроме того, легкоплавкость. От плавильных сосудов требуется, чтобы скорость передачи тепла была достаточной для плавки и использования веществ, применяемых в качестве горючего во время полетов; это может быть достигнуто устройством дымогарных трубок или сильно волнистых стенок; в некоторых случаях можно будет пламя пускать прямо на металл.

В приводимой ниже таблице даны в порядке возрастающего расхода горючего и кислорода вместе некоторые металлы и другие соединения (табл. 1). В графе 1-й показаны соединения, образующиеся из элементов при сгорании; в графе 2-й — необходимое отношение начального полного веса к конечному порожней ракеты для достижения скорости полета в 7,55 км/с, принимая, что скорость истечения составляет 75% теоретической (потеря энергии: $1 - 0,75^2 = 0,44$, или 44%). В графе 3-й дан вес самого сгораемого металла, его отношение к конечному весу ракеты; в графе 4-й — порядковый номер для расхода расплавленного металла; в графе 5-й — теплотворная способность на 1 кг продуктов сгорания, в графе 6-й — процентное содержание O_2 в соединении и в графе 7-й — теоретическая скорость истечения. Видим, что наряду с кислородными соединениями могут найти применение и соединения с фтором (F); выгода от применения этого последнего состоит в том, что фтор легче сжигается, чем кислород, только вопрос о его цене и его действии на органы дыхания может играть роль.

Наименьший общий вес получился бы при пользовании Li_2O , а наименьшее количество твердого материала необходимо сжигать при использовании B_2O_3 , причем, однако, бором (B) возможно будет пользоваться, вероятно, только в виде порошка для изоляции (аморфный бор) или же применяя его для стержней, подверженных сжатию (кристаллический бор). Можно будет также взять с собой жидкий бороводород в весьма холодном состоянии. Но бор требует 68,5% O_2 от веса B_2O_3 ; это много и может вызвать затруднение; в этом отношении наиболее выгодным является MgO, для которого требуется лишь 39,7% O_2 . Для воздушных реактивных двигателей окажется наиболее выгодным Li или B ввиду их малого атомного веса, из-за которого общий расход их будет малым. Ввиду сравнительно большой цены, которую необходимо платить за обработку металла, цена их в сыром виде играет уже меньшую роль. Но цена на Li — 100 марок на 1 кг (1914 г.) — все-таки весьма большая, и поэтому

Таблица 1

Соединение	Полный вес $\varphi = 0,75$, $\gamma = 7,55$ км/с	Вес сгораемого металла	Пор. номер для веса металла	Теплотворная способность	Процент O_2	Теоретическая скорость истечения
Li_2O	4,98	1,85	2	4710	53,5	6270
LiF	5,82	2,33	7	4450	44,7	6100
B_2O_3	5,85	1,53	1	3900	68,5	5700
$H_2O_{\text{верх}}$	5,92	—	—	3240	—	5200
$Mg(OH)_2$	6,06	2,09	4	3750	55,1	5600
Al_2O_3	6,07	2,68	8	3730	47,0	5590
$Na_2B_4O_7$	6,14	2,24	6	3700	55,5	5550
MgO	6,34	2,69	9	3560	39,7	5450
MgF_2	6,64	2,18	5	3400	61,4	5320
Al_2F_6	6,78	1,87	3	3320	68,0	5260
$H_2O_{\text{нижн}}$	6,92	—	—	3830	—	5660
CaF_2	8,04	3,61	10	2800	48,7	4830
NaF	8,59	4,50	11	2640	45,3	4690
Бензин	9,71	—	—	2350	77,5	4430

можно будет предполагать, что будут пользоваться пока либо MgO , либо Al_2O_3 , или же Al_2F_6 , для которого вес сгораемого металла равен лишь 1,87 от веса порожней ракеты.

Из жидких топлив можно указать на жидкий метан, который дает около 13 000 кал/кг и стоит гораздо дешевле, чем жидкий водород. Ввиду сильного увеличения действия ракет от сильного охлаждающего средства выгодными будут вообще те горючие, которые имеют низкую точку замерзания, например толуол ($-100^\circ C$).

В двигателях, особенно кислородных, будет полезным применение нефти, которая хорошо нагнетается, так как обладает смазывающими качествами.

При пользовании металлом в качестве горючего не надо забывать, что в случае, если не пользоваться атмосферным воздухом, одновременно с металлом всегда необходимо сжигать вещество, которое дает летучие продукты горения. Это последнее может быть также и целлулоид, или нафталин, или другое твердое вещество, так что все же имеется возможность производить полет без какого бы то ни было жидкого горючего материала, что весьма сильно может увеличивать крепость отдельных частей летательного аппарата. У воздушных реактивных двигателей же азот представляет летучее вещество, и поэтому присутствие жидкого топлива необязательно. У авиационных двигателей было сделано такое испытание: впустили в двигатель до 500 г бензина на 1 л.с. в час. Лишь по прошествии получасовой работы клапаны его сильно засорились. Поэтому можно предполагать, что в особенно просто устроенных двигателях для вылета из земной атмосферы можно будет также отчасти использовать металлическое топливо. К концу мировой войны французами уже были построены двигатели на один полет,

особо просто обработанные. Если это применять к условиям сверхавиации, то можно построить такой двигатель из соответственного металла и его использовать в качестве металлического топлива, оставляя в аэроплане лишь малый двигатель для спуска.

При применении металлического топлива потолок для полета аэроплана или ракеты будет отсутствовать, так как предел для количества горючего отпадает.

При конструировании ракеты или аэроплана, работающих исключительно жидким горючим, задачей конструктора является сконструировать их так, чтобы можно было взять с собою наибольшее количество горючего при данной теплотворной способности его. Для этой цели необходимо использовать крепость материала до допускаемого предела, а также делать ракету по возможности не слишком сложной, так как большое количество мелких частей при достаточной их крепости весит много, что уменьшает количество жидкого горючего, которое ракета может взять с собою.

Задача о том, как справиться с указанными двумя условиями, которые ставятся качеством материала и минимальной сложностью ракеты, сведена в приборе, использующем металлическое горючее, к совершенно иной задаче, а именно к задаче о постройке такого прибора, при котором одни части попадут в другие части и расплавятся в них, пока, наконец, почти ничего не останется.

А решить последнюю задачу значительно легче.

11. О ВЫГОДНОСТИ РАЗНЫХ ВИДОВ РАКЕТ. О ПРИСПОСОБЛЕНИЯХ ДЛЯ РАКЕТ

В Германии и отчасти в Америке были разработаны детально проекты составных ракет, состоящих из двух или нескольких вложенных друг в друга ракет. Эти ракеты могут давать также весьма большие высоты полета, но начальный вес их выходит во много раз большим, чем в ракете, использующей твердое горючее, ввиду того, что после поднятия большой ракеты совместно с малой на большую высоту первая планирует вниз, между тем как в моей конструкции весь вес ее используется для дальнейшего увеличения высоты полета; а ввиду того, что вес большой ракеты в 10—20 раз больше веса жидкого горючего, содержащегося в маленькой ракете, это использование в качестве горючего означает увеличение высоты полета во много раз. Использование большой ракеты в качестве горючего с течением времени, однако, может отпасть, когда постепенным улучшением воздушных реактивных двигателей и комбинациями винтомоторной группы с ракетами будет достигнута возможность улететь с земного шара без расхода твердого горючего или с весьма малым расходом его.

Русский ученый К.Э. Циолковский предложил применение ракетных поездов для полетов, причем ракеты одна за другою отцепляются и снижаются: последняя, маленькая, может получить большую скорость полета и даже перелететь на другую планету.

Для ракет, назначенных к исследованию высших слоев атмосферы, необходимы следующие приспособления: 1) метеорограф, 2) приспособление для регулировки расхода горючего и кислорода, а у воздушных

реактивных двигателей — для регулировки притока воздуха, 3) жироскопы для регулировки направления пути, 4) приспособления для выбрасывания парашюта для обратного спуска.

Вопрос о выгодности применения тех или других видов ракет может быть решен в зависимости от цели, для которой назначена данная ракета. Так, для достижения наибольшей высоты или наибольшей скорости полета составные ракеты будут более выгодными, чем ординарные; ракеты, использующие в известной пропорции атмосферный воздух и жидкий кислород одновременно, будут более выгодны, чем такие, которые с начала до конца полета пользуются только атмосферным воздухом или только жидким кислородом, так как около поверхности Земли атмосферного воздуха много, и поэтому будет невыгодно брать с собою жидкий кислород. На большой высоте над поверхностью Земли имеет место обратное явление.

Как уже выше указано, ракеты, отбрасывающие во время полета некоторые части своей конструкции, будут менее выгодными, чем те, которые их используют в качестве горючего.

Что касается сравнения пороховых ракет с теми, которые работают жидким или оживленным (например, металлическим) горючим, то необходимо отметить, что, с одной стороны, пороховые ракеты чрезвычайно просты, но, с другой стороны, давление газов в них весьма велико, в случае, если мы не будем примешивать к пороху много угля или другого подходящего индифферентного вещества, которое, однако, понижает теплотворную способность пороха. Порох относится к тем веществам, для которых весь кислород для горения взят с собою. Теплотворная способность, например, бездымного пороха составляет лишь 1240 кал/кг; а из табл. 1 мы видим, что, например, бензин, и в еще большей степени водород и легкие металлы, обладают значительно большей теплотворной способностью на 1 кг продуктов сгорания.

Далее, для пороха представляет некоторое затруднение подача большого количества горючего в сравнительно малое пространство сгорания одной ракеты. А такая подача может быть необходимой у ракетного аэроплана, у которого для полета потребуется взять к маленькой ракете с собою много горючего.

Но общий КПД пороховых ракет может быть улучшен введением атмосферного воздуха.

Из всего изложенного следует, что сравнение пороховых ракет с ракетами, работающими другим горючим, приводит к заключению, что некоторый перевес пока имеется на стороне ракет, работающих другим горючим. Однако для некоторых целей, например для весьма краткосрочных толчков или для быстро взлетающих ракет, не берущих людей с собою (следовательно, безопасность в этом случае не играет большой роли), будут применены и пороховые ракеты.

Наиболее безопасными будут, вероятно, воздушные реактивные двигатели, работающие металлическим горючим, так как при этом отпадает несколько взрывчатый жидкий кислород и сам металл при подогреве не дает газообразного вещества.

12. АЭРОПЛАНЫ, СНАБЖЕННЫЕ РАКЕТОЮ И ДВИГАТЕЛЯМИ; ЧАСТЬ КОНСТРУКЦИИ ИСПОЛЬЗУЕТСЯ В КАЧЕСТВЕ ГОРЮЧЕГО

На рис. 26 дана разработанная мною схема аэроплана, у которого наружные части могут втягиваться, крылья состоят из отдельных секций, находящихся в особой раме; при помощи конических барабанов с образующей соответственной формы, на которые наматываются тросы, втягивающие секции крыльев и все остальные части в сосуд *А* для расплавления и использования в качестве горючего. Ввиду того что пути отдельных частей составляют в среднем не больше 5—8 м, барабаны выходят малыми; части аэроплана, которыми при этом можно воспользоваться, мною были до некоторой степени исследованы и рассчитаны на крепость; оказывается, что такой аэроплан мог бы взять в счет веса разбираемых соединений с собою приблизительно лишь на 10% от общего веса аэроплана меньше жидкого горючего, чем обыкновенный аэроплан.

Крылья аэроплана занимают наибольшую площадь из тех, которые подлежат перемещению; но в некоторых конструкциях аэропланов для увеличения скорости полета площадь крыльев может уменьшаться во время полета до $\frac{1}{3}$ части нормальной величины, так что произведенное здесь перемещение — только один шаг вперед. Остальные части: рули большого аэроплана и высокую подставку — втягивать, по моим подсчетам, уже нетрудно. К концу полета от аэроплана может остаться только корпус, на нем маленькие крылья, видные на рис. 26, и маленькие рули. Некоторые части корпуса также могут еще быть в случае необходимости после значительного уменьшения веса корабля использованы в качестве горючего. Об использовании двигателя в качестве горючего упоминалось выше. Схемы складывания и втягивания частей, а также и порядок производства этих работ могут быть самыми разнообразными, и здесь предоставляется изобретательству еще широкое поле. Начинать сжигание надо с наименее необходимых и наиболее дешевых частей. Во многих случаях может потребоваться сжигание лишь небольшого количества частей, а не всех имеющихся. Необходимо стремиться к наибольшей простоте и дешевизне сжигаемых деталей. По мере усовершенствования количество сжигаемых частей будет уменьшаться.

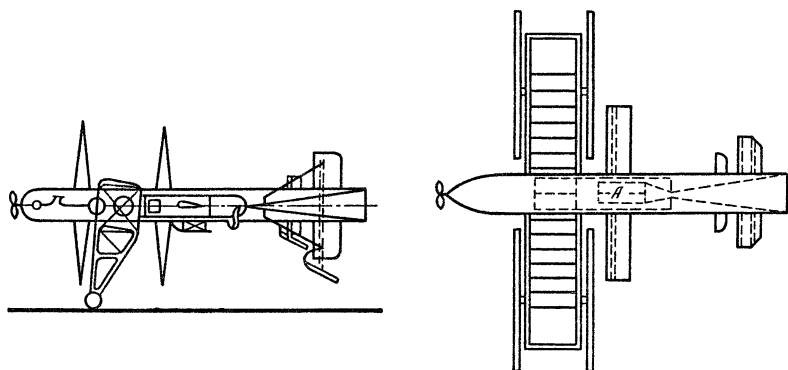


Рис. 26. Схема аэроплана, приводимого в движение двигателем и ракетой, со втягиваемыми частями

ся, но, пока идет вопрос о "завоевании" межпланетного пространства, цена одного аэроплана будет играть лишь весьма незначительную роль.

Другие методы для отлета с земного шара еще не достигают цели, а при предложенном здесь методе можно себе легко представить окончательный вес опорожненного летательного аппарата равным лишь одной сотой части полного веса, т.е. порожний летательный аппарат будет получать тепловую энергию с веса, который в 99 раз больше его веса. Это при рассмотренных выше конструкциях реактивных двигателей дает полную гарантию для достижения межпланетных скоростей.

13. ЦЕНТРАЛЬНАЯ РАКЕТА, ОКРУЖЕННАЯ МНОЖЕСТВОМ БОКОВЫХ РАКЕТ И СОСУДОВ ДЛЯ ГОРЮЧЕГО И КИСЛОРОДА

На рис. 27. а, б, в представлена схема одной центральной ракеты и многих боковых сосудов и боковых ракет, нанизанных на ветви расходящихся спиралей^[18]. Два боковых сосуда показаны находящимися уже внутри центральной ракеты для расплавления. Если нанизывать все большее число боковых ракет и сосудов на ветви спирали, то и высота полета все больше увеличивается. Ветви спирали могут состоять из труб, по которым, пользуясь особой клапанной системой, можно перевести как горючее, так и кислород для горения. Схема боковой ракеты показана на рис. 27, а бокового сосуда — на рис. 27в. В носовой части видны сосуды для горючего и жидкого кислорода, внутри их имеется поплавков, который при опоражнивании сосуда рычагом освобождает пружины, которые закрывают и открывают клапаны по мере необходимости и дают скользить сосуду в центральную ракету для расплавления. И здесь можно себе представить громадное количество вариантов, а также и такую схему, при которой ряд центральных ракет летит вместе, причем они в дальнейшем попадут в одну

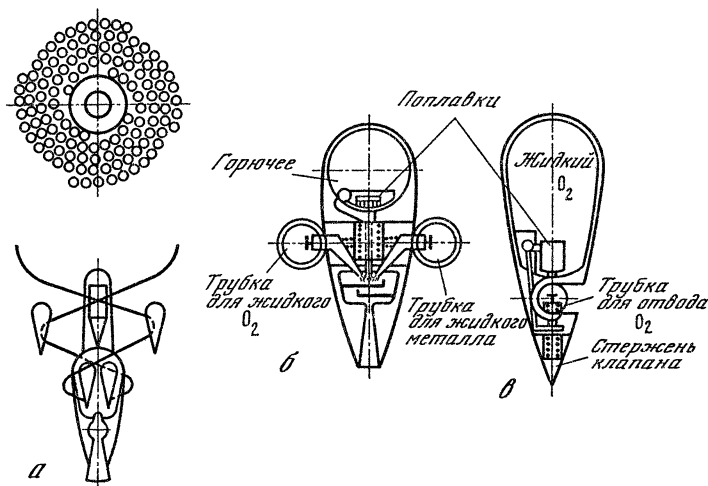


Рис. 27. Схема одной центральной ракеты со многими боковыми ракетами и сосудами для жидкого горючего и O_2

наиболее центральную ракету, т.е. повторяется процесс, описанный выше. Ввиду того что отдельные сосуды и боковые ракеты можно делать складываемыми, как зонт, они могут сначала весить значительно больше центральной ракеты и все же расплавиться в ней, так что можно себе представить, что вес к концу полета будет равен лишь одной тысячной доле начального веса, т.е. одна часть получит энергию с 999 сжигаемых частей; такого большого расхода горючего не требуется даже для перелета на другую планету. Как выше было показано, можно в данном случае устроить полет также без всякого жидкого горючего, тогда отдельные части конструкции можно делать особо крепкими и все толстые части затем использовать в качестве горючего, так что окончательный вес из-за некоторой сложности конструкции не увеличится при данном начальном весе.

Общее сопротивление воздуха при рассмотренной конструкции ракет к началу полета будет больше, а при больших скоростях полета к концу его значительно меньше, чем у одной лишь ракеты без боковых ракет.

Сопротивление воздуха, по исследованиям К.Э. Циолковского и Г. Оберта, у ракет, поднимающихся вертикально вверх, не играет большой роли, если ускорение полета достаточно большое. Работа на поддержание на весу невелика при весьма пологих полетах ракет, если ускорение полета не слишком большое. Наклоняя ось ракеты лишь немного к направлению полета, можно также получить достаточное сопротивление воздуха для поддержания на весу, в особенности при сильном увеличении скорости полета.

Рассмотренные здесь ракеты можно строить также и как полные или частичные воздушные реактивные двигатели. Тогда они из-за малого веса жидкого кислорода будут еще более выгодными.

14. ПОДЪЕМ РАКЕТНОГО АЭРОПЛАНА

Громадный опыт, который накопился в деле авиации, все же заставит, надо полагать, человека лететь сначала не в ракете, а на аэроплане, на котором ракета установлена наряду с двигателем, приводящим в движение воздушные винты. Действие ракеты на аэроплане можно в любой момент остановить и перейти к безопасному полету при помощи винтомоторной группы или к планирующему полету.

Кривые полета аэроплана с ракетой, предполагая плоскую форму земной поверхности, мною вычислены (в 1921 г.) для аэроплана с полным весом в $G_0 = 5000$ кг и ракеты, дающей силу реакции в $P = 1500$ кг (рассмотренной выше детально), для высоты, начиная с 35 км при постоянном расходе горючего (рис. 28). Ускорение по отношению к ускорению силой тяжести можно выразить формулой:^[19]

$$\frac{1}{g_0} \frac{dv}{dt} = \frac{P}{G} - \frac{2R \cos \alpha}{A} - \sin \alpha,$$

где $\frac{dv}{dt}$ — ускорение полета; G — моментальный вес аэроплана; $\frac{2R}{A} \cos \alpha$ — величина силы трения о воздух, предполагая постоянный угол атаки и полет аэроплана при этом на весу; α — уклон траектории полета к горизонту;

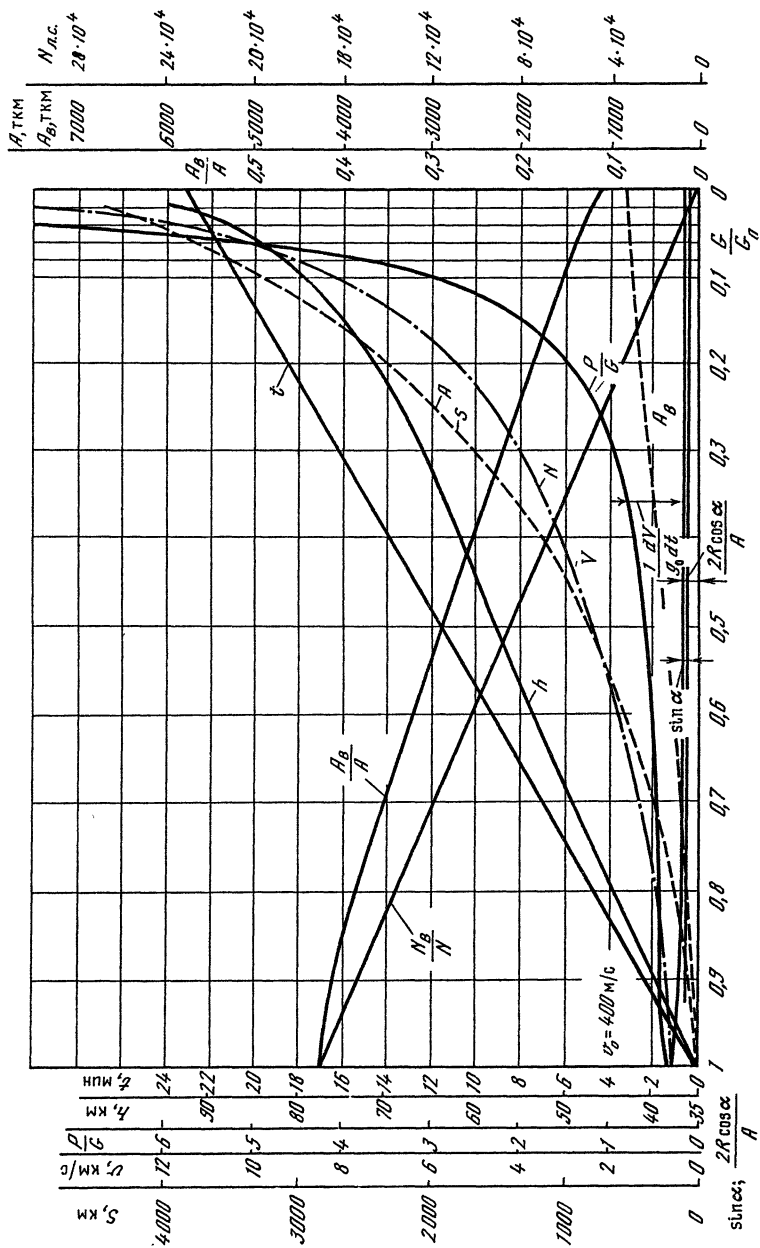


Рис. 28. Кривые полета ракетного аэроплана

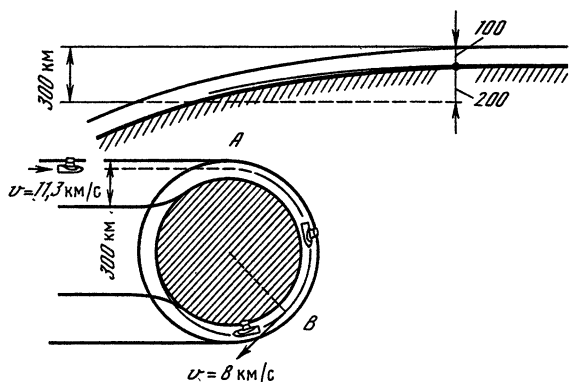


Рис. 29. Планирующий спуск из межпланетного пространства на Землю

$\sin \alpha$ соответствует силе поддержания аэроплана на весу; P/G — кажущаяся тяжесть в аэроплане от силы P . Кривые даны на рис. 28. Здесь введены обозначения: t — время полета; h — высота полета; v — достигнутая скорость полета; A_B — работа для преодоления сопротивления воздуха в км/т; A — вся работа для достижения высоты h , совершенная ракетой в км/т; N — полезная мощность ракеты; N_B — мощность, необходимая для преодоления сопротивления атмосферы; абсцисса — отношение $\frac{G}{G_0}$; s — путь, пройденный ракетой. Из рисунка видно, что скорость 8 км/с получается при весе в ~ 500 кг, время полета $t \sim 20$ мин, высота при этом $h = 80$ км; кажущийся вес к концу полета $P/G = 3$; дальность полета $s = 3300$ км, т.е. $\sim \frac{1}{12}$ окружности Земли^[20]. Работа для преодоления сопротивления воздуха к концу полета сильно уменьшается: $A_B/A = 0,15$, или 15% от общей работы. Работа на поддержание на весу еще меньше, как видно из кривых $\sin \alpha$ и $\frac{2R}{A} \cos \alpha$.

Если принимать во внимание кривизну Земли, то кривые лежат еще значительно более выгодно, так как центробежная сила, развиваемая при полете, очень помогает аэроплану подниматься.

До высоты в 35 км можно было бы еще лететь при помощи комбинации авиационного двигателя с ракетой, а на наиболее низких высотах — с одним двигателем. Мною вычислено, что при полете с вышеупомянутым двигателем внешнего сгорания, отчасти разработанным мною, не сам двигатель ставит предел мощности, применяемой при полете, а пропеллеры, которые выходят по диаметру весьма большими и которые при больших скоростях полета вращались бы столь быстро, что выходили бы слишком тяжеловесными.

Если мы при полете аэроплана достигли межпланетного пустого пространства, наиболее выгодного для полетов по инерции, и желаем опять снижаться, то является естественным выбор планирующего спуска, так как при нем нет расхода горючего, который заставил бы нас делать конструкцию тяжелее и дороже. При исследовании возможности отклонения пути полета при столь больших скоростях мною был получен такой резуль-

тат (рис. 29). Если прилететь даже со скоростью в 11,3 км/с, получающейся при падении с бесконечности на Землю^[21], то можно безопасно (кажущийся вес меньше пятикратного от силы тяжести) спускаться в пространство кольцеобразного сечения общей высоты в ≈ 300 км. Из них высота в 100 км приходится на атмосферу и высота в 200 км на возможность огибания Земли^[22]. Шоферы автомобилей на земле должны при объезде огибать повозку или фонарный столб со скоростью приблизительно в 25 м/с (90 км/ч). Наша скорость в $11\,300/25 = 450$ раз больше. Устраивая крылья и рули аэроплана таким образом, чтобы они при больших давлениях со стороны воздуха раскрывались для предохранения от поломки, мы ширину дороги (10 м), имеющуюся у шофера, должны увеличить пропорционально скорости нашего полета и тогда получим ширину дороги для аэроплана: при скорости в 11,3 км/с она равна $10 \cdot 450/1000 = 4,5$ км^[23], а у нас имеется в распоряжении ширина дороги в 300 км; следовательно, такой спуск можно считать возможным. От "зарывания" в атмосферу аэроплан может предохраняться той же конструкцией крыльев и автоматически действующей перестановкою руля при слишком быстром снижении. При меньших скоростях полета зона, в которую можно без большой опасности влететь, сильно расширяется.

15. ПОЛЕТ ДАЛЕКО ЛЕТАЮЩИХ РАКЕТ ВНЕ АТМОСФЕРЫ^[24]

1. Общее описание. Для неподвижной Земли мною вычислены радиусы действия ракет, имеющих заданную начальную скорость (рис. 30) вне атмосферы. Наибольшая высота полета требуется для облета четверти земного шара (1330 км)^[25], начальная скорость ракеты при этом равна уже 7,2 км/с. Видно, что более дальние расстояния достигаются сравнительно легче, так как для облета всего земного шара требуется начальная скорость в 7,9 км/с, т.е. только на 0,7 км/с больше. Для облета половины земного шара (если не выбирать ближнего пути) теоретически требуется также скорость в 7,9 км/с, а практически будут летать по несколько растянутому эллипсу. На рис. 31 дан расход горючего для бензиновой ракеты, а на рис. 32 — для водородной; кривые без индекса означают расход горючего при теоретической скорости истечения для следующих случаев: 1) берется с собою только горючее, воздух заимствуется от атмосферы, т.е. имеется воздушный реактивный двигатель; 2) берется с собою горючее и жидкий кислород, а притягиваемый воздух употребляют для увеличения КПД при малых скоростях полета; 3) берется с собою опять горючее и жидкий кислород, но наружного воздуха не используют для увеличения КПД, т.е. это применяется на случай обыкновенной ракеты. Кривые с индексом (*I*) означают то же самое, но в предположении, что в третьем случае скорость истечения равна 0,75 от теоретической, т.е. теряется $(1 - 0,75^2) \cdot 100 = 44\%$ от всей тепловой энергии, а в случаях первом и втором теряется столько же со всей энергии вообще. Видим, что для полета на расстояние, соответствующее 20° со всей окружности земного шара, расход горючего (пренебрегая сопротивлением атмосферы и работою на поддержание на весу) требуется: в случае первом — 27%; во втором — 63% и в третьем — 73% от общего веса корабля; это расчет для бензина, а для водорода — соответственно 12, 56 и 67%.

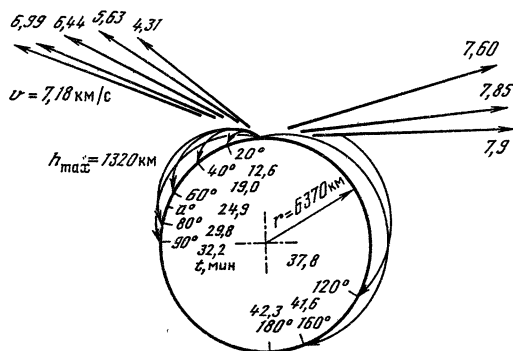


Рис. 30. Радиусы действия далеко летающих ракет вне атмосферы

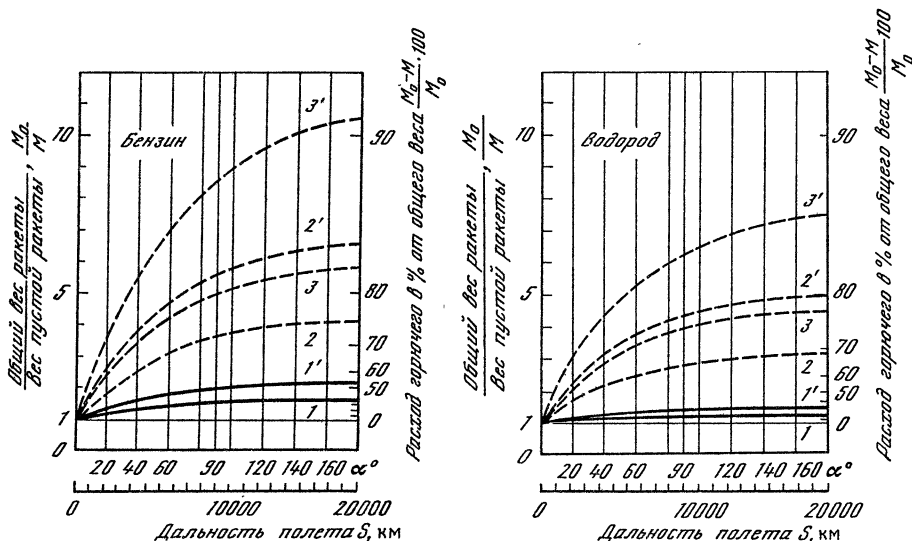


Рис. 31. Расход [горючего] бензиновой ракеты

Рис. 32. Расход [горючего] водородной ракеты

Элементы пути даны на рис. 33 и 34:^[26] большая и малая полуоси a и b эллиптического пути полета, наибольшее и наименьшее расстояния от центра земли — r_2 и r_3 , наибольшая высота подъема над поверхностью земли — h , угол подъема пути в начальной и конечной точках полета — β , центральный угол, соответствующий дальности полета, — α , угол от точки отлета до перигея — φ ; эксцентриситеты пути; Σ — относительный^[27] и e — абсолютный. Далее, средняя скорость полета — c , скорость в момент отлета — v и длительность полета — t .

Из рисунка видно, что эллипсы сначала весьма узки для малых расстояний, а затем закругляются до круга при облете половины земного шара. Средняя скорость полета сначала быстро увеличивается, достигая уже для облета 20° (2200 км) величины в 10 500 км в час. Длительность облета половины земного шара составляет всего лишь 41 мин^[28].

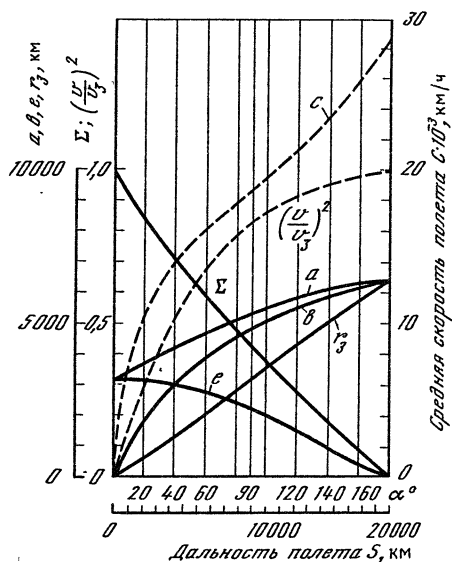


Рис. 33. Элементы эллиптического пути далеко летающей ракеты

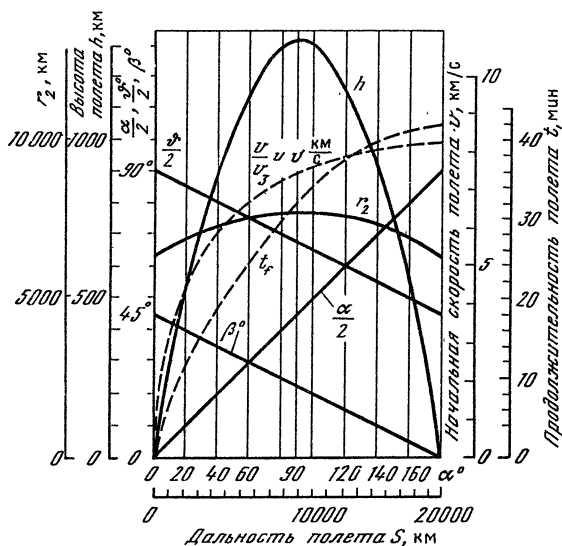


Рис. 34. Элементы эллиптического пути далеко летающей ракеты

Производя расчеты для вращающейся Земли, можно получить весьма значительную экономию вследствие вращения Земли вокруг своей оси и вокруг Солнца [29].

Полет ракет в атмосфере, а также вертикальный подъем за атмосферу уже освещен рядом авторов: Циолковским, Обертом, Рыниным и другими. Мало написано про полет далеко летающих ракет вне атмосферы,

между тем как эта часть пути в ближайшем будущем будет играть громадную роль при перевозке спешных грузов и людей, а также и при переброске снарядов через межпланетное пространство с одного пункта Земли на другой.

Для желающих глубже вникнуть в расчет полета далеко летающих ракет ниже приводятся формулы для определения всех величин, характеризующих полет, и рассматривается наивыгоднейший случай наибольшей дальности полета при данной начальной скорости, дающей наибольшую экономию в расходе топлива, т.е. дается расчет наиболее дешевого полета на 1 км покрытого расстояния.

Наивыгоднейшие пути. Элементы пути. Продолжительность полета

Путь представляет собою эллипс, в одном фокусе которого находится центр земного шара.

Полет можно характеризовать следующими величинами: дальностью полета или соответствующим углом обхвата земного шара; наибольшей высотой полета; начальной скоростью и начальным уклоном пути к горизонту; временем полета и необходимым расходом горючего для получения данной начальной скорости полета.

Для вычерчивания пути определим также и большую и малую полуоси и эксцентриситет эллипса.

Для удобства воспользуемся полярными координатами (рис. 35).

Пусть для данного участка пути еще кроме вышеуказанных величин:

r_1 — радиус-вектор эллипса в начальной и конечной точках полета^[30];

$h = r_2 - r_1$ — наибольшая высота подъема ракеты;

ϑ — истинная аномалия начальной точки полета;

v_3 — скорость полета, необходимая для кружения по кругу вокруг земного шара ($v_3 = 7,9$ км/с);

s — дальность полета, измеренная на расстоянии r_1 от центра Земли;

α° — центральный угол с вершиной в центре Земли, соответствующий дальности полета s ^[31];

T — время полуоборота ракеты вокруг центра Земли по ее эллиптическому пути полета, предполагая всю массу Земли сосредоточенной в ее центре;

T_1 — время полуоборота вокруг Земли по круговому пути на расстоянии r_1 от ее центра;

t — время, потребное для полета с места отлета ракеты до перигелия эллипса^[32];

t_f — продолжительность полета ракеты от начальной до конечной точки;

E — эксцентрисическая аномалия начальной точки полета.

Тогда получаем из закона площадей, по которому радиус-вектор в равные промежутки времени описывает равные площади (рис. 35):

$$r_1 v \cos \beta = \frac{\pi a b}{T}. \quad (1)$$

Далее имеем уравнение эллипса в полярных координатах

$$r_1 = \frac{a - \Sigma e}{1 + \Sigma \cos \vartheta}, \quad (2)$$

Определим далее угол β подъема ракеты в начальной точке пути и начальную скорость v ракеты^[34].

По свойствам эллипса нормаль AB (рис. 36) к ее контуру делит угол между радиусами векторов AF_1 и AF пополам; искомый угол β равен $\angle BAF$, так как угол между нормалью к эллипсу и кругу радиуса r_1 равен углу между соответствующими касательными. Далее, сумма радиусов-векторов AF и AF_1 равна $2a$:

$$AF + AF_1 = 2a.$$

Если введем обозначение $AF_1 = r'_1$, то получаем

$$r'_1 = 2a - r_1. \quad (10)$$

Далее находим из рис. 36:

$$F_1F = 2e = 2(a - r_3). \quad (11)$$

Из треугольника F_1AF , в котором все три стороны известны, получаем полусумму сторон:^[35]

$$s = \frac{1}{2}(2a + 2a - 2r_3) = 2a - r_3 = r_2$$

$$\cos \beta = \sqrt{\frac{s(s - 2e)}{r'_1 r_1}} = \sqrt{\frac{r_2(r_2 - 2a + 2r_3)}{(2a - r_1)r_1}} = \sqrt{\frac{r_2 r_3}{(2a - r_1)r_1}}. \quad (12)$$

Начальную скорость ракеты находим теперь из формулы (1) подстановкою в нее b из (5), T из (6), $\cos \beta$ из (12) и, принимая еще во внимание, что

$$T_1 = \frac{\pi r_1}{v_3}, \quad (13)$$

получаем:

$$v = \frac{\pi a b}{r_1 \cos \beta T} = \frac{\pi a \sqrt{r_2 r_3}}{r_1 \sqrt{\frac{r_2 r_3}{(2a - r_1)r_1}} \left(\frac{a}{r_1}\right)^{3/2} \frac{\pi r_3}{v_3}} = v_3 \sqrt{2 - \frac{r_1}{a}}. \quad (14)$$

Теперь у нас имеются всего пять независимых друг от друга уравнений, именно:

$$E = r_2 - a; \quad (4)$$

$$\Sigma = \frac{r_2 - a}{a}; \quad (4a)$$

$$b = \sqrt{r_2(2a - r_2)}; \quad (5)$$

$$\cos \beta = \frac{a(2r_2 - r_1) - r_2^2}{r_1(r_2 - a)}; \quad (7)$$

$$v = v_3 \sqrt{2 - \frac{r_1}{a}}. \quad (14a)$$

для определения семи величин r_2 , a , b , E , v , Σ и ϑ , имеем, значит, для общего случая две независимые переменные.

Если мы рассмотрим наиболее выгодный случай наименьшей начальной скорости v для данной дальности полета или данного ϑ , то мы получим еще одно уравнение, и все величины будут функциями от одной лишь независимой переменной величины.

Для общего случая можно любые две величины принимать за независимые переменные, смотря по условиям задачи, и вычислить остальные величины.

Для случая полета с наименьшей начальной скоростью или, что то же самое, с наименьшей затраченной энергией для данной дальности полета рассмотрим пока ϑ как независимую переменную и определим r_2 так, чтобы при данном ϑ скорость v была наименьшей^[36]. Можем написать

$$\frac{dv}{dr_2} = \frac{dv}{da} \frac{da}{dr_2}; \quad (15)$$

причем v — минимальное, если $\frac{dv}{dr_2} = 0$.

Для нахождения производной a по r_2 преобразуем уравнение (7):

$$r_1 \cos \vartheta (r_2 - a) = a(2r_2 - r_1) - r_2^2; \quad a = \frac{r_1 r_2 \cos \vartheta + r_2^2}{2r_2 - r_1 + r_1 \cos \vartheta}. \quad (7a)$$

Тогда получаем при $\vartheta = \text{const}$

$$\begin{aligned} \frac{da}{dr_2} &= \frac{(r_1 \cos \vartheta + 2r_2)(2r_2 - r_1 + r_1 \cos \vartheta) - 2(r_1 r_2 \cos \vartheta + r_2^2)}{(2r_2 - r_1 + r_1 \cos \vartheta)^2} = \\ &= \frac{2r_2^2 - (r_1 \cos \vartheta + 2r_2)r_1(1 - \cos \vartheta)}{(2r_2 - r_1 + r_1 \cos \vartheta)^2}. \end{aligned} \quad (16)$$

Дифференцируя же уравнение (14) по a , получаем

$$\frac{dv}{da} = \frac{v_3 r_1 a^{-2}}{2\sqrt{2 - r_1/a}}. \quad (17)$$

Подстановкою (16) и (17) в (15), приравняв к нулю и заменой a выражением (7a) получаем

$$\frac{dv}{dr_2} = \frac{v_3 r_1}{2} \frac{2r_2^2 - (r_1 \cos \vartheta + 2r_2)r_1(1 - \cos \vartheta)}{(r_1 r_2 \cos \vartheta + r_2^2)^{3/2} [2r_1 r_2 \cos \vartheta + 2r_2^2 - 2r_1 r_2 + r_1^2(1 - \cos \vartheta)]^{1/2}} \quad (15a)$$

Это уравнение дает нам значения для r_2 , при которых v — максимум или минимум. Этому условию удовлетворяет $r_2 = \infty$, что соответствует наибольшему v , а если числитель выражения (15a) приравнять нулю, то получаем^[37]

$$r_2^2 - r_2 r_1 (1 - \cos \vartheta) - \frac{r_1^2}{2} \cos \vartheta (1 - \cos \vartheta) = 0,$$

или

$$r_2 = \frac{r_1}{2}(1 - \cos \vartheta) \pm \sqrt{\frac{r_1^2}{4}(1 - \cos \vartheta)^2 + \frac{r_1^2}{2} \cos \vartheta (1 - \cos \vartheta)} = \quad (18)$$

$$= \begin{cases} r'_2 = \frac{r_1}{2} (1 - \cos \vartheta \pm \sin \vartheta) = \pm r_1 \sqrt{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \cos \left(\frac{\vartheta}{2} \mp 45^\circ \right) \end{cases}$$

Из формулы (8): $\alpha = 360^\circ - 2\vartheta^\circ$ находим $\alpha = 0$ при $v = \frac{360^\circ}{2} = 180^\circ$;
 $\frac{\vartheta}{2} = 90^\circ$ и $\alpha = 180^\circ$ при $v = \frac{180^\circ}{2} = 90^\circ$; $\frac{\vartheta}{2} = 45^\circ$; отсюда у нас $90^\circ \geq$
 $\geq \frac{\vartheta}{2} \geq 45^\circ$.

В табл. 2 вычислены для $0^\circ \leq \alpha \leq 360^\circ$ отношения $r'_2 : r_1$ и $r''_2 : r_1$. Из нее видим, что для $0^\circ < \alpha^\circ < 180^\circ$ лишь $r'_2 : r_1$ больше единицы, и полет соответствует наименьшей начальной скорости. Остальные случаи дают $r_2 < r_1$; они для полета с Земли значения не имеют. Другое дело, если впоследствии потребуются переправить ракету в самом межпланетном пространстве с одного места в другое с наименьшей начальной скоростью. Для случая $180^\circ < \alpha^\circ < 360^\circ$ теоретически наиболее выгодным является полет по кругу вокруг земного шара; практически же можно в этом случае выбрать или круг, лежащий вне атмосферы, или же эллипс, несколько возвышающийся над атмосферой.

Случай $r_2 : r_1 > 1$, $0 \leq \alpha^\circ \leq 180^\circ$ рассмотрим еще точнее (см. табл. 3). Здесь необходимо в формуле (18) выбирать верхний знак; тогда получаем

$$r'_2 = r_2 = r_1 \sqrt{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \sin \left(45^\circ - \frac{\vartheta}{2} \right). \quad (18a)$$

В табл. 3 даны в зависимости от центрального угла α , т.е. дальности полета, следующие величины:

истинная аномалия в момент отлета (ϑ°);

угол подъема " " (β°);

начальная скорость полета (v);

наибольшее расстояние ракеты от центра Земли (r_2) и наибольшая высота подъема над точкою отлета (h), причем имеем

$$h = r_2 - r_1 = \frac{r_1}{2} (\sin \vartheta - \cos \vartheta - 1) = r_1 \sqrt{2} \cdot \cos \frac{\vartheta}{2} \cdot \sin \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right) \quad (19)$$

На рис. 30 показаны наивыгоднейшие пути полета, соответствующие данным табл. 3.

С целью нахождения наибольшей высоты $h_{\max}$ определим производную dr_2 ; $d \frac{\vartheta}{2}$ и приравняем ее нулю. Из (12a) получаем

$$\frac{dr_2}{d \frac{\vartheta}{2}} = \sqrt{2} r_1 \left[\cos \frac{\vartheta}{2} \cos \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right) - \sin \frac{\vartheta}{2} \sin \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right) \right] = 0$$

Таблица 2

α°	0	40	80	120	160	180
$\vartheta^\circ : 2$	90	80	70	60	50	45
$r'_2 : r_1$	1,000	1,140	1,206	1,184	1,080	1,000
$r'_1 : r_1$	1,000	0,800	0,562	0,318	0,0944	0

α°	200	240	280	320	360
$\vartheta^\circ : 2$	40	30	20	10	0
$r'_2 : r_1$	0,907	0,683	0,439	0,201	0
$r'_1 : r_1$	-0,0794	-0,183	-0,204	-0,141	0

Таблица 3

α°	0	20	40	60	80	90
$\vartheta : 2$	90	85	80	15	10	67,5
β	45	40	35	30	25	22,5
$v : v_3$	0	0,545	0,713	0,815	0,885	0,910
$v, \text{ км/с}$	0	4,305	5,63	6,14	6,99	7,18
$r, \text{ км}$	6370	6875	7266	7535	7671	7690
$h = (r_2 - r_1), \text{ км}$	0	505	896	1165	1301	1320

α°	100	120	140	160	180
$\vartheta^\circ : 2$	65	60	55	50	45
β	20	15	10	5	0
$v : v_3$	0,930	0,962	0,982	0,995	1
$v, \text{ км/с}$	7,35	7,60	7,75	7,85	7,90
$r, \text{ км}$	7671	7535	7266	6875	6370
$h, \text{ км}$	1301	1165	896	505	0

ИЛИ

$$\operatorname{ctg} \frac{\vartheta}{2} = \operatorname{tg} \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right), \quad 90^\circ - \frac{\vartheta}{2} = \frac{\vartheta}{2} - 45^\circ, \quad \frac{\vartheta}{2} = 67\frac{1}{2}^\circ,$$

$$\alpha = 360^\circ - 2\vartheta^\circ = 360^\circ - 270^\circ = 90^\circ.$$

Отсюда видим, что наибольшая высота полета ракеты для случая наибольшей дальности полета при данной начальной скорости полета получается, если дальность полета равна одной четверти окружности земного шара. Определим еще высоту полета для этого случая. Подставляя $\vartheta/2 = 67,5^\circ$ в уравнение (18а), получаем:

$$h_{\max} = \sqrt{2} r_1 \cos 67,5^\circ \sin(67,5^\circ - 45^\circ) = 0,208 r_1.$$

Принимая здесь $r_1 = 6370$ км для радиуса земного шара, получаем $h_{\max} = 0,208 \cdot 6370 = 1320$ км.

Из уравнения (7а) определим для любого угла ϑ большую полуось (а) эллипса, подставляя r_2 , полученное из уравнения (18), и беря для нашего случая верхний знак, получаем

$$a = r_1(1 - \cos\vartheta + \sin\vartheta)(2\cos\vartheta + 1 - \cos\vartheta + \sin\vartheta)/4\sin\vartheta,$$

или

$$a = \frac{r_1}{4\sin\vartheta} [(1 + \sin\vartheta)^2 - \cos^2\vartheta] = r_1 \frac{2\sin\vartheta + 2\sin^2\vartheta}{4\sin\vartheta}$$

или

$$a = \frac{r_1}{2} (1 + \sin\vartheta) = r_1 \cos^2 \left/ \frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right. \right). \quad (7b)$$

Выразим и остальные величины через угол ϑ . Из уравнения (14) получаем, подставляя a из (7в), начальную скорость полета v :

$$v = v_3 \sqrt{2 - \frac{2}{1 + \sin\vartheta}} = v_3 \sqrt{2} \sqrt{\frac{\sin\vartheta}{1 + \sin\vartheta}} = v_3 \frac{\sqrt{\sin\vartheta}}{\cos\left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ\right)}. \quad (14a)$$

Эксцентриситет Σ получаем из уравнения (4а) подстановкою r_2 и a из (18) и (7в), беря в (18) верхний знак:

$$\Sigma = \frac{r_2}{a} - 1 = \frac{1 - \cos\vartheta + \sin\vartheta}{1 + \sin\vartheta} - 1 = -\frac{\cos\vartheta}{1 + \sin\vartheta}; \quad \Sigma = \operatorname{tg} \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right). \quad (4b)$$

Линейный эксцентриситет получается из уравнений (4), (18) и (7б):

$$e = r_2 - a = -\frac{r_1}{2} \cos\vartheta. \quad (4c)$$

Малую полуось эллипса находим из уравнений (5), (18) и (7в), причем сначала определим и величину наименьшего радиуса-вектора эллипса r_3

$$\begin{aligned} r_3 &= 2a - r_2 = r_1(1 + \sin\vartheta) - \frac{r_1}{2}(1 - \cos\vartheta + \sin\vartheta), \\ r_3 &= \frac{r_1}{2} (1 + \sin\vartheta + \cos\vartheta) = \sqrt{2} r_1 \cos\left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ\right) \sin \frac{\vartheta}{2}, \end{aligned} \quad (20)$$

затем

$$\begin{aligned} b &= \sqrt{r_2 r_3} = \frac{r_1}{2} \sqrt{(1 + \sin\vartheta)^2 - \cos^2\vartheta} = r_1 \sqrt{\frac{\sin\vartheta(1 + \sin\vartheta)}{2}} = \\ &= r_1 \cos\left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ\right) \sqrt{\sin\vartheta}. \end{aligned} \quad (5a)$$

Угол наклона пути полета ракеты к горизонтالي в начальной точке пути β получается из уравнений (12), (18), (7в) и (20), причем

$$2a - r_1 = r_1 \sin \vartheta, \quad (21)$$

$$\cos \beta = \sqrt{\frac{(1 - \cos \vartheta + \sin \vartheta)(1 + \sin \vartheta \cos \vartheta)}{2}} = \cos \left[\pm \left(45^\circ - \frac{\vartheta}{2} \right) \right], \quad (12a)$$

$$\beta = \pm \left(45^\circ - \frac{\vartheta}{2} \right) [38]$$

Здесь $\vartheta/2 = 45^\circ$ и $\beta > 0$, так что требуется взять нижний знак, т.е. имеем $\beta = \vartheta/2 - 45^\circ$. (12)

Из этой формулы получаем для полета вокруг земного шара, т.е. для $\vartheta = 90^\circ$, $\beta = 0^\circ$, а для $\vartheta = 180^\circ$, т.е. для полета на короткое расстояние, $\beta = 180^\circ/2 - 45^\circ = 45^\circ$.

Принимая во внимание уравнение (8) получаем также

$$\beta = \frac{360^\circ - \alpha}{4} - 45^\circ = 45^\circ - \frac{\alpha}{4}; \quad (12c)$$

т.е. для $\vartheta = 180^\circ$, $\beta = 45^\circ$ получаем действительно $\alpha = 0^\circ$, значит, полет на малые расстояния; а для $\vartheta = 90^\circ$, $\beta = 0^\circ$ получаем $\alpha = 4 \cdot 45^\circ = 180^\circ$, т.е. полет вокруг земного шара.

Из (12с) видим, что увеличение центрального угла α на 20° соответствует уменьшению наклона β на $20^\circ/4 = 5^\circ$ для рассмотренных выше случаев наибольшей дальности полета при определенной начальной скорости.

Смотря по роду задачи, которую необходимо решить, можно выбирать и любую другую из величин r_2 ; r_3 ; h ; a ; b ; Σ ; e ; α ; β ; ϑ ; v как независимую переменную взамен ϑ , например β или α .

Сопоставим все выведенные формулы для случая наибольшей дальности полета:

$$r_2 = \frac{r_1}{2} (1 - \cos \vartheta + \sin \vartheta) = \sqrt{2} r_1 \sin \frac{\vartheta}{2} \cos \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right); \quad (18b)$$

$$h = \frac{r_1}{2} (-1 - \cos \vartheta + \sin \vartheta) = \sqrt{2} r_1 \cos \frac{\vartheta}{2} \sin \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right); \quad (19)$$

$$r_3 = \frac{r_1}{2} (1 + \sin \vartheta + \cos \vartheta) = \sqrt{2} r_1 \cos \frac{\vartheta}{2} \cos \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right); \quad (20)$$

$$a - \frac{r_1}{2} (1 + \sin \vartheta) = r \cos^2 \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right); \quad (7b)$$

$$b = r_1 \sqrt{\frac{\sin \vartheta (1 + \sin \vartheta)}{2}} = r_1 \sqrt{\sin \vartheta} \cos \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right); \quad (5a)$$

$$e = -\frac{r_1}{2} \cos \vartheta; \quad (4c)$$

$$\Sigma = \operatorname{tg} \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right); \quad (4b)$$

$$\alpha = 360^\circ - 2 \vartheta^\circ, \quad (8)$$

$$\beta = \vartheta/2 - 45^\circ, \quad (12b)$$

$$v = v_3 \sqrt{\frac{2 \sin \vartheta}{1 + \sin \vartheta}} = v_3 \frac{\sqrt{\sin \vartheta}}{\cos(\vartheta/2 - 45^\circ)}, \quad (14a)$$

$$s = r_1 \frac{\pi}{180^\circ} \alpha^\circ = r_1 \frac{\pi}{90} (180^\circ - \vartheta^\circ). \quad (9)$$

Здесь формулы таковы, что по любой заданной величине возможно определение угла ϑ , а затем всех остальных величин.

Особенно простые формулы получаются, если все величины выразить через угол β . Из уравнения (12в) получаем $\vartheta/2 = \beta + 45^\circ$ или

$$\vartheta = 2\beta + 90^\circ. \quad (12)$$

Далее

$$r_2 = \sqrt{2} r_1 \cos(45^\circ - \beta) \cos \beta, \quad (18c)$$

$$h = \sqrt{2} r_1 \sin(45^\circ - \beta) \sin \beta, \quad (19a)$$

$$r_3 = \sqrt{2} r_1 \sin(45^\circ - \beta) \cos \beta, \quad (20a)$$

$$a = r_1 \cos^2 \beta, \quad (7c)$$

$$b = r_1 \sqrt{\cos^2 \beta} \cos \beta, \quad (5b)$$

$$e = \frac{r_1}{2} \sin 2\beta \quad (4d)$$

$$\Sigma = \operatorname{tg} \beta, \quad (4e)$$

$$\alpha = 180^\circ - 4\beta^\circ, \quad (8a)$$

$$v = v_3 \sqrt{\cos 2\beta / \cos \beta}, \quad (14b)$$

$$s = \frac{\pi r_1}{180^\circ} (180^\circ - 4\beta^\circ) = \pi r_1 - \frac{\pi r_1 \beta^\circ}{45^\circ}. \quad (9a)$$

Обыкновенно будет дана дальность полета s ; тогда получаем из формулы (9а)

$$\beta^\circ = \frac{45^\circ}{\pi r_1} (\pi \cdot r_1 - s) = 45^\circ - \frac{45^\circ \cdot s}{\pi \cdot r_1}. \quad (9b)$$

Далее уже нетрудно определить все важные величины, характеризующие полет.

Длительность полета ракеты определяется уравнением Кеплера; имеем^[39]

$$t_f = 2(T - t) \quad (22)$$

и уравнение Кеплера

$$t = \frac{T}{\pi} (E - \Sigma \cdot \sin E), \quad (23)$$

причем время полуоборота (T) вокруг земного шара определяется уравнением (6):

$$T = T_1 \cdot \left(\frac{a}{r_1} \right)^{3/2}. \quad (6a)$$

Эксцентрисическая аномалия, встречающаяся в уравнении Кеплера, выражается через истинную аномалию (ϑ) и относительный эксцентриситет (Σ) формулой:

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1 - \Sigma}{1 + \Sigma}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2}, \quad (24)$$

а геометрическое значение ее видно из рис. 36; опустим из точки отлета А, лежащей на эллипсе, перпендикуляр AN на большую ось DD₁ эллипса и продолжим его до пересечения в точке М с окружностью, описанной около центра О эллипса радиусом OD = a . Соединим точки М и О прямой; тогда имеем $\angle E = \angle МОД$.

Подстановкою a из уравнения (7b) и (7c) в (6a) получаем для случая наибольшей дальности полета при данной начальной скорости:

$$T = T_1 \cos^3 \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right) = T_1 \cos^3 \beta. \quad (6b)$$

Далее получаем подстановкою Σ из уравнений (4e) и ϑ из (12d) в (24)

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1 - \operatorname{tg} \beta}{1 + \operatorname{tg} \beta}} = \operatorname{tg} (\beta + 45^\circ) = \sqrt{\operatorname{tg} (45^\circ - \beta)} \operatorname{tg} (\beta + 45^\circ),$$

или

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\operatorname{tg} (\beta + 45^\circ)} = \sqrt{\operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2}}. \quad (24a)$$

Отсюда можем еще вывести:

$$\sin E = \frac{2 \sqrt{\operatorname{tg} (\beta + 45^\circ)}}{1 + \operatorname{tg} (\beta + 45^\circ)} = \frac{2 \sqrt{\operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2}}}{1 + \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2}}, \quad (24)$$

а из уравнений (22) и (23) находим:

$$t_f = \frac{2T}{\pi} \cdot (\pi - E + \Sigma \sin E). \quad (22a)$$

Пользуясь формулами (24b), (6a) и (22a), получаем легко длительность полета ракеты в зависимости от центрального угла α° , пройденного при полете (табл. 4).

Скорость полета v_3 , необходимая для кружения по кругу радиуса $r_1 = 6370$ км вокруг земного шара, получается из условия равенства силы тяжести и центробежной силы, развиваемой при движении по кругу:

$$g = v_3^2 / r_1, \quad v_3 = \sqrt{gr_1} = \sqrt{\frac{9,81}{1000}} \cdot 6370 = 7,9 \text{ км/с}.$$

Таблица 4

α°	0	20	40	60	80	90
$\vartheta^\circ/2$	90	85	80	75	70	67,5
$\sin E$	0	0,544	0,712	0,816	0,882	0,910
$180 - E$	0	$32^\circ 53'$	$45^\circ 28'$	$54^\circ 40'$	$61^\circ 50'$	$65^\circ 30'$
Σ	1	0,8391	0,7002	0,5774	0,4663	0,4142
T/T_1	0,355	0,451	0,550	0,650	0,745	0,790
$T, \text{ мин}$	15,0	19,1	23,2	27,5	31,5	33,4
t_f/T	0	0,660	0,821	0,907	0,948	0,966
$t_f, \text{ мин}$	0	12,6	19,0	24,9	29,8	32,2
$s, \text{ км}$	0	2 230	4 450	6 690	8 910	10 000
$c \text{ 1000 км/ч}$	—	10,63	14,2	16,1	17,94	18,65

α°	100	120	140	160	180
$\vartheta^\circ/2$	65	60	55	50	45
$\sin E$	0,930	0,964	0,984	0,996	1
$180^\circ - E$	$68^\circ 30'$	$74^\circ 35'$	$79^\circ 40'$	$84^\circ 50'$	90°
Σ	0,3640	0,2680	0,1763	0,0875	0
T/T_1	0,831	0,901	0,955	0,990	1
T	35,2	38,1	40,4	41,8	42,3
t_f/T	0,976	0,993	0,996	0,998	1
t_f	34,4	37,8	40,2	41,6	42,3
s	11 140	13 370	15 600	17 800	20 000
c	19,46	21,2	23,3	25,6	28,4

Отсюда находим время полуоборота вокруг земного шара по кругу радиуса $r_1 = 6370$ км:

$$T_1 = \pi r_1 / v_3, \quad T_1 = 6370 / (7,9 \cdot 60) = 42,3 \text{ мин.}$$

Пройденный путь s , соответствующий центральному углу α , равен по формуле (9)

$$s = r_1 \pi \alpha^\circ / 180^\circ = 6370 \pi \alpha^\circ / 180^\circ = 111,4 \alpha^\circ.$$

Соответствующая полету средняя скорость передвижения на Земле равна

$$c = s / t_f. \quad (25)$$

РАСХОД ГОРЮЧЕГО. Наименьшее количество горючего, которое может потребоваться для дальности полета и при данной относительной скорости истечения газов, получается для случая весьма больших ускорений ракеты, если при этом сопротивлением воздуха можно пренебрегать. Этот случай дает нам нижний предел для расхода горючего, и с ним необходимо сравнивать все действительно получающиеся расходы горючего, для того чтобы получить представление о достигнутом.

Таблица 5 [40]

α°		0	20	40	60	80	90
Бензин	v км/с	0	4,395	5,63	6,44	6,99	7,18
	$3. M_0/M = e^{v/4,45}$	1	2,63	3,54	4,25	4,80	5,01
	$2. M_0/M = (v/4,45)^2 + 1$	1	1,939	2,60	3,10	3,46	3,61
	$1. M_0/M = (v/9,38)^2 + 1$	1	1,212	1,360	1,470	1,557	1,587
Водород	$3. M_0/M = e^{v/5,18}$	1	2,29	2,96	3,46	3,85	3,96
	$2. M_0/M = (v/5,18)^2 + 1$	1	1,833	2,18	2,55	2,82	2,92
	$1. M_0/M = (v/15,52)^2 + 1$	1	1,077	1,132	1,172	1,203	1,214

α°		100	120	140	160	180
Бензин	v км/с	7,35	7,60	7,75	7,85	7,90
	$3. M_0/M = e^{v/4,45}$	5,20	5,51	5,69	5,83	5,89
	$2. M_0/M = (v/4,45)^2 + 1$	3,73	3,94	4,04	4,13	4,16
	$1. M_0/M = (v/9,38)^2 + 1$	1,616	1,658	1,883	1,700	1,710
Водород	$3. M_0/M = e^{v/5,18}$	4,13	4,33	4,45	4,54	4,59
	$2. M_0/M = (v/5,18)^2 + 1$	3,02	3,16	3,25	3,30	3,33
	$1. M_0/M = (v/15,52)^2 + 1$	1,225	1,240	1,250	1,256	1,260

Для этого предельного случая имеет место уравнение

$$M_0/M = e^{v/w}, \quad (26)$$

где w — относительная скорость истечения газов по отношению к ракете, M_0 и M — массы полной и порожней ракеты, e — основание натуральных логарифмов, v — начальная скорость полета ракеты вне атмосферы.

Кроме ракет с постоянной скоростью истечения, выше рассмотрены ракеты, приспособленные к летанию в воздухе с использованием наружного атмосферного воздуха. У этих ракет скорость истечения воздуха может быть переменной величиной.

Мои последние исследования в этой области доказывают несомненную возможность осуществления таких ракет с весьма большим КПД.

Для этих ракет получается еще более низкий предел расхода горючего, так как здесь в пределе вся энергия, содержащаяся в горючем, может быть превращена в кинетическую энергию ракеты. Ввиду того что в растребе ракеты расширение воздуха может быть доведено до весьма низких температур и давлений со вторичным сжатием до давления атмосферного воздуха, возможно притекание тепла с наружного воздуха к месту низкой температуры. При условии охлаждения вторично сжимаемой струи жидким воздухом получается возможность частичного использования тепла наружного атмосферного воздуха в ракете сверх тепла, полученного от горючего материала.

Не рассматривая здесь последней возможности, получаем для ракеты, приспособленной к летанию в воздухе, нижний предел для расхода горю-



чего; приравнивая кинетическую энергию ракеты работе, эквивалентной теплоте, содержащейся в расходе горючего, получаем:

$$\frac{H}{A} (M_0 - M) g = M \cdot \frac{v^2}{2}, \quad (27)$$

где H — теплотворная способность горючего на 1 кг продуктов горения в случае, если кислород для горения берут с собою, и на 1 кг самого горючего в случае, если инжекторным действием или иным способом нагнетают атмосферный воздух в пространство сгорания, беря с собою лишь горючее; $1/427 = A$ — механический эквивалент тепла;

g — ускорение тяжести на поверхности Земли.

В формулу (27) можно ввести максимальную скорость истечения:

$$w^2/2g = H/A, \quad (28)$$

где w — реальная величина, если кислород берут с собою, а в случае, если взято с собою только горючее, w — чисто расчетная величина.

Из формул (27) и (28) получаем

$$\frac{M_0 - M}{M} = \frac{v^2}{w^2}, \text{ или } \frac{M_0}{M} = 1 + \frac{v^2}{w^2}, \quad (27a)$$

а из (28) находим

$$w = \sqrt{2g \frac{H}{A}} = \sqrt{2 \cdot 981 \cdot 427 \cdot H} = 91,5 \sqrt{H}. \quad (28a)$$

Количество израсходованного горючего равно $(M_0 - M)$ единицы массы, а его отношение к конечной массе ракеты — $(M_0 - M)/M$.

Числовые значения для отношения начальной массы к конечной (M_0/M) вычислены в табл. 5 для двух разных горючих: для бензина и для жидкого водорода.

Для бензина принято: теплотворная способность бензина на 1 кг бензина — $H_6 = 10\,500$ кал/кг, количество воздуха, потребное для сжигания 1 кг бензина, — 14,9 кг; процентное содержание кислорода в воздухе — 23,1%.

Тогда теплотворная способность бензина на 1 кг продуктов сгорания (при горении в чистом кислороде) получается равной: $H = \frac{10\,500}{14,9 \cdot 0,231 + 1} = 2370$ кал/кг продуктов сгорания.

Максимальные скорости истечения, соответствующие H_6 и H : $w = 91,5 \sqrt{10\,500} = 9380$ м/с и $w = 91,5 \sqrt{2370} = 4450$ м/с.

Аналогичным образом получаем для водорода: $H_{H_2} = 28\,900$ кал/кг H_2 и $H = \frac{28\,900}{9} = 3210$ кал/кг H_2O ,

откуда: $w = 91,5 \sqrt{28\,900} = 15\,520$ м/с и $w = 91,5 \sqrt{3210} = 5180$ м/с.

В табл. 5 даны нижние пределы для расхода горючего для указанных выше случаев. Мы видим, что необходимые количества горючего материала удивительно малы: для случая облета всего земного шара, т.е. достижения

первой космической скорости, расход горючего, если использована вся энергия, содержащаяся в горючем, составляет для бензина: $\left(1 - \frac{1}{1,71}\right) \times$
 $\times 100 = 41,5\%$, а для водорода: $\left(1 - \frac{1}{1,26}\right) \cdot 100 = 20,6\%$ от общего начального веса ракеты.

Ракеты могут забрать с собою намного большее количество горючего материала, в особенности если включать в это количество часть самой ракеты в качестве горючего материала¹.

Для наиболее близкого подхода к наиболее выгодным пределам расхода горючего можно, как уже выше указано, решить следующую практическую задачу: предположим, что мы часть воздуха для горения заимствуем из земной атмосферы, а недостающую в высоких слоях атмосферы часть воздуха заменяем кислородом, взятым с собою. Тогда необходимо найти тот путь, те скорости и расходы взятого с собою кислорода, которые дают наиболее близкий подход к идеальному случаю. Можно также, считаясь с ценами, указать те величины, которые соответствуют наиболее дешевому полету для данного конечного веса ракеты и данной высоты или дальности полета.

Скорости истечения, практически полученные проф. Годдардом в Америке в 1919 г. (см. книгу проф. Н. Oberth. "Die Rakete zur den Planetenräumen", 1925 г., с. 90–91), для пороха следующие:

для бездымного пороха "Infallible" скорость истечения — до 2434 м/с, теплота сгорания $H = 1238,5$ кал/кг; для пистолетного пороха № 3 скорость истечения $w = 2290$ м/с; теплота сгорания $H = 972,5$ кал/кг.

Пользуясь этими данными, мы можем определить по формуле (28а) теоретические скорости истечения: $w_{\max} = 91,5\sqrt{H}$; далее отношение практической скорости истечения к теоретической:

$$\xi = \frac{w}{w_{\max}}, \quad (29)$$

¹ Мысль об использовании твердого строительного материала ракеты в качестве горючего мною была высказана впервые публично в декабре 1923 г. на моей лекции в теоретической секции Московского общества любителей астрономии и мною была напечатана соответствующая статья в июле 1924 г. в № 13 журнала "Техника и жизнь", а 8 июня 1924 г. высказана та же мысль в моем заявлении в Комитет по делам изобретений. Но в рукописи от 11 марта 1909 г. у меня уже встречается мысль о желательности использования всей массы ракеты в качестве горючего^[41]. Та же мысль мною всегда высказывалась, когда заходил спор с родственниками и товарищами о возможности межпланетных путешествий. В 1917 г. мне изготовили на заводе тигель для опытов по сжиганию расплавленного металла. Числовые значения теплотворной способности окиси магния и других материалов встречаются у меня в рукописи впервые 11 января 1918 г. Я считаю поэтому, что насколько мне известно, я был первым, высказавшим эту мысль, и я первый опубликовал ее. Рукописи Кондратюка начаты в 1916 г., и его книга "Завоевание межпланетных пространств" появилась лишь в 1929 г. На целом ряде лекций, читанных мною в 1924 и 1925 гг. в разных городах публично, мною был также разъяснен принцип применения метода сжигания твердого строительного материала на примере проекта моего собственного межпланетного корабля-аэроплана.

а также и термический КПД, равный^[42]

$$\eta_t = \left(\frac{w}{w_{\max}} \right)^2 = \xi^2. \quad (30)$$

Получаем для бездымного пороха:

$$w_{\max} = 91,5 \sqrt{1238,5} = 3210 \text{ м/с}; \quad \xi = \frac{2434}{3210} = 0,76; \quad \eta_t = 0,76^2 = 0,577.$$

$$\text{для пистолетного пороха № 3 } w_{\max} = 91,5 \sqrt{972,5} = 2850 \text{ м/с}; \quad \varphi = \frac{2290}{2850} = 0,803; \quad \eta_t = 0,803^2 = 0,645.$$

Если принять для случаев сгорания бензина или водорода с кислородом $\xi = 0,75$, то получаем для практических скоростей истечения продуктов сгорания бензина с кислородом: $w = 0,75 \cdot \sqrt{4450} = 3340 \text{ м/с}$; водорода с кислородом: $w = 0,75 \cdot \sqrt{5180} = 3380 \text{ м/с}$; а расчетные скорости в случае притягивания внешнего воздуха для горения: для бензина $w = 0,75 \times \sqrt{9380} = 7040 \text{ м/с}$; для водорода $w = 0,75 \cdot \sqrt{15520} = 11650 \text{ м/с}$ ^[43].

С этими данными вычислена табл. 6, которая дает в связи с табл. 5 представление о влиянии термического КПД на расход горючего.

С целью получения более полной картины относительно изменения всех величин с пройденным расстоянием в табл. 7 вычислены еще величины:

$$a = r_1 \cos^2 \beta = 6370 \cos^2 \beta; \quad b = r_1 \sqrt{\cos 2\beta} \cos \beta = 6370 \sqrt{\cos 2\beta} \cos \beta,$$

$e = r_2 - a$; $r_3 = 2a - r$ и отношение $(v/v_3)^2$, пропорциональное кинетической энергии, сообщенной ракете в начале полета.

На рис. 33 и 34 представлены все величины, характеризующие наиболее дальний полет для определенного расхода горючего в их зависимости от дальности полета по данным табл. 3 и 7.

Из рис. 34 усматриваем линейную зависимость между дальностью полета s и величинами α , v и β ; далее параболическую зависимость для h , а также сильное возрастание начальной скорости v для малых расстояний s и весьма незначительные для расстояний, больших 6 тыс. км.

Из кривой $(v/v_3)^2$, нанесенной на рис. 33, ^[44] видим, что эта величина, пропорциональная кинетической энергии ракеты в момент отлета, также сильно возрастает до пройденных расстояний в 7–8 тыс. км и мало для больших расстояний, откуда следует, что более дальние полеты будут на 1 км пройденного пути дешевле, чем полеты на короткие расстояния ^[45]. Из табл. 7 видим, что для облета одной четверти земного шара — $\alpha = 90^\circ$, $s = 10\,000 \text{ км}$ — требуется сообщить ракете 83% той энергии, которую должна иметь ракета для облета половины земного шара.

На рис. 31 и 32 нанесены кривые необходимого расхода горючего в зависимости от дальности полета. И здесь мы видим ту же картину ввиду того, что расход горючего для ракеты с постоянным КПД пропорционален v , а для ракеты с постоянной скоростью истечения приблизительно пропорционален v . Далее бросается в глаза большая выгода, которая получится от применения ракет, беруших воздух для горения из атмосферы, если это при более детальном рассмотрении полета ракеты в атмосфере окажется в достаточной степени возможным.

Таблица 6

α		0°	20°	40°	60°	80°	90°
Бензин	3. $M_0/M = e^{v/3,34}$	1	3,64	5,39	6,88	8,11	8,60
	2. $M_0/M = (v/3,34)^2 + 1$	1	2,67	3,85	4,73	5,38	5,63
	1. $M_0/M = (v/7,04)^2 + 1$	1	1,376	1,640	1,839	1,990	2,04
Водород	3. $M_0/M = e^{v/3,88}$	1	3,04	4,27	5,25	6,05	6,35
	2. $M_0/M = (v/3,88)^2 + 1$	1	2,24	3,10	3,75	4,25	4,43
	1. $M_0/M = (v/11,65)^2 + 1$	1	1,138	1,235	1,306	1,360	1,381
α		100°	120°	140°	160°	180°	
Бензин	3. $M_0/M = e^{v/3,34}$	9,02	9,75	10,18	10,48	10,66	
	2. $M_0/M = (v/3,34)^2 + 1$	5,85	6,20	6,40	6,54	6,61	
	1. $M_0/M = (v/7,04)^2 + 1$	2,09	2,165	2,22	2,24	2,26	
Водород	3. $M_0/M = e^{v/3,88}$	6,65	7,11	7,35	7,57	7,68	
	2. $M_0/M = (v/3,88)^2 + 1$	4,60	4,85	5,00	5,09	5,15	
	1. $M_0/M = (v/11,65)^2 + 1$	1,400	1,426	1,442	1,455	1,460	

Таблица 7

α°	0	20	40	60	80	90
a , км	3185	3738	4274	4777	5232	5436
b , км	0	2035	3050	3900	4635	4950
e , км	3185	3137	2992	2758	2439	2254
r_3 , км	0	601	1282	2019	2793	3182
$(v/v_3)^2$	0	0,298	0,510	0,665	0,785	0,830
μ	—	1,580	1,540	1,576	1,628	1,640
α°	100	120	140	160	180	
a , км	5620	5913	6177	6321	6370	
b , км	5245	5735	6090	6300	6370	
e , км	2051	1592	1089	554	0	
r_3 , км	3569	4351	5088	5767	6370	
$(v/v_3)^2$	0,867	0,929	0,967	0,990	1,000	
μ	1,655	1,683	1,700	1,710	1,720	

Далее видим из рис. 31 и 32, что в данных пределах скоростей законы экспоненциальный и квадрата скоростей дают кривые расхода, весьма похожие друг на друга, и только абсолютная величина расхода — другая. В табл. 7 дано отношение расхода горючего в ракете с постоянной скоростью истечения к расходу при утилизации определенной части энергии:

$$\mu = \frac{M'_0 - M}{M_0 - M} = \frac{M'_0/M - 1}{M_0/M - 1} = \frac{e^{v/3,34} - 1}{(v/3,34)^2},$$

где M'_0 — начальная масса ракеты при экспоненциальном законе, M_0 — при квадратном законе для одной и той же массы M порожней ракеты.

Из табл. 7 видно, что данное отношение у нас меняется для центральных углов α от 20 до 180° в пределах от 1,54 до 1,72. При этом имеем $v_{\max}/w = 7,9/3,34 = 2,37$.

Разлагая $e^{v/w}$ в ряд, можем для любого w вывести формулу

$$\mu = \frac{M'_0 - M}{M_0 - M} = \frac{w}{v} + \frac{1}{2} + \frac{v}{6w} + \frac{1}{4} \left(\frac{v}{w} \right)^2 + \frac{1}{5} \left(\frac{v}{w} \right)^3 + \dots \quad (31)$$

Для $v = 0$ и для $v = \infty$ получаем $\mu = \infty$.

Кривая имеет минимум, положение которого находим, приравнявая первую производную выражения $(M'_0 - M)/(M_0 - M)$ по v/w нулю. Тогда получим

$$\frac{d\mu}{d\frac{v}{w}} = \frac{e^{v/w} (v/w)^2 - (e^{v/w} - 1) 2(v/w)}{(v/w)^4} = 0$$

или

$$f(v/w) = e^{v/w} v/w - 2e^{v/w} + 2 = 0. \quad (32)$$

Это — трансцендентное уравнение, решение которого дает $v/w = 1,590$; $\mu_{\min} = 1,542 = 1/0,648$.

Отсюда видим, что в среде, свободной от тяжести, ракета с постоянной скоростью истечения наиболее близко подходит к ракете, вполне утилизирующей энергию скорости w , если полученная скорость полета равна $v = 1,590w$; она утилизирована тогда за период ускорения $64,8 \approx 65\%$ от всей энергии, соответствующей скорости v .

При особо малых и особо больших значениях v/w ракета с постоянной скоростью истечения особенно невыгодна.

У нас выгода от применения ракеты с постоянным КПД особенно сильно возрастает лишь для дальности полета, меньшей 2200 км ($\alpha = 20^\circ$).

Все выведенные формулы относятся прямо только к неподвижной координатной системе с началом координат в центре Земли. Ввиду того, что Земля вращается, необходимо принимать во внимание скорости вращения точек отлета и прибытия ракеты. Тогда найдем величину известного из теории баллистики отклонения пути: на северном полушарии ракета отклоняется направо, на южном же — налево. Скорости, которые должны

быть сообщены ракете, получаются из треугольника скоростей: абсолютной — по отношению к неподвижной координатной системе; относительной — по отношению к поверхности Земли и скорости передвижения самой точки Земли, с которой происходит взлет ракеты.

Полеты на восток, для которых суммируются относительная скорость и скорость вращения Земли, дают более дальние полеты, а на запад, наоборот, более короткие полеты, чем найденные выше. Угол подъема и начальная абсолютная скорость должны также несколько меняться для получения наиболее дальнего полета при данном расходе горючего.

Подойдя еще ближе к практике, можно учитывать сопротивление воздуха и влияние силы тяжести. Но из табл. 6 мы уже видим, что для случая использования атмосферного воздуха для сгорания и увеличения КПД ракеты возможно взять с собою весь горючий материал в жидком виде, т.е. не требуется использования металлов в качестве топлива. В случае же использования металлов для части полета, лежащий внутри атмосферы, с оставлением жидкого горючего для полета вне атмосферы перелет на дальние расстояния и даже вылет в межпланетное пространство с отделением от Земли будет в значительной мере облегчен.

**КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ ДОКЛАДА ИНЖЕНЕРА ЦАНДЕРА Ф.А.
НА ТЕМУ : ПРОБЛЕМЫ СВЕРХАВИАЦИИ И ОЧЕРЕДНЫЕ ЗАДАЧИ
ПО ПОДГОТОВКЕ К МЕЖПЛАНЕТНЫМ ПУТЕШЕСТВИЯМ,
ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ЧТЕНИЯ
НА V МЕЖДУНАРОДНОМ КОНГРЕССЕ ПО ВОЗДУХОПЛАВАНИЮ,
КОТОРЫЙ ДОЛЖЕН СОСТОЯТЬСЯ 1-6 СЕНТЯБРЯ 1930 г.
В г. ГААГЕ**

В докладе рассматривается сначала влияние давления, температуры, плотности и состава атмосферы на возможность вылета из нее, затем — методы для увеличения мощности авиационных двигателей на больших высотах; как нововведение предлагаются особые тепловые инжекторы взамен нагнетателей, двигатели высокого давления, работающие жидким кислородом и горючим, а также особые комбинации двигателя с ракетой. Далее даются результаты расчета реактивного двигателя на 1500 кг осевого давления; рассматриваются разного рода воздушные реактивные двигатели, новые круговые рабочие циклы их, условия их действия, работа на металлическом топливе и выгода от применения последнего; предлагаются схемы конструкций ракет и аэропланов, дающих возможность использования твердого топлива, представляющего до сгорания часть конструкции. Затем даются результаты расчета подъема аэроплана с ракетой, кривые радиусов действия ракет, облетающих большую часть земного шара; перечисляются главные задачи сверхавиации и дается обзор работам, которыми необходимо заниматься уже теперь для подготовки к межпланетным путешествиям.

ПРОБЛЕМЫ СВЕРХАВИАЦИИ И ОЧЕРЕДНЫЕ ЗАДАЧИ ПО ПОДГОТОВКЕ К МЕЖПЛАНЕТНЫМ ПУТЕШЕСТВИЯМ

§ 1. ОБЩАЯ СВОДКА ПРОБЛЕМ СВЕРХАВИАЦИИ И ПОЛЕТОВ ПРИ ПОМОЩИ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Составим краткую общую сводку проблем сверхавиации. Задаче сверхавиации, т.е. достижению высших слоев атмосферы и временным вылетам из атмосферы, соответствует задача достижения скорости полета 7,9 км/с, при которой получается кружение вокруг земного шара, т.е. полная безопасность от обратного падения на Землю. Эта скорость может быть снижена благодаря вращению Земли до $7,9 - 0,46 = 7,44$ км/с в том случае, если пускать ракету на экваторе по направлению с запада на восток. В случае, если удастся использовать водород атмосферы на большой высоте, задачу сверхавиации можно будет считать решенной при достижении скорости полета 3—3,5 км/с на высоте приблизительно 60 км.

Для решения этой задачи необходимы следующие исследования^[1]:

1. В области винтомоторной группы: исследование центробежных нагнетателей с увеличенным охлаждением и с числом ступеней, большим двух, с устройством карбюратора между ступенями; двигателей увеличенных размеров с добавлением кислорода в состав горючей смеси и с увеличенной степенью сжатия; исследование двигателей высокого давления, работающих на жидком кислороде, внутреннего и внешнего сгорания и также их деталей; замена нагнетателей струйными нагнетателями (тепловыми инжекторами); исследование комбинации обыкновенного двигателя с воздушным реактивным двигателем с помещением последнего на концы винта или неподвижно в самолете; исследование двигателей, изготовленных из сжигаемых металлов и построенных на один полет.

2. В области реактивных двигателей: исследование двигателей, работающих прямым действием с постоянной скоростью истечения на разном топливе; исследование таких же двигателей с обратным конусом для увеличения скорости истечения и охлаждаемых воздухом, жидким топливом или водой; исследование двигателей, использующих теплоту наружного воздуха при условии охлаждения его до весьма низкой температуры; исследование воздушных реактивных двигателей с предварительным сжатием и прямым истечением или обратным конусом для увеличения скорости истечения; исследование таких же двигателей с присасыванием воздуха, причем последнее происходит с ударом или без удара; исследование двигателей, сжимающих воздух для горения струйным нагнетателем; исследование сжигания смеси $2H_2$ и O_2 , которая предполагается находящейся на высоте 60 км при давлениях приблизительно от 10^{-4} до 1 ат; исследование действия ракет совместно с моделями самолетов.

3. В области топлива и материала: исследование твердого топлива, в частности также металлического, с целью использования в реактивных двигателях и отчасти в двигателях авиационного типа; исследование газов, сжигающихся при низкой температуре на их пригодность в качестве горючего и охлаждающего средства; исследование твердых горючих материалов большой крепости и вязкости с последующим расплавлением или растворением их; исследование сосудов для расплавления металлов и масс; исследование качества материалов при низких температурах; изыскание методов

для повышения температуры охлажденных частей межпланетного корабля.

4. Исследование нагревания передней стороны деталей при больших скоростях полета; обдув таких поверхностей холодным воздухом, полученным при низком давлении в обратном конусе.

5. В области конструкции ракет и аэропланов: исследование ракет одинарного типа и ракет, снабженных боковыми ракетами и сосудами, составных ракет, ракетных поездов; исследование конструкций самолетов со сжигаемыми частями и конструкций для передвижения отдельных частей самолета.

6. В области исследования высших слоев атмосферы: пуск ракет и самолетов; запись отсчетов ракет по радио.

7. В области гигиены летчика: разработка приборов для выделения кислорода и абсорбции углекислоты; устройство кабины для летчика, методы очистки наблюдательных окон.

8. Теоретические исследования траектории полета, разработка приборов, показывающих напряжения в материалах.

§ 2. ОЧЕРЕДНЫЕ ЗАДАЧИ ПО ПОДГОТОВКЕ К МЕЖПЛАНЕТНЫМ ПУТЕШЕСТВИЯМ

Работами по этим пунктам мы сможем подготовиться не только к временным вылетам из земной атмосферы, но и к межпланетным путешествиям. Но для решения последней задачи вопрос надо поставить шире. Поэтому рассмотрим еще те вопросы, которые не будут связаны со сверхавиацией, а относятся только к подготовке к межпланетным путешествиям.

На первом плане стоят здесь опыты по очищению воздуха в помещениях, в которых потребуется пребывать не несколько часов, а несколько месяцев. Этот вопрос можно в известной степени разрешить на Земле; для этого требуется поместить во вполне закрытое помещение человека или сначала каких-нибудь животных с аппаратами для возобновления воздуха. Возможно найти химические круговые процессы, в которых углекислота поглощается некоторым веществом, а затем опять отдается им, но в другом месте; кислород может быть взят в сосудах, находящихся под большим давлением. Этим вопросом лучше всего заняться нашим химикам, врачам. Можно, например, использовать сильный холод, имеющийся в межпланетном пространстве, для выделения всех нежелательных газов из воздуха. Это может быть испытано на Земле в лабораторной обстановке. Требуется также приборы, регулирующие подачу свежего кислорода.

Затем можно производить опыты по предохранению от метеоров. Скорость метеоров очень велика: в среднем от 40 до 50 км/с. О достижении таких скоростей опытным путем нельзя и думать, поэтому необходимо будет работать при малых скоростях, а затем уже пользоваться аналогией. Лучшим способом будет постройка такого прибора, который будет отклонять быстро летающие метеоры от межпланетного корабля. Мое предложение: отклонять метеоры действием электронного потока так называемых катодных лучей малой скорости, исходящего от шара, заря-

женного отрицательным электричеством. Внутри этого шара межпланетный корабль будет в безопасности. Чем меньше скорость лучей, тем больше произведенное ими давление при данной затраченной энергии. Этими лучами можно заряжать метеоры, которые приближаются к шару; заряженные одноименным электричеством, они будут от последнего отклоняться. Вычисления показали, что мелкая пыль и метеоры диаметром до 1 см этим методом могут быть отклонены, если они со своих острых углов не слишком быстро будут излучать электроны. Было бы весьма желательно производить эти опыты в возможно большей пустоте. Большие метеоры встречаются весьма редко, и вероятность пробивания ими межпланетного корабля будет повторяться лишь через каждые 10—60 лет.

Что касается пищевых продуктов, то их на первое время можно будет взять с собою; но, ввиду того что могут случиться непредвиденные задержки, весьма необходимо будет производить опытов с оранжереей авиационной легкости. Первые опыты мною были произведены в 1915—1917 гг. Я вырастил в древесном угле, который в 3—4 раза легче обыкновенной почвы, горох, капусту и некоторые другие овощи. Опыты показали, что возможность применять древесный уголь, удобренный соответственными отбросами. Древесный уголь сильно впитывает также всякие выделения и этим может держать воздух в оранжерее довольно чистым. В 1926 г. мною были выращены бобы в стакане с водой, удобренной в отношении 1:200 отбросами.

От выращивания в воде можно перейти к простому обрызгиванию корней растений питательной жидкостью. В этом случае растения будут расти без грунта. Методом аэрации можно превращать в 24 часа все отбросы в полезное удобрение. В такой оранжерее, заполненной чистым кислородом с углекислотой, при высоких температурах, которые могут быть получены в межпланетном пространстве, можно ожидать весьма больших урожаев. Циолковский вычисляет, что оранжерея бананов, наиболее плодовых растений, может прокормить одного человека при площади ее в один квадратный метр. Даже если потребовалось бы 100 квадратных метров, площадь была бы меньше поверхности самолета. Растения могут находиться в пустом помещении, в котором распыливается жидкость. Помещение по мере роста растений беспрепятственно раздвигается, что дает экономию в месте, необходимом для оранжерей.

Вес всей конструкции получается весьма малым. Оранжерея может давать человеку чистый кислород и использовать углекислоту, которую выделяет человек. Энергия получается от Солнца, и человек вместе с растением может жить, не нуждаясь ни в добавочном воздухе, ни в добавочной пище.

Весьма важным будет устройство межпланетных станций около Земли и других планет. К ним могут подлетать самолеты и ракеты, поднявшиеся с Земли, там также могут отдыхать летчики после перенесенного подъема. Межпланетные путешествия будут сильно удешевляться устройствами этих станций, так как все необходимое для дальнейшего плавания на другую планету может сохраняться на межпланетной станции. Такие станции могут передавать также сигналы на дальние расстояния. Весьма желательно возведение постройки на Луне или на другой планете. Дело в том, что вскоре после достижения межпланетного пространства, т.е. пос-

ле вылета за земную атмосферу, уже будет выгоднее строить межпланетный корабль не на Земле, а на меньшем небесном теле, вылет с которого потребует значительно меньшей работы. Кроме того, все работы в самом широком смысле слова будут легче на маленьких небесных телах. Поэтому можно сказать, что на малых небесных телах даже вся жизнь будет дешевле, чем на Земле.

При решении задачи о межпланетных путешествиях всегда необходимо иметь в виду, что самое трудное — это достижение первой межпланетной скорости, равной приблизительно 8 км/с. После ее достижения мы уже сможем перейти к другим работам. Для дальнейшего увеличения скорости полета можно будет воспользоваться уже силами, в 100–1000 раз меньшими, чем силы, необходимые для подъема с Земли. Кроме того, в межпланетном пространстве имеется ряд вполне даровых источников энергии.

В заключение я хочу еще перечислить вкратце те методы, которыми можно будет воспользоваться для передвижения в самом межпланетном пространстве. Улетая с межпланетной станции на корабле для дальнего плавания, можем воспользоваться следующими источниками движущих сил:

1. Ракетами весьма малой величины, которые займут немного места в межпланетном корабле.

2. Лучами света, падающими на большие вращающиеся диски или зеркала. На громадных расстояниях, имеющихсся между планетами, лучистой энергией можно значительно увеличить скорость полета, так как притяжение Солнца на расстоянии, равном удалению Земли от Солнца, в 1700 раз меньше земного притяжения на поверхности Земли.

3. Можно устроить, по моим исследованиям, комбинированные зеркала, дающие притяжение к Солнцу взамен отталкивания.

4. Можно устроить систему зеркал с одной призмой, из которой попавший в нее свет не может выйти. Эта мною найденная система может давать весьма большие силы и найти также применение в солнечных двигателях.

5. Можно устроить ракеты, действие которых усилено концентрированным солнечным светом.

6. Можно устроить передачу энергии концентрированных солнечных лучей на большие расстояния в комбинации с ракетой, усиленной действием концентрированных солнечных лучей. Это дает пока единственную возможность получить большие скорости полета; имеется надежда на осуществление этим методом перелетов в другие солнечные системы.

7. По моему исследованию, можно устроить соленоид, через который течет электрический ток; внутри соленоида помещается железная пыль, назлектризованная статическим электричеством; давлением лучей Солнца на эту пыль производится передвижение межпланетной постройки.

8. Можно иногда пути полета выбирать так, что получается облет планет вне или внутри их атмосферы. В этом случае можно увеличить скорость полета. Облет Луны может давать около 2 км/с добавочной скорости полета. Облет Земли вне атмосферы дает около 10 км/с, а облет внутри атмосферы — 50–55 км/с. Облет Юпитера вне его атмосферы может увеличить скорость полета на 24 км/с.

9. Выгодно вообще ускорять полет около мест, в которых скорость полета большая, т.е. около планет.

10. Для полетов в самом межпланетном пространстве, а также для полетов непосредственно над поверхностью малых планет можно будет использовать наэлектризованный очень легковесный пустотелый шар, если окажется, что планеты или астероиды обладают зарядом электричества. В этом случае шар будет отталкиваться от них, если он заряжен одноименным электричеством (полученным, например, от соприкосновения с поверхностью небесного тела), и притягиваться, если он заряжен электричеством противоположного знака.

11. Некоторая надежда имеется также на возможность использования для той же цели довольно мощных магнитных полей планет и Солнца. Пересекая с весьма большой скоростью магнитный поток, можно, пропуская электрический ток через проводник и замыкая ток в пространстве вне корабля, получать силу, действующую на проводник в определенном направлении. Это можно использовать для изменения пути корабля и для подъема с поверхности малой планеты, в особенности если при низких температурах удастся использовать сверхпроводимость металлов.

Можно сказать, что при энергичной работе в области проблем, связанных с межпланетными путешествиями, и при вовлечении в эту работу также и работников других областей выйдет человека в межпланетное пространство и перелет на другие планеты осуществится в ближайшее время.

ОТЗЫВ О КНИГЕ ОБЕРТА "ПУТИ К КОСМИЧЕСКОМУ ПОЛЕТУ"

Автор книги проф. Герман Оберт, изучал в течение двух семестров медицину, а затем физику и астрономию. У него имеется многолетний, прибол[изительно] 20 летний стаж в области ракетостроения.

Предлагаемый перевод сделан с 3-го издания, 1929 г. Первое издание вышло в свет в 1923 г. и уже содержало часть оригинальных теоретических работ, перенесенных автором в 3-е издание. Книга детально обсуждалась прессою, и это обстоятельство отразилось на 3-м изд., в котором автор освещает ряд спорных вопросов, которые у незнакомого с данной областью легко могут привести к ошибкам, напр[имер] на с. 4, 9, 10, 37, 121, 125, 186, 190—191, 211, 214—215, 228, 261, 264, 325, 467 и друг[их].

Книгу делают ценной следующие факторы:

1) Конструкции спиртово-кислородных и водородно-кислородных ракет и некоторые результаты опытов с ракетами. Оберт описывает в гл. III, ч. I новые конструкции ракет, которые у других исследователей не встречались. Затем, вся ч. III посвящена описанию его модели "B" регистрирующей ракеты, на которой им демонстрируются все те приспособления, которые могут потребоваться для ракеты. Наконец, в гл. XIX описывается большая пассажирская ракета для целей межпланетных путешествий. О результатах своих опытов он говорит в гл. II до VI.

В гл. VII им описываются еще некоторые конструкции сосудов для горючего и жидкого кислорода и дается сравнение их в смысле уменьшения веса.

2) Собственные теоретические работы Оберта, дающие возможность совершения более высокого полета ракеты при данном общем процент-

ном содержании горючего. Кроме того, им даются новые указания насчет выбора сорта горючего и общего хода расчета ракет. Последнее см. с. 306.

Новые оригинальные расчеты его следующие:

а) Определение наивыгоднейшей скорости полета ракеты, гл. VIII. При этом принимается во внимание как сопротивление воздуха, так и сила тяжести.

б) Определение влияния силы сопротивления воздуха, гл. XII для пассажирской ракеты и ракетного аэроплана, которые не могут из-за присутствия пассажиров ускоряться в такой степени, как это потребовалось бы для достижения наивыгоднейшей скорости. Его формула (72), с. 14, дает прямой критерий для предопределения, может ли данная ракета вылететь из земной атмосферы или нет. Далее определяется (с. 147) максимальное давление воздуха при данном вертикальном подъеме пассажирской ракеты, что важно для конструкции. Исследуется максимальное замедление при снижении при помощи зонта, с. 154—161.

3) Определение наивыгоднейшей кривой, по которой должен подниматься межпланетный пассажирский корабль или ракетный аэроплан для достижения наибольшей скорости полета наименьшим расходом горючего (см. гл. XII, п. 3, кривая синергии).

Также и в остальной части книги автором дается масса указаний для конструктора ракет.

К более слабым местам относятся следующие.

1) С. 358—384, на которых автор, желая воодушевлять читателя и ввести его в легкой форме в область конструкций (см. с. 357 внизу), отвлекается от научной работы и описывает полет ракеты, каким его себе представили разные научные исследователи.

2) Гл. V, скорость истечения написана неудовлетворительно для специалиста, желающего определить температуру сгорания, принимая во внимание диссоциацию газов.

3) Замечается во всей книге, что автор находится еще под влиянием капиталистического мировоззрения; эти места необходимо выкинуть.

4) Автор дает только свои конструкции, только в одном месте (с. 34) касаясь реактивных двигателей, работающих атмосферным воздухом взамен взятого с собою жидкого кислорода. Развитие же воздушных реактивных двигателей должно привести к более выгодным результатам и к новым формулам.

Но несмотря на эти недостатки, книга содержит столько нового, что она еще через ряд лет не состарится, и перевод будет, в случае, если он появится через короткий срок, наряду с книгами наших советских деятелей редкой книгой, ввиду того, что интерес к области реактивных двигателей с каждым годом растет.

Москва, 19.11.31 г.

Подпись (Цандер)

ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА

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

1. "Ракета в космическое пространство"; впервые появилась в 1903 г. в журнале "Научное обозрение", № 5, причем заглавие первого издания было иным, а именно — "Исследование мировых пространств реактивными приборами". Вторично вышла в 1924 г. отдельной книгой.

2. "Исследование мировых пространств реактивными приборами". Эта работа появилась под этим заглавием отдельной книгой в 1926 г. и аналогична первой; но текст, а также вычисленные автором таблицы отличаются друг от друга¹.

3. "Космическая ракета. Опытная подготовка", изд. 1927 г., Калуга. В этом труде автор часто ссылается на формулы и выводы, помещенные в "Исследованиях", 1926 г.

4. "Ракетные космические поезда", изд. 1929 г., Калуга.

5. "Новый аэроплан", изд. 1929 г., Калуга.

6. "Давление на плоскость при ее нормальном движении в воздухе", изд. 1929 г., Калуга.

7. "Реактивный аэроплан", изд. 1930 г., Калуга.

8. "Стратоплан полуреактивный", изд. 1932 г., Калуга.

В своих книгах К.Э. Циолковский — первый в мире — дает расчеты, при помощи которых определяется полет ракеты, ее расход горючего для получения заданной скорости полета при различных условиях, а также ее коэффициенты 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.

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

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

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

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 с. 8 оригинала, так как здесь сделан ошибочный вывод, что величина ², равная по общепринятым обозначениям $1/(k-1)$, где k — показатель степени адиабаты, пропорциональна абсолютной температуре и обратно пропорциональна абсолютному давлению. Затем на с. 8 труда "Реактивный аэроплан" Циолковский не умножил работу получения 1 м³ сжатого воздуха на расход воздуха, требуемый на 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 детальнее показано мною в соответствующем примечании.

Расчет нагнетателя, данный Циолковским, не полон. В труде "Сжиматель газов", 1931 г., даны интересные, более полные расчеты. Но большие трудности будет представлять конструктивное выполнение весьма мощных приспособлений для охлаждения, требуемых при многоступенчатом сжатии. Здесь не хватает 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 увеличении скорости полета полученная реакция будет достаточной величины для полета. Полет будет возможен лишь при доста-

² У Циолковского эта величина обозначена буквой A .

точной величине запаса мощности двигателя. Хотя в статье "Реактивный аэроплан" и описывается аэроплан с большим двигателем, сжимающим воздух для горения в ракете, но работа сжатия вследствие вышеуказанной ошибки Циолковского должна быть приблизительно в 11 раз больше, чем им вычисленная. Все же в известных пределах конструкция аэроплана может найти применение.

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

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

Циолковский приходит в своих книгах "Ракета в космическое пространство" и "Исследования мировых пространств" к выводу, что имеется определенный, наиболее выгодный угол полета. В книге же проф. Оберта "Пути к космическому полету" ("Wege zur Raumschiffahrt"), 1928 г., имеется иной вывод, согласно которому для свободно летающей ракеты наиболее выгодным является вертикальный подъем, а для пассажирской ракеты — подъем по особой кривой, называемой им синергической. 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, помещенный на с. 6, был заменен чертежом, составленным самим Циолковским и помещенным в книге Я. Перельмана "Межпланетные путешествия", а также в книге Н.А. Рынина "Межпланетные сообщения. К.Э. Циолковский, его жизнь, работы и ракеты", с. 41. Это было сделано ввиду того, что сам Циолковский при развитии своих работ отказался от извилин, которые имелись на замененном чертеже и которые должны были служить взамен жирокопа 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 обозримого разделения отдельных расчетов, что затрудняет поиски в его трудах требуемого расчета для определенного случая. Поэтому в конце сборника помещен предметный указатель, который поможет читателю отыскать необходимые ему материалы и расчеты.

Инж. Ф. Цандер

ДОКЛАДЫ, ЛЕКЦИИ И МАТЕРИАЛЫ К НИМ

ДОКЛАД ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА О СВОЕМ ИЗОБРЕТЕНИИ: АЭРОПЛАНЕ ДЛЯ ВЫЛЕТА ИЗ ЗЕМНОЙ АТМОСФЕРЫ ДЛЯ ПЕРЕЛЕТА НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ И О ЗНАЧЕНИИ РАЗВИТИЯ АВИАЦИИ В ОЗНАЧЕННОМ НАПРАВЛЕНИИ

*Читан на с/бщезаводском собрании, состоявшемся
в апреле на Государственном авиационном заводе № 4
(б. "Мотор")*

Т о в а р и щ и !

Как мне передал исп. работы секретаря Вашего заводского комитета тов. Медведев, Вы отчислили мне постановлением общего собрания, состоявшегося в апреле, 1% с Вашего апрельского заработка!

Товарищи! Вы сами находитесь в неблестящих условиях жизни, и я поэтому тем более выражаю Вам благодарность за это. Одновременно высказываю надежду на то, что я своим докладом дам Вам возможность увидеть, над каким делом я работал. Надеюсь также, что внесенные Вами деньги не пропадут даром, а мне впоследствии будет предоставлена возможность передать соответственно Вашему заводу, когда мы нашими общими стараниями, опытами и готовыми машинами выявим выгодность для человечества аэроплана и двигателя, задуманного мною.

Для того чтобы ввести Вас в область, к которой относится означенная машина, я должен в кратких словах ввести Вас в мир звезд. Как Вы вероятно знаете, наша Земля — одна из ряда планет, которые вращаются вокруг нашего центрального светила — Солнца, которое в поперечнике в 108 раз больше нашей Земли. На расстоянии, которое в 1,4 раза больше расстояния Земли от Солнца, вращается вокруг последнего еще такой же земной шар, как Земля, — это Марс, или так называемая Красная звезда. Он в поперечнике в два раза меньше Земли, и, как показали исследования астрономов последних времен, можно с почти полной достоверностью утверждать, что на нем находятся разумные существа. Исследователи видели каналы огромнейших протяжений, длиной до 5 тыс. верст, которые тянутся прямолинейно, бороздя всюду планету Марс. Ближе к Солнцу, чем Земля, а также и дальше, чем Марс, находятся еще такие же земные шары — планеты; отчасти на них или на их спутниках — лунах мы могли бы обнаружить новые человечества. А далеко за всей нашей солнечной системой находится еще много солнц. Это — все звезды нашего

неба, и вокруг них, на планетах, мы могли бы найти еще человечества; использование их достижений, изобретений дало бы нашему человечеству огромное облегчение труда, а вместе с тем и счастливую, спокойную и плодотворную жизнь.

Это с одной стороны. С другой стороны, наша скромная авиация за последние 10—15 лет сделала успехи, которые еще недавно не знали: совершил полет аэроплан, весящий 24 000 кг (т.е. прибл. 1470 пудов), и строится на 30 000 кг; крылья аэропланов начинают втягивать вовнутрь, увеличивая при этом скорость полета; подставка сбрасывается на аэропланах, которые должны снижаться на воду, а не на сушу, с которой они взлетали. При других конструкциях вся подставка вместе с колесами во время полета втягивается в корпус. (Вот несколько картин аэропланов подобного рода.) С другой стороны, вместо обыкновенного двигателя уже у писателя-фантаста Жюль Верна и его повести "Вокруг Луны" была описана ракета — вроде наших обыкновенных ракет, служащих в качестве фейерверков, использовавшаяся у него для изменения скорости. Далее, вместо обыкновенных снарядов прежде пользовались большими боевыми ракетами, переносящими взрывчатые вещества, а в 1903 г. и после еще в 1911—1912 гг. наш русский ученый Циолковский много писал про ракету в применении к будущим межпланетным путешествиям и дал в некоторых областях ее применений обзор явлениям.

Я, самостоятельно рассчитав ракету и ее применение в комбинации с аэропланом, а также и исследуя возможность использования материала самого аэроплана как горючего материала и имея огромный интерес к полетам в высшие слои атмосферы и к вылетам из атмосферы и дальнейшим полетам в мировое пространство, нашел то, чего и Циолковский еще не предвидел: во-первых, при этой комбинации ракета выходит с еще допустимыми напряжениями и не столь огромных давлений^[1] и размеров, как у Циолковского, а затем вследствие возможности почти полностью использовать вес аэроплана в качестве горючего материала у меня имеется возможность достигнуть требуемые скорости для полета на другие планеты. (Показать чертежи и книги^[2], написанные мною.)

Как Вы видите, мой аппарат состоит из аэроплана, в который поставлен двигатель, впрочем, особенно высокого давления. Двигатель будет приведен в действие при помощи жидкого кислорода и бензина, или же этилена, или водорода, смотря по условиям, которые окажутся при опытах наиболее выгодными. Двигатель будет приводить в движение винты, аэроплан взлетит с земли как обыкновенный аэроплан, увеличивая постепенно скорость с увеличением высоты полета. На высоте приблизительно в 26 верст над Землей из-за большой скорости вращения пропеллеров приходится их остановить и пустить в ход ракету. Последняя действует, выталкивая газы с силой в 1500 кг и этим ускоряясь в обратном направлении. Отправляя части аэроплана и двигатель в котел, в котором они расплавляются, мы получим жидкий алюминий, который нам послужит вместе с водородом и кислородом прекрасным топливом. Рули аппарата тоже втягиваются в котел и расплавляются. Скорость полета аппарата вследствие давления со стороны ракеты все более и более нарастает, так же как и высота полета. На высоте приблизительно в 85 верст над Землей от такого аэроплана останется всего-навсего маленький аэроплан с

рулями и сравнительно толстая средняя часть — кабина для людей и часть ракеты с котлом. Эта оставшаяся часть имеет, согласно расчету, скорость, достаточную для того, чтобы вполне отлететь от Земли и перелететь при небольшом дальнейшем ускорении на другие планеты. Для того чтобы аэроплан оборачивался вокруг земного шара как Луна, требуется достижение начальной скорости в 8 км/с; для того чтобы навеки удалиться от земного шара — 11,3 км/с, а для того чтобы достигнуть, против притяжения Солнца, другую планету — Марс — 14 км/с^[3]. Эти скорости в почти абсолютной пустоте много легче достигнуть, чем в сильно тормозящей густой атмосфере у самой поверхности Земли. Обратный спуск возможен, если немного замедлить полет при помощи ракеты, пока мы не окажемся опять в земной атмосфере. В ней возможен планирующий спуск или же спуск при помощи лишь маленького двигателя.

Огромное значение имел бы уже полет кругом Земли; летая как Луна, можно было бы большими астрономическими трубами наблюдать много лучше, что имеется на других планетах, можно было бы с некоторой степенью вероятности в межпланетном пространстве устроить жилища, в которых нам было бы много легче, чем на Земле. То же относится к маленьким планетам — астероидам: в случае если там удастся устроить жилища, то внутри них можно будет, независимо от всякого климата, устроить вечно теплую среду, оранжерею, которая даст круговым процессам чистый воздух для дыхания и съестные припасы — овощи и хлеб.

Кроме того, количество работ, необходимое для пропитания одного человека, будет там много меньше, чем на Земле, и нашим старикам было бы тоже много легче выздоравливать в среде, где им не требуется ежесекундно таскать с собой свои четыре с половиной пуда собственного веса. Вследствие этого жизнь в этих полунебесных краях была бы, с большой степенью вероятности можно сказать, длиннее, чем на Земле, мы жили бы, может быть, не до 70—80 лет, а до 100—120 и более лет. Ведь в среднем в России мужчины живут 33 года, а при лучших условиях в Норвегии и Дании — 54 года, и эти условия жизни еще много улучшатся при почти полном отсутствии веса, при вечном дне, когда бактерии не могут в пасмурные дни и в течение ночи отравить наш организм, а уменьшение потребности в пище даст возможность органам пищеварения отдохнуть и не стареть так быстро, как на нашей сильно притягивающей Земле.

Относительно же жителей Марса, напр[имер], астрономами было высказано мнение, что они будут в развитии много дальше, чем наше человечество, а в таком случае их изобретения нам всем помогли бы в громадной степени стать счастливыми и состоятельными. Перелет на Марс будет длиться, согласно моим расчетам, 8,5 месяцев, точнее 256 дней максимум. Если не экономить горючий материал, то можно будет и в 2 месяца долететь: Земля делает поворот вокруг Солнца за полгода, а Марс в течение приблизительно одного года. Мы при перелете сохраняем скорость Земли вокруг Солнца и достигаем означенный другой земной шар не в 1 год и не в $\frac{1}{2}$ года, а в приблизительно посредине лежащее время, точнее в 256 дней.

Я хотел бы кончить свой маленький доклад указанием на несомненный плюс, который даст работа в означенном направлении, по отношению

к нулю, который имел бы место в случае, если не развивать это направление авиации.

Человечество, так сказать, из своего детского гнездышка вылетит в большой мир и ознакомится, развивая свои силы и умения, в беспредельном мире. Астрономия больше, чем другие науки, призывает человечество к единению для более долгой и счастливой жизни, которая может [быть] по теории Эйнштейна, теории, которой я здесь еще не касался, при скоростях полета, близких к скорости света, замедлена, а при комбинации с остановками на планетах разных солнц почти до бесконечности продлена.

**КОНСПЕКТ К ДОКЛАДУ ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА
О СВОЕМ ИЗОБРЕТЕНИИ:
АЭРОПЛАНЕ ДЛЯ ВЫЛЕТА ИЗ ЗЕМНОЙ АТМОСФЕРЫ
И ДЛЯ ПЕРЕЛЕТА НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ**

А. В в е д е н и е

В. Д о к л а д

I. Проект Циолковского и некоторые из его недостатков.

II. Сущность и описание моей конструкции и метода летания.

- а) Полет двигателем и ракетой с аэропланом.
- б) Полет ракетой, приспособленной к движению в воздухе.
- в) Неисследованный случай с полыми стержнями на растяжение.

III. Имеющиеся по новым данным аэропланы, которые по весу, конструкции и действию приближаются к моему проекту.

- 1) Большой вес.
- 2) Крылья втягиваются.
- 3) Шасси втягивается или сбрасывается.
- 4) Ракета, приспособленная к полету в воздухе, и модель аэроплана с ракетой.
- 5) Использование жидкого кислорода в авиации при высотных полетах для дыхания.

IV. Показать и объяснить все мои чертежи; показать мои расчеты, диаграммы в общем; показать эскизы, которые еще не претворены в чертежи (с этой целью мне выписать для себя все страницы, на которых имеются означенные эскизы, и перечислить их в докладе).

V. Систематическое обозрение всех моих работ и детальные расчеты (с указанием от какой до какой страницы написано).

- 1) Двигатель высокого давления.
- 2) Ракета.
- 3) Котел и баки для горючего.
- 4) Складываемый аэроплан:
 - а) с двигателем и ракетой;
 - б) модель к нему;
 - в) первоначальный с шаром;
 - г) с полыми стержнями.
- 5) Путь полета, расходы горючего:
 - а) для двигателя;
 - б) для ракеты;

- 6) Перелеты исключительно в мировом пространстве:
 - а) использование зеркал;
 - б) " ракет;
 - в) " соленоидов с электрическим током и железными опилками.
- 7) Аппараты для дыхания:
 - а) абсорбирующие углекислоту, необходимое количество кислорода в день, выдыхаемое количество углекислоты в день, разложение углекислоты;
 - б) оранжерея и результаты моих опытов с растениями;
 - в) водолазная одежда с автоматическим клапаном.
- 8) Время перелета при разных условиях:
 - а) при наименьшем расходе горючего; перелет на Марс в 256 дней;
 - б) по параболе, вылет из солнечной системы;
 - в) по спирали при помощи зеркал;
 - г) при установке зеркал на других небесных шарах, при помощи передачи энергии на расстояние.
- 9) Большая польза от аэроплана и перелетов:
 - а) в пользу человечества на прогресс культуры;
 - α) от новой культуры марсиан и других человечеств, если таковые будут найдены в солнечной системе;
 - β) от устройства жилищ и более облегченных условий жизни, что повлечет за собой более долгую жизнь, богатство, большие машины вместо малых;
 - γ) от полетов на другие солнечные системы при помощи передачи энергии на расстояние;
 - δ) для астрономии уже в самом ближайшем времени.
- 10) Цена аппарата, перелета и премия, которая уже назначена Французской академией наук: уже за эту цену можно совершить несколько перелетов.

С. Заключение. Чтобы прогресс вышел, требуется производство опытов рука об руку с расчетами, а для этого нужны средства, желательность образования кружка интересующихся. Просьба о получении наряда на масляный насос и на постановку опытов для двигателя и модели аэроплана^[1].

ДОКЛАД ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА О СВОЕМ ИЗОБРЕТЕНИИ: АЭРОПЛАНЕ ДЛЯ ВЫЛЕТА ИЗ ЗЕМНОЙ АТМОСФЕРЫ И ДЛЯ ПЕРЕЛЕТА НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ

Многоуважаемое собрание!

А. Введение

Я хочу Вас сегодня впервые познакомить с одним изысканием, которое ведется мной с целью нахождения конструкций и принципов построения аппаратов, дающих возможность вылететь из земной атмосферы и совершать даже дальнейшие полеты в мировое пространство и на другие планеты. Я уже в юности сильно интересовался как астрономией, так и авиацией и их комбинацией; в 1908 г., когда мне было 21 год, завел себе особую

тетрадь для расчетов мировых кораблей; хотя я еще мало знал, но под влиянием расчетов во мне уже сильно развивалась надежда на возможность полетов в мировое пространство. Ввиду того что земная атмосфера — та же среда, которая действует и на части аэроплана, я дальше занимался не законченными еще теперь исследованиями по графическому предопределению погоды при помощи инструментов, а также и незаконченным исследованием жироскопа для стабилизации аэроплана, думая этим подготовить межпланетные путешествия. В январе 1916 г. я начал опыты по устройству оранжереи авиационной легкости для межпланетных путешествий, основанной на круговороте веществ, имея в виду условия, при которых аппарат снаружи может снабжаться почти одной только энергией, а не материей^[1]. Мной были достигнуты известные результаты: вырос горох, до некоторой степени выросла капуста, давшая прелестные корни. С сентября 1917 г. я, страшно интересуясь дальнейшими исследованиями, рассчитал основательно самостоятельно ракету, аэроплан, условия полета, двигатель и проч., а с марта 1922 г. занимаюсь исключительно работами по дальнейшему развитию авиации в означенном направлении. Мой проект был уже немного рассмотрен 10 октября 1920 г., насколько я его к тому сроку закончил, комиссией, состоявшей из гг. П.С. Дубенского, П.А. Новикова, П.А. Моишеева, Г.М. Михайлова, Федорова и др., а специально двигатель — на Губернской конференции изобретателей 30 декабря 1921 г.^[2], причем было выражено пожелание успеха и дальнейших изысканий в означенном направлении.

В. Д о к л а д

I. Если Вы посмотрите на проект междупланетного корабля пр[оф]. К.Э. Циолковского (показать чертеж), например, по книге Перельмана "Путешествия на другие планеты", 1919 г., то Вам покажется, что с его машиной трудно делать непосредственные опыты ввиду того, что при случайной остановке ракеты весь аппарат должен падать на Землю. Еще на одну причину трудной выполнимости проекта тоже указывает Перельман на с. 56 упомянутой книги; он там говорит: "Главное и, пожалуй, единственное препятствие к немедленному осуществлению реактивного небесного дирижабля — это отсутствие достаточно сильного взрывчатого вещества. Мы не знаем источника, который при современном состоянии техники способен был бы развить силу, достаточную для движения огромной ракеты".

II. а) Сущность моего проекта состоит в том, что я, с одной стороны, применяю двигатель весьма высокого давления, который также может быть заменен уширенной частью ракеты, приспособленной для движения в воздухе. Двигатель находится на аэроплане, причем средняя часть последнего содержит ракету. Как двигатель, так и ракета приводятся в действие жидким кислородом и бензином либо ацетиленом, этиленом, метаном, водородом и другим горючим, смотря по тому, что при опытах окажется наиболее выгодным. Ракета же питается, кроме того, еще отчасти строительным материалом. Предполагается взлететь с Земли точно так же, как на обыкновенном аэроплане. Скорость при увеличении высоты для сохранения наивыгоднейшего угла атаки поверхности аэроплана предполагается увеличивать, давая двигателю увеличением давления боль-

шее число оборотов, приблизительно обратно пропорционально квадратному корню из плотности атмосферы, для того, чтобы подъемная сила аэроплана оставалась приблизительно постоянной согласно формуле для нее

$$P = k \cdot F \cdot \gamma \cdot v^2,$$

где P — подъемная сила, F — поверхность крыльев, γ — плотность атмосферы, v — скорость полета и k — коэффициент, который изменяется в зависимости от угла атаки поверхности. Если таким полетом достигнута скорость приблизительно в 400 м/с на высоте приблизительно в 28 км, то из-за большой окружности скорости пропеллеров придется остановить двигатель^[3]. Но при скорости в 400 м/с ракета имеет уже достаточный для дальнейших полетов коэффициент полезного действия: даже если она не приспособлена к движению в воздухе, ее коэфф[ициент] полезн[ого] действия равен 10–12%. Значит, здесь остановим двигатель и пустим ракету. Для того чтобы иметь достаточно горючего материала, я решил на шаг, который, насколько мне известно, еще не был предложен, но который решает во вполне положительном смысле вопрос о возможности достижения огромных скоростей: я решил, что необходимо складывать часть аэроплана, расплавлять ее в котле и сжигать в ракете. Этот шаг, совместно с применением аэроплана для поддержания ракеты, уничтожает вышеуказанное препятствие, определенное Перельманом для ракеты Циолковского. Ракета при моей комбинации выходит также много меньших размеров, чем у Циолковского. Его ракета — несущая^[4], а моя толкает аэроплан. В то же время аэропланы уже обыкновенной авиации много легче летают, чем вертолеты, что говорит в пользу моего проекта. Если к сторонам кабины прикрепить еще крылья маленького аэроплана и использовать в качестве горючего как двигатель, так и все ненужные при малом весе аэроплана части большого аэроплана, то, по моему определению, при жидком кислороде, водороде и дюралюминии получается конечная скорость в 11,3 км/с, если вес аэроплана уменьшится до $\frac{1}{20}$ начального веса. Если начальный вес 5000 кг, то конечный вес будет составлять 250 кг; маленькие аэропланы такого веса имеются. Если пользоваться бензином вместо водорода, то конечная скорость будет при названном падении веса $7\frac{1}{2}$ км/с — достаточная еще для того, чтобы кружиться вокруг земного шара, как Луна.

б). При втором методе полета с добавочными конусами у расширенной части ракеты, приспособленной к движению в воздухе, взамен двигателя, методе, который, впрочем, мною не разобран еще по отношению к размерам и действию приспособленной ракеты, полет совершался бы аналогично первому способу. Разница лишь та, что вместо двигателя и пропеллеров придется складывать расширенную часть ракеты, что, смотря по размерам, которые примет эта часть, будет легче или труднее, чем в первом случае. Но ввиду того, что двигатель, работающий не атмосферным воздухом, а жидким кислородом, может всегда применяться в межпланетных кораблях, причем даже в комбинации с ракетой, приспособленной к летанию в воздухе, и ввиду того, что такими двигателями легко могут уже в земной атмосфере достигаться большие скорости и высоты полета, мною был сперва разработан первый способ: полет и двигателем, и ракетой.

Табл[ица] 1

Диам[етр] пров[олоки] 2,49 мм

Сечение 4,87 мм²

Материал	+15°			-182°
	Разрывн. усилие, кг	Напряж., кг/см ²	Разрывн. усилие, кг	Напряж. кг/см ²
Мягкая сталь	191	3920	318	6530
Железо	145	2980	304	6240
Медь	91	1870	136	2790
Диам[етр] пров[олоки] 5,1 мм Сечение 20,5 мм ²				
Металл	64	314	204	1000
Цинк	16	78	12	59

с). Мною начат расчет еще одного, третьего способа полета, именно: применяя один из первых способов, но сохраняя жидкое горючее, жидкий кислород и другие постоянные газы в жидком виде при низких температурах в полых стойках, лонжеронах и других стержнях, подверженных сжатию. Можно выбрать материал, который при низких температурах имеет увеличенную крепость. По "Курсу физики" Хвольсона, III том, 1919 г., с. 622 имеем следующие цифры для сопротивления проволок по опытам Dewar'a.

Из табл. 1 видно, что сопротивление почти всех материалов с понижением температуры сильно увеличивается, так что с большой степенью вероятности удастся найти металл легкий, крепкий и сравнительно легкоплавкий, из которого в данном случае можно будет делать означенные части аэроплана. Жидкое горючее можно будет сохранить без давления или же под большим давлением. В последнем случае стержни будут подвержены почти исключительно растяжению, что сравнит их вес с весом проволок для соответствующих усилий. При этой конструкции вес металла аэроплана уменьшился бы настолько, что, во-первых, общая цена конструкции уменьшилась бы, во-вторых, при очень высоких полетах можно было бы расходовать исключительно жидкий горючий материал, не складывая самого аэроплана, что при пробных полетах было бы весьма выгодно, и, в-третьих, вследствие большого количества летучих продуктов горения по отношению к твердым продуктам увеличился бы не много коэффициент полезного действия ракеты.

Но нити расчетов мной еще не все сплетены ввиду того, что область конструкций и возможностей их рассчитывать большая; она обещает быть и в дальнейшем плодотворной.

III₁. Обращаясь к конструкциям аэропланов, которые имеются в настоящее время и которые одновременно приближаются по своим возможностям к конструкции моего аэроплана, я хотел бы указать на то, что начальный вес аэропланов бывает уже во много раз больше веса моего аэроплана. Он составляет, по книге Рынина "Экономика и техника аэротранспорта": для триплана Капрони, который в конце 1920 г. был выстроен в Италии, 24 000 кг (см. с. 24, а также на карте в конце книги и В[естник]

Московское Общество Любителей Астрономии.

ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ СЕКЦИЯ.

В воскресенье 20 января 1924 г. в 3 ч. дня
аудитории при Обсерватории Центр. Физич.-Тел. Инст.
в помещении библиотеки Общества
(бывш. Троицкого) - Б. Ульянина, 13 -
(Москва - М. Государственный Институт).

состоится

Собрание Теоретической Секции.

ПРЕДМЕТЫ ЗАНЯТИЙ:

- 1/ Сообщение Ф.А.ЦАНДЕРА -Проект аппарата для меж-
планетных путешествий.
- 2/ Сообщение В.П.Ветчинкина - Падение аэролитов
с переменной плотностью
- 3/ Выборы Председателя и Секретаря Секции.

Теоретическая Секция.

Повестка о собрании теоретической секции Московского общества любителей астро-
номии (МОЛА) 20 января 1924 г.

В[оздушного] флота, 1921 г. № 8—9, с. 33, 49 и табл. IV). Этот аппарат совершил ряд удачных полетов и держался в воздухе со 114 пассажирами в течение $4\frac{1}{2}$ ч. Далее строится летающая лодка "Пасифик" в Америке на 30 000 кг общего веса (см. с. 25—30). Имеется в Америке модель аэроплана "Эльстон" на 51 200 кг (см. с. 30). Фирма "Виккерс" предполагает строить или уже строит (точно еще неизвестно) аэроплан на 130 человек (см. с. 30), а по слухам немцы строят аэроплан на 500 человек для полетов из Португалии в Южную Америку. Если пользоваться такими аэропланами, то конечные веса аэропланов можно будет довести до $50\,000:20 = 2500$ кг, что представляет собою уже довольно большой аэроплан. И если бы мы пользовались таким аэропланом, то мы могли бы спокойно спуститься на Марс, опять взлететь и вернуться на Землю, между тем как с помощью маленького аэроплана в 250 кг конечного веса еще можно было бы кружиться вокруг земного шара и вернуться по желанию на него или же спуститься на Марс и не вернуться. По журналу, издаваемому БИНТ, 1921 г., вып. 3, с. 2, имеется еще проект проф. Юнкерса на аэроплан с общим весом в 60 000 кг.

III₂. Кроме аэропланов, которые уже теперь по своему весу много больше мною проектируемого и которые, значит, могли бы лететь с много худшим коэффициентом полезного действия, истрачивая материал аэроплана, если начать с 50 000 кг и кончать до доли $250/50\,000 = \frac{1}{200}$ на-

чального веса, а не до $\frac{1}{20}$, как у меня, имеются еще аэропланы, которые втягивают отчасти свои крылья. В "Вест. возд. флота" 1922 г., № 13, с. 22, в статье инж. Вегенера сделано сообщение про аэроплан Левассер—Гостамбида, который во время полета изменяет площадь крыльев, и, согласно той же статье, имеется целый ряд конструкций, в которых конструкторы добиваются того же самого. Далее, по "Вест. возд. флота" 1922 г., № 14, с. 59, конструктор Пратт увеличивает площадь, крыльев передвижением внешних секций. Иначе поступает констр. Белланже — он изменяет ширину крыльев от 1,2 до 1,5 м, одновременно увеличивая угол атаки. Это достигается передвижением трех сторон параллелограмма; стойки находятся на шарнирах, а передвигается задняя часть бипланных секций. Далее по "Вест. возд. флота" 1922 г., № 13, с. 58, капитан Каролин изобрелдвигающиеся крылья. Он на роликах и рельсах при помощи четырех тяг вдвигает элероны, отчего наибольшая скорость делается в 4 раза больше наименьшей.

НЕКОТОРЫЕ МАТЕРИАЛЫ ПО ДОКЛАДУ, ЧИТАННОМУ В ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ СЕКЦИИ МОЛА 20 ЯНВАРЯ 1924 г.

КОНСПЕКТ ЛЕКЦИИ О МОЕМ МЕЖПЛАНЕТНОМ КОРАБЛЕ, ЧИТАННОЙ В ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ СЕКЦИИ МОСКОВСКОГО ОБЩЕСТВА ЛЮБИТЕЛЕЙ АСТРОНОМИИ^[1]

A. Введение: распределение материала: сперва основные тезисы, действие, преимущества моих конструкций, а затем расчет их.

B. Доклад о моем межпланетном корабле.

I) Прочсть статью для журнала "Самолет" и показать чертежи.

II) Расчет ракеты межпланетного корабля^[2]:

a) сила ракеты^[3];

b) скорость газов ракеты;

c) коэфф[ициенты] пол[езного] действия и игра энергии^[4];

d) определение сечений ракеты, скоростей, давлений, уд[ельных] весов и температур;

e) расчет трения о стенки ракеты;

f) расчет теплоты, отводимой через стенки и толщины стенок;

g) практический пример расчета величин с a) до g) и термический коэфф[ициент] полезн[ого] действия как функция высоты.

III) Расчет полета ракетой и общего расхода горючего.

IV) Расчет полета двигателем и мощности двигателя^[5].

V) Скорости, необходимые для достижения других планет.

Расчет пути, времени перелета, кривые наименьших скоростей при данном времени перелета.

VI) Использование зеркал и экранов взамен ракет в межпланетном пространстве. Расчет и выгоды.

VII) Список опасных мест и список возможных и интересных расчетов.

C. Заключение: необходимо всестороннее исследование конструкций, желательно образование общества исследователей, любителей межпланетных путешествий.

РЕЗЮМЕ ДОКЛАДА Ф.А. ЦАНДЕРА
О КОНСТРУКЦИИ ЕГО МЕЖПЛАНЕТНОГО КОРАБЛЯ
И О ПЕРЕЛЕТАХ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ,
ЧИТАННОГО В ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ СЕКЦИИ МОСКОВСКОГО ОБЩЕСТВА
ЛЮБИТЕЛЕЙ АСТРОНОМИИ 20 ЯНВАРЯ 1924 г.

Сначала Ф.А. Цандер прочел статью под заглавием "Перелеты на другие планеты", написанную им для журнала "Самолет". В этой статье им был выдвинут ряд тезисов, в которых он предложил новый метод для перелета на другие планеты, а именно: комбинацию аэроплана с ракетой и использование твердого строительного материала корабля в качестве горючего для ракеты. Им был показан и объяснен чертеж такого межпланетного корабля и указано на выгоды, которые получаются от применения предложенного им метода летания по сравнению с подъемными ракетами: уменьшение величины ракеты и напряжений в материалах, легкость производства опытных полетов, малое ускорение полета, возможность планирующего спуска на сушу.

Затем им были прочитаны расчеты действия ракеты, температур, давлений, скоростей и трения внутри ракеты, показаны диаграммы этих величин, а также выведены формулы для коэффициентов полезного действия, характеризующих переход энергии во время полета. При этом было показано, что отношение действительной скорости истечения к максимальной возможной — величина, равная около 0,8, и что процентная потеря от трения газов о стенки ракеты — величина небольшая.

Далее, переходя к расчету скоростей, времен и высот полета, а также влияния трения и подъемной работы, он показал диаграмму этих величин как функций уменьшающегося веса корабля; была показана таблица средних коэффициентов полезного действия при полете ракетой и указана область, для которой было бы желательно исследование полета ракетой в случае, если кислорода не будет с собой.

Теплотворными способностями некоторых металлов и скоростями истечения при их применении была закончена эта часть доклада. Затем был в краткой форме показан его собственный расчет минимальной и общей добавочной скорости, которую необходимо сообщить межпланетным кораблям после преодоления ими притяжения Земли для достижения ближайших и других планет. При этом было доказано, что эта добавочная энергия, необходимая для посещения планет Марс и Венера, играет лишь малую роль и что для других планет существует вероятность малого добавочного расхода энергии при условии огибания Марса и Венеры в высших слоях их атмосфер.

Доклад проводился при демонстрации формул и таблиц при помощи туманного светового фонаря.

К концу была показана недавно вышедшая книга Г. Оберта и сообщены некоторые числовые величины скоростей истечения ракет по опытам профессора Годдарда, подтверждающие вычисления, данные в соответствующей части доклада.

**ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ ДОКЛАД ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА
О ПРЕДПОЛАГАЕМЫХ РАБОТАХ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ СЕКЦИИ
ОБЩЕСТВА ИЗУЧЕНИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СООБЩЕНИЙ**

Читан 15 июля 1924 г.

Многоуважаемые присутствующие!

Нас объединяет одна мысль: надо исследовать возможности, имеющиеся на поприще межпланетных путешествий!

Эта великая, большая работа, и многие с вдохновением желают заниматься ею. Только спрашивается: как исследовать, за что сперва браться и как развернуть всю деятельность.

Наша научно-исследовательская секция занимает, очевидно, как раз то место, которое делает возможным проникновение в самую глубину вопросов; с одной стороны, мы будем теоретической разработкой вникать в явления, изображая ход их, и разрабатывая, отчасти совместно работая, конструкции; с другой стороны, мы испытаем практически, добиваясь скорейшего успеха, модели и маленькие ракеты для исследования высших слоев атмосферы, испытаем на опытах правильность теоретических выводов, качество горючих и т.п.

Наша работа будет, значит, заключаться:

1) в лабораторной;

2) в чертежной [1];

3) в теоретической научной работе. При этом все три вида работ будут тесно связаны друг с другом.

В дальнейшем будущем при дружной совместной работе мы тогда прибавим, как предвидится, еще 4) постройку больших аппаратов для подъема людей в высшие слои атмосферы и само межпланетное пространство; надеемся, что сможем давать друг другу руку и на других планетах.

1. Лабораторная и практическая работа

Самой ударной работой в лаборатории, несомненно, следует признать:

а) испытание маленьких ракет, действующих разными горючими материалами (уже после первых удачных опытов можно будет запускать такие ракеты, испытывая приборы для сохранения устойчивости; в этом отношении сильно продвинет дело объявленный конкурс на маленькие ракеты для испытания высших слоев атмосферы); затем — следующие испытания: 1) исследование влияния начального и конечного давления газов, 2) гладкости стенок, 3) исследование вопроса о прохождении тепла через стенки, 4) определение пропульсивной силы для всех случаев, 5) испытание разных горючих, в том числе и металлов, 6) испытание материалов для ракет в связи с вопросом о температуре стенок и внутреннем давлении, 7) испытание разных стабилизаторов движения, 8) испытание ракеты-инженера, работающей атмосферным воздухом, 9) испытание сложных, вложенных друг в друга ракет, 10) исследование вопроса о том, с помощью каких конструкций можно взять с собой наибольший процент жидкого горючего.

Далее должны следовать:

б) постройка и испытание моделей складываемых и нескладываемых аэропланов разных систем, приводимых в движение ракетами и двигателями или только ракетами;

- с) испытание действия больших ускорений на особо построенных центробежных аппаратах;
- д) постройка и испытание двигателей, работающих жидким кислородом или солнечной теплотой;
- е) испытание водолазных костюмов для полетов на большие высоты и в пространство и предохранительных приборов к ним;
- ф) испытание аппаратов, регенерирующих выдыхаемый воздух и проч.;
- г) исследования, связанные с оранжереей авиационной легкости;
- h) испытание телевизора для ракет;
- у) испытания при помощи аэродинамической трубы, состоящей из двух приставленных друг к другу широкими частями ракет, частей межпланетных кораблей при низких давлениях и больших скоростях; определение сопротивления, подъемной силы и нагрева;
- к) исследование высших слоев атмосферы ракетами, шарами-зондами и фотометрическим наблюдением сумерек и инструменты к ним;
- л) испытание тончайших листов для экранов;
- м) испытание колец, через которые течет электрический ток, причем внутри находится железная пыль^[2].

ДОКЛАД ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА О МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПУТЕШЕСТВИЯХ

Т о в а р и щ и !

Развитие науки и техники и достижения в разных областях, казавшиеся ряд лет тому назад почти невероятными, шли рука об руку со смелостью мыслей в области достижения других земных шаров. А смелость, как Вы знаете, часто берет верх при завоевании новых областей в период наступления.

И здесь, как и в других областях, мечта о лучшем будущем, о новых возможностях, являлась первоначальным импульсом к действию.

Часто бывало так, что поэты, романисты, вдохновленные ежегодным расцветом жизни в природе, первыми описывали новые явления, новые комбинации, дающие новый эффект в технике. В частности, в области межпланетных путешествий сначала писатели старались создавать конструкции, которые, по их представлениям, имели за собою большую вероятность в будущем, иногда в очень далеком, быть оцененными. Как это всегда бывает при оценке на глаз, они при этом отчасти делали ошибки. Читатели сочинений, в особенности молодые из них, вдохновляясь, перерабатывали в своих мозгах новые идеи, идеи находили иногда хорошую почву. На основании этого появились новые конструкции, общее развитие техники прибавляло новые возможности, и дело свершалось: в той или другой форме мечта превращалась в действительность.

Мечта о лучшей жизни в небесах развивалась во многих религиозных культах народов.

Стремление подниматься с Земли, летать выше, к Солнцу, к небесам, развивалось также уже в древности. Для вылетов в межпланетное пространство представлялся пригодным главным образом реактивный метод летания, при котором одна часть массы межпланетного корабля, именно

сгоревшие горючие материалы, выбрасываются с огромной силой в одном направлении, между тем как остающаяся масса, именно межпланетный корабль с пилотом, по третьему закону Ньютона (действие равно противодействию и направлено в противоположную сторону) ускоряется в противоположном направлении. Таким образом, можно получить ускорение во вполне безвоздушном пространстве. Но мы имеем также возможность получать все ускорение, необходимое для перелета на другие планеты, в пределах нашей атмосферы. При этом мы можем придать межпланетному кораблю вид аэроплана, приводимого в движение: в низших слоях атмосферы двигателем и винтами, а при высших скоростях — реактивным прибором. Кислород для горения можно либо взять с собою, либо его (в низших слоях атмосферы) заимствовать из последней (проект Цандера).

Рассмотрим историю развития методов летания, предложенных для данной цели.

Уже в древней китайской легенде, относящейся ко времени изобретения китайцами пороха и ракет, рассказывается, что мандарин Ван Гу изготовил два скрепленных друг с другом змея, под которыми находились 47 ракет. Опыт окончился неудачно: ввиду того что ракеты зажгли при их взрывании аппарат, изобретатель, находившийся на нем, погиб. В Европе французский романист Сирано де Бержерак в своем сочинении "Путешествие на Луну" около 1645 г. описал непрерывно действующую ракету для перелета на Луну как "воздушную колесницу".

Затем ученый иезуит Фабри около 1670 г. работал над сооружением огромной машины для полетов, приводимой в движение сжатым воздухом.

Из более поздних работ, относящихся к данному вопросу, можно указать на общие законы Ньютона, по которым действующая сила всегда вызывает равную силу противодействия, затем на теоретическую разработку вопроса о реакции вытекающей струи Бернулли, далее на стремление аббата Лиолина и Жанинэ в Париже применять комбинацию подъемной силы воздушного шара с реактивной силою газов, истекающих из бокового отверстия шара (1784 г.).

В 1806 г. пиротехник Рюжери поднял барана ракетами, а парашютом был произведен благополучный спуск.

В Англии около 1828 г. появилась карикатура "Из Парижа в Петербург на паровой машине высокого давления" (см. I диап.)^[1]. В 1837 г. механик Ребенштейн в Нюрнберге к изобретенному им аэроплану предполагал применять реактивный двигатель, работающий водяными парами или сжатым углекислым газом (см. диап. II).

В 1849 г. военный инженер Третеский предложил в своем труде "О способах управлять аэростатами" пользоваться реактивными силами водяных и спиртовых паров, газов и сжатого воздуха.

В 60-х годах появился уже целый ряд проектов, имелась чисто реактивная ракета, аппарат с подъемными винтами и ракетой и аэроплан Бутлера и Эдварса, 1867 г. (диап. III) с ракетой.

В 70-х годах генерал Иванин предложил устройство летательной машины, действующей реакцией пороховых газов.

23 марта 1881 г. революционер Кибальчич в тюрьме писал про проект

подъемной реактивной летательной машины, приводимой в действие медленно горящим порохом (см. диап. IV).

В конце 90-х годов в Америке инженер Бэтти предложил проект дирижабля с ракетой для привода; горючим материалом служили взрывчатые шарики, которые автоматически подавались к месту взрыва.

Из писателей, между прочим, Жюль Верн, француз, в своем известном сочинении "Вокруг Луны" описал изменение пути снаряда ракетой (см. диап. V). Однако он еще предполагал, что отлет может совершаться выстрелами. А в действительности это из-за огромного толчка недопустимо; и то же можно сказать про обратное падение, так что прямо в воду спускаться, как он предполагал, нельзя (см. диап. VI). Абсолютная невесомость людей в ракете им еще не была установлена, но на картине все же представлена верно (см. диап. VII). Наконец, в 1896 г. впервые появился расчет межпланетной ракеты, произведенный нашим соотечественником К.Э. Циолковским. Он сам говорит во второй части своего труда "Исследование мировых пространств реактивными приборами", появившемся в "Вестнике воздухоплавания" в 1911–1913 гг. (книгу можно читать в Ленинской, б. Румянцевской, библиотеке), что зародыш мысли о расчете ракеты был вложен в него при чтении книги Жюль Верна "Вокруг Луны".

Первая часть означенных "Исследований..." появилась в 1903 г., третья часть — в 1914 г. В этом, для подъемной ракеты фундаментальном, труде (см. диап. VIII) автор рассчитывает действие ракеты при прямом и косом подъеме. Циолковским были произведены опыты с падением на пол весьма хрупких предметов, которые он поместил в банку с жидкостью, и эти предметы не ломались. То же можно будет сказать и про людей, помещенных в ванну. Каждый знает подъемную силу воды: в воде так же легко держать руку в горизонтальном направлении, как и вертикальном; это будет иметь место и в ванне межпланетного корабля при больших ускорениях последнего, и человек сможет свободно управлять кораблем, лежа в течение прибл. 2–4 мин периода ускорения ракеты в ванне.

Всякий из Вас знает обыкновенную ракету: она выпускает внизу светящийся дым и при этом поднимается. Но эти обыкновенные ракеты еще не летают высоко потому, что они нерационально устроены: давление на их дно лишь немногим превышает вес ракеты. Если бы оно равнялось ее весу, то ракета лишь некоторое время стояла бы на одной высоте, а затем падала бы обратно на Землю. Кроме того, материалы, имеющиеся в ракете, большей частью сгорают уже вне ракеты. Вся она обыкновенно предназначена для светового эффекта, и форма ее не соответствует теории. Если же построить ракету в виде раструба, до которого имеется пространство сгорания, и пользоваться наиболее сильными горючими материалами, например водородом и кислородом в сжиженном состоянии, то, как показали расчеты Циолковского (те из Вас, которых эти расчеты интересуют, могут прочесть его статью "Ракета в космическое пространство"), вполне возможно получить огромнейшие высоты полета.

Ракета Циолковского состоит из сосуда, похожего на снаряд, в передней части которого помещаются люди, а в задней — собственно ракета и жидкое горючее, которое охлаждает ракету (см. рис. VIII).

В 1923 г. появилась на свет новая многообещающая работа германского

проф. астрономии Г. Оберта под заглавием: "Ракета к планетам". Оберт предложил пользоваться двумя или несколькими вложенными друг в друга ракетами (см. рис. 3): нижняя большая приводится в действие алкоголем, который сгорает в кислороде, верхняя маленькая вложена в нижнюю, и в момент, в который большая кончает работать, нос последней распадается на 3 части, и маленькая ракета продолжает полет, который производится гремучим газом: сгоранием водорода в кислороде. Нижняя ракета снабжена рулями, при ее падении превращающимися в парашют, с помощью которого она и спускается безопасно, принося с собой в баках еще атмосферный воздух на Землю. Ее можно снабдить и самопишущими инструментами, которые нам дадут знать о температуре, давлении и плотности атмосферы на больших высотах. Вторая маленькая ракета снабжена выбрасываемым парашютом. Она же может достигнуть скоростей, при которых мы можем перелететь на другие планеты. Модель В, рассчитанная Обертом, предназначена для исследования атмосферы без людей. Она имеет начальный вес в 544 кг, к концу полета малой ракеты остается 56,2 кг. Наибольший диаметр ее — 55,6 см. Кроме того, для лучшего действия она поднимается до высоты в 5500 м двумя дирижаблями, сама же достигает высоту в 56,2 км над поверхностью Земли. Маленькая, вылетающая из нее ракета имеет начальный вес в 6,9 кг и конечный — в 3,6 кг; ее конечная скорость равна 5,14 км/с, и она может достигнуть высоты в 1960 км над поверхностью Земли. Имеется у Оберта проект еще другой, большей ракеты для подъема людей в межпланетное пространство.

В последнее время журналы и газеты принесли весть из Америки о том, что проф. Годдард в Ворчестре в штате Массачусетсе, пользуясь сильной поддержкой со стороны правительства, производил ряд опытов над ракетами, давших блестящие результаты, так что он, как Вы можете также прочесть в книге Оберта, овладеваем мыслью об отправке ракеты даже на Луну (см. рисунок). Весть о том, что это будет сделано 4 июля 1924 г., оказалась слишком ранней. Он при опытах пользовался сначала бездымным порохом, затем пистолетным порохом, в последнее время им применяется жидкий кислород и жидкое горючее. При применении пороха производится ряд взрывов, как у пулемета, которые каждый раз сообщали ракете скорость.

Я уже с детства интересуюсь межпланетными путешествиями, и мною была, начиная с 1915—1917 гг., разработана конструкция межпланетного корабля: комбинация аэроплана с ракетой (см. черт. вид сверху, сбоку и сзади). У меня ракета толкает аэроплан косо вверх; в низших слоях атмосферы применяется двигатель с винтами, а начиная с прибл. 26 км над поверхностью Земли — ракета (см. черт. подъема). Эта комбинация дает возможность производить легко опыты с ракетой, пуская и останавливая ее во время полета. В случае случайной остановки ракеты можно безопасно спланировать на Землю.

Уже к концу мировой войны французы строили аэропланы на один полет, причем двигатели и аэроплан были по возможности просто устроены. Ввиду того что жидкого горючего в аэроплане для перелета на другие планеты не хватает, я, следуя этой идее, решился на складывание, расплавление в особом котле части крыльев аэроплана и других ненужных для дальнейшего полета частей (см. чертеж складывания). Расплавленный

металл представляет собой прелестный горючий материал, и ввиду большой дороговизны жидкого водорода использование металла не приведет к существенному удорожанию полета.

Многу далее разработан вопрос о возможности планирующего спуска с межпланетных высот на Землю, причем были получены благоприятные результаты (см. чертеж, план спуска): для осуществления планирующего спуска у меня имеются крылья особого малого аэроплана, прикрепленные к корпусу корабля (см. черт. "межпланетный корабль к концу полета"). Можно спускаться на Землю и ракетой, как это предложил Циолковский. Но она израсходует при этом много горючего, а именно: для подъема она расходует горючий материал при начальном весе, например, в 20 000 кг — в количестве прибл. $1\frac{9}{20}$, т.е. 19 000 кг, так что в межпланетном пространстве останутся лишь 1000 кг. При планирующем спуске не расходуются горючее, поэтому в данном случае можно спускаться аэропланом весом в 1000 кг. Если же спускаться, тормозя огромные скорости, получающиеся от падения с межпланетных пространств (11 км/с) ракетой, то на это опять потребуется горючего $1\frac{9}{20}$ от общего веса, т.е. 950 кг, и на Землю прибыло бы лишь 50 кг. Но ввиду того что для спуска двух—трех человек на Землю требуются аппараты прибл. в 1000 кг, ракеты, спускающиеся на Землю своим же действием, должны быть прибл. в 20 раз больше, чем в моей конструкции, т.е. иметь вес в $20 \times 20\,000 = 400\,000$ кг. Кроме того, комбинация аэроплана с ракетой имеет еще ту выгоду, что пилот может при этом свободно управлять аэропланом, не лежа в ванне, так как при этом конструкции ускорения меньше, чем в подъемной ракете, и межпланетные скорости можно достигать периодом ускорения в 25—40 мин, между тем как при подъемной ракете необходимо всю скорость получить в течение 2—4 мин.

Для полетов в самом межпланетном пространстве многу разрабатывается идея полета при помощи огромных зеркал из тончайших листов, дающая для этого случая также благоприятные результаты (см. черт. зёр [кала], и пыли, и шара).

В случае если люди впоследствии устроят в межпланетном пространстве межпланетные станции, которые будут, облетая земной шар как Луна, только находясь в отличие от Луны ближе к Земле, воспринимать путешественников, прилетающих с Земли, и отправлять, с другой стороны, оборудованные для дальнего плавания и снабженные всеми удобствами большие межпланетные корабли, то можно будет, согласно моим вычислениям, применять нижеследующую конструкцию. Межпланетные корабли, перелетающие на другие планеты, т.е. другие земные шары, снабжаются большими зеркалами, почти в квадратный километр площадью; на межпланетных станциях также располагают зеркала, но только еще больше (см. чертеж). Свет собирается последними и направляется на зеркало пролетающего межпланетного корабля. Малое давление света на огромных путях полета дает все же большие скорости перелета, а этим и кратковременность полета. Наибольшее время для перелета на ближайшую внешнюю планету, именно на Марс, или так называемую Красную звезду, составляет прибл. 256 дней, для ближайшей внутренней планеты — Венеры оно составляет 145 дней (чертеж полета). Имеются еще другие источники для получения скоростей, исследования которых в

ходу, и про них мною будет доложено в нашем межпланетном обществе. Если мы в межпланетном пространстве облетим планету, она нас будет притягивать, искривлять при этом путь полета и нас, так сказать, тянуть за собой, причем скорость полета после огибания планеты будет больше, чем до того; в наивыгоднейшем случае огибание Земли может давать 10 км/с, Марса — 4,5 км/с, наибольшей планеты нашей солнечной системы Юпитера — 24 км/с и нашей Луны — 2 км/с (см. чертеж огибания). Далее, если мы прилетим к данной планете и будем ее огибать в пределах ее атмосферы, мы сможем получить большие скорости полета: как при ударе малого шара о другой большой быстро летящий шар скорость первого шара может сильно увеличиваться, так и здесь. От такого облета земного шара мы могли бы получить приращение скорости полета прибл. в 50 км/с, что в дальнейшем при выполнении разных задач при перелетах на другие планеты должно играть огромную роль. Однако этот вопрос об облете планет в пределах их атмосферы еще требует дальнейшей разработки (см. чертеж огиб[ания] в атм[осфере]).

Рассмотрим немного вопрос о том, как действует сила притяжения Земли, планет и Солнца. Известно, что сила притяжения Земли на высоте, равной ее радиусу, т.е. 6370 км над поверхностью, равна лишь $\frac{1}{4}$ той силы, которая действует у нас на Земле; если высота равна двум радиусам, то — лишь $\frac{1}{9}$ той, которая действует у нас, и т.д. Вследствие этого работа, которую надо совершить для того, чтобы улететь с Земли в бесконечность, не равна бесконечности, а составляет конечную величину. Но если бы мы, например, над камнем совершили бесконечно большую работу, то он имел бы скорость света, т.е. 300 000 км/с. Для преодоления же всего притяжения Земли требуется скорость в 11 км/с. При меньшей скорости мы будем вращаться вокруг Земли по эллипсу, при большей — мы полетим по гиперболе в бесконечность (см. чертеж).

Если мы преодолеем притяжение Земли, то мы сохраним еще скорость Земли вокруг Солнца, т.е. приблизительно 29 км/с. Если мы к этой скорости прибавим, например ракетой, еще 3 км/с, мы получим больший размах при движении вокруг Солнца, межпланетный корабль поднимется против притяжения Солнца и может в точке своей траектории, наиболее удаленной от Солнца, достигнуть уже планету Марс, отстоящую в 1,5 раза дальше от Солнца, чем Земля. Давая кораблю ракетой или давлением света еще большие добавочные скорости или же огибая Марс, мы сможем достигнуть и другие планеты.

Но Марс особенно интерес тем, что на нем впервые итальянский астроном Скиапарелли видел сеть каналов, из которых некоторые имели протяжение 3—5 тысяч километров; предполагали, что они построены разумными существами, культура которых выше нашей. Хотя вопрос о каналах еще теперь спорный, но во всяком случае Марс обладает полярным снегом, который летом тает и зимой увеличивается в размере. Снаряжение туда экспедиции имело бы всемирное значение. (Он, между прочим, теперь хорошо виден, мы его еще вчера видели в большой телескоп на Лубянке, 13; полярная шапка была прелестно видна).

Для межпланетных путешествий особенно важны еще вопросы: о дыхании, питании, а также о безопасности из-за возможности пребывания корабля метеорами.

Первый вопрос решается тем, что берут с собой, с одной стороны, кислород для дыхания, с другой стороны — вещества, абсорбирующие выдыхаемую нами углекислоту, как, например, едкий калий. Для питания можно взять с собой консервы; но для дальнего плавания будет выгоднее применять предложенные еще Циолковским оранжеви авиационной легкости. Циолковский вычислил, что для вечного питания одного человека было бы достаточно взять с собой один квадратный метр с плантациями наиболее плодовых растений — банан. В таком случае возобновление воздуха для дыхания возможно также растениями: они впитывают как раз углекислоту, строя из нее свои ткани, и отдают кислород, который нам необходим для дыхания (см. черт. оранжеви авиационной легкости).

Что же касается пробивания корабля метеорами, то, по моим расчетам, оно будет происходить лишь в среднем каждые 10 лет.

Для предохранения в таком случае необходимо разбить корабль на секции, воздухопроницаемо отделенные друг от друга. Люди же должны будут находиться в своего рода водолазных костюмах с автоматическими клапанами, которые закрывают визир в случае, если воздух выйдет через отверстие, пробитое в камере метеором (см. чертеж скафандра).

Достижением других планет открылась бы новая эра в истории человечества: имеется надежда на то, что мы найдем в пределах нашей солнечной системы другие человечества. Многие говорят за то, что сильно уменьшенное притяжение на малых планетах, вызывающее облегчение транспорта в самом обширном смысле слова, будет иметь перевес над затруднениями, которые возникают из-за отсутствия на малых планетах атмосферы, воды и растительности. Возможны даже, по мысли Циолковского, колонии в межпланетном пространстве вне планет. В межпланетном пространстве можно себе устроить вечную весну, из-за постоянного присутствия солнечных лучей там исчезнет туберкулез, можно постоянно иметь тропическую температуру и, значит, плодородие тропических стран.

Предоставляя Вам самим дальше развивать мысль о жизни в невесомой среде, я хотел бы вернуться к новым стремлениям и указать еще на проекты сигнализации с Марсом и на проекты по осуществлению зрения на дальнее расстояние при помощи радиотелеграфии. Для того чтобы указать марсианам, что у нас живут разумные существа, можно было бы построить насаждения лесов в виде полосок, образующих регулярные фигуры: равно-сторонние треугольники, четырехугольники, пифагорову теорему и т.п. (см. чертеж). Ширина этих полос должна быть более 15 км. Можно затем переслать сильный пучок света с Земли на Марс, но огромная величина необходимой светосилы будет этому препятствовать. Далее было бы возможно прикрепить к ракете, направляющейся на Луну, камеру-обскуру. В последнее время осуществляются проекты по передаче картин, образующихся на матовой пластинке таких камер-обскур, на расстояние при помощи аппаратов, основанных на том, что металл селен при попадании на него света сильно меняет свое электрическое сопротивление. Если на другую точку матовой шайбы свет не падает, то ток в цепи с селеном почти не течет, и наоборот. Электрической передачей можно при помощи радио вызывать в приемной электрической цепи аналогичный ток. Если в приемную цепь включена малая лампочка, она будет светить при условии, что на соответствующем месте матовой пластинки камеры-обскуры станции

отправления имелся свет. Проводя селеном по всей матовой пластинке, можно передать все изображения, имеющиеся на ней. Если ракета с таким аппаратом приблизится к Луне, мы на приемной станции на Земле сможем видеть изображения, появляющиеся в камере-обскуре ракеты, пейзажи Луны. Но и эти проекты еще требуют разработки.

Я хотел кончить (свой доклад) указанием на то, что нами в новообразовавшемся "Обществе изучения межпланетных сообщений" объявлен конкурс на ракету для высоких полетов (предполагается на 100 верст). Приглашаем желающих принять участие, записаться в Общество. Со строго научной точки зрения будут разрабатываться все встречающиеся вопросы. Мы создадим журнал под заглавием "Ракета" для оповещения о работах, произведем необходимые опыты и все сделаем для того, чтобы развить науку в данном направлении, которое должно иметь первостепенное значение в жизни человечества.

КОНСПЕКТ К ДОКЛАДУ ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА НА ТЕМУ: ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ, МОИ РАБОТЫ В ДАННОЙ ОБЛАСТИ

А. Введение

О давности и количестве моих работ: в 1906, 1909—11; 1917—24 гг. Общее число страниц больше 600; 23 рисунка; опыты 1915—1917 гг. с растениями для оранжереи авиац. легкости.

В. Доклад

II. О моих работах в области межпланетных путешествий.

- a) Мой проект (показать рис. 1—4 и объяснить его). За все время безопасность полета. Преимущество перед другими и возможно ли скорое изготовл[ение] его.
- b) Планирующий спуск, уменьшающий начальн[ый] вес в 15—20 раз (показ. рис. 5 и 5а).
- c) Двигатель сист[емы] Мело (показ. рис. 6—8).
- d) Межпланетн[ые] станции, их расположение и значение: воспринимать межпланетные корабли с Земли и отправл[ять] обратно, выпускать межпланетные корабли дальн[его] плавания и принимать их; оранжереи и некот[орые] починочн[ые] станки; станция для изготовл[ения] кислорода и водорода. Через некот[орый] срок будет дешевле доставить материалы для станций и дальн[их] полетов с Луны ввиду малого колич[ества] горючего для доставки с нее, оранжереи авиац[ионной] легкости (показ. черт. 8а) (в $2\frac{1}{2}$ раза дальше Луны — в 1 га^[1]...)
- e) Чем привести в действие межпланетные корабли для дальн[их] полетов.
 - 1) Ракетами.
 - 2) Зеркалами и примен[ение] зеркал для разогревания почвы по Обергу.
 - 3) Зеркала^[2], передающие энергию с межпланетной станции кораблю (показ. рис. 9 и 10).
 - 4) Кольца с наэлектризованной железн[ой] пылью внутри (показ. рис. 11).

- f). Перелеты на Марс и Венеру и время перелета, экономичность (показ. рис. 12—14) (43 радиуса Земли — притяж[ение] Солнца = притяж[ение] Земли).
- g). Огибание планет с целью увеличения скорости перелета (показ[ать] рис. 15 и 16).
- h). О возможности перелета в другие солнечные системы.
1. Общество изучения межплан[етных] сообщений
- а). Его история: секция реакт[ивных] двиг[ателей] при Ак[адемии] возд[ушного] фл[ота] в Москве, доклад проф. Ветчинкина, мой доклад в Астроном[ическом] обве; 150 членов в наст[оящее] время. 3 секции: Научно-исслед[овательская], научно-попул[ярная] и литерат[урной] пропаганд[ы]. Кружок связи, библиотечн[ый] и т.д.
- б). Его задачи:
1. Изуч[ение] высш[их] слоев атм[осферы] ракетами (показ. рис. 17).
 2. Постройка и испытание двойных и ряда вложенных друг в друга ракет для достижения крайних высот.
 3. Постройка и испыт. ракеты Мело, постройка складыв[аемых] аэропланов, котла для плавки, испытание комбин[ации] аэропл[ана] с ракетой.
 4. Изготовл[ение] двигателей, работ[ающих] жидк[им] кислоро- дом и водород[ом].
 5. Изгот[овление] тончайших зеркал, испытание их, приводя их во вращение.
 6. Расчет и исследование полетов на друг[ие] планеты.
 7. Исслед[ование] оранжереи авиац[ионной] легкости.
 8. В будущем: постройка межпл[анетного] кор[абля], межпл[анет- ной] станции.
- с). Сделанная работа:
- Прочитан ряд докладов, намечен конкурс, связь с загранич[ей], письмо, получ[енное] от Годдарда с приветом; переводятся на рус- ский язык Оберт и Годдард, печатаются, журнал будет издан в следст- вие многих запросов, статьи, мною производ[ятся] научн[ая] рабо- та. Приготовл[ена] к печати. Проф. Михайлов пишет книгу. Циол- к[овский] прислал статьи и поддерж[ивает] связь. Уполномоч[ен] чит[ать] от им[ени] оба доклад здесь, и также организ[уются] секции в Ленинграде.
- VI. Военное значение межплан[етных] полетов.
- а). дальнебойность межпланетн[ых] ракет.
 - б). возможность взять химич[ески] действ[ующие] газы с собою.
 - с). быстрота дальних полетов. Стрельба вокруг Земли.
 - д). обследов[ание] страны с межплан[етных] станций и воздействие зеркалами.
 - е). выгода от завоевания нового земн[ого] шара малыми средствами.
- VII. Значение межпланетных полетов для астрономии.
- а). дешевизна, которою добываются сведения с других планет и отно- с[ительно] зодиакальн[ого] света.
 - б). лучшие условия наблюдения с межпланетных станций; возможность наблюдений на дисках других солнц, открытие занептунной и внут- римеркуриевой планет и новых спутников планет.

VIII. Значение межпланетных полетов для людей.

- а). Уменьшение веса и облегчение всякого транспорта, подъема тяжестей и работ с телами разной величины; легкость увеличения машин, солнечных двигатели (показ. рис. 18).
- б). Затруднения из-за отсутствия атмосферы, необходимость надевать скафандры (показ. рис. 19) и нахождение во вполне закрытых помещениях, необходимостью возобновлять воздух и иметь оранжереи.
- с). Затруднение одинаково для всех планет без воздуха, облегчение увеличивается для малых планет, на которых, или в свободных колониях будет лучше всего жить и дешевле, чем у нас. Золотой век, вечная весна.

III. Ракета Годдарда (рис. 20), его портрет (рис. 21). Ракеты Оберта (рис. 22 и 22, а), аэроплан Бутлера (рис. 23). Споры за границей по поводу работ проф. Годдарда и Оберта насчет отдачи. Почему не состоялся полет 4 июля, и мог ли он состояться.

IV. Другие проекты.

- а). Графиньи (рис. 24).
 - в). Пушки.
 - с). С зеркалом (рис. 26).
- V. Межпланетная сигнализация.
- а). При помощи Пифагоровой теоремы (рис. 27).
 - б). Посылкой светового луча.
 - с). Светотелефоном.
 - д). Телевиз управляемой ракеты.

IX. Незавершенность конструкций и желательность устройства опытного завода для дальнобойных ракет с целью развития военного дела, авиации, астрономии и возможностей вообще.

С. Заключение и резюме.

Почему осуществляются полеты на другой планет в ближайшее время.

- а). Возможны легкие ракеты хорошего коэффициента полезного действия.
- б). Комбинированный аэроплан и ракеты делает полеты безопасными для людей и допускает легкое производство опытов с людьми.
- с). При двойных или тройных аппаратах для каждого аппарата требуется не слишком много жидкого горючего. Такой комбинацией или расплавлением строится материал можно достигнуть скорости в 8 км/с, 1-й скорости, которая требуется для того, чтобы утвердиться в межпланетном пространстве.
- д). С Обертом согласен. Прочитать заключение Оберта.
Везде примеры давать.
Диапозитивы.

**НЕКОТОРЫЕ МАТЕРИАЛЫ К ВЫСТУПЛЕНИЮ НА ДИСПУТЕ,
СОСТОЯВШЕМСЯ В 1 МГУ 1, 4, 5 ОКТЯБРЯ 1924 г.**

**Конспект к сообщению инженера Ф.А. Цандера
об изобретенном им межпланетном корабле**

Сообщение от 1, 4 и 5 октября 1924 г., сделанное на диспуте в Физическом институте Первого московского университета

А. Введение

О давности и количестве моих работ: 1906, 1909—11; 1917—24 гг., число страниц — более 600; чертежей — 23; опыты 1915—18 гг. с оранжевой авиационной легкости.

В. Доклад

I. Описание моего межпланетного корабля. Большой и малый аэроплан, винты и ракета, складываемость крыльев и других частей, взамен двигателя и ракеты — ракету Мело. Котел для плавки. Опыт с магнием. Применение твердого горючего (диап. № 1—9) [1].

II. Подъем и планирующий спуск моим межпланетным кораблем, безопасность полета из-за поддерживающего аэроплана за все время полета, возможность многократного запуска ракеты. Использование опыта авиации (диап. № 10, 11).

III. Опасные, не обеспечивающие жизнь моменты при полете ракетами Оберта или Годдарда и Циолковского.

а) Остановка ракеты в момент после отлета, падение на Землю.

б) Невозможность при косом взлете после остановки ракеты ее снова запускать; сильное торможение парашютом; опасность превращения в снаряд.

в) Разрыв парашюта при падении после остановки вертикально поднявшейся ракеты при скорости в 5—7 км/с.

д) Резюме: остановка ракеты не должна грозить смертью, требуется вылет после многократной остановки ракеты, что выполнено у моего корабля (диап. № 12, 13, 14).

IV. Неудобства у Оберта.

а) Необходимость спуска в неудобном месте парашютом Оберта; малый конечный вес у Оберта ($1/150$ при 5 км/с).

б) Пилот у Оберта должен лежать в ванне, так как ускорение — до 42-кратное.

в) Большие последствия недосмотров из-за быстроты измерений скорости (полет 40 с).

д) Большая трудность изготовления огромной ракеты по сравнению с аэропланом и меньшей ракетой.

V. Неудобство и дороговизна ракеты Циолковского, тормозящей полет при спуске: начальный вес должен быть в 10—20 раз больше, чем у аэроплана с ракетой.

VI. Возможность легко производить опыты с межпланетным кораблем моей системы, запуская и останавливая его при любых скоростях. Твердый горючий материал не дороже водорода. Большая амортизация при ракетах Оберта. Устранение препятствия, высказанного Перельманом, расходом твердого горючего.

VII. Межпланетные станции, их расположение и значение: восприни-

мать межпланетные корабли с Земли, отправлять обратно, запускать и принимать межпланетные корабли дальнего плавания; оранжереи и почвенные станки, станции для изготовления кислорода и водорода.

Дешевизна доставки с Луны.

Расстояние их:

на высоте 1000 км — 1 ч 23 мин вокруг Земли

” 42000 км = $6^2/3$ ч₃ — 24 ч вокруг Земли.

Сравнительная легкость достижения межпланетных станций: 8 км/с, 90% горючего, через 1,5 ч обратно (диап. № 15, 15а) [2].

VIII. Перелеты на Марс и Венеру (диап. № 16, 17).

IX. Обгибание планет вне атмосферы и в атмосфере (диап. № 18, 19).

X. При достаточном количестве времени: чем привести в действие межпланетные корабли для дальних полетов?

1. Ракетами.

2. Зеркалами (при случае: применение зеркал для разогрева почвы по Оберту) (диап. № 20, 21, 22).

3. Зеркала, передающие энергию с межпланетной станции кораблю (диап. № 23).

4. Кольца с наэлектризованной железной пылью внутри контура (диап. № 24).

XI. Оранжереи авиационной легкости и двигатель Мело (диап. № 25, 26, 27, 28, 29).

XII. Военное значение межпланетных полетов.

1) Дальнобойность межпланетных ракет.

2) Возможность взять химически действующие газы с собой.

3) Быстрота дальних полетов.

4) Обследование страны с межпланетных станций и воздействие зеркалами.

5) Выгода от завоевания нового земного шара малыми средствами (диап. № 30).

XIII. Значение межпланетных полетов для астрономии.

1) Сравнительная дешевизна, которой добываются сведения с других планет и относительно зодиакального света.

2) Лучшие условия наблюдения с межпланетных станций; возможность наблюдений на дисках других солнц, открытие занептунных и внутри-меркуриевых планет и новых спутников планет.

XIV. Значение межпланетных полетов для людей.

1) Уменьшение веса и облегчение всякого транспорта, подъема тяжестей и работ с телами разной величины, легкость увеличения машин, солнечных двигатели.

2) Затруднения из-за отсутствия атмосферы, необходимо надевать скафандры или находиться во вполне закрытом помещении, необходимо возобновлять воздух и иметь оранжереи.

XV. Общество изучения межпланетных сообщений.

1) Его история [3]: секция реактивных двигателей при Академии воздушного флота, доклад проф. Ветчинкина; мой доклад в Астрономическом обществе. 150 членов, 3 секции: научно-исследовательская, научно-популярная, литературно-пропагандистская; кружок связи, библиотеч. и т.д.

2) Его задачи: изучение высших слоев атмосферы ракетами, конкурс; постройка двойных и ряда вложенных ракет, ракеты Мело, складываемого аэроплана, котла для плавки, комбинации аэроплана с ракетой, двигателя, работающего кислородом и водородом, тончайших зеркал, оранже-рей авиационной легкости, в будущем — межпланетного корабля, станции, расчет и исследование перелетов на другие планеты. Утвержденный устав — показать. Прочсть пункт 2 и часть пункта 3 устава.

3) Сделанная работа: прочитан ряд докладов, намечен конкурс, связь с заграницей, письмо от Годдарда (прочсть), перевод Оберта и Годдарда на русский язык, печатаются статьи, журнал "Ракета" будет издан. Мною производятся научные работы, проф. Михайлов пишет научную книгу, Циолковский прислал статьи и поддерживает связь.

XVI. Почему осуществляются полеты на другие планеты в ближайшее время.

1) Возможны легкие ракеты хорошего коэффициента полезного действия.

2) Комбинация аэроплана и ракеты делает полеты безопасными для людей и допускает легкое производство опытов с людьми.

3) При двойных или тройных аппаратах для каждого аппарата требуется не слишком много жидкого горючего. Такой комбинацией или расплавлением частей строительного материала можно достигнуть скорость в 8 км/с, т.е. первую скорость, которая требуется для утверждения в межпланетном пространстве. Полет Москва — Нью-Йорк в 2 ч. Фотографирование с небесного корабля небесных панорам на высоте 700 верст.

Современная германская наука о радиосвязи с Марсом и другими мирами.

Радиостанция в 15 000 000 л.с.

С. 3 а к л ю ч е н и е. Близкое будущее.

1) Пропаганда между инженерами и учеными.

2) Опытный завод дальнобойных и межпланетных ракет.

3) Ракета, предполагаемая к постройке Обществом изучения межпланетных сообщений.

4) Необходимость организации Обществ изучения межпланетных сообщений в научных центрах.

**КОНСПЕКТ К ЛЕКЦИИ ИНЖ. Ф.А. ЦАНДЕРА
О ПЕРЕЛЕТАХ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ,
ПРОЧИТАННОЙ В г. ЛЕНИНГРАДЕ 17 НОЯБРЯ 24 г.**

А. В в е д е н и е

Перелом на Западе в связи с работами Р. Годдарда и Г. Оберта. Нов[ые] исследования и конструкции, открывающие новые возможности. Организация в Москве Об-ва изучения межпланетн[ых] сообщений.

В. Д о к л а д

I. Как романисты представляют себе перелет на друг[ие] планеты.

а) Из пушки на Луну (Жюль Верн). Пушка длиною в 300 верст.

б) Уничтожение силы тяжести лучами (Гарзет Сервис).

с) Можно ли укрываться от силы тяжести? Кэворит (Уэльс, Перв[ые] люди на Луне).

- d). Можно ли внутренними силами получить движение всего тела? Сира-но де Бержерак в романе Эдмонда Ростана 1645 г.
- e). Можно ли на воздушном шаре на Луну лететь? (Ганс Пераль в романе Эдгара По).

II. Ракеты.

- a). Мандарин Ван Гу, 47 ракет и англ. карриатура.
- b). Проект Кибальчича 1881 г. Журнал "Бюле" 1918 г., IV—V.
- c). Работа Циолковского: "Научн. обозрение", 1903 г., май; переизд. 1924 г. "Вестник воздухоплавания", 1911—12 гг. и "Исслед. миров. простр. реакт. приборами", 1914 г.
- d). Патент Лорена 1909 г., Унге 1911 г., А. Горохов 1911 г. (журн. "Воздушный путь", 1911 г., № 2). Эсно-Пельтери, "Рен", председатель франц. общества воздухоплавательн. промышленности.
- e). Принцип ракеты и каракатицы.
- f). Книга проф. Оберта и его ракета.
- g). Ракета Годдарда.

III. Электрическая пушка и дальнбойные орудия.

IV. Стрельба вокруг земного шара и в бесконечность.

V. Описание моего межпл. корабля.

Затем по стар [ому] конспекту развить подробнее^[1].

КОНСПЕКТ

К ЛЕКЦИЯМ О МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПУТЕШЕСТВИЯХ, ПРЕДПОЛАГАЕМЫХ К ЧТЕНИЮ

ВО 2 УЧЕБНОМ СЕМЕСТРЕ 1924/25 ГОДА

В АКАДЕМИИ ВОЗДУШНОГО ФЛОТА ИМЕНИ Н.Е. ЖУКОВСКОГО
ЛЕКТОРОМ Ф.А. ЦАНДЕРОМ, ИНЖЕНЕРОМ-ТЕХНОЛОГОМ

Всего 15 лекций по 2 часа каждая

1. Лекция. Введение. Предмет занятий. История вопроса, предложенные до сих пор методы перелета на другие планеты. Оценка их. Законы движения точки. Всемирное тяготение. Притяжение точки шаром. 1 и 2 законы Кеплера.

2. Лекция. 3 закон Кеплера. Задача Кеплера. Расчет времен перелета на другие планеты и наивыгоднейших путей. Общие данные о планетах солнечной системы и о Солнце. Действие реактивного двигателя.

3. Лекция. Ракета Циолковского и его расчеты ракеты. Достигаемые скорости полета при данном расходе горючего. Скорости истечения и скорости полета в зависимости от рода горючего.

4. Лекция. Дальнбойные ракеты, полет их наименьшей энергией для данной дальности боя. Энтропия. Диаграмма Мольте для газов и водяного пара. Расчет скоростей, давлений, температур и плотностей внутри ракеты в разных сечениях; расчет формы ракеты. Расчет трения в ракете.

5. Лекция. Определение количества отводимой через стенки ракеты теплоты. Температура стенок ракеты. Формула Нуссельта. Определение толщины стенок ракеты. Коэффициенты полезного действия ракеты.

6. Лекция. Ракеты Оберта и Годдарда. Расчеты Оберта: наивыгоднейшая толкательная сила, время действия ракеты, ускорение полета, расход горючего, высота подъема.

7. Лекция. Расчеты Оберта, продолжение: действие ряда вложенных друг в друга ракет. Путь вертикально поднимающейся ракеты в пространстве.

8. Лекция. Конструктивные данные к ракете Оберта: действие его насосов, пульверизаторов и парашютов. Система регулирования ракеты. Проектирование межпланетных ракет.

9. Лекция. Опыты проф. Годдарда и его результаты. Межпланетный корабль инж. Цандера: конструктивные данные. Расчеты ракеты, использующей материалы, дающие твердые продукты горения в ракете.

10. Лекция. Высота атмосферы Земли; плотность, давление, температура и состав ее на разных высотах. Расчет подъема и спуска межпланетного аэроплана. Расчет котла и баков для жидких перманентных газов.

11. Лекция. Расчеты к двигателю высокого давления, питающегося жидким кислородом и водородом или подобным горючим. Расчет подъема аэроплана с таким двигателем. Значение межпланетных станций, питание и приборы, возобновляющие воздух для дыхания. Оранжевые авиационной легкости.

12. Лекция. Расчет огибания планет с целью увеличения или уменьшения скорости полета. Огибание Луны. Огибание планет внутри их атмосферы.

13. Лекция. Расчет зеркал и комбинации зеркал с ракетами для полетов в мировом пространстве. Путешествие по сгущенному зеркалами световому лучу. Действие комбинированных плоских и изогнутых зеркал.

14. Лекция. Расчет соленоидов с железной пылью в их плоскости, если пущен через соленоиды электрический ток. Электрические пушки.

15. Лекция. Отталкивательная сила электростатического заряда Земли. Полеты электростатически заряженными шарами из тончайших листов. Затруднения и облегчения для человека, живущего в межпланетном пространстве: действие уменьшенного веса. Виды на будущее.

Москва. 14.12.1924 г.

Подпись: Ф.А. Цандер

**КРАТКИЙ ОБЗОР ЛЕКЦИИ О МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПУТЕШЕСТВИЯХ
И О СВОИХ РАБОТАХ В ДАННОЙ ОБЛАСТИ,
ЧИТАННОЙ 5 ФЕВРАЛЯ 25 г. ИНЖЕНЕРОМ-ТЕХНОЛОГОМ Ф.А. ЦАНДЕРОМ
В ПОМЕЩЕНИИ ЗАВКОМА ГОС.АВИАЗАВОДА №4
(Б. "МОТОР"), МЕЙЕРСК. ПР., Д. 14**

Лектор показал сначала световые картины, дающие наглядные данные о сравнительной величине отдельных планет нашей солнечной системы и Солнца, о их лунах, о расстоянии от Солнца и о том, что видно в большие телескопы на их поверхности.

Затем был объяснен принцип реактивного двигателя, устройство ракет, назначенных для межпланетных полетов и для исследования высших слоев атмосферы: Циолковского, Оберта и Годдарда. Было указано на проект русского революционера Кибальчича и на проекты, развиваемые в романах писателей.

Далее следовали световые картины, в которых был продемонстрирован принцип и действие межпланетного корабля-аэроплана сист. Ф. Цандера, подъем и планирование им, было указано на отличия от других систем и преимущества.

4	Коэффициенты полезного действия ракеты и двигателя на разных высотах для межпланетного корабля Цандера	
5	Втягивание подставки межпл[анетного] кор[абля] Цандера в котел	18
6	Складывание наружных секций межплан[етного] аэроплана Цандера	16
7	Межпл[анетный] кор[абль] Цандера после достижения максимальной скорости	19
8	Втягивание крыльев межпл. кор. Цандера по 2 методу	17
9	Аэроплан Бутлера и Эдварса реактивного типа (1867 г.)	3
10	Период ускорения межпл. кор. Цандера	20
11	Планирующий спуск с межпланетного пространства	24
12	Ракета Оберта, модель В	12
12a	Ракета Оберта для подъема людей	13
13	Первая модель ракеты Годдарда	11
14	Ракета Циолковского (с двумя витками для стабилизации)	10a
15	Межпланетная станция	33
15a	Скафандры для путешествия на больших высотах	
16a	Кривые полета с Земли на Марс	21
16b	Кривые времени перелета на Марс как функции начальной скорости	22
17	Кривые полета с Земли на Венеру	23
18	Облет планеты с целью увеличения скорости	25
19	Увеличение скорости полета межпл. кор. облетом планеты	26
20	Опыт над давлением света Hull'a и Nicols'a	34
21	Солнечное зеркало, установленное в Сахаре	35
22	Межпланетный корабль с зеркалом	36
23	Большое зеркало для передачи световой энергии на расстоянии	37
24	Кольцо с железной пылью; по кольцу течет электрический ток	38
25	Ряд цветочных горшков с горохом, капустой и тыквой, выросшими в песке или угле с ночным золотом	28
26	Корни капусты, выросшей в толченом угле с ночным золотом	29
27	Двигатель сист. Мело, попер. разрез	30
28	Труба-пропеллер сист. Мело	31
29	Установка двигателя сист. Мело на биплане	32
30	Планета Марс с каналами по Ловеллу	41
31	Сигнализация на другие планеты с помощью Пифагоровой теоремы	40
32	Большой прожектор	39
33	Письмо Годдарда Межпланетному Обществу в Москве	4
34	Полеты в мировое пространство с возвр. на Землю через 1,2 и 3 года	24a
35	Вид на Юпитер с одной из его лун	42
	Разрез через соленоид	8a
	Путь полета снаряда, стреляющего на 120 км	9a
	Громадное соленоидное орудие	9в
	Возвращение в земную атмосферу ракетой с парашютом	49
	В момент отлета с Земли. Разрез через нос межпланетного корабля	43

Оторвалась от земного шара	44
Межпланетные путешественники, летающ. в межпл. корабле	45
Межпл. кор. летит в полях тяготения Земли и Луны	46
Близко к цели. Межпл. кор. огибает Луну	47
Картина будущего. Больш. межпл. кор. поднимается для увеселительн. поездки с Луны	48
Силовая установка на Луне	50
а. Зеркало, излучающее лучи, парализующие притяжение земного шара по фантазии Гарзета Сервиса	2
б. Английская карриатура (1828) на реактивное летание из Парижа в Ленинград	1
с. Принцип полета ракеты (давление на 4 или 3 стенки сосуда)	10
д. Электрическая пушка сист. Фотон-Вильиле	9
е. Германское орудие сверхдальной стрельбы бомбардирует Париж на расстоянии 120 верст	5
ф. Судьба ядер, выброшенных пушкой с весьма большой скоростью (видна гора и малая часть земного шара)	7
г. Обстрел земного шара из 1 точки его	6
h. Судьба пушечного ядра, выпущенного с начальной скоростью 8 и более километров [в секунду]	3

СООБЩЕНИЕ О МОИХ НОВЫХ РАБОТАХ В ОБЛАСТИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СООБЩЕНИЙ

Инженер Ф.А. Цандер

Мною проектируется авиационный двигатель на 200 атм давления, который будет работать нефтью и жидким кислородом, на 20 л.с. Нефть и кислород будут прямо впрыскиваться в цилиндр; двигатель двухтактный.

Предполагается производить предварительные опыты на Гос. Авиазаводе № 4 имени тов. Фрунзе и впоследствии построить двигатель на означенном заводе. Не хватает еще необходимых сосудов для жидкого кислорода. Предполагается построить также и двухместную авиэтку от имени ячейки Авиаким означенного завода; двигатель будет испытываться на этой авиэтке. Предполагается также испытывать на ней ракеты, годные для межпланетных путешествий. В лаборатории завода предполагаются опыты, относящиеся к перелетам на другие планеты: испытание стержней из разных металлов при низких температурах, опыты с ракетами, выбрасывающими твердые и жидкие продукты горения, опыты по изготовлению тончайших листов, которые могли бы находить применение при полетах зеркалами и ракетами в межпланетном пространстве, опыты по определению уменьшения веса шаров из тончайших листов, заряженных отрицательным электричеством именно в случае, если земной шар также обладает отрицательным зарядом. Мною производились многочисленные расчеты, относящиеся 1) к полету на аэроплане в высшие слои атмосферы двигателем, а для подъемов за пределы атмосферы — ракетой, 2) к планирующему спуску на аэроплане с межпланетных высот на Землю, 3) к полету дальнобойных ракет, 4) к расчету самой ракеты, 5) к путям для полета на другие планеты, 6) к отклонению планетами межпланетного корабля и увеличению или

уменьшению скорости полета при этом (получение даровой энергии), 7) к полету в самом межпланетном пространстве зеркалами, 8) к полету в межпланетном пространстве с помощью соленоида, через который пропущен электрический ток, причем внутри контура кольца находится железная пыль, увлекаемая солнечным светом и увлекающая сам соленоид с межпланетным кораблем, 9) к отклонению метеоров от межпланетного корабля действием электростатического поля: если навстречу метеорам пускать катодные лучи или же обыкновенное электричество, то метеоры назлектризуются, и если межпланетный корабль поместить в назлектризованный шар, то метеоры не могут подступить к кораблю, 10) к конструкции межпланетного корабля-аэроплана со стягиваемыми или складываемыми крыльями, дающими возможность использовать некоторые части корабля в качестве горючего, расплавляя их в особом баке и используя в ракете для достижения других планет.

Москва, 15.11.25 г.

Инженер Ф.А. Цандер

**ТЕЗИСЫ К ДОКЛАДУ ИНЖ. Ф.А. ЦАНДЕРА
НА КУРСАХ ПО ПОВЫШЕНИЮ КВАЛИФИКАЦИИ
ПРИ ОБЛ. ВСРМ "... ИЮНЯ 1930 г. НА ТЕМУ:
МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СООБЩЕНИЯ^[1]**

Проблемы сверхавиации, очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям и развитие межпланетных путешествий

1. Влияние атмосферы Земли на возможность вылета из нее.
2. Авиационные двигатели новых родов и форм.
3. Реактивные двигатели, улучшенные введением кругового рабочего цикла. Воздушные реактивные двигатели; комбинации авиационных двигателей с реактивными и перспективы, открывающиеся введением этих ново-конструкций.
4. Введение металлического топлива для ракет, составные ракеты; громадные высоты и скорости полета, которые предвидятся при использовании части конструкции в качестве топлива.
5. Схема аэроплана, использующего часть конструкции в качестве топлива, и кривые подъема его ракетою.
6. Радиусы действия и расход горючего для далеко летающих ракет, облетающих большую часть земного шара вне атмосферы.
7. Исследование оранжерей авиационной легкости, жизнь в межпланетном корабле.
8. Межпланетные станции, их значение и примерное устройство.
9. Об ограждении от метеоров.
10. Коренное различие между силами, необходимыми для достижения первой межпланетной скорости в 8 км/с, дающей возможность остановки всех двигателей и ракет без опасности падения на Землю, и между силами, достаточными для дальнейшего ускорения.
11. Источники даровой энергии в межпланетном пространстве, достижение планеты Марс в течение 8½ мес., о ее достижении в 6 до 10 дней.
12. О желательности работ по изысканию устройства жизни на Луне. Стягивание масс архитекторов, агрономов, врачей и инженеров и части населения в работы по данным вопросам.

Список всех диапозитивов и картин к лекции "Проблемы межпланетных сообщений", читанной 22 апреля 1931 г. инженером Ф.А. Цандером в МОЛИА

№ по пор.	Диапозитив	Картина книга	Стр.	Черт.	
1	÷				Часть Млечного Пути
2	÷				Млечный путь
3	÷				Солнечная система
4	÷				Сравнение Земли, Марса, Меркурия и Луны
5	÷				Планета Марс
6	÷				Юпитер
7	÷				Сатурн
8	÷				Электрическая пушка
9	÷				Принцип полета ракеты
10	÷				Полет ракеты на 100 км
11	÷				Судьба пушечного ядра
12	÷				Обстрел земного шара
13	÷				Полет с Земли на Марс
14	÷				Полет с Земли на Венеру
15	÷				Ракета Циолковского
16	÷				Первая модель ракеты Годдарда
17	÷				Модель В Оберта
18	÷				Большая ракета Оберта
19		Оберт	5	3	Модель А Оберта
20		Оберт	16	14	Модель Д Оберта
21		Оберт	21	22	Модель Д Оберта
22	÷				Опыты с распылением металла
23	÷				Точки плавления и температуры металлов
24	÷				Сложная ракета Цандера
25	÷				Боковая ракета Цандера
26	÷				Боковой сосуд Цандера
27	÷				Период ускорения межпланетного корабля
28	÷				Аэроплан Цандера
29	÷				Двигатель системы Мело
30	÷				Установка двигателя Мело на аэроплане
31	÷				Планирующий спуск
32	÷				Метеорит
33	÷				Увеличение скорости полета облетом планеты
34	÷				Облет планеты с целью увеличения скорости
35	÷				Спуск парашютом

Таблица (окончание)

№ по пор.	Диапозитив	Картина книга	Стр.	Черт.	
36	÷				Солнечное зеркало
37	÷				Давление света
38	÷				Межпланетный корабль с зеркалом
39	÷				Кольцо с железной пылью
40	÷				Межпланетная оранже- рея
41	÷				Внутренность межпла- нетного корабля
42	÷				Люди в межпланетном корабле
43		Рынин	63	90	Двигатель Лорена
44		"	64	84—85	" "
45		"	65	86	" "
46		Рынин	66	88	Реактивный самолет Горохова
47		"	82	104	Реактивные вагоны
48		"	84	106	Реактивный автомо- мобиль ОС № 1
49		"	"	107	Деталь реактивно- го автомобиля ОС № 1
50		"	85	108	Схема реактивного автомобиля Вольк- гарта и Вальера
51		"	86	110	Реактивный автомо- биль ОС № 2
52		"	88	115	Автомот. ОС № 3

ИЗ ПЕРЕПИСКИ Ф.А. ЦАНДЕРА

НЕКОТОРЫЕ МАТЕРИАЛЫ ПО ОБРАЩЕНИЮ В ГЛАВНАУКУ

ЗАЯВЛЕНИЕ В НАУЧНЫЙ ОТДЕЛ ГЛАВНАУКИ

ОТ 8.10.1926 г.

В научно-технический комитет ВСНХ

от Цандера Фридриха Артуровича, инженера-технолога, 39 л., служащего Госавиазавода № 4 ("Мотор")

З а я в л е н и е^[1]

Представляя при сем некоторые из своих научных и технических работ в области межпланетных путешествий, а также и описание своего проектируемого межпланетного корабля, прошу Вас настоящим об отпуске мне средств для продолжения означенных работ и подготовки научного материала к печати.

Я уже с детства интересуюсь означенным вопросом, в 1914 г. окончил с отличием Рижский политехнический институт по Механическому отделению и с 1915 г. занимаюсь, работая одновременно на заводе, работами в области межпланетных сообщений^[2]. С начала 1919 г. по сие время я работаю на Государственном авиационном заводе № 4 "Мотор" им. тов. Фрунзе в техническом бюро, с середины 1922 до середины 1923 г. работал дома исключительно по межпланетным путешествиям, работал над проектом двигателя, самого межпланетного корабля, а также и над чисто научными вопросами. Лишь иссякание последних имеющихся у меня средств заставило меня вернуться на завод. Я читал публичные лекции на тему о межпланетных путешествиях и о своих работах в означенной области 3 раза в Москве в помещении 1 МГУ, в Ленинграде, где диспут происходил под председательством проф. Глазенапа, в Харькове, Саратове, Туле и Рязани. Первые 7 лекций были организованы политическим управлением Ленинградского военного округа (ПУЛВО), последняя же — Землеустроительным техникумом в Москве и происходили весьма успешно. Одну лекцию я читал в теоретической секции Московского общества любителей астрономии (МОЛА); лекции были прочитаны зимою и осенью 1924 и 1925 гг.

Весьма сильно тормозились работы тем, что я, не имея средств на занятие исключительно научной работой, принужден работать на заводе, а поэтому и прошу Вас не отказать мне в отпуске средств для успешного развития означенных работ.

Большое количество работ в области межпланетных сообщений у меня находится еще в виде черновика.

Прилагаю при сем:

1) Отзыв об изобретенном мною межпланетном корабле, выданный 17.7.1922 г. нач. пр. части авио П. Моишеевым и гл. инж. авиазав. № 4 Н. Окромешко.

2) Удостоверение о том, что я работал над своим изобретением, выданное 15.7.1922 г. Ассоциацией изобретателей АИЗ.

3) 54 листа написанных мною расчетов и описаний в области межпланетных путешествий, а именно:

а) Статья: Перелеты на другие планеты
орд. 10 стр.

б) Сообщение о моих новых работах в области межпланетных сообщений 1 стр.

в) Описание работ и конструкций 4 стр.
двойн.

г) Конспект к лекциям 2 стр.
орд.

д) Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере 14 стр.

е) Об отклонении метеоров действием электростатического электричества 3 стр.
двойн.

ж) О выгоде ускорения полета ракетой в моменты, когда скорость полета большая 2 стр.
двойн.

з) Расчет ракеты межпланетн. корабля (не законч.) 9 стр.
орд.

и) Определение времени истечения продуктов горения 8 стр.
двойн.

к) Начало расчетов к двигателю на 20 л.с. 1 стр.
орд. Всего: 54 стр.

4. 17 штук копия с диапозитивов

5. 1 штука. Чертеж межпланетного корабля сист. Ф. Цандера в 3 проекциях.

Москва, 8 окт. 26 г.

Ф.А. Цандер, инженер-технолог

В черновике у меня имеется еще:^[3]

1) Статья: Определение путей перелетов на другие планеты, необходимых добавочных скоростей и времен, потребных для перелетов.

2) Взаимное положение планет во время отлета и прибытия, когда можно легко попасть на другую планету, когда трудно (не совсем закончено).

3) Корректирование полета при приближении к планетам с целью безопасного спуска в желаемом месте.

4) Изменение пути полета вокруг Солнца действием планет. Приращение кинетической энергии от облета планет. Облет Луны с целью максимального увеличения или уменьшения скорости полета.

5) О давлении света на комбинированные зеркала; получение давления света, направленного к источнику света.

6) О применении тончайших листов для перелета при полетах через межпланетное пространство.

7) Числовой пример к планирующему спуску из межпланетного пространства до Земли (не закончено).

8) Свободное падение, планирующий спуск по простым кривым, зона, в которую можно влететь при планирующем спуске, полет на постоянной высоте за счет кинетической энергии при спуске из межпланетного пространства на Землю:

9) О температуре, которую принимает межпланетный корабль при планирующем спуске на Землю.

10) Высота атмосферы Земли; плотность, давление и температура, химический состав на разных высотах.

11) Расчет полета межпланетного аэроплана в атмосфере, подъем.

12) Определение вариации стоимости межпланетных кораблей при вариации количества твердых продуктов горения.

13) О действии ракет, выбрасывающих одновременно летучие и твердые продукты горения.

14) Расчет полета дальнобойных ракет.

15) О перелете на другие планеты при помощи шара, отталкивающегося силой заряда земного шара.

16) 1 лекция из цикла 15 лекций, предполагавшихся к чтению.

17) Расход горючего материала в случае, если кислород может быть заимствован из атмосферы.

18) Перевод на немецкий язык статьи Циолковского "Исследование мировых пространств реактивными приборами", часть II.

19) Перевод на русский язык из книги проф. Центнершвера "К диссоциации газов" с немецкого языка.

20) Сокращенный перевод на русский язык формул книги проф. Оберта.

Кроме того, со стенографически написанным текстом в черновиках имеется у меня:

1) Большое количество расчетов к межпланетному двигателю впрыскиванием жидкого кислорода и нефти, маленький образец на 20—100 л.с.; чертежи общие и детальные.

2) Большое количество расчетов к межпланетному аэроплану.

3) Расчет полета через межпланетное пространство при помощи колец-солениоидов, по которым течет электрический ток (перемещение корабля происходит благодаря действию солнечных лучей на железные опилки, удерживаемые током внутри колец).

4) Расчеты полетов в межпланетное пространство с возвращением после огибания планет на Землю^[4].

8 октября [19] 26 года.

Цандер

ЗАЯВЛЕНИЕ Ф.А. ЦАНДЕРА В НАУЧНЫЙ ОТДЕЛ ГЛАВНАУКИ
ОТ 7.3.1927 г.

Копия

В научный отдел Главнауки

от Цандера Фридриха Артуровича, инженера-технолога, конструктора опытно-моторного отдела Авиатреста

З а я в л е н и е

Ссылаясь на Ваше отношение от 15.10.27 г. за № 141930, посланное проф. Ветчинкину^[5] и касающееся дачи отзыва о моих работах в области межпланетных сообщений, настоящим возвращая, по поручению проф. Ветчинкина, образцы моих вышеуказанных работ совместно с отзывом проф. Ветчинкина о них.

Кроме того, представляю, по совету проф. Ветчинкина, конспект к книге, предполагаемой мною к печатанию по вопросу о межпланетных сообщениях, на 10-ти полулистах.

Моя просьба о поддержке моих работ в означенной области предусматривает 2 возможности: или

1. Прошу Вас выдать мне отношение в Управление Военных Воздушных Сил (УВВС) с предложением предоставить мне в ЦАГИ или Авиатресте возможность работать исключительно в области межпланетных сообщений, особенно высоко летающих аэропланов, двигателей и ракет к ним; или

2. Прошу Вас дать мне возможность подготовить для печати свою книгу о межпланетных сообщениях на прибол. 500 страницах с тем, чтобы я давал регулярно отчет о ходе своих работ инстанции, назначаемой мне Главнаукой.

К книге мною сделано следующее: выведены почти все необходимые формулы. Сделаны вычисления к части числовых примеров, сделано много расчетов к конструкциям. Основной черновик был мной написан стенографией и составляет прибол. 1000 страниц большого формата.

Переписанных расчетов имеется: прибол. 150 стр. — 12 пл.

Еще осталось переписать: прибол. 150—200 стр. — 12 пл.—16 пл.

Осталось рассчитать числовых прим. прибол. 120 стр. — 10 пл.

Еще не записано теоретических расчетов 50 стр. — 4 пл.

Всего книга будет содержать: прибол. 470—520 стр. или 40—44 пл.

Я надеюсь закончить книгу в прибол. годичный срок в случае, если мне будет предоставлена возможность работать исключительно над нею.

В области авиации работают в СССР приблизительно 5000—6000 человек. Если предоставить пока хотя бы 1 человеку возможность работать исключительно в области особенно высоких и скорых полетов и перелетов на другие планеты, то эта изыскательная работа в данном направлении займет лишь $\frac{1}{5000}$ долю от работы в области обыкновенной авиации, что можно считать вполне допустимым.

С совершенным почтением Ф.А. Цандер

Москва, 7.3.1927 г.

Приложения.

- 1) Отзыв проф. В.П. Ветчинкина^[6] от 8.11.с.г. о моих работах на 1-м полулисте.
- 2) Конспект к моей книге, предполагаемой мною к печатанию под заглавием "Перелеты на другие планеты; первый шаг в необъятное мировое пространство. Теория межпланетных сообщений . . ." на 10-ти полул.
- 3) Удостоверение Ассоциации изобретателей за № 272 от 15.7.1922 г.
- 4) Отзыв П.А. Моисеева о моем изобретении от 17.7.1922 г.
- 5) 11 чертежей.
- 6) Конспект к лекциям о межпланетных путешествиях, на 2-х полулистах.
- 7) Мое заявление на 2-х полулистах от 8.10.1926 г.
- 8) "Об отклонении метеоров и задерживании их действием электростатического электричества, выпускаемого межпланетным кораблем", на 3-х полулистах.
- 9) "О выгоде ускорения полета ракетой в моменты, когда скорость полета ракеты — большая", на 2-х полулистах.
- 10) "Определение времени истечения продуктов горения из цилиндра двигателя при переменном начальном и постоянном конечном давлениях", на 9-ти полулистах.
- 11) "Расчет ракеты межпланетного корабля", на 9-ти полулистах.
- 12) "Перелеты на другие планеты", на 10-ти полулистах.
- 13) "Описание работ по конструкции двигателя и ракеты", на 4-х полулистах.
- 14) Сообщение о моих новых работах в области межпланетных сообщений, на 1-м полулисте.
- 15) Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере, на 14-ти полулистах.

**ПИСЬМО Ф.А. ЦАНДЕРА К К.Е. ВОРОШИЛОВУ
ОТ 9.6.1927 г.**

Уважаемый т. Ворошилов!

Желая помогать обороноспособности Красного Военного Воздушного Флота, настоящим прошу Вас разрешить мне производить на заводе или в ЦАГИ работы в той части межпланетных сообщений, которая сейчас должна оказать громадную помощь военному делу, а именно по специальному (кислородно-нефтяному) двигателю для высоко и скоро летающих аэропланов и по далеко летающим ракетам.

Москва, 9.6. 27 г.

Ф.А. Цандер
инженер из Авиатреста

ЗАЯВЛЕНИЕ Ф.А. ЦАНДЕРА ПРОФ. С.А. ЧАПЛЫГИНУ
ОТ 10.9.1927 г.

Копия в ГУС

Председателю Коллегии ЦАГИ
проф. Чаплыгину

от инженера Цандера Фридриха Артуровича, конструктора Центрального конструкторского бюро опытно-моторного отдела ЦКБ ОМО Авиатреста

З а я в л е н и е

Занимаясь уже с 1917 г., т.е. в течение 10 лет, работами в области межпланетных сообщений,^[7] я настоящим прошу Вас зачислить меня, по мере возможности, в сотрудники ЦАГИ с предоставлением мне работ, относящихся к области, подготавливающей межпланетные сообщения. По отношению к данному вопросу мною написано прибол. 2000 страниц стенографией в черновике и часть работ переписана. Далее на 70% закончены чертежи и расчеты к нефтяно-кислородному двигателю особой системы и сделан ряд чертежей и расчетов к аэроплану, снабженному двигателем и ракетой для полетов в высшие слои атмосферы и вылета из нее.

Я обратился в Главнауку с просьбой оказать моим работам поддержку, причем я одновременно представил некоторые из своих работ; проф. В.П. Ветчинкин, которому Главнаука послала мои работы на отзыв, дал благоприятный ответ; Главнаука дала мне также и свой отзыв, заявляя одновременно, что она могла бы оказать мне поддержку в случае, если я подам заявление в ЦАГИ с просьбой зачислить меня в сотрудники для работ по межпланетным вопросам.

Мною также была подана записка Главвоенмору тов. Ворошилову, в которой я, желая усилить мощь Красного Военного Воздушного Флота, ввиду громадной важности, которую должны иметь первые работы в области межпланетных сообщений для военного дела, просил дать мне возможность работать в ЦАГИ или в Авиатресте исключительно в данной области. В ответ на эту записку меня вызвал тов. С.С. Каменев, помощник Главвоенмора, и в получасовой беседе расспрашивал меня о моих работах, как выполненных, так и предполагаемых.

По моему убеждению, в случае благоприятного отношения ЦАГИ к данному вопросу ведомство, по всей вероятности, отпустит необходимые на один год средства, которые составят приблизительно 3000 руб. для оплаты мне жалованья и приблизительно 7000 руб. на опыты, относящиеся к нефтяно-кислородному двигателю и к ракетам, всего 10 000 руб. (десять тысяч рублей).

Главнаука просила представить ей копию настоящего заявления, после чего она свяжется с ЦАГИ; другую копию я передам Военному ведомству, тов. С.С. Каменеву с просьбой также дать свое заключение.

В ожидании Вашего благосклонного ответа, который продвинул бы на-

учные работы в наилучшей области человеческих знаний, увеличивая одновременно военную мощь страны.

Остаюсь Вашим.

Москва, 10.9.27 г.

Ф. Цандер, инженер
Копия Главнауке и Военному ведомству.

**ЗАЯВЛЕНИЕ Ф.А. ЦАНДЕРА А.В. ЛУНАЧАРСКОМУ
ОТ 14.9.1927 г.**

**Народному комиссару просвещения Анатолию
Васильевичу Луначарскому**

от инж. Цандера Фридриха Артуровича,
служ. Ц.к. бюро опытно-моторного отде-
ла Авиатреста, прож. на Гос. авиазаво-
де № 4 "Мотор"

ЗАЯВЛЕНИЕ

Мною было подано заявление в коллегию ЦАГИ с просьбой зачислить меня в сотрудники ЦАГИ с предоставлением работ, относящихся к области, подготавливающей межпланетные сообщения. Г.У.С., которому я прислал на отзыв некоторые из своих научных работ в данной области, мне ответил уже, что он мог бы оказать поддержку в случае, если я подам заявление в ЦАГИ с просьбой зачислить меня в сотрудники. Главвоенмору тов. Ворошилову мною также была подана записка с просьбой оказать поддержку работам в означенной области ввиду их важности для военного дела. На эту записку меня вызвал к себе пом. Главвоенмора тов. С.С. Каменев и обещал, после получасовой беседы, доложить об этом тов. Ворошилову. Вероятно, Военное ведомство отпустит средства в размере 10 000 руб., выпрошенных мной для работ в течение первого года. Главнауке мною передана копия своего заявления в ЦАГИ, и я настоящим прошу и Вас оказать содействие благосклонным отношением к работам в области, подготавливающей межпланетные путешествия.

Москва, 14.9.27 г.

Ф.А. Цандер

**ПИСЬМО Ф.А. ЦАНДЕРА К Е.В. ЛУЦЕНКО
ОТ 4.12.1929 г.**

Многоуважаемый Е.В. Луценко!

В ответ на Ваше письмо от 25 окт.^[8] с.г. настоящим сообщаю Вам, что случилось за последнее время в моей жизни.

Запросы со стороны изменились, мне дали возможность производить опыты, относящиеся к реактивным двигателям; я осенью прошлого года изготовил ряд сплавов легких металлов, содержащих металл магний, а также и несколько штук распылителей для всех сплавов, имея в виду в дальнейшем использование этих сплавов в качестве частичного топлива в

реактивном двигателе. Опыты еще не закончены. По идее, впервые высказанной мной публично в 1924 г., необходимо строить ракеты из таких легких сплавов и использовать во время полета части, изготовленные из них, частично в качестве горючего ввиду того, что взять с собой достаточное количество жидкого горючего для полетов в межпланетное пространство не представляется возможным.

Комиссия по научному воздухоплаванию при 1 Московском госуд. университете, в которой я читал доклад об этих опытах, выразила желание, чтобы я построил для метеорологических целей ракету, летающую на высоту в 20—40 км; задание — такую ракету снабдить парашютом, занимающим в сложенном виде место величиною в человеческий кулак, и метеорологическими инструментами, помещающимися в цилиндре, диаметр которого равен прибл. 10 см, а высота — 20 см. Общий вес парашюта — прибл. 100 г, а инструментов — около 300—400 г. Ракета должна заменить собою шары-пилоты, которыми исследуют высшие слои атмосферы.

Из-за этих работ, которыми я сильно интересовался, я переутомился, работая во всякое свободное время дома. Заболел я сильно горлом, должен был смотреть, как заболел мой трехлетний сын скарлатиной и умер от других болезней, которыми заразился в больнице; затем я сам заболел скарлатиной и почти умер от нее. После этого я должен был долгое время лечиться.

В настоящее время я, опять работаю, строю опытный реактивный двигатель,^[9] в котором исходной конструкцией служит бензиновая паяльная лампа; предполагается исследовать на нем весьма важные температурные условия в ракете, затем ракету, работающую частично металлическим топливом, и ракету, приспособленную к летанию в воздухе притягиванием наружного воздуха. Она будет, вероятно, испытана в лыжном станке, или на лодке, или на трехколесной мотоциклетке.

Из-за всех этих работ и несчастий залежались мои работы по изданию книги по межпланетному делу, а также и лекции, к которым я только отчасти успел приступить.

Кампанию за привлечение внимания Осоавиахима к астронавтике я собирался поднять в Мосоавиахиме приблизительно 2 года тому назад, причем у меня была мысль дать статью в журнал "Самолет", который издавался в то время в Москве. Я думал даже дать конструкцию такой высоко летающей ракеты, которую нетрудно построить для того, чтобы ячейки Осоавиахима смогли воспользоваться ею в качестве исходной конструкции; но ввиду недостаточного количества свободного времени и вышеуказанных обстоятельств я этого до сих пор не сделал; я был бы, однако, рад, если бы Вы взяли на себя эту задачу при издании Вашего авиасборника. Для изготовления опытных высоко летающих ракет можно также воспользоваться книгой проф. Рынина: "Межпланетные сообщения" — "Ракеты" и назначить соревнование на:

- 1) наиболее высокий полет;
- 2) наиболее дальний полет;
- 3) полеты моделей аэропланов, в которых двигателем служит ракета, и т.д. . .

По моему убеждению, человечество будет в сильнейшей степени выигрывать от распространения знаний в области ракетостроения, и следует

только приветствовать Вашу инициативу. Можно для начала охватить, напр., только один город, тщательно соблюдая противопожарные меры, передавая опытным товарищам руководство во избежание ожогов. Громадный подъем, который связан с надеждой на полет в межпланетное пространство и в неведомый мир других планет, тогда сделает свое дело.

Насчет АИИЗ я справлялся. Оказывается, что организаторы выставки задолжали жилищному тресту и скрылись.

Еще прилагаю при сем свою фотографию, которую Вы просили в Вашем письме.

Уважающий Вас Ф.А. Цандер

г. Москва 23, Медовый пер., д. 12, кв. 15.

4 декабря 1929 г.

ПРИЛОЖЕНИЯ

А.Ф. ЦАНДЕР

О НАУЧНО-ИСТОРИЧЕСКОЙ ЗНАЧИМОСТИ ТРУДОВ И ДЕЯТЕЛЬНОСТИ Ф.А. ЦАНДЕРА В ОБЛАСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Сравнительный анализ творчества и деятельности Ф.А. Цандера и других пионеров космонавтики в тематическом аспекте приводит к выводу, что Цандер выделялся необычайно широким диапазоном охвата тем трудов и областей деятельности — от многочисленных глубоких исследований по механике межпланетного полета до решения первоначальных практических задач ракетно-космической науки и техники (постройки двигателей и ракет). Он объединял в себе ученого-теоретика, инженера-конструктора и экспериментатора, пропагандиста и популяризатора космонавтики. Кроме того, он проводил работу по формированию и воспитанию кадров, по созданию организаций ракетно-космического направления.

В 20-е годы часть идей Ф.А. Цандера была опубликована в его первой печатной работе "Перелеты на другие планеты" в 1924 г. [1] и автобиографии в 1929 г. [2]. Многие его теоретические разработки в области космонавтики отражены в оглавлении (конспекте) к задуманной им книге "Перелеты на другие планеты: первый шаг в необъятное мировое пространство", которое он представлял в Главнауку в 1927 г. [3, с. 444—455; 4, с. 88].

Среди теоретических работ Ф.А. Цандера прежде всего обращают на себя внимание его труды по механике межпланетного полета [3, с. 285—381; 5, с. 277—359]. Анализ этих трудов приводит к следующим выводам¹:

1. В работах Ф.А. Цандера представлена общая схема расчета всей траектории ракетно-космического летательного аппарата (РКЛА), основанная на условном делении траектории на отдельные участки, которые определяются основными факторами, влияющими на полет.

2. В его работах ясно обозначены все основные направления данной области современной космонавтики, а именно: выявление энергетически оптимальных траекторий, сокращение времени перелета, окна дат старта, возвращение из межпланетного полета, в частности выделение особых

¹ Предполагается, что непосредственный анализ, представленный в соответствующих публикациях автора данной статьи, в резюмирующей форме будет дан в следующем тематическом сборнике трудов Ф.А. Цандера по механике космического полета.

классов траекторий с возвращением (например, траекторий с возвращением через целое число лет после целого числа облетов вокруг Солнца), отдельные маневры, позволяющие достичь поставленную цель с максимальной экономией энергии (в частности, маневр в перицентре, энергетически оптимальная коррекция траектории космического аппарата и т.д.), неракетные методы ускорения космических аппаратов — давлением света (конструкция — солнечный парус), гравитационным полем (гравитационный, или пертурбационный, маневр).

3. Упомянутые основные направления не только ясно обозначены в трудах Ф.А. Цандера, но и достаточно глубоко для его времени им разработаны. Представленные в них методы и формулы подчас стали классическими, легли в основу дальнейшего развития теории и последующей практической реализации.

4. Многие положения работ Ф.А. Цандера применимы и к движению в околопланетном пространстве в соответствующих приближениях.

5. Работы Ф.А. Цандера в свое время представляли новизну. Большинство из них в той или иной мере докладывалось им еще до появления первой печатной работы по механике межпланетного полета [6] и, конечно, последующих, как, например, [7]. Часть работ Ф.А. Цандера не имела аналогов в его время. Приоритетны его идеи по использованию неракетных методов ускорения космических аппаратов: 1924 г. [1] он опубликовал предложение о целесообразности использования давления света при полетах в космическом пространстве (солнечный парус), а в 1929 г. была опубликована его автобиография [2], в которой содержалась идея пертурбационного (гравитационного) маневра. В рукописях же Ф.А. Цандера эти идеи были разработаны задолго до их опубликования. Кроме того, еще до публикации он излагал их во время своих выступлений.

Резюмирование всех изложенных выше результатов приводит, в свою очередь, к выводу об основополагающем характере его работ в области механики полета в космосе. Они существенно дополнили фундаментальную работу К.Э. Циолковского "Исследование мировых пространств реактивными приборами" [8], ибо космонавтика органически включает в себя разработки в области механики космических полетов, космонавтика немыслима без них.

Весьма существенное значение в деле осуществления дальних космических полетов к настоящему времени приобрел предложенный Ф.А. Цандером пертурбационный маневр. В частности, только благодаря этому маневру в гравитационных полях Юпитера и Сатурна удалось послать космический аппарат "Вояджер-2" дальше — к Урану (сближение состоялось в 1986 г.) и к Нептуну (сближение предстоит в 1989 г. [9]). Получает теоретическое развитие идея использования фокусирующих систем, расположенных в космосе, для концентрации солнечной энергии и направления ее в виде мощных пучков на зеркало солнечного паруса, опубликованная Цандером в 1924 г. [1].

К работам Цандера по механике межпланетного полета тематически непосредственно примыкает его работа "Полет далеко летающих ракет вне атмосферы" [3, с. 130—155; 5, с. 456—481] по механике полета баллистических ракет дальнего действия. Она была впервые опубликована в 1932 г. в книге Ф.А. Цандера [10], но еще в 1925 г. он иллюстрировал полученные

им в этой работе результаты в своих выступлениях с помощью соответствующего диапозитива [11], а в декабре 1929 г. — январе 1930 г. представил текст работы в редакцию журнала "Техника воздушного флота" [12]².

Для работы характерны постановка и решение важнейшей задачи об определении траектории свободного полета ракеты в ньютоновском гравитационном поле при заданной дальности полета и наименьшей начальной скорости. В тот период в мировой литературе еще не было постановки вообще какой-либо из задач на определение оптимальных траекторий. Основное соотношение, выведенное Ф.А. Цандером, было опубликовано в 1930 г.: оно содержалось в книге Р. Эсно-Пельтри [13], который получил его другим методом. Несколько раньше, в 1929 г., в книге Г. Оберта исследовался вопрос об определении угла наклона к горизонту (в начальный момент) траектории, соответствующей наибольшей дальности [14], но это — другая задача.

К теоретическим трудам Цандера относятся также его работы по механике полета ракетно-космических летательных аппаратов (РКЛА), в основном крылатых, в атмосфере Земли до достижения ими космических скоростей, а также при спуске на Землю. Работы были выполнены в обычной (нестенографической) форме записи в основном в 1924 г. [15; 3, с. 382—428]. К тому времени в мировой литературе еще отсутствовали аналогичные труды на данную тему.

Особый интерес в настоящее время представляет вопрос о планирующем спуске. В трудах Ф.А. Цандера по данному вопросу можно выделить три фундаментальных направления. Во-первых, исследование уравнений движения как крылатого, так и бескрылого аппарата; во-вторых, исследование весьма существенного вопроса о нагреве РКЛА, которому он посвятил специальную работу [3, с. 424—428]; в-третьих, предложения по управлению планирующим спуском в комбинации с регулированием температуры (теплозащитно-регулирующая пластинка, переход от "обыкновенного" положения РКЛА к положению "на спине", т.е. регулирование по крену и т.д. [3, с. 409—411]). Таким образом, Ф.А. Цандером разрабатывался вопрос о планирующем спуске многосторонне, и были выдвинуты предложения, впоследствии получившие развитие и практическую реализацию.

Наконец, последний класс теоретических трудов Ф.А. Цандера — по теории двигателей: жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), воздушно-реактивных двигателей (ВРД), ЖРД с использованием добавки в виде металлического (или другого) твердого топлива и т.д., а также расчеты, относящиеся к ракетам.

Эти работы, будучи тесно связанными с конструкциями двигателей и ракет, носят инженерный характер. В теоретических трудах Цандера по ЖРД, написанных в обычной форме записи в 1924 г. [3, с. 188—206] и в 1926—1927 гг. [3, с. 161—187], тепловой расчет был широко представлен как теоретическая основа конструкции ЖРД. В этих трудах имелось много

² Работа была принята к печати. 30.03.1930 г. Ф.А. Цандеру пришла открытка с просьбой зайти за корректурой. Причины, по которым публикация работы в журнале "Техника воздушного флота" не состоялась, остаются неизвестными.

нового и существенного в теории ЖРД по сравнению с тем, что было опубликовано в тот период в мировой литературе (применение элементов теории газовых турбин к ЖРД): производился учет диссоциации при определении параметров рабочих процессов в ЖРД, выполнялись расчеты теплопередачи, трения газов о стенки двигателя, определение (приближенное) размеров камеры сгорания и т.д. Интересно отметить, что еще в 1926 г. им был отмечен тепловой расчет ЖРД с учетом констант равновесия реакций диссоциации, содержащий элементы расчета современного типа [4, с. 64—69]. Впервые сообщение о тепловом расчете ЖРД Ф.А. Цандер сделал в докладе, состоявшемся в январе 1924 г. [4, с. 23, 28, 29], в рукописях же соответствующие формулы встречаются значительно раньше; например, они имеются среди записей, относящихся к 1913—1919 гг. [16]. В 1932 г. его работы на данную тему были частично опубликованы [10].

Для работ Ф.А. Цандера по ВРД, первая из которых в обычной (нестенографической) форме записи была написана в 1925 г. [3, с. 261—266], характерна направленность на использование этого вида двигателей при полете РКЛА в атмосфере, что проявилось еще ранее [1; 3, с. 278]. Исследуя проблемы повышения эффективности работы ВРД, Ф.А. Цандер, в частности, разработал специальные круговые циклы, которые предполагал использовать также и для ЖРД. Соответствующие работы были опубликованы в его книге, изданной в 1932 г., в которой он посвятил ВРД ряд разделов [3, с. 87—97, 108—117; 10]. Разработки Ф.А. Цандера по вопросу о рабочих циклах в дальнейшем проверялись экспериментально, идея получила развитие и практическую реализацию. Кроме того, он работал над развитием конструкции ВРД в направлении комбинирования их с газовыми турбинами [17]. Воздушно-реактивным двигателям Ф.А. Цандер посвятил и специальную теоретическую работу, которая была опубликована в 1932 г. [18; 3, с. 156—160].

В отношении трудов Ф.А. Цандера по использованию металлов в качестве компонента горючего (в дополнение к жидкому горючему) следует отметить, что он не только понимал потенциальные достоинства такого использования, заложенные в повышенной теплоте сгорания металлов (теплотворной способности — по терминологии, использовавшейся им), а также в перспективе осуществления более благоприятного соотношения масс, но и предвидел также и трудности, связанные с этим вопросом, и, пользуясь определенной физической моделью процессов, впервые в мире провел соответствующие расчеты [19; 3, с. 223—260].

Многие теоретические труды Ф.А. Цандера (по механике полета РКЛА в атмосфере, по использованию металлического топлива и др.) так или иначе связаны с разработкой им конструкций РКЛА. Этому вопросу была в значительной мере посвящена его первая печатная работа [1]. Характерно, что, выдвигая там ряд положений по конструкции РКЛА и динамике их полета, Ф.А. Цандер ссылаясь на свои математические исследования, проводившиеся им в течение ряда лет, а также приводил соответствующий пример проекта РКЛА в виде двухступенчатого крылатого аппарата. Наличие таких исследований и примера указывает на его глубокий подход к данным положениям: они не были чем-то мимолетным, поверхностным, как случается в науке с теми или иными идеями, а энергично им разрабатывались. Следует отметить, что они еще ранее выдвигались Ф.А. Цандером в его

выступлениях. Публикация работы [1] окончательно закрепила за этими исследованиями приоритет Цандера.

В выдвинутых в работе [1] предложениях Ф.А. Цандера по конструкции РКЛА можно выделить два главных направления: разностороннее использование атмосферного воздуха при полете РКЛА в атмосфере и сжигание частей РКЛА, ставших в процессе полета ненужными.

Наряду с развитием последнего из перечисленных направлений (теоретические исследования, предложения по использованию в строительном материале РКЛА разнообразных твердых веществ, которые можно было бы использовать как горючее [3, с. 117; 10]) Ф.А. Цандер предусматривал возможность при достаточном развитии техники, в частности техники ВРД, обойтись без сжигания частей РКЛА [10, с. 47; 3, с. 122; 20, с. 229—230]. В том случае оставалось только первое из двух упомянутых выше главных направлений в предложениях по конструкции РКЛА. При этом проект РКЛА приобретал все основные черты современных космических самолетов: 1) использование в низших слоях атмосферы двигателей иного типа, чем в высших, и 2) использование планирующего спуска в условиях повышенного аэродинамического качества (крылья).

Правда, до этого у Ф.А. Цандера предусматривались использование принципа ступенчатости РКЛА (двухступенчатый крылатый аппарат) и сжигание отдельных его частей. Но это обстоятельство имело отношение к состоянию развития техники. Поэтому предвидение Ф.А. Цандером именно только в будущем возможности применения космических самолетов (без сжигания частей или использования принципа ступенчатости) следует признать как достоинство его подхода к данному вопросу. Такой комплекс идей, впервые в мире выдвинутый Ф.А. Цандером, как известно, в настоящее время интенсивно развивается практически.

Говоря о работах Ф.А. Цандера над проектами РКЛА, следует особо остановиться на его взглядах по вопросу о составных ракетах. Анализ показывает, что начиная с 1912 г., когда он впервые писал об увеличении высоты полета при отбрасывании частей РКЛА [21; 22, с. 421], Ф.А. Цандер не только не отрицал возможности реализации космического полета с помощью составных ракет, но и предусматривал их постройку. Последнее нашло отражение в ряде материалов Ф.А. Цандера, в частности в предлагавшихся им планах практических работ по подготовке к космическим полетам [3, с. 444, п. 9, с. 437; 4, с. 50, XVI, 3]. Согласно этим планам, первый из которых был предложен Ф.А. Цандером в 1924 г. в Обществе изучения межпланетных сообщений (ОИМС), постройке крылатых реактивных аппаратов должны предшествовать работы по одиночным и далее по составным ракетам, что оказалось соответствующим реальной линии развития космонавтики. Кроме того, им был предложен свой проект составной ракеты, впервые оформленный в виде эскиза в 1928 г. [23] и опубликованный в 1932 г. [10, с. 50—51; 3, с. 125—126]. По своей конструкции (боковое расположение ряда ракет и сосудов для топлива в дополнение к центральной ракете) проект соответствует пакетной схеме, которая впоследствии нашла широкое применение.

Характерно, что в сфере его внимания находились и такие существенные для реализации космических полетов вопросы, как управление РКЛА, связь с ними, использование радио и телевидения [4, с. 32, п. Н; 3, с. 452,

п. 7, с. 438, п. 6], а также (для аппаратов с человеком на борту) вопросы системы жизнеобеспечения [4, с. 31–32, п. С, Е, F, G; 3, с. 453, гл. XI; 3, с. 438, п. 7]. Им были внесены оригинальные предложения по защите от метеоров [1; 3, с. 269, с. 429–435], а в связи с вопросом о питании человека в космическом полете он впервые в истории космонавтики (еще с 1915 г.) производил практические опыты с "космической оранжеей".

Ф.А. Цандер не только воспринял идею К.Э. Циолковского о создании орбитальных станций (ОС), но и развил ее. Им был предложен свой проект ОС с искусственной тяжестью [11; 4, с. 24, 3], он предвидел создание грузовых РКЛА и, естественно, подразумевал их стыковку с ОС, а также использование ОС как посадочного комплекса для космических аппаратов (КА), специально предназначенных для космических, в частности межпланетных, полетов [4, с. 48]³.

Представляют значительный историко-научный интерес идеи и разработки Ф.А. Цандера по КА, стартующим с ОС и направляющимся в глубокий космос: солнечному парусу, КА с использованием магнитных и электростатических сил, электроракетных двигателей, предложение об исследовании "на пригодность для межпланетных целей аппаратов для превращения солнечной энергии в другие виды энергии" и т.д. [3, с. 451, 452, 454].

В книге "Проблема полета при помощи реактивных аппаратов" [10], изданной в 1932 г. и занимающей особое место в мировой литературе как книга в основном инженерного характера, результаты инженерных теоретических исследований Ф.А. Цандера нашли далеко не полное отражение. Ф.А. Цандер предполагал затем издать вторую книгу с более подробным изложением своих инженерных исследований, в том числе и по комбинированным двигателям. В сохранившейся программе этой книги, в частности, обращает на себя внимание раздел "Комбинации турбин с реактивными двигателями" [3, с. 457]. Как известно, реактивные двигатели, в которых используются турбины, нашли впоследствии широкое применение. На книгу был заключен издательский договор со сроком представления рукописи до 1 января 1933 г., который затем был продлен до 1 июня 1933 г. [24]. Издание книги могло бы стать большим событием в мировой литературе. Однако преждевременная смерть Ф.А. Цандера помешала этому.

Анализ инженерных работ Ф.А. Цандера показывает, что он был одним из первых в мире и первым в нашей стране ученым и инженером, который провел инженерные, в частности инженерно-конструкторские, разработки (доклад на губернской конференции изобретателей в 1921 г. [4, с. 17], эскизы ракет, выполненные в 1924 г. [25], и др.), направленные на осуществление в будущем космических полетов. При этом немаловажно, что он не только производил теоретические инженерные разработки, но и создавал конструкции, когда ему представились такие возможности.

Двигатель, названный Цандером ОР-1 ("опытный реактивный № 1"), был первым в нашей стране экспериментальным реактивным двигателем, предназначенным для работы на двухкомпонентном топливе, включаю-

³ Видимо, в связи с последним обстоятельством Ф.А. Цандер называл орбитальные станции "межпланетными станциями".

шем жидкое горючее. Ф.А. Цандер выполнил первые конструкторские разработки его в 1928 г. [17; 23], построил в 1929 — 1930 гг., испытывал в 1930—1932 гг. и работал с ОР-1 как с ракетным двигателем, отличавшимся от ЖРД в начале работ пониженной напряженностью рабочего процесса. При этом существенна была его линия на постепенную активизацию окислителя, включая переход к жидкому агрегатному состоянию [3, с. 161—178; 25]. Такой постепенный подход к эксперименту представлял в свое время интерес с точки зрения изучения рабочих процессов в ЖРД (влияние роста температуры рабочего тела на его состояние, взаимосвязь различных параметров, степень соответствия расчетным величинам и т.д.), чем Ф.А. Цандер и руководствовался, как показывают его некоторые материалы [4, с. 93]. Весьма существенно наличие черт преемственности между ОР-1 и вторым двигателем Ф.А. Цандера ОР-2 — первым отечественным ЖРД, предназначенным для установки на крылатом летательном аппарате, над которым он начал работать еще в 1930 — 1931 гг. [4, с. 73—74; с. 76, с. 79]. Одной из таких черт следует признать предварительную газификацию окислителей в ОР-2 перед поступлением его в камеру сгорания.

В конструкции ОР-2, а отчасти и в ОР-1 был заложен ряд перспективных решений, впоследствии получивших развитие. К числу их относятся, например, регенеративная система охлаждения, вытеснительная система подачи компонентов топлива, регулирование соотношений между компонентами топлива, что существенно для надежности работы двигателя. Следует отметить целостность систем подачи компонентов топлива, охлаждения и т.д. с собственно двигателями ОР-1 и ОР-2; благодаря этому, в сущности, под понятиями "двигатель ОР-1" и "двигатель ОР-2" нужно подразумевать соответствующие двигательные установки.

Большое значение имел успешный запуск в ноябре 1933 г. в ГИРДе (Группе изучения реактивного движения) учениками Ф.А. Цандера уже после его смерти первой советской ракеты с ЖРД его конструкции, названной ГИРД-Х. Научной основой этого большого успеха явилась вся предшествовавшая работа Ф.А. Цандера по ЖРД и ракетам с ЖРД — тепловые расчеты, схемы и разработки ракет, относящиеся к 1924 г. [26], к 1928 г. [17], к 1930 — 1931 гг. [4, с. 72—74, 75, п. 9, с. 76].

Следует отметить, что главные направления работ в ГИРДе основывались на трудах Ф.А. Цандера, в том числе "догирдовского" периода.

Инженерные работы и идеи Ф.А. Цандера в области космонавтики и реактивной техники, в частности работы по ОР-1, ОР-2, ГИРД-Х, имеют особенно большую ценность: они представляют научно-исторический интерес не только сами по себе, рассматриваемые отдельно, но также еще и в связи с тем, что на них воспитывались работавшие с Ф.А. Цандером в ГИРДе будущие ученые и инженеры в области реактивной техники и космонавтики, в числе которых был и С.П. Королев.

Большую роль для развития отечественной космонавтики имела деятельность Ф.А. Цандера по привлечению внимания широких слоев нашего общества к проблеме межпланетных сообщений (публичные научно-популярные лекции, носившие характер непосредственного личного общения со слушателями, специальные доклады, обращения в организации, научно-педагогическая деятельность, издание трудов, редактирование

трудов К.Э. Циолковского и Г. Оберта и т.д.). Она имела целевую направленность на подготовку кадров для космонавтики и создание творческих коллективов, которые занимались бы работами в области реактивной техники как первым этапом на пути к реализации космических полетов, ибо, как понимал Ф.А. Цандер, только крупным коллективам под силу решить данную проблему.

Первой большой вехой в данном направлении было образование в 1924 г. Общества изучения межпланетных сообщений (ОИМС) – первого в мире "межпланетного общества", созданного по идее Ф.А. Цандера, высказанной в начале 1924 г. [4, с. 29] и при его деятельном участии. Позднее такие общества были созданы и в других странах. Деятельность ОИМС привела к расширению и сплочению круга интересующихся проблемой межпланетных сообщений, что сыграло определенную роль и в организации ГИРДа в дальнейшем. Имела значение в этом отношении и последующая пропагандистская и научно-педагогическая деятельность Ф.А. Цандера, особенно в МАИ, его связь с различными организациями. Научной основой для образования ГИРДа послужили работы Ф.А. Цандера, прежде всего по ОР-1 и ОР-2. Создание ГИРДа было крупным событием в истории отечественной космонавтики.

В заключение, подводя некоторые итоги по вопросу о научно-исторической значимости работ Цандера, отметим, что теперь, когда приобретают большое практическое значение идеи Цандера по космическому самолету, а предложенные им и впервые разработанные неракетные методы ускорения (пертурбационный маневр, солнечный парус) учитываются в современных разработках по осуществлению дальних космических полетов, когда его расчеты межпланетных траекторий получили развитие и реализацию, можно сказать: Ф.А. Цандер широким фронтом работ (физико-математических, инженерно-теоретических) проник далеко в будущее космонавтики.

ЛИТЕРАТУРА И ИСТОЧНИКИ

1. Цандер Ф.А. Перелеты на другие планеты // Техника и жизнь 1924. № 13. С. 15–16.
2. Автобиография Цандера Фридриха Артуровича, инженера-технолога, 12 марта 1927 г. // Рынин Н.А. Межпланетные сообщения: Ракеты и двигатели прямой реакции (история, теория и техника). Т. 2. Вып. 4. Л., 1929. С. 190–193.
3. Цандер Ф.А. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные полеты. М., 1961.
4. Цандер Ф.А. Из научного наследия. М., 1967.
5. Пионеры ракетной техники. Кибальчич. Циолковский. Цандер. Кондратюк. Избранные труды. М., 1964.
6. Hohmann W. Die Erreichbarkeit der Himmelskörper. München; Berlin, 1925. III–V.
7. Pirquet G. Fahrtrouten // Die Rakete. 1928–1929.
8. Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами // Науч. обозрение. 1903. № 5; Вестн. воздухоплавания. 1911–1912.
9. McLaughlin W.I., Wolff D.M. Voyager Flight Engineering: Preparing for Uranus // American Institute of Aeronautics and Astronautics Publication. 1985. N. 85–0287.
10. Цандер Ф.А. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. М., 1932.
11. Цандер Ф.А. Диапозитив № 6 (6). Архив АН СССР. Ф. 573. Оп. 1. Д. 287.
12. Цандер Ф.А. Переписка с редакцией журнала "Техника воздушного флота". Архив АН СССР. Ф. 573. ОП. 3. Д. 66.
13. Esnault-Pelterie R. L' Astronautique. Paris, 1930.
14. Oberth H. Wege zur Raumschiffahrt. München; Berlin, 1929.

15. *Цандер Ф.А.* Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере. Подъем. 14. I. 1924 г. Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере. Планирующий спуск с межпланетного пространства до поверхности Земли. 30.I.1924 г. – 27.III. 1925 г. (автограф). 30.VIII. 1927 г. – 28X. 1927 г. (машинопись с рукописными вставками и окончанием). Архив АН СССР. Ф. 573. Оп. 1. Д. 52, 53.
16. *Цандер Ф.А.* [Разное из области воздухоплавания. Воздухоплавание и космические полеты. О конструкции высоколетающего герметически закрытого аэроплана, который должен летать как стрела.] Тетрадь со стенографическими записями. 22.X.1913 – 21.V. 1919гг. Архив АН СССР. Ф. 573. Оп. 1. Д. 13.
17. *Цандер Ф.А.* К техническому предложению Ф.А. Цандера: Воздушный реактивный двигатель и его комбинация с газовой турбиной. 12.IV. 1932 г. [Чертежи ОР-1.] 26–30.VII, 3.VIII.1928 г. [Жидкостная ракета] 14.III, 16.III, 14.V. 1928 г. Архив АН СССР. Ф. 573. Оп. 1. Д. 43.
18. *Цандер Ф.А.* Реактивные двигатели // Самолет. 1932, № 1.
19. *Цандер Ф.А.* Расчет ракет, выбрасывающих из своего жерла одновременно летучие и твердые продукты горения или материалы вообще. 27 сентября 1924 г. Архив АН СССР. Ф. 573. Оп. 1. Д. 64.
20. *Цандер Ф.А.* Проблема полета при помощи ракетных аппаратов. М., 1947.
21. *Zander F.* Die Weltschiffe (Ätherschiffe), die den Verkehr zwischen den Sternen ermöglichen sollen. Die Bewegung im Weltenraum. 18.09.1908 – 18.09.1912. Архив АН СССР. Ф. 573. Оп. 1. Д. 6.
22. *Фридрих Цандер.* Собрание трудов. Рига, 1977.
23. *Цандер Ф.А.* Зелёный блокнот со стенографическими записями. 10.VI. 1928 г. – 23.V.1932 г. Архив АН СССР. Ф. 573. Оп. 1. Д. 132.
24. Издательский договор № 457 от 11 июля 1932 г. Переписка с редакцией об издании книги Ф.А. Цандера "Расчет реактивных двигателей и их комбинаций с двигателями других видов". Архив АН СССР. Ф. 573. Оп. 3. Д. 71–73.
25. *Цандер Ф.А.* [Крылатые ракеты] 20.VI. 1924 г. (эскизы среди стенографических записей). Архив АН СССР. Ф. 573. Оп. 1. Д. 60.
26. *Цандер Ф.А.* Доклады о работе бригады № 1 за период с 20 сентября по декабрь 1932 г. Архив АН СССР. Ф. 573. Оп. 3. Д. 53.

Б.Л. БЕЛОВ

ФРИДРИХ АРТУРОВИЧ ЦАНДЕР (1887–1933)
(НАУЧНО-БИОГРАФИЧЕСКИЙ ОЧЕРК)

Среди множества факторов, обусловивших успехи современной космонавтики, мы с особым удовлетворением отмечаем работы отечественных пионеров ракетно-космической науки и техники. С этапом теоретического обоснования важнейших положений космонавтики и зарождением отечественного жидкотопливного ракетостроения связана творческая деятельность замечательного ученого, талантливого инженера и энтузиаста межпланетных полетов Фридриха Артуровича Цандера.

Ф.А. Цандер родился 23(11) августа 1887 г. в Риге, в семье доктора медицины. Его отец, Артур Константинович Цандер (1854–1917), был личностью одаренной и весьма деятельной. Целеустремленность и последовательность, которые проявлял в своих занятиях отец, будь то работа участкового врача-практика, деятельность в Рижском обществе естествоиспытателей или организация домашнего быта многочисленной семьи, служили примером для способного и наблюдательного Фридриха. Завершив домашнее образование под руководством отца (мать Фридриха умерла, когда ему было два года), Цандер в 1898 г. после окончания частного приготовительного училища поступает в Рижское городское реальное училище, которое он заканчивает в 1905 г. "первым учеником" [1]. Годы учебы в реальном училище — это начало формирования Цандера как исследователя. Все свободное время, а его у юноши при его добросовестном отношении к учебе в училище и исполнению домашних обязанностей оставалось не так уж и много, он посвящал проведению разного рода физических экспериментов, химических опытов и несложных работ изобретательского характера. В автобиографических материалах Цандер отмечает отцовскую заботу о развитии в нем исследовательских наклонностей и с особой теплотой вспоминает об отношении отца к его "детской мечте" — полетах к звездам.

Выдержки из ранних дневниковых записей, которые Цандер начал с осени 1904 г. и вел в дальнейшем практически всю жизнь, дают некоторое представление о главных принципах, определявших духовное становление юноши: "Избегай того, что сужает твой кругозор..." [2], "Самая лучшая красота у человека — это его знание" [3]. Нравственно-этический элемент и исключительная научно-техническая эрудиция, по свидетельству людей, близко знавших Цандера, были наиболее примечательными чертами его личности.

Аттестат "первого ученика" городского реального училища давал право его обладателю без вступительных экзаменов стать студентом высшего учебного заведения. В 1905 г. Цандер подал документы в Рижский политехнический институт (РПИ) на машиностроительный факультет. В самом начале

учебного года в связи с ростом революционных настроений и политической активности в среде студентов РПИ был временно закрыт. В качестве основного условия возобновления занятий в институте администрация выдвинула требование "не выставлять политическую деятельность над академической". В числе многих студентов Фридрих Цандер подал прошение об отчислении из института и в том же году поступил на машиностроительное отделение Высшего технического училища в Данциге [4]. Обучение в училище велось на немецком языке и имело целью ускоренную подготовку инженерно-технических кадров. Квалифицированный преподавательский состав училища, хорошо оборудованные лаборатории и отличная библиотека — все благоприятствовало учебе способного юноши.

В Данциге Цандер продолжал вести самостоятельные изыскания по различным вопросам, результаты которых он заносил в рабочий дневник. В его рукописных материалах появляются записи, зашифрованные стенографически по системе Габельсбергера, которой он обучался в училище и широко пользовался впоследствии.

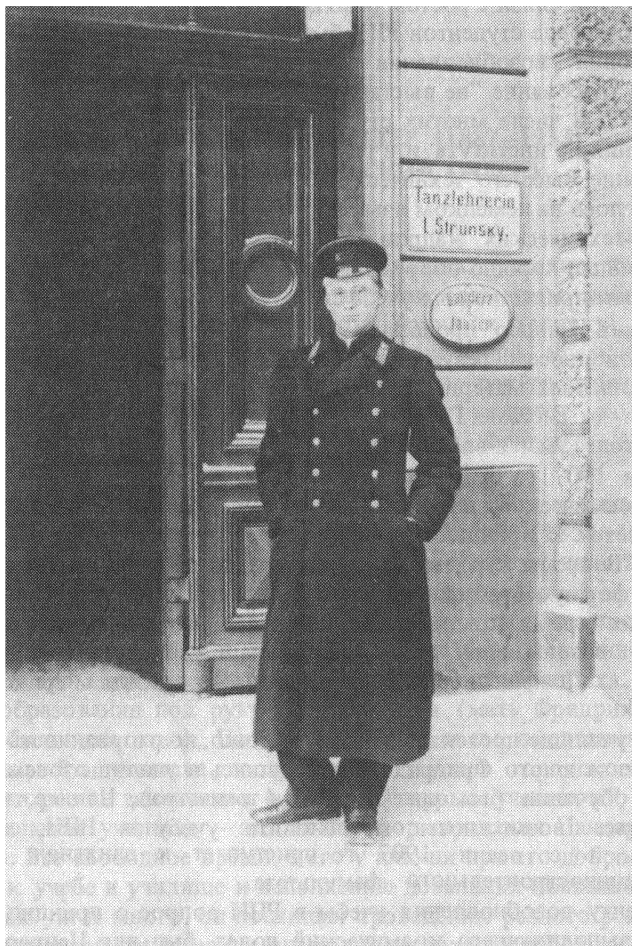
К осени 1907 г. относятся его записи, касающиеся непосредственно проблем космического полета. В дневниковой записи от 10 ноября 1907 г. он обращается к принципиальным вопросам конструкции космического корабля: "Вопросы строительства космического корабля. Условия, определяющие форму корабля. Число наружных стен. Отсеки... Существующие в настоящее время компрессоры. Вещества, поглощающие углекислоту и другие возникающие газы. Регенерация кислорода. Переработка отходов . . . Помещение для горючего. Переработка солнечного тепла. . ." [5].

Учеба в училище протекала вполне успешно, но оторванность от родного дома тяготила юного Фридриха. Прочувшись в училище 3 семестра (полный курс обучения был рассчитан на 4 семестра), Цандер, как только представилась возможность возобновить учебу в РПИ, возвращается домой и с осени 1907 г. приступает к занятиям на первом курсе машиностроительного факультета.

К моменту возобновления учебы в РПИ вопрос о принципе движения аппарата, выполняющего космический полет, был для Цандера ясен. Это предположение основано на упоминании Цандера о его знакомстве с содержанием материалов работы К.Э. Циолковского 1903 г.: "В последнем классе училища (1904/1905 учебный год. — Б.Б.) перед зимними каникулами наш преподаватель космографии прочел нам часть статьи, написанной К.Э. Циолковским в 1903 г., под названием "Исследование мировых пространств реактивными приборами" [6].

Надо полагать, что учитель космографии, знакомя в различной степени подготовленных учеников выпускного класса реального училища с "работой Циолковского", обратил их внимание лишь на ту часть оригинального исследования, в которой автором рассматривался вопрос в целом, отмечалось великое значение его в будущем и указывалось на принципиальную возможность его решения.

Последующее знакомство Цандера с работой Циолковского, состоявшееся в годы учебы в РПИ [7], не могло не показать начинающему исследователю, что оптимизм его соотечественника, хотя и подкреплялся соответствующими выкладками, был все же сродни взглядам исследовате-



Ф.А. Цандер в 1908 г.

ля, предполагавшего практическую реализацию космического полета по ряду причин лишь в весьма отдаленном будущем.

Об ином отношении к этому вопросу свидетельствуют многочисленные высказывания Цандера, в которых им никогда не ставилась под сомнение возможность ближайшей практической осуществимости космического полета. Именно такая постановка вопроса характеризовала творческую установку Цандера, и ее основные положения нашли отражение уже в его первой работе, посвященной проблеме космического полета. Она была начата им в первый учебный семестр 2-го года обучения в РПИ и велась в форме дневниковых записей в течение 1908–1912 гг. В этой работе, озаглавленной "Космические (эфирные) корабли, которые обеспечат сообщение между звездами. Движение в мировом пространстве" [8], Цандер, сформулировав проблему энергетики космического полета как

основополагающую, поставил перед собой задачу о поиске и разработке методов ее решения при современном ему научно-техническом уровне. Такой "максималистский" подход был вполне объясним юным возрастом исследователя, его уверенностью в собственных силах.

По всей вероятности, благодаря знакомству с работой К.Э. Циолковского 1903 г. Цандер при постановке вопроса о возможности осуществления космического полета считал излишним обращаться к рассмотрению различных способов обеспечения больших скоростей, а прямо указал на реактивный принцип как на наиболее эффективный. Пожалуй, только по этому косвенному факту, кроме вышеприведенного собственного признания Цандера, можно было предположить о его знакомстве с результатами соответствующей работы Циолковского, так как постановка и подходы к решению вопросов, рассмотренных в первой работе юного исследователя, были несомненно самостоятельны и оригинальны.

Свое исследование Фридрих Цандер начинает с рассмотрения существенных вопросов, относившихся к общей постановке проблемы: о порядке величины энергозатрат, потребных для осуществления полета в зону, свободную от гравитационного влияния Земли, и расчета протяженности участка восходящей траектории полета, определяющего основную долю этих энергозатрат.

Проведя количественную оценку этих важных характеристик дальнего космического полета, Цандер, обратившись к аналитическому исследованию динамики подъема ракетного аппарата, пришел к выводу, что при определенной величине энергозатрат подъем аппарата на максимальную высоту обеспечивается в случае, когда "масса летательного аппарата (в том числе масса металлической конструкции) с подъемом на высоту будет уменьшаться до нуля (в предельном случае)" [9].

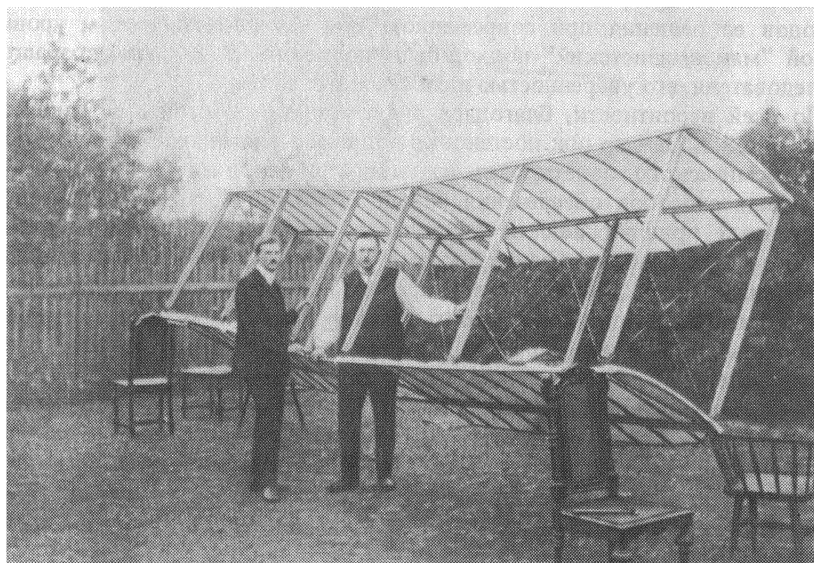
Как на первое условие технической реализации этого положения Цандер указал на необходимость обеспечения максимального значения основного конструктивного параметра: отношения массы топлива к конструктивной массе ракетного аппарата.

В результате последующего более тщательного анализа проблемы снижения энергозатрат ракетного полета, выполненного Цандером с учетом применения распространенных в то время топлив (продуктов нефтеперегонки), он пришел к выводу о том, что, сбрасывая в полете "отработанные части конструкций летательного аппарата, можно существенно уменьшить потребную мощность двигателя без уменьшения заданной высоты полета" [10].

По сути, это положение, высказанное в 1912 г. молодым исследователем в своей первой работе, можно отнести к одним из самых ранних формулировок принципиального решения проблемы энергетики ракетного полета, которое позже нашло отражение в опубликованных трудах многих пионеров ракетной техники и явилось отправным моментом в разработке теории полета многоступенчатых ракет.

В исследованиях самого Цандера, в частности уже в его первой работе, идея "отброса" конструктивных элементов ракетного аппарата получила своеобразное развитие.

Исходя из установки на возможность ближайшей практической реализации дальнего космического полета при современном ему развитии науки



Ф.А. Цандер (слева) у планера, построенного членами Рижского студенческого общества воздухоплавания и техники полета (1909 г., г. Рига)

и техники, Цандер в 1912 г. провел оценочный расчет основного конструктивного параметра ракетного аппарата, осуществляющего вылет за пределы гравитационного поля Земли. Отметив, что полученный результат расчета не вполне удовлетворителен с точки зрения обеспечения потребных энергетических ресурсов на борту летательного аппарата, Цандер высказал идею, что "энергия может быть увеличена (суммарная энергия), если применить металлическое топливо (элементы конструкции летательного аппарата и двигателя)" [11].

Иными словами, предлагалось в качестве дополнительного компонента топлива использовать ставшие ненужными для дальнейшего полета элементы металлоконструкций космического корабля.

Это итоговое положение первой работы молодого исследователя представляло собой, по сути, модификацию технического воплощения им же высказанной идеи "отброса" конструктивных элементов ракетного аппарата, при которой отброс элементов осуществляется не с нулевой скоростью ("пассивный отброс"), а со скоростью истечения продуктов сгорания ("активный отброс").

Именно с идеей "активного отброса" элементов конструкции, явившейся логическим завершением размышлений Цандера над техническим воплощением выдвинутой им ранее идеи использования полной массы ракетного аппарата в виде топлива, связывал он положительное решение принципиального вопроса осуществления межпланетного перелета — вопроса обеспечения необходимых энергетических ресурсов на борту космического аппарата.

С завершением исследований 1908—1912 гг. "детская мечта" приобрела



Ф.А. Цандер в 1913 г.

контуры реалистического замысла, обоснованного расчетами, а дальнейшая всесторонняя проработка его требовала приобретения разносторонних научно-технических знаний и практических навыков, в овладении которыми студент РПИ Фридрих Цандер проявлял свойственные ему целеустремленность и настойчивость.

Успешные занятия в институте — сказывались отличная подготовка в реальном училище и знания, приобретенные в Высшем техническом училище, — позволяли Цандеру систематически расширять кругозор в порядке самообразования. "Из библиотеки, — вспоминал он позднее, — я постоянно брал научные книги, постоянно думал о применении выученного к перелетам на другие планеты. Я читал книги из области авиации, метеорологии, астрономии, математики и др. для того, чтобы более или менее систематически подготовить возможность работы в области межпланетных сообщений" [12].

Разделяя общий энтузиазм современников в связи с зарождением отечественной авиации, Цандер в годы учебы в РПИ принял активное участие в



РИЖСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТЪ.

ДИПЛОМЪ.

Рижский Политехнический Институтъ имеетъ обязанность, что предъявляетъ сего,

Фридрихъ Артуровичъ Цандеръ,

выполнившаго литературнаго, родившагося 11-го августа 1887 года по окончании, съ отлѣченіемъ полнаго курса наукъ на **техническомъ** отдѣленіи, подвергавшаго испытанію въ особомъ назначенной Государствомъ Министерствъ Народнаго Просвѣщенія экзаменационной комиссіи и опредѣленіемъ оной отъ 28-го мая 1914 года удостоенъ званія

инженеръ-технолога.

Посему оный г-нъ Цандеръ, пользуется правомъ производства всякаго рода строительныхъ работъ и составленія проектовъ всякаго рода и сооружений; при поступленіи же на государственную службу на штатную должность по соответственной специальности оный имѣетъ право на производство въ чинъ десятаго (X) класса. Вообще г-ну Цандеру представляются всѣ права и привилегіи, закономъ Россійской Имперіи его званію присвоенныя. Изъ засвидѣствованіе сего и дать сей дипломъ за надлежащею подписью и съ приложеніемъ Институтской печати. Г. Рига, 4-го июля 1914 года

Предсѣдатель Совета: (подп.) Б. Мудуровъ

Директоръ (подп.) Гр. Фр. А. Ширинъ

Всѣмъ техническимъ отдѣленіямъ (подп.) Гр. Фр. Ч. Ширинъ

№ 2684

Дипломъ Ф. А. Цандера объ окончаніи института

организации и работе "1-го рижского студенческого общества воздухоплавания и техники полета" [13].

Занятия в студенческом обществе и работа в качестве практиканта в отделении по постройке аэропланов на рижском заводе "Мотор", безусловно, содействовали выработке у молодого исследователя определенных взглядов на возможность использования в космическом аппарате элементов только зарождавшейся тогда авиационной техники.

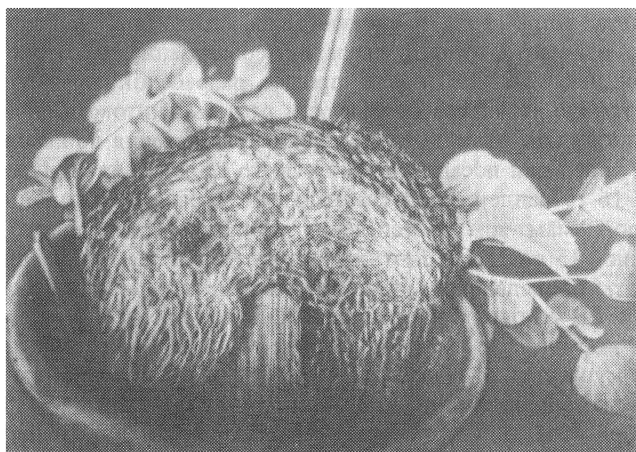
Летом 1914 г., получив диплом с отличием об окончании РПИ, Фридрих Цандер поступил на работу на завод "Проводник", где в течение года он работал в качестве инженера, а затем помощником заведующего автошинным отделом. В августе 1915 г. в связи с эвакуацией завода "Проводник" он переезжает с частью заводского персонала в Москву и продолжает работу на этом заводе, исполняя ряд руководящих технических должностей, в частности заведующего механической лабораторией и заведующего патентным отделом.

После переезда в Москву вопросы, связанные с проблемами космического полета, встречаются в дневниковых материалах Цандера, начатых им еще в студенческие годы. В тетради, первая запись в которой сделана Цандером осенью 1913 г., среди прочих разработок преимущественно изобретательского характера встречаются расчеты винтомоторной установки и подъемной силы высотного самолета, предложения по использованию поворотных сопел для посадки космического корабля на Луну и др. [14].

Зимой 1916 г. Цандер завел специальную тетрадь, в которой он вел записи по проблемам жизнеобеспечения экипажа космического корабля почти в течение 15 лет [15]. В этих материалах, в частности, нашли отражение результаты проведенных им опытов по созданию "оранжереи авиационной легкости". В условиях, имитирующих, по его представлению, обстановку в кабине космического корабля, Цандеру удалось вырастить некоторые простейшие культуры в среде, используемой в регенеративном цикле по переработке продуктов жизнедеятельности экипажа.

"С сентября 1917 г., — отмечал в автобиографии Ф.А. Цандер, — в то время, когда наш завод перестал работать, я начал снова делать расчеты к перелетам на другие планеты: исходил из расчетов полета особо высоко летающего аэроплана, приводимого в движение двигателем с пропеллерами; в том же году для больших скоростей полета на больших высотах добавил к двигателю ракету и делал расчеты также и к ней. В дальнейшем сюда прибавились мои расчеты путей, времен перелета и скоростей, которые должны быть сообщены межпланетному кораблю при полетах на другую планету, а также и другие расчеты" [16].

Из приведенного отрывка видно, насколько многоплановой и интенсивной была его работа над проблемой межпланетных перелетов. Вполне понятно, что, подходя "фронтально" к ее научно-технической разработке, Цандер в первую очередь стремился исследовать те вопросы, решение которых принципиально гарантировало возможность практической реализации дальнего космического полета в недалеком будущем. В этом плане первостепенное значение отводилось им исследованию технической осуществимости идеи "активного отброса", с реализацией которой ученый связывал решение основной проблемы дальнего ракетного полета — проблемы энергообеспечения. С этой целью в соответствии с выдвинутой им идеей



Горох и капуста, выращенные Ф.А. Цандером в своей оранжерее

сжигания элементов металлоконструкций космического аппарата Цандер, по его словам, уже в 1917 г. проводил подготовку к экспериментам по расплавлению в специально изготовленном тигле легких конструкционных металлов [17].

По всей вероятности, результаты этих экспериментов утвердили его в принципиальной возможности осуществимости идеи "активного отброса", и он с достаточным основанием мог обратиться к инженерно-технической проработке вопросов, итоговые результаты которых нашли отражение в конструкции межпланетного корабля [18].

В основу разработки проекта ученым была положена идея "этапности" осуществления космического полета. На различных характерных этапах траектории движения предполагалось использовать двигательные установки или в общем случае тяговые системы, технико-экономические показатели которых наиболее отвечали максимальному использованию энергетических

ресурсов окружающей среды и рациональному использованию энергетики самого космического корабля.

В соответствии с идеей "этапности" осуществления межпланетного полета Цандером было выделено три характерных участка траектории движения аппарата: 1) участок атмосферного подъема; 2) основной участок, в конце которого аппарат достигал области "ослабленного" гравитационного влияния Земли, и 3) собственно участок космической траектории, характеризующийся возможностью осуществления полета с помощью "малых толкательных сил". На каждом из выделенных этапов Цандер предлагал использовать ступени наиболее оптимальных схем: на первом — самолетной ступени с воздушным реактивным двигателем или специально сконструированной винтомоторной установкой, на втором — ступени чисто ракетного типа с жидкостным ракетным двигателем, конструктивно-компоновочной схемой которого предусматривалась возможность реализации идеи "активного отброса", и на третьем — различного рода чисто движительных систем. Возвратная ступень должна была представлять собой самолетную ступень, снабженную соответствующей двигательной установкой.

К выработке Цандером идеологии "этапности" осуществления космического полета имели непосредственное отношение разработки ученого по оценке тяговых характеристик различных двигательных установок, в частности аппаратов, снабженных двигателями прямой реакции. В результате этих работ Цандером в 1918 г. была выведена формула полетного КПД жидкостной ракеты в виде, в котором она и поныне применяется для оценки экономичности ракетных аппаратов соответствующих схем [19]. Основные положения, вытекающие из анализа этой формулы, указывали на существование весьма ограниченной зоны наиболее эффективного преобразования кинетической энергии истечения продуктов сгорания топлива в энергию движения ракетного аппарата. Эта зона определялась из условий соблюдения примерного равенства скорости истечения продуктов сгорания и скорости полета ракетного аппарата. Стремление к выполнению этих условий привело Цандера к мысли о целесообразности применения ракетной ступени космического корабля на этапе заатмосферного полета, когда скорости аппарата и истечения продуктов сгорания по крайней мере были соизмеримы. А на участке атмосферного полета им была обоснована целесообразность применения самолетной ступени с поршневым или воздушно-реактивными двигателями.

В период 1917–1920 гг. принципиальные положения проекта межпланетного корабля были достаточно полно проработаны Цандером в инженерно-конструктивном плане. Среди материалов, относящихся к этому периоду его деятельности, помимо различного рода многочисленных расчетов, содержатся расчеты траекторий полета, расчеты геометрических размеров самолета бипланной схемы, расчеты термического КПД и мощности поршневых двигателей, эскизы крылатых ракет, расчеты скоростей истечения газов и запасов кислород-водородного топлива и др. Это дает основание полагать, что проект межпланетного корабля в том виде, в котором он был выполнен к началу 20-х годов, представлял собой не просто изобретательское решение, касавшееся лишь принципиальной и конструктивно-компоновочной схем космического аппарата, а инженерную разработку оригинального технического средства на уровне эскизного проектирования.



Ф.А. Цандер в 1922 г.

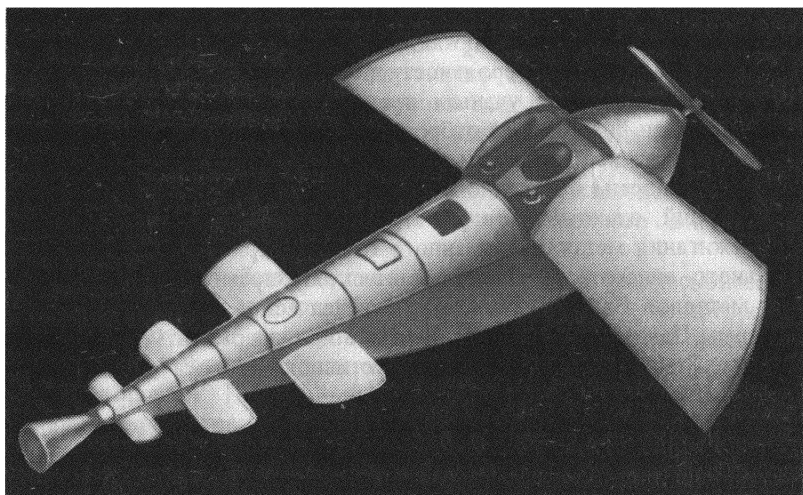
В феврале 1919 г. Ф.А. Цандер поступил на работу на Госавиазавод № 4, на котором до лета 1922 г. работал в должности заведующего технического бюро. В свободное время он продолжал интенсивно заниматься разработкой "конструкции аэроплана для вылета из земной атмосферы".

Уже в 1920 г. предварительный вариант проекта межпланетного корабля-аэроплана был представлен на обсуждение перед специальной комиссией, а в декабре 1921 г. на губернской конференции изобретателей им были представлены материалы по авиационному поршневному двигателю для "атмосферной" ступени межпланетного корабля-аэроплана [20].

В период работы на Госавиазаводе № 4 в значительной степени сложился круг научно-теоретических и расчетных разработок по основным вопросам, с экспериментальной проверкой и технической реализацией которых Цандер связывал возможность осуществления своего проекта.

Вместе с тем, обратившись к технической разработке основных положений проекта межпланетного корабля-аэроплана, Цандер безусловно понимал, что проблемы, встающие на пути его практической реализации, далеко выходят за рамки решения конкретных проектных вопросов. Это нашло отражение как в постановке им новых более общих вопросов, относившихся к разработке основ теории и расчета реактивных летательных аппаратов, так и в стремлении к привлечению внимания к работам по избранной им тематике соответствующих специалистов и широких масс энтузиастов межпланетных сообщений.

Встретив со стороны руководства и производственного коллектива Госавиазавода № 4 внимание и поддержку проводимых им исследований, Цандер с июля 1922 г. по июнь 1923 г. временно оставляет работу на заводе и полностью посвящает себя работе над проектом межпланетного корабля.



Модель межпланетного корабля Ф.А. Цандера

Уже к весне 1923 г. Цандер в целом завершил работу над проектом и подготовил рукопись "Описание межпланетного корабля системы Ф.А. Цандера, инженера-технолога" в виде материалов патентной заявки [21].

В том же году им были написаны два варианта статьи "Перелеты на другие планеты" [22, 23], один из которых был опубликован в 1924 г. в журнале "Техника и жизнь" [24]. В этой статье, являвшейся первой опубликованной работой ученого по проблемам космических полетов, в сжатой форме были изложены основные принципиальные положения из проекта и отмечены ряд приоритетных моментов, в частности:

в целях снижения потребных энергозатрат применение в космическом корабле комбинации ракетной ступени со взлетной и посадочной ступенями авиационного типа, снабженных аэродинамическими плоскостями и винтомоторной двигательной установкой или воздушно-реактивным двигателем;

обеспечение необходимого запаса топлива на борту космического корабля за счет использования части его металлоконструкций в виде дополнительного горючего;

использование силы солнечного давления для движения космического корабля в зоне, свободной от сил гравитации.

В заключительной части статьи, делая акцент на возможность ближайшей реализации космического полета, Цандер отмечал, что основное препятствие на пути к осуществлению межпланетного полета — отсутствие "достаточно сильного взрывчатого вещества" — отпадает, поскольку в конструкции его корабля наряду с прочими предложениями по энергообеспечению полета предлагается "использование строительного материала аэроплана" в качестве дополнительного горючего.

Именно на это положение он указывал как на одно из основных с точки зрения полной гарантии достижения космических скоростей полета. "Ресурсный" эффект реализации идеи "активного отброса" был отмечен

Цандером еще в его первой работе, когда начинающий исследователь не представлял даже в общих чертах технического облика межпланетного корабля. В 1923 г., по всей вероятности после выхода в свет работы Г. Оберта, в которой немецким ученым предлагалось конкретное техническое воплощение идеи "пассивного отброса", Цандер во втором варианте упомянутой статьи счел необходимым привести более обстоятельную аргументацию эффективности собственной идеи — идеи "активного отброса" металлоконструкций, отметив наряду с "ресурсным" эффектом и "тепловой" эффект сжигания металлизированного топлива, приготовляемого на борту летательного аппарата. Об экзотермическом характере реакции горения легких металлов Цандер знал еще со студенческой скамьи¹. Причины же, по которым Цандер не считал нужным особо подчеркивать до определенного времени "тепловой" эффект идеи "активного отброса", представляются достаточно вескими.

В начале XX-го столетия в учебной литературе особо подчеркивалось то обстоятельство, что конкретная величина теплового эффекта определенных экзотермических реакций, вычисленная по закону Гесса, может быть оценена весьма приближенно, поскольку соответствующие расчеты не отражают специфики фазовых превращений веществ, участвующих в реакции. А в весьма популярном среди студенчества первой четверти XX столетия курсе физики О.Р. Хвольсона прямо говорилось о необходимости и в то же время особой сложности определении тепловых эффектов промежуточных реакций, соответствующих фазовым превращениям веществ. Поэтому вполне понятно, что только после проведения собственных расчетов² Цандер имел основание отметить "тепловой" эффект сжигания конструкционных материалов космического корабля; причем, указав на высокую теплопроводную способность металлизированного топлива, Цандер весьма реалистично подходил к оценке "теплого", а следовательно, и энергетического эффектов сжигания легких металлов, который, по его справедливому мнению, мог быть ощутим только при выполнении определенных условий подготовки топливной смеси и организации процесса гетерогенного горения и истечения двухфазного потока.

В вышеупомянутом втором варианте статьи "Перелеты на другие планеты" Цандер, резюмируя итоги своих многолетних изысканий, писал: "Было бы весьма желательно, чтобы ученые и инженеры, ближе интересующиеся вышеуказанным направлением развития авиации, стали заниматься расчетами конструкций и производством опытов в этой области для того, чтобы пополнить эту слабость науки и техники, которая

¹ В этой связи сошлемся на мнение видного историка химии, академика АН ЛатССР Я.П. Страдыня: "О получении теплового эффекта сжигания легких металлов Ф.А. Цандеру в годы учебы в РПИ, безусловно, должно было быть известно, хотя бы в связи с изложением курса алюмотермии в лекциях Вальдена" (из письма Я.П. Страдыня автору настоящей работы).

П. Вальден — ученик В. Оствальда, химик с европейским именем, блестящий лектор и популяризатор, профессор РПИ, впоследствии почетный академик АН СССР.

² В 1923 г. Цандер писал: "По моим расчетам, огромная теплота, получаемая при горении алюминия в кислороде, по большей части передается летучим продуктам горения..." и далее, давая оценку эффективности сжигания различных металлов, в частности лития, отмечал, что "литий развивает 4710 кал, т.е. в 1,45 раз больше теплоты, нежели водород с кислородом" [25].

при таких условиях уже в недалеком будущем даст результаты, которые затмят все до сих пор на свете имеющиеся" [26].

С начала 20-х годов Ф.А. Цандер начал активно пропагандировать идею межпланетных перелетов, предприняв еще ранее ряд попыток получить поддержку государственных организаций в развитии большой научно-практической работы.

В апреле 1923 г. он выступил с докладом на общезаводском собрании перед производственным коллективом Государственного авиационного завода № 4 [27].

В январе 1924 г. им было сделано сообщение в теоретической секции Московского общества любителей астрономии (МОЛА), в котором он познакомил слушателей с результатами своих многолетних изысканий, высказав мысль о желательности образования "Общества изучения межпланетных сообщений" [28].

В том же году в возглавляемой им секции "Общества изучения межпланетных сообщений" был сделан организационный доклад, в котором Цандер предложил конкретный план ближайших научно-практических работ [29]. Постановка вопроса о развертывании соответствующих работ характеризовала Цандера как исследователя, ясно представлявшего необходимость проведения теоретических и экспериментально-конструкторских работ, причем не только тех, которые имели непосредственное отношение к реализации его собственного проекта. В частности, в плане этих работ Цандером предполагалось исследование по многоступенчатым ракетам, проведение экспериментов в специальных аэродинамических трубах, развертывание работ по исследованию высших слоев атмосферы ракетам и др.

С огромным успехом прошло выступление Цандера на диспуте "Полет на другие миры", состоявшемся в октябре 1924 г. в большой аудитории Физического института Первого московского университета [30]. С сообщением о собственных работах и работах других ученых по проблемам межпланетных сообщений Цандер выступал на лекциях в Ленинграде, Харькове, Саратове, Туле и Рязани.

Несмотря на трудности, связанные с вынужденной необходимостью совмещать собственные изыскания с основной работой на авиапредприятии, на котором после возвращения из годичного творческого отпуска Цандер работал помощником заведующего конструкторским бюро, им в период 1924—1926 гг. был выполнен обширный комплекс расчетно-технических разработок, включавший три основных тематических направления: динамика полета крылатых летательных аппаратов, динамика ракет баллистического типа и космических аппаратов. Уже к моменту завершения проекта космического корабля-аэроплана общие энергозатраты, связанные с движением на различных участках траектории межпланетного полета, были в первом приближении оценены ученым. Проведение таких предварительных расчетов было связано с анализом конкретного вида траектории на всех характерных участках межпланетного перелета.

К более тщательной проработке траекторных вопросов Цандер обратился в связи с возможностью существенной минимизации энергозатрат при оптимизации условий полета, в частности, на "космическом" участке движения летательного аппарата.

ДИСПУТ

ПОЛНОЕ
ПОВТОРЕНИЕ
Суббота 4 Октября

БОЛЬШАЯ АУДИТОРИЯ ФИЗИЧЕСКОГО
ИНСТИТУТА ПЕРВОГО УНИВЕРСИТЕТА
Улица Герцена, 6 (б. Большая Никитская).

ПОЛЕТ ДРУГИЕ МИРЫ НА

Правда о попытке снарядов проф. Годдарда на Луну
4 авг. 1924 г. в Америке

(сообщение проф. Годдарда, полученное в Ленинграде
из Аларда Общества Миропедии)

**СПОРЫ НА ЗАПАДЕ В СВЯЗИ
С ОТПРАВЛЕНИЕМ СНАРЯДА НА ЛУНУ.**

Приб. из Ленинграда член Совета О-ва Миропедии
В. В. ШАРОНОВ.

Перелом в Зап. Европе и Америке в отношении к про-
блеме межпланетных сообщений в наши дни.

Величайшая загадка вселенной. Интересное предполо-
жение американского ученого Гаррета Сервиса.

Самая мощная машина в мире. Чудесные возможности,
связанные с развитием артиллерии в Америке в 1924 г.

Электромагнитные пушки сверхдальней стрельбы. О ре-
альной возможности полета человека в ядре этих пушек.

Картины жизни на небесном корабле. Сказочная дей-
ствительность. Невиданные небесные панорамы.

Проблема межпланетного полета и судьба жизни на земле.

Путь к разрешению тайн мироздания

Цены билетов от 30 н.

Билеты предварительно продаются ежедневно в Физическом Институте (б. Никитская 6) и в кассах Петровской
(Петровка, 5 и Тверской (Тверская) 38.

Сообщение члена Президиума Московского Общества
изучения межпланетн. сообщений инж. Ф. А. ЦАНДЕР
**ОБ ИЗОБРЕТЕННОМ ИМ НОВОМ КОРАБЛЕ,
РАЗРЕШАЮЩЕМ ЗАДАЧУ ПОЛЕТА
В МИРОВОЕ ПРОСТРАНСТВО.**

Каким образом устраняется главное и единственное пре-
пятствие к немедленному осуществлению полета на
другую планету

Преимущества небесного дирижабля Цандера над сна-
рядами Оберта в Германии и Годдарда в Америке

Разрешение вопроса о станциях для межпланетных кораблей в миро-
вом пространстве

Их устройство. Способ межпланетного отрыва людей и
межпланетных станций.

Неуверенность в ближайших прапасах. Ближкое будущее.

ДОКЛАДЫ беспредельно иллюстрируются
СВЕТОВЫМИ КАРТИНАМИ.

ПОСЛЕ ДОКЛАДОВ ПРЕНИЯ—

действительно ли разрешит изобретенный инж.
Цандером небесный корабль задачу полета
в мировое пространство

И участие в приёмах приглашения профессора и инженеры.

Начало в 8 час. вечера.

Афиша о диспуте 4 октября 1924 г.

Результаты исследований по астродинамике в середине 20-х годов широко использовались ученым в качестве рабочего материала в его лекционно-пропагандистской деятельности, а сам цикл разработок по теории межпланетных полетов являлся, пожалуй, определяющим в его творческой деятельности в указанный период.

К наиболее важным результатам исследований Цандера в области астродинамики следует отнести:

аналитическое обоснование энергетической оптимальности космических траекторий, представляющих собой эллиптические траектории, касательные к круговым компланарным орбитам планет;

разработку теоретических основ определения сроков старта космического аппарата, исходя из различных "энергетических" соображений;

теоретическое обоснование гравитационного маневра при осуществлении межпланетных перелетов;

исследование задачи об оптимальной импульсной коррекции в случае компланарности исходной и скорректированной траекторий;

аналитическое обоснование эффективности сообщения добавочного ускорения космического корабля при больших скоростях полета.

К наиболее важным работам, выполненным Цандером в середине 20-х годов, направленность которых в целом, как уже отмечалось, определялась работами ученого по теории космического полета, следует отнести разработки, продолжавшие его исследования по теории и расчету жидкостно-ракетных двигателей (ЖРД).

Результаты работ Цандера в этой области нашли отражение в рукописи 1924 г. "Тепловой расчет ракеты" [31].

Поставив перед собой задачу разработки инженерно-теоретических основ жидкостно-ракетного двигателя, Цандер при ее решении обратился к богатому опыту, накопленному в общей теплотехнике и ее специальных разделах, в которых в различной степени были освещены вопросы технического проектирования тепловых устройств и двигателей. В условиях отсутствия соответствующих экспериментальных данных и опыта аналитического исследования высокоэнергетических тепловых процессов такой путь представлялся в то время как единственно возможный.

В основу подхода Цандера к вопросам проектирования и расчета жидкостно-ракетного двигателя как специфического тягового теплового двигателя было положено проведение теплового и газодинамического расчетов, по результатам которых определялись наиболее важные параметры в характерных сечениях двигателя.

При выбранных компонентах топлива, давлении в камере сгорания и тяге двигателя основным параметром, подлежавшим расчету, являлась температура в камере сгорания ракетного двигателя. Для расчета температуры Цандер допускал возможность применения двух методик — приближенной и более точной, учитывающей при определении температуры сгорания явление диссоциации.

Применимость приближенной методики Цандер распространял на случаи, когда процессы в камере ракетного двигателя характеризовались умеренным значением температуры и невысокими значениями давлений.

Для топлива, компонентами которого являлись бензин и жидкий воздух, обогащаемый жидким кислородом, Цандером была разработана расчетная схема определения температуры сгорания без учета диссоциации и методика, учитывающая диссоциацию как функцию теплосодержания продуктов сгорания. Понимая необходимость достаточно точного определения температуры в камере двигателя, с одной стороны, а с другой — стремясь к использованию в расчетах методик, не перегруженных трудоемкими вычислениями, Цандер установил диапазоны применимости каждой из схем расчета для указанного топлива.

В основу разработки расчетной схемы определения температуры сгорания ученым было положено решение классического уравнения баланса, составленного в предположении равенства теплового эффекта сгорания бензина и разности теплосодержаний продуктов сгорания между начальным и конечными состояниями. Исходным моментом в составлении урав-

нения баланса было определение химического и весового состава продуктов сгорания и их теплоты образования, вычисленной с учетом явления диссоциации.

В целях наглядности и возможности ускоренного определения температуры при различных весовых сочетаниях горючего и окислителя решение уравнения баланса было выполнено Цандером графоаналитическим способом. Дальнейшая расчетная схема, связанная с определением температуры, давления и скорости истечения продуктов сгорания в выходном и критическом сечениях сопла, была составлена Цандером на основании решения уравнения, характеризующего закон расширения газов в сопле (уравнение сохранения энергии).

Соответствующие материалы показывают, что механизм превращения тепловой энергии в кинетическую рассматривался ученым с учетом наиболее существенных явлений, сопутствующих расширению продуктов сгорания в сопле реального ЖРД. В частности, при составлении уравнения энергии он выделяет теплоту, затраченную на диссоциацию в камере сгорания и "возвращенную" при расширении газа в сопле. Этот элемент в расчете Цандера был безусловно новаторским для рассматриваемого периода, поскольку процесс "рекомбинации" (ассоциации, как выражался Цандер) не учитывался при расчете тепловых процессов до начала 30-х годов. Для большинства из них соответствующие расчеты проводились без учета диссоциации, что, понятно, вполне оправдывало пренебрежение тепловыделением "рекомбинации", составляющим лишь определенную часть от теплопоглощения, обусловленного диссоциацией.

Отмечая сложность аналитического описания физико-химических превращений, протекающих в сопле ЖРД, исследование которых в значительной степени связано с проведением специальных экспериментов, Цандер рассматривал процесс расширения газа в сопле при ряде упрощающих допущений. Процесс истечения из сопла он рассматривал как адиабатический процесс преобразования части энтальпии продуктов сгорания в кинетическую энергию газовой струи. При дополнительном условии, характеризующем уравнением неразрывности струи, воспользовавшись рядом известных соотношений из технической термодинамики, он получил зависимости, по которым определялись все важные параметры в характерных сечениях двигателя.

Целый ряд допущений, принятых в расчетной схеме, обязывавших к последующей корректировке полученных результатов, а также трудоемкость самих расчетов побудили Цандера обратиться к поиску более рациональных методов проведения предварительных проектировочных расчетов. В качестве одного из них им был предложен довольно распространенный уже в начале XX столетия метод расчета по энтропийным диаграммам. Особая ценность их в приложении к расчетам процессов в ЖРД усматривалась им в том, что, помимо сокращения объема расчетов соответствующих параметров в начале, можно было определять температуру сгорания с учетом диссоциации, а по пути расширения газа в сопле учитывать тепловыделение "рекомбинации" и теплотопери на работу сил трения. В нашей стране, где лишь в середине 30-х годов появились работы, специально посвященные использованию энтропийных диаграмм для расчета ЖРД, первым, указавшим на целесообразность их применения, был Ф.А. Цандер.

Материалы более позднего периода показывают, что Цандер при подходе к разработке расчетных схем тепловых процессов постоянно стремился быть на уровне передовых достижений соответствующих отраслей научно-технических знаний. Примером тому может служить и выполненный им перевод с немецкого статьи Центнершвера "К теории диссоциации газов" [32] и начало одной из его рукописей, в которой расчет тепловых процессов проводился им с использованием констант равновесия [33].

Характеризуя расчетно-теоретические разработки Цандера в области определения основных параметров ЖРД как новаторские начинания, следует отметить, что для решения отдельных проблем проектирования ЖРД в 20–30-х годах существовали известные предпосылки, определяемые передовым уровнем разработки отдельных вопросов в области химической термодинамики и ряда научно-технических дисциплин общей теплотехники.

В этом плане ценность отмеченных работ ученого состояла как в разработке им отдельных проблем, так и особенно в осуществлении самого методического подхода, характеризующегося стремлением к всестороннему теоретическому исследованию ЖРД как целостного объекта. Благодаря высокой научно-технической эрудиции Ф.А. Цандер не только обобщил и практически применил соответствующие результаты исследований отдельных проблем в теплотехнике к разработке методов теплового и газодинамических расчетов ЖРД, но и выполнил инженерно-теоретические исследования вопросов, в постановке и решении которых приоритет несомненно принадлежит исключительно ему.

В этом плане прежде всего отметим разработки ученого по расчету параметров двигателей, в которых в качестве одного из компонентов топлива использовались сплавы из легких конструкционных металлов. Начало разработок в обычной форме записи относится к осени 1924 г. и прежде всего связано с постановочной частью проблемы, в рамках которой в общем виде рассматривался вопрос об особенностях сжигания твердых (металлических) горючих совместно с жидкими компонентами топлив [34].

В отсутствие сколько-нибудь подходящих аналогов технического воплощения идеи сжигания металлов возможность (а правильнее сказать, необходимость) разработки методов расчета основных параметров двигателей соответствующей схемы отодвигалась на задний план, уступив место вопросам экспериментальной проверки технологичности самого процесса сжигания конструкционных материалов. Понятно, что до определенного момента ученый не мог провести натурального эксперимента по причине отсутствия действующего ракетного двигателя. Данных же относительно характера процессов гетерогенного горения в технической литературе тех лет не содержалось.

В условиях "неопределенности" Цандер попытался дать оценку основным параметрам двигателя, исходя из ряда соображений, характеризующих, по его мнению, механизм горения и истечения двухфазной смеси.

Принципиально в условиях неясности физической картины, сопровождающей процесс работы двигателя такой схемы, можно было выбрать два пути по оценке его важнейших параметров, в частности энергетических. Можно было исходить из наиболее предпочтительных посылок, а именно: сжигание металлизированного топлива как топлива высокой теплотворной способности обеспечивает повышенное тепловыделение

в камере сгорания. Преобразование энергии теплосодержания продуктов сгорания в сопле двигателя в кинетическую энергию истечения происходит в такой же степени, как и при истечении гомогенной струи.

И без проведения соответствующих расчетов оценка такой модели приводила к выводу об особой эффективности металлизированного топлива, обеспечивающего повышенные скорости истечения струи и, как следствие этого, повышенные значения удельного импульса двигателя.

При другом подходе исходя из достаточно очевидного факта, что в продуктах сгорания металлизированного топлива будут присутствовать конденсированные частицы — окислы металла, затрудняющие организацию эффективного процесса истечения двухфазного потока, можно было предположить наличие определенных энергетических потерь. В связи с этим возникла проблема оценки этих потерь и их влияния на величину основных параметров двигателя и ракетного аппарата в целом.

По ряду причин Цандер предпочел второй путь, т.е. путь "гарантированной оценки", и, надо полагать, не в последнюю очередь благодаря своему богатому инженерному опыту, убедившему его, что такой подход более оправдан с точки зрения оценки возможных последствий практической реализации недостаточно проработанных в экспериментальном плане предложений.

Исходя из представлений о процессе истечения двухфазного потока как процесса, характеризуемого динамической и тепловой неравновесностью, Цандер установил ряд соотношений, по которым он определил основные параметры двигателя, работающего на металлизированном топливе, и порядок максимально возможных энергетических потерь, связанных с обоими видами неравновесности, указав на возможные пути организации процесса работы двигателя, при которых эти потери могут быть сведены к минимуму.

Значительный объем накопившегося материала по проблемам межпланетных перелетов, а также живейший интерес общественности к возможности их практической реализации в ближайшем будущем, который обнаружился в процессе пропагандистско-популяризаторской деятельности Цандера, побуждали ученого к изложению в соответствующей форме результатов собственных исследований. Еще в 1924 г. у Цандера появилась мысль о подготовке научно-популярной книги под заглавием "Полеты на другие планеты и на Луну". В предисловии к материалам этой книги, представлявшим собой детализированный конспект, Цандер писал: "Мысль о печатании научно-популярной книги о перелетах на другие планеты утвердилась во мне, когда я... стал читать лекции... на тему о полете на другие миры..." [35].

Главной целью этой книги, как писал Цандер, должно было быть:

1. Ознакомление широкого круга читателей с достижениями теоретического и практического характера того времени, которые указывали на большую вероятность осуществления межпланетных путешествий.

2. Подготовка научных работников путем передачи им в виде обзора некоторых результатов его вычислений [35].

Далее он отмечал, что "всего-навсего у меня имеются в черновиках приблизительно 650 стр. большого формата разных научных и технических расчетов в данной области, причем я все писал стенографией, укорачивающей пись-

мо в 4–5 раз... Кроме того, имеется 27 чертежей..., на которых мною начерчены конструкции...

Наибольшее внимание мною было обращено на результаты моих научных исследований; я надеюсь при этом на то, что высказанные мною мысли привлекут к работе в данной области новых исследователей и инженеров" [36].

В конце 1926 г. Цандер предпринял активные шаги по привлечению внимания к проводимым им исследованиям и обеспечению возможностей работать исключительно "в области межпланетных перелетов".

Примерно одновременно с переходом в октябре 1926 г. на новое место работы (опытно-моторный отдел Центрального конструкторского бюро при авиазаводе № 24) Цандер обращается в Научный отдел Главнауки за материальной поддержкой своим работам, представив в качестве приложения к заявлению значительный объем материалов, свидетельствовавших о широте и детальности выполненных им к этому времени работ.

Материалы заявления были направлены на отзыв В.П. Ветчинкину [37]. Отметив ряд приоритетных моментов в разработках ученого, Ветчинкин дал высокую оценку деятельности Цандера и выразил настоятельную необходимость в опубликовании итогов его работы отдельной книгой. Однако материалы Цандера были направлены затем на повторный отзыв другому специалисту, судя по всему, весьма далекому от вопросов, рассматриваемых в работах Цандера, и не сумевшему по достоинству оценить значимость выполненных им исследований.

Условия деятельности Цандера остались без существенных изменений, и он был вынужден продолжать свои исследования наряду с напряженной работой в опытно-моторном отделе ЦКБ. О характере этой деятельности примерное представление дают материалы архива ученого, относящиеся к периоду его работы в ЦКБ. Из примерно восьмидесяти рукописных материалов этого периода около трех четвертей относятся к разработкам Цандера по тематике предприятия. Эти разработки Цандера-авиаинженера охватывают чрезвычайно широкий круг вопросов по созданию и отработке отечественных авиадвигателей М-15, М-19, М-26 и др.

С переходом на работу в опытно-моторный отдел ЦКБ в исследованиях ученого по ракетной проблематике наблюдается определенная переориентация. Этот период характеризуется более глубокой инженерной проработкой вопросов, имевших непосредственное отношение к подготовке опытно-экспериментальных работ по реактивным двигателям.

В этой связи в первую очередь следует отметить опытные работы по изготовлению и сжиганию конструкционных металлических сплавов и инженерно-расчетные разработки по реактивному двигателю ОР-1.

В рамках исследований по металлическому топливу им был проведен ряд экспериментов, позволивших сформулировать основные требования, предъявляемые к конструкционным материалам, с использованием которых Цандер связывал возможность создания ракеты с "сжигаемыми" элементами металлоконструкций. В рукописи "Список сплавов, которые могли бы применяться в качестве горючего для ракеты" [38] Цандер отмечал, что в первую очередь эти материалы должны иметь достаточно низкую температуру плавления, быть прочными в рабочем диапазоне

эксплуатационных температур соответствующих конструктивных узлов ракеты и не требовать при расплавлении значительного теплоподвода. Вслед за этими конструктивно-технологическими требованиями он отмечает, что "теплотворная способность металла должна быть по возможности большой" [39].

Этап экспериментальной деятельности Цандера в области ракетного двигателестроения, начало которому было положено соответствующими разработками ученого по двигателю ОР-1, явился естественным продолжением его предыдущей деятельности, связанной с разработкой инженерно-теоретических основ проектирования ракетных двигателей различных принципиальных схем.

Двигатель ОР-1 по замыслу его создателя должен был стать многоцелевой экспериментальной установкой, на которой предполагалось исследовать широкий круг проблем создания жидкостно-ракетных двигателей и вопросов прикладного характера, связанных с взглядами Цандера на возможность применения двигателей прямой реакции в космических аппаратах конкретных схем.

Эскиз паяльной лампы, конструкция которой, как известно, была положена в основу экспериментальной установки ОР-1, встречается уже в зашифрованных рукописных материалах Цандера, относящихся к 1919 г. [40] наряду с расчетами по рабочим циклам поршневых и ракетных двигателей. Возможно, уже в то время, когда ученый усиленно прорабатывал основные вопросы проектирования межпланетного корабля, он усматривал в использовании этого несложного технического устройства возможность проведения первых опытных работ по реактивным двигателям.

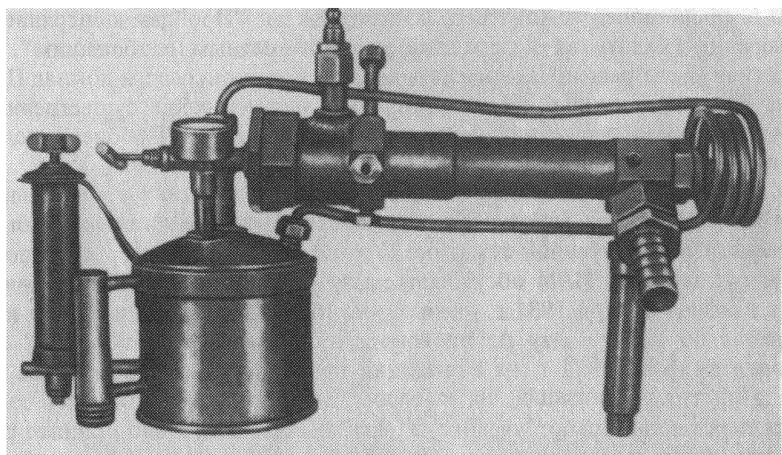
В свете этого не таким уж и неожиданным решением представляется техническое воплощение экспериментальной ракетной установки, о чем спустя десятилетия упоминал Цандер в описании конструкции ОР-1.

"После того как мною были произведены все теоретические расчеты, я должен был практически проверить принятые мною методы расчета и получить первые экспериментальные результаты.

В связи с тем, что средств было недостаточно, неожиданно у меня появилась идея перестроить паяльную лампу под первый реактивный двигатель. Эту идею я воплотил в жизнь" [41].

С воплощением этой идеи связаны первые шаги в развитии отечественных жидкостных ракетных двигателей.

Двигатель ОР-1 (опытный реактивный) представлял собой ракетный двигатель, в котором тяга создавалась за счет реакции истечения продуктов сгорания, образующихся при сжигании в камере сгорания двухкомпонентного топлива: газообразного воздуха и жидкого бензина. Лишь агрегатное состояние окислителя не позволяет строго классифицировать его как жидкостно-ракетный двигатель, в то время как в своей конструкции ОР-1 содержал почти все элементы, присущие жидкостно-ракетным двигателям с вытеснительной системой подачи компонентов топлива и принудительной системой зажигания. Поэтому, принимая во внимание разнофазовое состояние компонентов топлива, можно, по современной терминологии, определить двигатель ОР-1 как экспериментальный ракет-



Общий вид двигателя ОР-1

ный двигатель, работающий по принципу (схеме) жидкостно-ракетного двигателя на топливе смешанного агрегатного состояния.

Основные работы по проектированию и изготовлению двигателя ОР-1 были выполнены в период его деятельности в ЦКБ, а основная экспериментально-исследовательская работа на нем — в Институте авиационного моторостроения (ИАМ) и в ГИРДе.

В декабре 1929 г. в письме к одному из своих корреспондентов Цандер, сообщая о трудностях своей деятельности, писал: "В настоящее время я опять работаю, строю опытный реактивный двигатель, в котором исходной конструкцией служит бензиновая паяльная лампа. Предполагается исследовать на нем весьма важные температурные условия в ракете...

Из-за всех этих работ... залежались мои работы по изданию книги по межпланетному делу и лекции, к которым я только отчасти успел приготовить" [42].

Конспект книги "по межпланетному" делу, озаглавленной "Перелеты на другие планеты: первый шаг в необъятное пространство (Теории межпланетных сообщений)", был подготовлен Цандером еще зимой 1926 г., а черновая рукопись работы содержала 1000 страниц в стенографической записи. Подготовку окончательного варианта рукописи в объеме 500 страниц ученый связывал с возможностью в течение года работать исключительно над ней. Оглавление книги, выполненное Цандером в виде развернутого конспекта, дает представление о широте его замыслов в постановке и решении целого ряда вопросов, касающихся проектирования и расчета летательных аппаратов, их двигательных установок и собственно расчета траекторий движения космических аппаратов.

Книга в объеме, определяемом упомянутым конспектом, не была издана. Часть соответствующего материала рукописи послужила исходным материалом к докладу, подготовленному Цандером для V Международного конгресса по воздушной навигации, который должен был состояться в Гааге в сентябре 1930 г. В конце февраля доклад Цандера обсуждался на техническом совещании и после редактирования и ряда изменений 5 апреля

1930 г. представлен в Авиатрест под заглавием: "Проблемы сверхавиации и очередные задачи по подготовке к межпланетным сообщениям". Впоследствии было решено не посылать делегатов на конгресс, и доклад Цандера не был опубликован, а его материалы в измененном и существенно дополненном виде послужили основой рукописи книги "Проблема полетов при помощи реактивных аппаратов".

20 декабря 1930 г. Цандер перешел на работу в Институт авиационного моторостроения, где, работая в винтомоторном отделе, он продолжил свои изыскания по реактивной тематике. Уже 25 декабря Цандер с представителем руководства ИАМ обсуждает смету работ по реактивному двигателю, а в конце января 1931 г. ученый разрабатывает "План, порядок и сроки работ по РД и смету по производству опытных работ по РД" [43]. В конце февраля 1931 г. на совещании представителей руководства ИАМ и ряда других организаций, на котором, в частности, обсуждалось состояние и перспектива работ ученого по его изысканиям, было принято решение, как записывает в дневнике Цандер, "меня вполне освободить для работ по ракетам". В течение 1931 г. формируется группа из нескольких человек, вместе с которыми Цандер начал проводить свои эксперименты на установке ОР-1 в лаборатории ИАМ, занимавшейся вопросами наддува авиационных двигателей.

Получив возможность посвятить себя исключительно работам, связанным с технической реализацией идей реактивного движения, ученый вполне сознавал ограниченные возможности проведения этих работ силами небольшой группы, состоящей в основном из молодых людей, не имевших соответствующей научно-технической подготовки.

Возможность развертывания исследований при необходимой материальной поддержке Цандер видел в создании специальной секции при Осоавиахиме, где еще в 1926 г. им была организована "межпланетная подсекция".

В июле 1931 г. состоялось заседание Бюро изучения реактивного движения (БИРД), руководителем которого стал Ф.А. Цандер. Предполагалось в соответствии с планами БИРД организовать пропагандистскую деятельность через ячейки Осоавиахима на различных предприятиях и в учебных заведениях с целью привлечения к проблемам реактивного движения квалифицированных специалистов, главным образом из авиапромышленности и научно-исследовательских организаций. Работа Бюро не получила должного развития, но в результате контактов, налаженных ее инициативной группой с Осоавиахимом, и внимания этой организации в лице ее руководителя Р.П. Эйдемана к проблемам ракетной техники при Бюро воздушной техники Центрального Совета Осоавиахим была создана Группа по изучению реактивного движения (ГИРД), первыми членами которой наряду с Ф.А. Цандером — ее первым руководителем — стали С.П. Королев, Ю.А. Победоносцев и др.

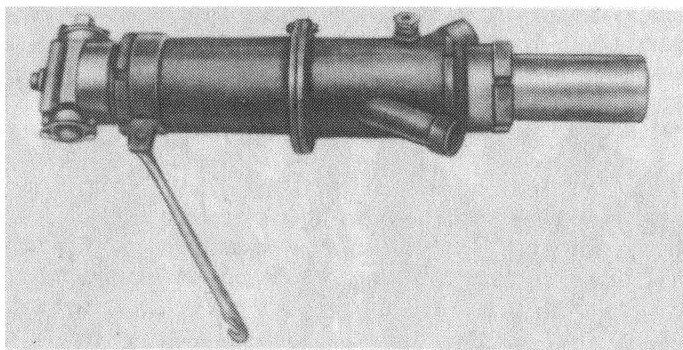
Продолжая свою работу в ИАМ, связанную в основном с проведением огневых испытаний на установке ОР-1, участвуя на общественных началах в руководстве ГИРДа, Цандер начал самостоятельно разработки по жидкостно-ракетному двигателю ОР-2. Первые упоминания о двигателе ОР-2 в дневнике Цандера относятся к 19 октября 1931 г., а спустя месяц он как разработчик проекта ЖРД подписал "Социалистический договор по



Группа энтузиастов ракетной техники в 1931 г. (крайний слева Ф.А. Цандер)



Группа московских гирдовцев (третий справа Ф.А. Цандер)



Камера сгорания ОР-2 с соплом и жиклером

укреплению обороны СССР” с Бюро воздушной техники Военно-технической секции Научно-исследовательского отдела ЦС Осоавиахима на проектирование и производство опытов по двигателю. Бюро принимало на себя расходы, связанные с выполнением указанных в договоре работ [44].

III расширенный пленум ЦС Осоавиахима, состоявшийся в начале апреля 1932 г., в одном из пунктов своей резолюции отмечал: ”Поручить Президиуму ЦС обеспечить доведение до конца работ по созданию ракетного двигателя и самолета”.

В плане реализации этого положения в апреле 1932 г. ГИРД предоставили помещение для создания научно-производственной базы. Комплектация штата ГИРДа началась с переходом из ИАМ бригады Цандера.

С апреля 1932 г. начинается короткий, но весьма важный ”гирдовский” период деятельности Цандера. В ГИРДе он возглавил 1-ю проектно-конструкторскую бригаду, основные направления деятельности которой определялись: разработкой жидкостно-ракетных двигателей, летательных аппаратов с ЖРД и исследованием возможности использования металла в качестве дополнительного горючего.

До 14 сентября 1932 г. было проведено 59 испытаний двигателя ОР-1, при этом с различным успехом на установке были исследованы вопросы сжигания металлизированного топлива, отработки устройства ”обратного конуса” и др. Наиболее плодотворным направлением в проведении экспериментальных работ на установке ОР-1 следует признать серию экспериментов по проверке и подтверждению правильности методики определения основных параметров двигателя и исследованию внутрикамерных процессов. С целью наиболее успешного проведения этих работ, учитывая, что использование сопла с расширяющейся частью затрудняет определение характера внутрикамерных процессов, Цандер в ряде опытов воздержался от использования сопла Лавала.

Достаточно высокая отработанность опытной установки ОР-1 позволила Цандеру исследовать на ней эффективность ряда предложений, связанных с повышением экономичности работы ракетных двигателей, реализованных в конструкции следующего его двигателя, ОР-2.

Следующий двигатель Цандера, ОР-2, предназначался для установки

на летательном аппарате РП-1 конструкции Б.И. Черановского, представлявшем собой планер типа "Летающее крыло".

Схема ОР-2 содержала следующие основные агрегаты и элементы: камеру, топливные баки с вытеснительной системой подачи компонентов топлива, устройство, обеспечивающее поддержание постоянного давления в топливных магистралях, агрегаты запуска и управления режимом работы и автономную систему охлаждения сопла.

Отмечая полную самостоятельность разработки Цандером исходного варианта двигательной установки ОР-2, в качестве основных моментов, характеризовавших новаторский элемент в его проектировании, следует отметить следующие:

- выбор и расчет параметров двигательной установки, работающей на жидком бензино-кислородном топливе;

- разработку схемы комбинированного регенеративно-независимого охлаждения, предусматривающего охлаждение камеры сгорания газифицированным кислородом и сопла камеры водой;

- осуществление регулирования тяги двигательной установки изменением расхода топлива и за счет изменения соотношения его компонентов;

- обеспечение автоматического поддержания заданного давления в системе подачи компонентов топлива;

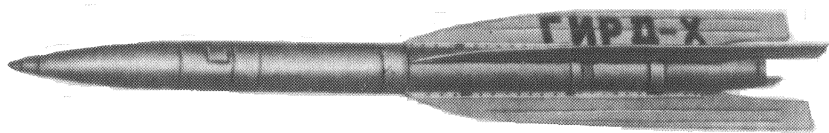
- разработку двигательной установки с учетом многократного запуска и выключения двигателя в необходимый момент времени.

Вполне понятно, что разработка двигательной установки, в принципиальной схеме которой были заложены вышеприведенные решения, не могла не натолкнуться на целый ряд трудностей объективного характера.

В то же время немаловажное значение в успешном завершении разработки играли вопросы методического характера, определявшие направленность и последовательность работ на проектно-конструкторском и экспериментально-доводочном этапах.

Выбору основных параметров двигательной установки ОР-2 и технической его разработке предшествовали обширные инженерно-расчетные разработки, выполненные Цандером лично, включавшие в себя наряду с основными термодинамическими, газодинамическими и тепловыми расчетами большое количество вспомогательных расчетов, схемных и конструктивно-компоновочных проработок отдельных узлов и элементов. Тем не менее переход к практическому осуществлению двигательной установки не мог не показать, что проведение экспериментальной отработки представляет собой вполне самостоятельный этап разработки, успешное проведение которого сопряжено с преодолением трудностей, не поддающихся учету на стадии проектно-конструкторских работ. В этой связи особую значимость приобретали вопросы выбора и обоснования основных принципов "доводки" двигателя, разработки методики экспериментирования и целого ряда существенно новых организационно-технических мероприятий, составляющих основы стендовой отработки ракетных двигателей.

Выработка основных положений доводки двигательной установки ОР-2 на начальном этапе испытаний была всецело определена Ф.А. Цанде-



Общий вид ракеты ГИРД-Х

ром. В соответствии с разработанной им методикой на этапе "холодных" имитационных испытаний был выполнен целый ряд автономных испытаний систем и элементов двигателя: проверка герметичности магистралей компонентов топлива и системы наддува, отработка управляющих агрегатов, опрессовка топливных емкостей, отработка имитирующего режима системы охлаждения сопла и устройства автоматического поддержания давления в баках и др.

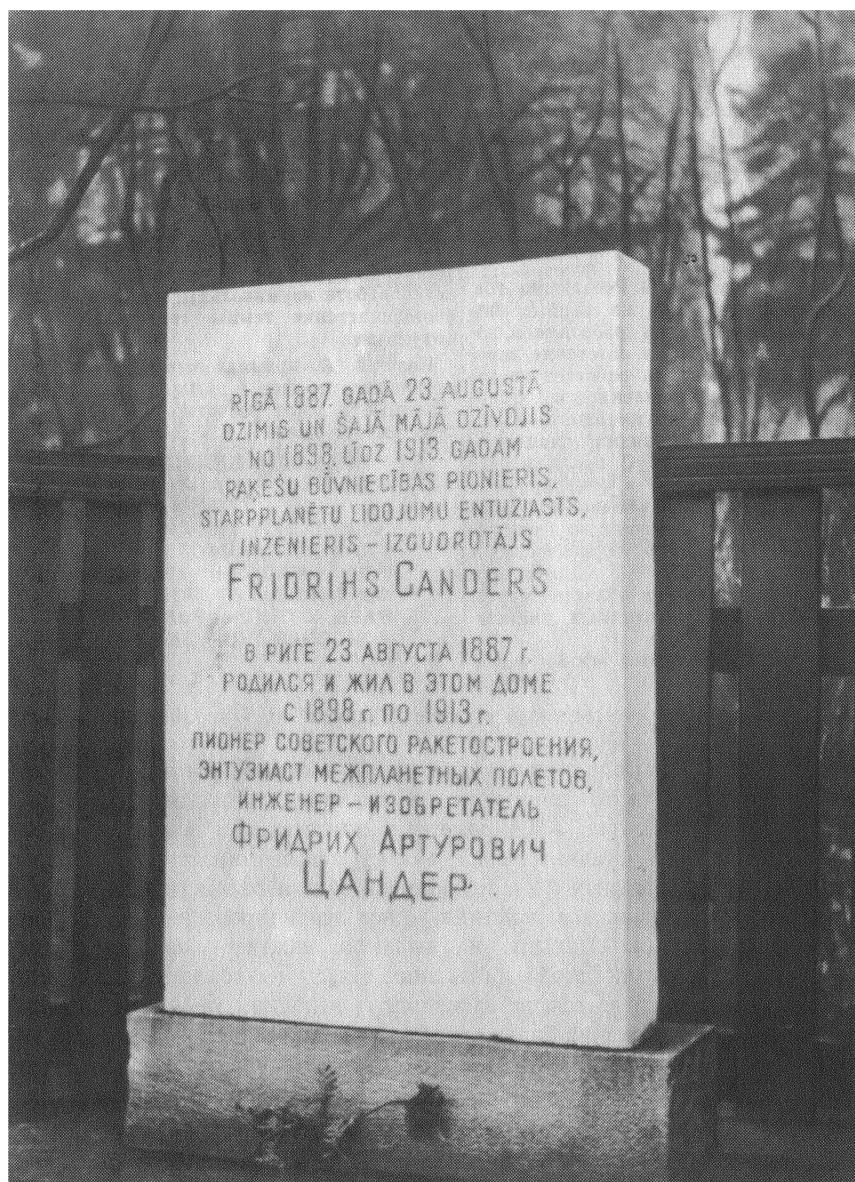
По результатам этих испытаний выявилась целесообразность внесения существенных доработок, проводимых главным образом по линии упрощения принципиальной схемы двигательной установки.

Поскольку не было необходимого опыта в отработке сложных технических систем, какой оставалась двигательная установка ОР-2 и после внесения соответствующих упрощений, Цандер предполагал при переходе к этапу "огневых" испытаний двигательной установки в натурной сборке провести автономную отработку работоспособности камеры сгорания, причем не на штатном топливе: бензин-кислород, а на топливах с промежуточной количественной вариацией компонентов топлива, предусматривавшей постепенное освоение топлива с повышающейся теплопроизводительностью. При этом как на один из обязательных моментов, предшествовавших началу натурных огневых испытаний ОР-2, Цандер указывал на необходимость проведения огневых испытаний двигателя ОР-1 на жидком бензино-кислородном топливе.

В действительности же начиная с определенного момента этапа "холодных" испытаний (с марта 1933 г.), не говоря уже об этапе "огневой" отработки, доводка двигательной установки ОР-2 велась не в полном соответствии с принципиальными положениями, разработанными Цандером, а сама двигательная установка была окончательно отработана в существенно упрощенном варианте членами 1-й проектно-конструкторской бригады.

Параллельно с работами по ОР-2 Цандером были разработаны варианты ракеты ГИРД-Х, к проектированию которой он приступил в январе 1933 г. Технические условия на ракету ГИРД-Х определяли ее как ракету с высотой подъема примерно 5—6 км и полезной нагрузкой 2 кг. Тщательным и всесторонним разработкам Цандера по ракете ГИРД-Х и ее двигателю не был свойственен характер "голой эмпирии", столь распространенный на начальном этапе развития ракетостроения, а сама направленность творческих замыслов соответствующих технических предложений Цандера свидетельствовала о последовательном решении им проблем энергетики дальнего космического полета. Запуском спроектированной Фридрихом Артуровичем Цандером ракеты ГИРД-Х было положено в нашей стране начало полетам ракет с жидкостными ракетными двигателями.

Напряженный "гирдовский" период деятельности ученого совпал с вы-



Мемориальная доска, установленная в Риге, у дома, где жил Ф.А. Цандер

ходом в свет его книги "Проблема полета при помощи реактивных аппаратов", значимость которой в период развертывания в нашей стране практических работ по жидкостному ракетостроению трудно переоценить. В ней был впервые дан анализ целого ряда вопросов, впоследствии определивших проблематику основ теории и расчета жидкостных ракетных двигателей и ракетных летательных аппаратов. Исследования по рабочим циклам ракет-

Ижм. Ф. А. ЦАНДЕР

В Кисловодске 28 марта в 6 ч. утра скончался крупнейший теоретик проблемы реактивного движения, инженер-изобретатель Фридрих Артурович Цандер.

Начиная с 1908 г. т. Цандер работает в молодой, только нарастающей тогда области применения реактивных двигателей.

После Октябрьской Революции тов. Цандер был одним из первых инженерно-технических работников, пошедших работать на советские заводы. Долгое время он работает на заводах авиапромышленности, представляя собой крупнейшего, преданного делу социализма специалиста в этой области. С исключительной настойчивостью и энтузиазмом ведет он теоретические работы в области техники реактивного движения. На основе этих теоретических и практических работ Ф. А. Цандер создал свою школу в области теории и конструкции реактивных двигателей.

Последний год своей жизни Фрид-

рих Артурович целиком отдал практической работе по созданию реактивных двигателей. Он принял деятельное и непосредственное участие в организации центральной группы изучения реактивного движения Ц. С. Осоавиахима СССР (ШГИРД).

Несмотря на слабое здоровье, Ф. А. Цандер неоднократно показывал в своей работе изумительные подлинно большевистские темпы, героический энтузиазм.

Перу Ф. А. принадлежит ряд теоретических трудов, дающих единственные в мире расчеты в области реактивного дела.

ЕИДЕМАН, БЕЛИЦКИЙ, БЕЛОЦКИЙ, МАЛИНОВСКИЙ, НОВИНОВ, ТЕРЕНТЬЕВ, КОНОНЕНКО, ЦИОЛКОВСКИЙ, ИЛЬИН, НИКИФОРОВ, ПЕТРОВ, РАСКИН, КОРОЛЕВ, ФОРТИКОВ, БУЛАНОВ, ПАРАЕВ, ТИХОМИРОВ, ПОБЕДНОСЦЕВ, КОРНЕЕВ, ЕФРЕМОВ.

Некролог Ф. А. Цандеру, помещенный в газете "Техника" № 30 от 30 марта 1933 г.

ных и воздушно-реактивных двигателей, расчеты параметров и важнейших характеристик ракетного двигателя на кислород-водородном топливе, определение термического КПД ракетных двигателей и полетного КПД ракетного аппарата, сравнительный анализ эффективности двигателей различных принципиальных схем и, наконец, задачи баллистического проектирования ракет дальнего действия — все эти вопросы впервые были рассмотрены в работе Цандера на высоком инженерно-теоретическом уровне. Объем и тематика этой работы лишь отчасти позволяют расценивать ее как итоговую, разумеется, не отразившую в полной мере многоплановости творческих изысканий большого ученого и инженера.

Замыслы Цандера были широки. Им был составлен конспект более крупной работы "Расчет реактивных двигателей и их комбинации с двигателями других видов", в которой он предполагал изложить в систематизированном виде результаты соответствующих исследований и осветить основные проблемы динамики полета реактивных летательных аппаратов, снабженных различными двигательными установками.

Много сил и знаний отдал Цандер пропаганде наиболее важных результатов исследований отечественных и зарубежных специалистов ракетной техники и космонавтики. Им, в частности, была выполнена трудоемкая работа по научному редактированию и комментированию книги Г. Оберта "Пути осуществления космического полета", по подготовке к переизданию части работ К. Э. Циолковского, и переводу одной из его работ на немецкий язык.



Памятник Ф.А. Цандеру, установленный на его могиле в г. Кисловодске

Огромное напряжение, с которым приходилось работать Цандеру, не могло не сказаться на его здоровье. В марте 1933 г. он вынужден был отправиться для восстановления сил на отдых в Кисловодск. По-видимому, в пути он заразился инфекционной болезнью. По прибытии в санаторий состояние его здоровья ухудшилось, и 28 марта 1933 г. на 46-м году оборвалась жизнь Фридриха Артуровича Цандера.

Родина свято чтит память о замечательном человеке, крупном ученом и талантливом инженере, посвятившем всю свою жизнь осуществлению заветной мечты — ракетному полету в дальний космос. Именем Цандера назван кратер на обратной стороне Луны, в Риге и Москве в честь его названы улицы, а в Кисловодске на его могиле воздвигнут гранитный памятник, в верхней части которого укреплена точная копия ракеты ГИРД-Х.

Но во все времена лучшим памятником самоотверженной подвижнической деятельности творца являлось продолжение дела его жизни. И в успехах современной космонавтики, ее развитии в обозримом будущем мы воочию видим претворение мечты ученого, прозвучавшей в строках его предсмертного письма как призыв ко всем единомышленникам:

“Вперед, товарищи, и только вперед!

Поднимайте ракеты все выше, выше и выше, ближе к звездам”.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аттестат об окончании Рижского городского реального училища и свидетельство об окончании высшего дополнительного класса этого училища 4 июня 1905 г. // Архив АН СССР. Ф. 573, оп. 2, д. 2, л. 1—4.
2. Архив АН СССР. Ф. 573, оп. 1, д. 1, л. 63.
3. Архив АН СССР. Ф. 573, оп. 1, д. 1, л. 75.
4. Архив АН СССР. Ф. 573, оп. 2, д. 4.
5. Там же. оп. 1, д. 2.
6. Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами. Научное обозрение. 1903. № 5, с. 45—75.
7. Цандер Ф.А. Материалы к книге “Полеты на другие планеты и на Луну”. Цандер Ф.А. Из научного наследия. М., 1967. С. 57.
8. Космические (эфирные) корабли, которые обеспечат сообщение между звездами. Движение в мировом пространстве (18 сентября 1908 г. — 18 сентября 1912 г.). Архив АН СССР. ф. 573, оп. 1, д. 6, л. 75—89.
9. Космические (эфирные) корабли, которые обеспечат сообщение между звездами. Движение в мировом пространстве. // Расшифровка и перевод Ю.В. Клычникова. Из истории авиации и космонавтики. М., 1971. Вып. 13. С. 17.
10. Там же. С. 32.
11. Там же. С. 32.
12. Цандер Ф.А. Автобиография от 15 января 1926 г. // Архив АН СССР. Ф. 57, оп. 1, д. 22, л. 3.
13. Автобиография Цандера Фридриха Артуровича, инженера-технолога // Рынин Н.А. Межпланетные сообщения. Вып. 4. Ракеты и двигатели прямой реакции. Л., 1969. С. 190.
14. Аннотации зашифрованных рукописей Ф.А. Цандера, хранящихся в Архиве АН СССР. // Рукописные материалы Ф.А. Цандера в Архиве АН СССР. М., 1980. С. 84.
15. Цандер Ф.А. Об использовании растений для получения энергии за ограниченное время, 19 января 1916 г. — 30 июня 1931 г. // Рукописные материалы Ф.А. Цандера в Архиве АН СССР. С. 14.
16. Архив АН СССР. Ф. 573, оп. 1, д. 2, л. 3.
17. Цандер Ф.А. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. М., 1932. С. 71.
18. Там же. С. 49—50.

19. Там же. С. 32–33.
20. Доклад инженера Ф.А. Цандера о своем изобретении: аэроплане для вылета из земной атмосферы и для перелета на другие планеты // *Цандер Ф.А. Из научного наследия*. 1967. С. 17.
21. Описание межпланетного корабля системы Ф.А. Цандера // *Пионеры ракетной техники*. Кибальнич, Циолковский, Цандер, Кондратюк. Избранные труды. М., 1964. С. 271–276.
22. *Цандер Ф.А. Перелеты на другие планеты (статья первая)*. Там же. С. 259–262.
23. *Цандер Ф.А. Перелеты на другие планеты (статья вторая)*. Там же. С. 263–270.
24. *Цандер Ф.А. Перелеты на другие планеты* // *Техника и жизнь*. 1924. № 13.
25. *Пионеры ракетной техники*. Кибальнич, Циолковский, Цандер, Кондратюк. Избранные труды. М., 1964. С. 265.
26. Там же. С. 270.
27. Доклад инженера Ф.А. Цандера о своем изобретении: аэроплане для вылета из земной атмосферы, для перелета на другие планеты и о значении развития авиации в означенном направлении // *Ф.А. Цандер. Из научного наследия*. М., 1967. С. 10–14.
28. Некоторые материалы по докладу, читанному в теоретической секции МОЛА 20 января 1924 // *Цандер Ф.А. Из научного наследия*. М., 1967. С. 28–30.
29. Организационный доклад инженера Ф.А. Цандера о предполагаемых работах научно-исследовательской секции Общества изучения межпланетных сообщений // *Ф.А. Цандер. Из научного наследия*. М., 1967. С. 30–32.
30. Некоторые материалы к выступлению на диспуте, состоявшемся в 1 МГУ 1, 4, 5 октября 1924 г. Там же. С. 47–51.
31. *Цандер Ф.А. Тепловой расчет ракеты, 12–17 января 1924* // *Архив АН СССР*. Ф. 573. оп. 1, д. 51, л. 1–14.
32. *Цандер Ф.А. Перевод статьи Центнершвера "К теории диссоциации газов"* // *Архив АН СССР*. Ф. 573. оп. 1, д. 266, л. 1–10.
33. *Цандер Ф.А. К расчету водородно-кислородных ракет* // *Цандер Ф.А. Из научного наследия*. М., 1967. С. 64–68.
34. *Цандер Ф.А. Расчет ракет, выбрасывающих из своего жерла одновременно летучие и твердые продукты горения или материалы вообще, 27 сентября 1924 г.* // *Архив АН СССР*. Ф. 573, оп. 1, д. 64, л. 1–2.
35. *Цандер Ф.А. Из научного наследия*. М., 1967. С. 55.
36. Там же. С. 58.
37. Заявление Цандера Ф.А. в Научный отдел Главнауки от 7. 1927 г. // *Цандер Ф.А. Из научного наследия*. М., 1967. С. 87–88.
38. *Цандер Ф.А. Список сплавов металлов, которые могли бы применяться в качестве горючего для ракеты, 16 сентября 1928 г.* // *Архив АН СССР*. Ф. 573, оп. 1, д. 136, л. 1–2.
39. Там же. Л. 1.
40. *Цандер Ф.А. Расчеты отдельных узлов и элементов поршневых и реактивных двигателей, 23 марта 1919 г. – 27 апреля 1925 г.* // *Архив АН СССР*. Оп. 1, д. 223, л. 1.
41. Письмо Цандера Ф.А. к Луценко Е.В. от 4.12.1929 г. // *Цандер Ф.А. Из научного наследия*. М., 1967. С. 93.
42. Заявление Цандера Ф.А. в Научный отдел Главнауки от 7.03.1927 г. // *Цандер Ф.А. Из научного наследия*. М., 1967. С. 87.
43. *Бирюков Ю.В., Комаров В.М. К вопросу об организации и деятельности группы изучения реактивного движения при ЦС ОСОАВИАХИМа СССР.* // *Из истории авиации и космонавтики*. М., 1974. Вып. 24. С. 58.
44. Там же. С. 61.

ПРИМЕЧАНИЯ И КОММЕНТАРИИ

АВТОБИОГРАФИЯ ЦАНДЕРА ФРИДРИХА АРТУРОВИЧА, ИНЖЕНЕРА-ТЕХНОЛОГА

Автобиография была впервые опубликована в книге Н.А. Рынина "Ракеты и двигатели прямой реакции" (Л., 1929. С. 190–193). Кроме того, она была переиздана в кн.: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977. С. 7–11). В данном издании публикуется по оригиналу, хранящемуся в Архиве АН СССР. Ф. 573, оп. 1, д. 22, л. 1–5.

[1] С. 7. До настоящего времени не удалось точно установить, какой смысл вкладывал Ф.А. Цандер в фразу "там мне Владимир Ильич Ленин обещал поддержку". Текст, предшествующий этой фразе, построен так, что скорее всего слово "там" можно отнести к губернской конференции изобретателей, но, как это видно из протоколов этой конференции (ЦГАНХ. Ф. 3429, оп. 60, д. 619, л. 1–20), В.И. Ленин на ней не присутствовал. Возможно, однако, что в построении фразы допущена стилистическая неточность и слово "там" следует относить не к губернской конференции, а к Ассоциации изобретателей, правление которой было избрано на указанной конференции. Но и при этом остается много неясностей. Так как нет никаких сведений о встрече Ф.А. Цандера с В.И. Лениным в Ассоциации изобретателей, можно предположить, что поддержка была обещана не при личной встрече, а через посредство других лиц (например, через руководителей АИЗ, встречавшихся с В.И. Лениным). Однако все эти вопросы до настоящего времени не решены и требуют дополнительных исследований.

[2] С. 8. Эта идея ученого весьма целесообразна и находит отчасти свое применение на космических самолетах при их спуске с орбиты. Задача об использовании крыльев для взлета космического аппарата с планеты представляется привлекательной, хотя и не решена.

[3] С. 8. Имеется в виду поршневой двигатель особой конструкции, предназначенный для работы на нефти и жидком кислороде. Последующая практика показала непригодность винтовых самолетов с поршневыми двигателями для покорения больших высот (у Цандера – 26–28 км).

[4] С. 8. Идея ученого имеет два основных аспекта. Во-первых, использование металлического горючего (или добавку металлических частиц в жидкое горючее) – эта идея вполне целесообразна, в 60-х гг. XX в. в разных странах проводились широкие исследования по ее практической реализации, хотя еще до сих пор не известно ни одного штатного двигателя, работающего на жидком и металлическом топливе. Позднее, в 1932 г., Цандер несколько расширил свою идею, предложив использовать в ка-

200

честве горючего, кроме металлов, и другие твердые вещества (целлюлозид, нафталин и пр. — см. "Проблема полета при помощи реактивных аппаратов". с. 75). Второй аспект этой идеи состоит в предложении сжигать отработанные части ракетно-космического аппарата. В этом аспекте идея пока остается проблематичной. При ее практической реализации неминуемо возникнут серьезные технические трудности, связанные с разборкой отработавших ступеней, с их дроблением и расплавлением (требующим к тому же затрат энергии) и пр.

[5]С. 9. Цандер предлагает увеличивать скорость истечения газов из сопла двигателя путем дополнительного подогрева продуктов сгорания солнечной энергией. Эта идея об использовании оптической фокусирующей системы для увеличения относительной скорости истечения продуктов сгорания здесь Цандером недостаточно конструктивно оформлена и остается к настоящему времени проблематичной.

[6]С. 9. Солнечный парус предложенной конструкции способен выполнять соответствующую работу. Вместе с тем по ней возникает ряд вопросов: об источниках электрической энергии, необходимых для удержания облака железной пыли, о возможности пробивания электрической цепи метеорами и др., которые требуют дополнительной проработки. До настоящего времени данная конструкция не была осуществлена.

[7]С. 9. Идея состоит в том, чтобы на межпланетных станциях устанавливать фокусирующие и отражающие устройства, направляющие пучок света на солнечный парус пролетающего космического корабля.

[8]С. 9. Облет планет и их спутников с целью увеличения скорости полета используется практически в мировой космонавтике и получил название "гравитационный маневр". Нашло свою практическую реализацию и предложение ученого об ускорении аппарата в области наибольших скоростей полета. Этот метод, в частности, распространен в виде так называемого маневра в перигеуме.

НАУЧНЫЕ ТРУДЫ И МАТЕРИАЛЫ К НИМ

ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ

(Статья вторая)

У Цандера имеется две одноименные статьи "Перелеты на другие планеты", одна из которых условно была названа при посмертных изданиях первой, другая — второй. Обе статьи имеют много общего, но рассматриваемая в данном случае вторая — в целом полнее по содержанию. Она была написана в нескольких вариантах. Согласно рукописи Цандера "Статьи в области межпланетных сообщений, написанные мною", в которой перечислен ряд его работ, указаны даты их написания и число страниц, первый вариант комментируемой статьи был написан 6 декабря 1923 г., т.е. раньше одноименной статьи, названной после смерти Цандера "статьей первой" (о том, какой из одноименных статей соответствует запись этой даты, можно судить по указанному Цандером числу страниц — комментируемая статья больше по объему). Последний вариант был перепечатан на машинке, представлялся в Главнауку в 1926 г. и содержит пометки лиц, знакомившихся с этой статьей.

В данном издании публикуется первый вариант по кн.: *Ф.А. Цандер. Проблема полета при помощи ракетных аппаратов*, М., 1947, с. 222–230. В дальнейшем этот вариант публиковался в кн.: *Ф.А. Цандер. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные полеты*, М., 1961, с. 271–279. Позже, в 1964 г. и в 1977 г. публиковался вариант, посылавшийся Цандером в Главнауку (Пионеры ракетной техники. Кибальчич. Циолковский. Цандер. Кондратюк. М., 1964, с. 263–270. *Фридрих Цандер. Собрание трудов*. Рига, 1977, с. 199–206).

^[1]С. 10. Использование аэродинамического качества, как уже отмечалось в комментарии 2 к автобиографии, весьма желательно, и уже сейчас отчасти (при спуске) эта идея находит свою практическую реализацию.

^[2]С. 11. О сжигании ненужных частей конструкции см. коммент.^[4] к с. 8.

^[3]С. 12. Указание на более высокие теплотворные способности металлов по сравнению с жидкими горючими, а также утверждение о том, что частицы окиси металла успевают отдать ракете большую часть теплоты и мало отстают от частиц летучих продуктов горения, представляют физическую основу заключения об эффективности использования металлов в качестве горючего в комплексе с жидким горючим (независимо от идеи сжигания частей). Наличие у Цандера соответствующих расчетов, на которые он ссылается, и конкретного сравнения теплотворных способностей указывает на то, что он научно обосновывал высказанные им предположения.

^[4]С. 12. Высказывание о так называемой ракете, приспособленной к летанию в воздухе, является одним из проявлений широко развивавшейся Цандером в дальнейшем более общей идеи использования атмосферного воздуха как вещества, участвующего в создании тяги при подъеме ракетно-космического аппарата (см. также коммент.^[10] к рассматриваемой статье). В данном случае, говоря о ракетах, использующих воздух не для горения, а для создания большей массы отбрасываемого вещества (в качестве примера — насадки Мело), Цандер имел в виду использование таких насадок в комбинации с жидкостными ракетными двигателями. На это указывает, например, то обстоятельство, что всасываемый воздух он рассматривает как добавочный.

^[5]С. 12. Цандер имеет в виду авиационный поршневой двигатель особой конструкции. О применении авиационного поршневого двигателя при полете ракетно-космического корабля в атмосфере уже говорилось в коммент.^[3] к с. 8.

^[6]С. 13. Вопрос о поверхностях нагрева был математически исследован Цандером несколько позже в работе "О температуре, которую примет межпланетный корабль при планирующем спуске на Землю", заглавие которой фигурировало в заявлении Цандера в Научный отдел Главнауки от 8 октября 1926 г.

^[7]С. 14. Здесь Цандер дает результаты расчетов гиперболических избытков скорости и в первом приближении — полных скоростей, необходимых для полетов по гелиоцентрическим траекториям, именуемым в литературе гомановским (по фамилии В. Гомана, опубликовавшего в конце 1925 г. соответствующие расчеты в книге "Die Erreichbarkeit der Himmel-

skögrer"). Таким образом, более чем за год до выхода в свет книги Гомана у Цандера имелась подготовленная к печати статья, в которой излагались результаты расчетов упомянутых траекторий.

Применяемая здесь Цандером весьма важная формула для полной скорости нашла впоследствии широкое применение в расчетах по астродинамике.

[8] С. 15. Идея Цандера о применении зеркал при полетах в космическом пространстве после достижения скорости 8 км/ч весьма целесообразна, и соответствующая конструкция получила название "солнечный парус". Следует отметить, что вообще мысль об использовании светового давления для межпланетных полетов была высказана до Цандера, в частности И.Я. Перельманом. Однако, как отмечает Цандер в дальнейшем тексте, И.Я. Перельман ошибочно предполагал осуществлять полет под действием этих сил в атмосфере Земли и, сделав соответствующие расчеты, пришел к ошибочному выводу о нецелесообразности их использования вообще. Цандер же научно обосновал целесообразность применения сил светового давления при полетах в космосе.

[9] С. 15. Этот абзац и дополняющий его следующий раскрывает подробнее идею Цандера об устройстве системы направляющих зеркал, высказывающуюся им в автобиографии (п. 6).

[10] С. 16. Описываемая Цандером "ракета, притягивающая воздух для горения" по современной терминологии по своему принципу действия представляет собой ВРД.

ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ

(Статья первая)

Данная работа является первым печатным трудом Ф.А. Цандера по вопросам межпланетных сообщений, она была написана 7—11 декабря 1923 г., как следует из соответствующих пометок Цандера.

Впервые она была опубликована в журнале "Техника и жизнь", (1924. № 13. С. 15—16). В дальнейшем опубликовывалась в кн.: Проблема полета при помощи реактивных аппаратов (М., 1947. С. 20—23); Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные полеты (М., 1961. С. 267—270); Пионеры ракетной техники (М., 1964. С. 259—262); *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977. С. 15—18).

В данном сборнике статья печатается по тексту, опубликованному в журнале "Техника и жизнь", с учетом исправлений, сделанных Цандером в авторском экземпляре.

[1] С. 17. Имеется в виду книга: Н. Oberth. Die Rakete zu den Planetenräumen. München, 1923.

[2] С. 17. Использование аэродинамического качества, как уже отмечалось в коммент.^[2] к автобиографии, весьма желательно, и уже сейчас отчасти (при спуске) эта идея находит свою практическую реализацию. Спуск на парашюте космических аппаратов на конечном участке полета нашел широкое применение в космонавтике. Экономические рассуждения Цандера неточны: если "аэроплан" является спускаемым космическим аппаратом, то он должен иметь и соответствующую конструкцию, стоимость которой превышает стоимость обычного аэроплана.

[3] С. 18. О применении поршневого двигателя на ракете при полете в атмосфере уже говорилось в коммент.^[3] к с. 8.

[4] С. 19. О сжигании ненужных частей конструкции ракеты см. коммент.^[4] к с. 8.

[5] С. 19. См. коммент.^[6] к с. 9.

[6] С. 19. Здесь, как и в автобиографии, Цандер имеет в виду концентрацию солнечных лучей на солнечном парусе (см. коммент.^[7] с. 9).

[7] С. 19. В тексте статьи, опубликованной в 1924 г., напечатано: "К. Э. Циолковский предложил пользоваться для межпланетных путешествий ракетой в комбинации с аэропланом". В авторском экземпляре Цандер после слова "ракетой" вставил слова "но еще не" и сделал следующее примечание: "При печатании сокращенной редакцией статьи по ошибке здесь были выпущены слова "но еще не"".

СПИСОК ВОПРОСОВ, КОТОРЫЕ ВОЗНИКАЮТ В СВЯЗИ С ПЕРЕЛЕТАМИ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ И КОТОРЫЕ ПОДЛЕЖАТ РАЗРЕШЕНИЮ

Данная незаконченная рукопись представляет собой перечень ряда вопросов в области космонавтики с детализацией, очень краткой, только первого вопроса. Насколько можно судить по черновому характеру записей, она предназначалась Цандером для собственного пользования и лишь в дальнейшем, после ее завершения, по-видимому, предполагалось редактирование и использование в выступлениях, статьях и т.п. Рукопись написана 15 февраля 1924 г.

Публикуется впервые по оригиналу Ф. 573, оп. 1, д. 55, л. 1.

[1] С. 20. Здесь Цандер неточно изложил свою мысль, что связано, безусловно, с черновым характером рукописи: вместо астрономии он имеет в виду астродинамику, а точнее, механику космического полета, как это следует из детализации им пункта А.

[2] С. 20. Наименьшую добавочную скорость (импульс скорости, равный гиперболическому избытку скорости) Цандер уже определил в 1921—1923 гг., не прибегая к вариационному исчислению, для простейшего случая круговых копланарных планетных орбит и моноэллиптической гелиоцентрической траектории. Отсюда следует, что здесь он имел в виду более сложные случаи. Об использовании вариационного исчисления Цандер упоминает также в первом параграфе труда "Перелеты на другие планеты". (Теория межпланетных путешествий)". Там он предлагает за исходное положение принять непрерывный расход горючего и определить наиболее короткий (в пространстве и во времени) путь при данном расходе горючего, что соответствует (в отношении времени полета) второй задаче, поставленной в пункте Аа комментируемой рукописи.

[3] С. 20. Далее следует (с новой строки) буква Б, и дальнейший текст отсутствует.

Данный материал представляет собой статью, предназначавшуюся для журнала "Ракета", который предполагалось издавать в обществе изучения межпланетных сообщений (на это указывается то обстоятельство, что в середине данной рукописи Цандер называет ее статьей и выражает пожелание, чтобы возможно большее число читателей приняло участие в конкурсе, объявленном обществом изучения межпланетных сообщений).

В рукописи перед заглавием статьи имеется запись Цандера: "Москва, 11 августа 1924 г.", т.е. рукопись датирована 11 августа 1924 г.

Данный материал впервые был издан в кн.: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия* (М., 1967. С. 44—47), далее переиздан в кн.: *Фридрих Цандер*, (Рига, 1977. С. 453—457).

[1] С. 21. См. комментарий^[2] к с. 2.

[2] С. 22. Достижение первой космической скорости в атмосфере трудно осуществимо из-за аэродинамического сопротивления воздуха и аэродинамического нагрева.

[3] С. 22. Идея межпланетных (орбитальных) станций широко используется в настоящее время.

[4] С. 23. В тексте далее следует ссылка на рисунок, который имеется в оригинале, но здесь опущен. На нем изображены касательные эллипсы для случаев полетов Земля—Марс и Земля—Венера в соответствии с результатами расчетов, указанными в тексте. Таким образом, более, чем за год до выхода в свет книги Гомана у Цандера была подготовлена еще одна статья с результатами соответствующих расчетов.

[5] С. 23 Здесь и далее в данной статье Цандер имеет в виду добавочную (по отношению к скорости Земли) скорость, сообщаемую межпланетному кораблю после преодоления им силы земного тяготения.

ПРИБЛИЖЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ СТОИМОСТИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ КОРАБЛЕЙ ПРИ ВАРИАЦИИ КОЛИЧЕСТВА ТВЕРДЫХ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ

Статья была написана в период с 19 по 26 января 1925 г. К сожалению, она не окончена. Работы Ф.А. Цандера по экономике вызывают особый интерес, так как в то время они, по существу, были единственными. Эта статья включена Цандером в план одной из его книг. В данном издании публикуется впервые. Для публикации материал подготовлен Е.Г. Самойловой по рукописи, хранящейся в Архиве АН СССР (Ф. 573, оп. 1).

МАТЕРИАЛЫ К КНИГЕ "ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ И НА ЛУНУ"

Несмотря на то, что Ф.А. Цандер называл задуманную им монографию научно-популярной, в действительности она должна была содержать результаты его исследований, многие из которых имели приоритетный характер. Поэтому эта книга могла быть научно-популярной по форме и научно-исследовательской по существу изложенного в ней материала. Сказанное оправдывает ее помещение в разделе, посвященном научным работам ученого.

Впервые материалы были опубликованы в кн.: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия* (М., 1967. С. 53—62). В дальнейшем они были переизданы в кн.: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977. С. 462—472).

В рукописи у Цандера на полях систематически встречаются даты работы над ней. Все они относятся к первой половине августа 1925 г. и нами опущены.

^[1]С. 29. Первая цифра соответствует новому стилю, вторая — старому. У Цандера в тексте ошибочно проставлена иная дата 19/8, которую он думал в дальнейшем уточнить, о чем свидетельствует вопросительный знак, следующий за ней в рукописи.

^[2]С. 29. В связи с овладевшей Цандером мыслью о том, нельзя ли будет ему самому добиться перелета на другие планеты, он не только стал знакомиться с созвездиями, как отмечает в тексте, но и перешел с 12 января 1904 г. к самостоятельным астрономическим наблюдениям и теоретическим упражнениям (в архиве Ф.А. Цандера имеется соответствующая тетрадь). Впоследствии он провел ряд исследований, требовавших специальных знаний по астрономии (траектории перелета на другие планеты и др.). Можно считать, что к январю—февралю 1904 г. Цандер полностью сформировался как энтузиаст межпланетных полетов. Сам он неоднократно упоминал о том, что интересуется межпланетными сообщениями с детства, а в одном из писем к К.Э. Циолковскому (от 17 сентября 1932 г.) писал: "Тот же энтузиазм, который чувствуется при чтении Ваших книг, наполняет также и меня с детства".

^[3]С. 29. Цандер закончил реальное училище в 1905 г., и, следовательно, его первое знакомство с работой К.Э. Циолковского относится к концу 1904 г. — началу 1905 г.

^[4]С. 29. Цандер имеет в виду утверждение Циолковского, содержащееся в предисловии к брошюре "Ракета в космическое пространство", изданной в Калуге в 1924 г.

^[5]С. 30. Из некоторых других автобиографических материалов Цандера видно, что он в связи с вопросом о космических полетах интересовался литературой в очень широком диапазоне. Например, в автобиографии, датированной 15 января 1926 г., он писал: "Из библиотеки я постоянно брал научные книги, постоянно думал о применении выученного к перелетам на другие планеты. В течение 9 лет пребывания в высшем учебном заведении я читал книги из области авиации, метеорологии, астрономии, математики и др. для того, чтобы более или менее систематически подготовить возможность работам в области межпланетных сообщений".

ОГЛАВЛЕНИЕ (КОНСПЕКТ)

К КНИГЕ ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА, ПРЕДЛАГАЕМОЙ К ПЕЧАТАНИЮ, ПОД ЗАГЛАВИЕМ "ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ: ПЕРВЫЙ ШАГ В НЕОБЪЯТНОЕ МИРОВОЕ ПРОСТРАНСТВО" (ТЕОРИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СООБЩЕНИЙ)

Данный материал, названный Цандером "Оглавление к книге...", представляет собой подробный перечень вопросов, которые он думал рассмотреть в предлагаемой к изданию книге. Большинство из них им уже были исследованы, и требовалось лишь проделать работу по оформлению их для книги, как это следует из его заявления в Научный отдел Главнауки от 7.3 1927 г. Рукописный экземпляр "Оглавления" написан в октябре—ноябре 1926 г. (крайние представленные Цандером даты — 17.10 1926 г. — 3.11 1926 г.). Машинописный экземпляр был им представлен в Научный отдел Главнауки 7.3 1927 г. вместе с соответствующим заявлением.

Материал был впервые опубликован в кн.: *Ф.А. Цандер. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные полеты* (М., 1961. С. 444—455). Позднее переиздан в кн.: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977. С. 480—490).

В данном издании публикуется по машинописному тексту, представившемуся в Главнауку (Ф. 573, оп. 1, д. 110, л. 1—14).

[1] С. 35. Здесь, так же как и в пп. 4—7, под ракетой следует понимать ракетный двигатель.

[2] С. 42. У Цандера этот двигатель носил название "Астрон".

ПРОБЛЕМА ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ РЕАКТИВНЫХ АППАРАТОВ

Данный материал был издан впервые в виде отдельной книги в Москве в 1932 г. Затем переиздавался в кн.: *Ф.А. Цандер. Проблема полета при помощи ракетных аппаратов* (М., 1947. С. 30—114), в кн.: *Ф.А. Цандер. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные полеты*. (М., 1961. С. 76—155) в кн.: *Пионеры ракетной техники*. Кибальчич, Циолковский, Цандер, Кондратюк: Избранные труды (М., 1964. С. 404—481), в кн.: *Фридрих Цандер* (Рига, 1977. С. 19—93). При этом в трех последних изданиях производился учет рукописной правки, сделанной Цандером в авторском экземпляре. Вместе с тем при всех переизданиях в порядке редактирования вносились те или иные редакционные изменения. В данном издании материал публикуется в основном в соответствии с двумя последними изданиями, максимально близко к авторскому экземпляру.

В сохранившемся первоначальном варианте текст материала предназначался для доклада и имел следующее заглавие: «Доклад инженера Цандера Фридриха Артуровича, назначенный к чтению на V Международном Конгрессе по Воздухоплаванию, имеющем быть 1—6 сентября 1930 г. в гор. Гааге на тему "Проблема сверхавиации и очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям"». Подготовку доклада Цандер закончил 25 марта 1930 г. и представил его 5 апреля 1930 г. После того как было принято решение в Гаагу советскую делегацию не посылать (в связи с тем,

что ни Авиатрест, ни ЦАГИ работ по межпланетным сообщениям не вели), он решил преобразовать доклад в книгу, первоначальное заглавие доклада зачеркнул и заменил следующим: «Проблемы полета при помощи реактивных приборов и задачи сверхавиации с дополнением: "Очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям"»). Таков был первый вариант заглавия книги. Кроме того, в машинописный текст доклада Цандером были внесены рукописные вставки. В этом первом варианте книги содержалось 19 параграфов (включая введение).

Опечатки, имевшие место в книге при ее первом издании, как правило, были отмечены Цандером в его сохранившихся авторских экземплярах. Кроме того, авторские экземпляры содержат отдельные сделанные Цандером вставки из 2—4 слов. В данном издании исправления Цандера учтены без комментариев в случаях явных опечаток — ошибок, противоречащих остальному тексту или ошибок орфографического характера, как это обычно делалось и в предшествовавших переизданиях книги. Отдельные смысловые вставки и исправления Цандера перенесены в комментарии.

В разделе "Теоретическая индикаторная диаграмма процесса сжатия атмосферного воздуха при помощи струйного нагнетателя" в текст были внесены редакционные изменения в соответствии с чертежами Цандера. Все редакционные изменения прокомментированы.

[1] С. 44. В результате сокращения текста эта первая фраза введения при тщательном ее чтении вызывает впечатление некоторой неполноты и неясности (выражение "самостоятельная ракета", ограничение функций ракетного прибора исследованием высших слоев атмосферы). Достаточно полно и ясно данная фраза выглядит в первом варианте книги: после слов "создания самостоятельной" следуют слова "единицы, ракеты, которая могла бы служить для исследования высших слоев атмосферы, а в дальнейшем и освобождения человечества от уз, приковывавших его к Земле".

[2] С. 45. Использованные Цандером данные по составу и параметрам атмосферы соответствовали уровню знаний 20-х годов XX в. и значительно отличаются от современных, особенно для высот, больших 20 км.

[3] С. 48. Это утверждение неточно. По современным данным, состав сухого воздуха остается в атмосфере неизменным до высоты 90—95 км, не содержит сколько-нибудь значительного количества водорода (см. ГОСТ 4401-81 "Атмосфера стандартная"). Поэтому идея Цандера о возможности использования водорода и кислорода атмосферы в качестве топлива в двигателе летательного аппарата, совершающего полет на высоте 55—60 км над поверхностью Земли, базируется на неверных представлениях об атмосфере, существовавших в то время.

[4] С. 48. В авторском экземпляре перед цифрой 3500 представлен знак ~.

[5] С. 49. Выдвинутая здесь Цандером идея сопла с увеличивающейся площадью выходного сечения реактивного двигателя в настоящее время представляет интерес в аспекте ее реализации в различных конструкциях раздвижного сопла ЖРД для верхних ступеней ракет-носителей и космических летательных аппаратов.

[6] С. 50. В авторском экземпляре после слов "достижения" Цандером сделана вставка: "при помощи поршневых двигателей". Вопросам же,

связанным с использованием ракетных и реактивных двигателей, о которых Цандер упоминает в начале этого параграфа, Цандер уделит значительное внимание в последующем тексте книги.

[7] С. 52. В авторском экземпляре вместо слова "схематично" Цандер написал: "на 60–70%".

[8] С. 53. В настоящее время струйные нагнетатели, эжекторы, широко применяются в технике. Большой вклад в развитие теории газовых эжекторов внесли М.Д. Миллионщиков, Г.М. Рябинков, А.А. Никольский, Ю.Н. Васильев, И.И. Метиров и др. см., например, Сборник работ по исследованию сверхзвуковых газовых эжекторов. М.: ЦАГИ, 1961.

[9] С. 53. В авторском экземпляре после слов "другому закону" Цандер вставил слова "и при этом".

[10] С. 53. В тексте, изданном в 1932 г., в обозначениях давлений и температур применялись главным образом буквенные индексы, несмотря на то, что на рис. 8,9 почти всюду использованы цифровые индексы (за исключением начального состояния, соответствующего точке В). В данном издании, как и почти во всех предыдущих изданиях (за исключением первого), предпочтение отдано обозначениям, фигурирующим на рисунках.

[11] С. 53. На рис. 8 исправлены по сравнению с первым изданием обозначения: давление "р" заменено на "p", " $w \approx 0$ " заменено на " $w_2 \approx 0$ ", " $w_1 \approx 0$ " заменено на " $w_1 \approx 0$ ".

[12] С. 53. На рис. 9 выполнены исправления аналогично рис. 8.

[13] С. 54. Предлагаемая Цандером идея повышения КПД термодинамического цикла, иллюстрированная на рис. 8, 9, 10, принадлежит к числу идей, реально осуществимых.

При расчете течения воздуха в каналах с учетом трения в процессе теплоотвода от стенок, как показывает анализ, теплоотводом от стенок в обратном конусе невозможно добиться повышения полного давления воздуха и увеличения термического КПД цикла. В то же время, при впрыске в высокотемпературный газовый поток веществ, эндотермически взаимодействующих с газом, повышение полного давления и, следовательно, увеличение термического КПД цикла возможно.

[14] С. 59. Уравнение (19а) напечатано в соответствии с исправлением, сделанным Цандером в авторском экземпляре. В издании 1932 г. имела место опечатка: вместо $\ln(p_z/p_a)^{(k-1)/k}/(T_1/T_0 - 1)$ была напечатана величина $R T_D \ln(p_z/p_a)/(w_B^2/2g)$, которая равна единице согласно предыдущему соотношению.

[15] С. 66. В авторском экземпляре слова "до сжатия" зачеркнуты и написано: "в настоящее время".

[16] С. 68. В авторском экземпляре после слова "возможности" вставлено слово "нашего".

[17] С. 77. В авторском экземпляре после слова "примеси" точка с запятой зачеркнута и далее поставлена после цифр 5 – 10%".

[18] С. 82. Схема составной ракеты, изображенная здесь Цандером, получила название "пакетной" и с некоторыми изменениями широко применяется на практике.

[19] С.83. Подробнее вопрос об уравнивании движения ракетного самолета рассмотрен Цандером в специальной работе "Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере". Уравнение движения летательного аппарата в скоростной системе координат, широко использующееся в настоящее время при условии совпадения направления силы тяги и скорости, имеет вид

$$m\dot{v} = P - Q - G \sin \alpha,$$

где Q — сила лобового сопротивления, остальные обозначения совпадают с обозначениями Цандера. Наличие в комментируемом уравнении косинуса угла наклона траектории к горизонту α связано с конкретизацией Цандером выражения для лобового сопротивления Q с учетом соотношения между лобовым сопротивлением и подъемной силой в направлении нормали к траектории.

Таким образом, результаты Цандера оценивают траектории летательного аппарата в определенных условиях движения. По представленному Цандером материалу трудно выяснить, как Цандер рассчитывал набор высоты летательным аппаратом. С точки зрения оценки Цандером энергетики, потерь на преодоление сопротивления атмосферы результат Цандера, возможно, завышен. По крайней мере, для используемых в настоящее время схем выведения аэродинамические потери не превышают 3%. Но нужно иметь в виду, что схема выведения Цандера предполагает, что используется "аэроплан", а значит, аэродинамические потери должны возрасти. Насколько они возрастут, зависит от программы полета, которую Цандер строго не характеризует. Подробнее этот вопрос затрагивается в комментариях к упомянутой выше работе Цандера.

[20] С.85. Цандер не приводит не только проделанных им выкладок, но и полную математическую модель, описывающую движение летательного аппарата на исследуемом участке. Тем интереснее сравнить его результаты с кинематическими, массовыми и временными характеристиками используемых в настоящее время ракет-носителей. Ракета-носитель "Восток" (трехступенчатый аппарат) достигает скорости 7,85 км/с за время полета 400 с, высота перигея орбиты выведения при этом 181 км. Время полета, полученное Цандером, в три раза больше (20 мин), что связано с программой длительного атмосферного полета. Только вторая ступень "Востока" достигает высоты 155 км (у Цандера конечная высота 80 км).

[21] С.86. Сейчас принято считать второй космической скоростью (она соответствует скорости "падения" из бесконечности с нулевой скоростью на Землю) 11,2 км/с. Такая разница обусловлена точностью определения физических постоянных, в частности размера Земли, гравитационной постоянной.

[22] С.86. В этом абзаце представляет значительный интерес постановка Цандером вопроса об определении одной из важнейших характеристик траектории спуска — коридора входа (по современной терминологии). Цандер проявил понимание специфичности явления спуска, состоящего в захвате космического аппарата как гравитационным полетом планеты, так и ее атмосферой, обратил внимание на влияние перегрузок на коридор входа. Количественные же результаты Цандера — ориентировочные, не во всем ясен их вывод и они отличаются от современных большей шириной коридора входа.

[23] С.86. По-видимому, Цандер считал, что основным ограничением при реализации траектории спуска являются нормальные нагрузки. Он считает допустимой ту нагрузку, которую имеет машина, объезжая препятствие на дороге шириной 10 м со скоростью 25 м/с. Такая перегрузка зависит от радиуса поворота тела и определяется

$$\operatorname{tg} \alpha = v^2 / \rho g_0,$$

где v — скорость тела, g_0 — ускорение свободного падения на поверхности Земли.

В приведенные Цандером вычисления вкралась ошибка. Коридор входа следует вычислять, используя отношение квадратов скорости спускаемого аппарата и автомобиля. При этом для скорости 11,3 м/с потребный коридор получится не 4,5 км, а 2025 км.

Несмотря на приведенное замечание, хотелось бы обратить внимание на исключительно плодотворную главную идею этого раздела работы Ф.А. Цандера — аэродинамическое качество спускаемого аппарата существенно расширяет возможности реализации спуска на Землю космического аппарата.

[24] С. 86. Основная часть этого раздела работы (до расчета времени полета) была впервые написана Цандером в обычной (нестенографической) форме записи в 1925 г. (10.1–15.1) в виде статьи "Расчет полета дальнотбойных ракет вне атмосферы" (Цандер в данном случае пользовался терминологией, принятой в артиллерии), остальная — в 1929 г. (27.1–9.11).

[25] С.86. В табл. 3, приведенной Цандером ниже в этом разделе, эта высота полета равна 1320 км.

[26] С.87. В первом издании на рис. 33 вместо $(v/v_3)^2$ фигурировало выражение $(v/v_1)^2$, т.е. для первой космической скорости было использовано обозначение v_1 вместо v_3 . Замена v на v_3 произведена в соответствии с рисунком, имеющимся в сохранившемся машинописном варианте книги, и с обозначениями Цандера, применявшимися им всюду в тексте. На рис. 34 в первом издании вместо v/v_3 и v фигурировало выражение $(v/v_1)uv$. Замена обозначений произведена на основании рисунка.

[27] С.87. Символом Σ Цандер обозначает величину, которую и в настоящее время называют эксцентриситет. Это следует из его объяснений, содержащихся между формулами (14а) и (4с). Символом e он обозначает, как следует из тех же объяснений, фокальное расстояние.

[28] С.87. В книге, изданной в 1932 г., здесь имела место опечатка. В авторском экземпляре Цандер переправил цифру 41 (мин) на 42,3 (мин), что соответствует его рис. 32, а также значению T_1 , указанному между формулами (22а) и (25), и более отвечает современным расчетам.

[29] С.88. Утверждение о значительной экономии энергии (скорости) баллистической ракеты, возникающей из-за вращения Земли вокруг Солнца, выглядит неубедительным.

[30] С.89. Под r_1 Цандер понимает длину радиуса-вектора, а не сам радиус-вектор.

[31] С.89. Символ "о" сверху у буквы α означает у Цандера, что α измеряется в градусах.

[32] С.89. Здесь Цандер имел в виду не перигелий (т.е. точку гелиоцентрической траектории, ближайшую к Солнцу), а перигей. Употребление в

данном случае термина "перигелий" вместо "перигей" является либо опечаткой, либо результатом описки Цандера, так как в других аналогичных случаях он следовал соответствующей общепринятой терминологии.

[33] С.90. Обозначение ϑ° Цандер вводит аналогично α° .

[34] С.91 Углом подъема Цандер называет угол наклона скорости баллистического аппарата к местному горизонту.

[35] С.91 У Цандера здесь неудачно введено то же обозначение s , которое он использовал для дальности полета в формуле (9): полусумма сторон треугольника F_1AF не совпадает с дальностью полета.

[36] С.92. Представленная Цандером постановка задачи эквивалентна задаче о нахождении оптимального направления начальной скорости баллистического аппарата (у Цандера оптимального r_2), которое обеспечивает заданную дальность (она фиксируется углом ϑ) с минимальной начальной скоростью.

[37] С.92. Под r'_2 и r''_2 Цандер понимает два решения выведенного им выше квадратного уравнения относительно r_2 . Эти решения отличаются знаком при $\sin \vartheta$ в равенстве (18).

[38] С.96. Важнейшее соотношение эллиптической теории, полученной Цандером. Оно дает возможность определить оптимальный угол начальной скорости баллистического аппарата, обеспечивающий полет на заданную угловую дальность ($\alpha = 360^\circ - 2\vartheta$) с минимальной начальной скоростью

[39] С.97. В формуле (22) в книге, изданной в 1922 г., имеется опечатка: в левой части вместо времени полета t_f напечатано t .

[40] С.100. Варианты, помеченные Цандером как 1, 2, 3, пояснены им в начале § 15 в разделе "Общее описание", а формулы и числовые данные представлены в рассматриваемом разделе.

[41] С. 102. В рукописи от 11 марта 1909 г. у Цандера действительно встречается мысль о желательности использования всей массы ракеты в качестве горючего, причем с весьма существенным дополнением, сделанным в скобках: "насколько это будет возможно осуществить практически". Однако в этой записи еще нет прямого указания об использовании металла в качестве топлива. В записях от 12.03.1909 г. Цандер, говоря о целесообразности уменьшения до нуля (в предельном случае) массы летательного аппарата, упоминает уже и конкретно об уменьшении массы металлической конструкции. Четкая же формулировка идеи сжигания металлических частей ракетно-космического аппарата дана в рукописи от 18.09.1912 г.

[42] С.103. В первом издании книги здесь была несколько иная формула: $\eta_t = 1 - (w/w_{\max})^2 = 1 - \xi^2$. Изменения внесены в соответствии с авторской правкой здесь и в последующих расчетах, основанных на этой формуле. Эти расчеты были также исправлены Цандером в авторских экземплярах.

[43] С.103. Экспериментальный коэффициент 0,75, полученный Цандером для порохов, очень неплохо характеризует достигнутые в настоящее время скорости истечения, по крайней мере для пары бензин — кислород. Для пары водород — кислород в настоящее время эффективные пустотные скорости истечения получены более высокими, чем предполагал Цандер. Так, для второй кислородно-водородной ступени Сатурн-1В пустотная скорость истечения более 4,2 км/с.

[44] С. 103. В издании 1932 г. здесь была ссылка на рис. 34, а не на рис. 33. Перестановка произведена вследствие того, что данная ссылка соответствует именно рис. 33.

[45] С. 103. Соображения Цандера правильны и понятны: увеличение начальной скорости на 1 м/с при больших уровнях скоростей приводит к существенному росту дальности полета по отношению к увеличению дальности при увеличении начальной скорости на тот же 1 м/с при небольших начальных скоростях. С другой стороны, для корректного ответа на вопрос о "дешевизне 1 км пройденного пути" нужно учитывать "стоимость" увеличения скорости при разном уровне скоростей.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

ДОКЛАДА ИНЖЕНЕРА ЦАНДЕРА Ф.А. НА ТЕМУ:
ПРОБЛЕМЫ СВЕРХАВИАЦИИ И ОЧЕРЕДНЫЕ ЗАДАЧИ
ПО ПОДГОТОВКЕ К МЕЖПЛАНЕТНЫМ ПУТЕШЕСТВИЯМ,
ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ЧТЕНИЯ НА V МЕЖДУНАРОДНОМ КОНГРЕССЕ
ПО ВОЗДУХОПЛАВАНИЮ, КОТОРЫЙ ДОЛЖЕН СОСТОЯТЬСЯ
1-6 СЕНТЯБРЯ 1930 г. В г. ГААГЕ

Данный материал представляет собой тезисы к докладу, который Ф.А. Цандер предполагал прочитать в Гааге и который впоследствии был им положен в основу книги "Проблема полета при помощи реактивных аппаратов". Тезисы написаны 29.3. 1930 г., т.е. четыре дня спустя после самого доклада.

В названии произведены стилистические изменения: слова "назначенный к чтению" заменены словами "предназначенному для чтения" и слова "имеющим быть" заменены словами "который должен состояться".

Впервые тезисы были помещены в 1947 г. в книге Ф.А. Цандера "Проблема полета при помощи ракетных аппаратов" в качестве первого абзаца статьи "Проблемы сверхавиации и очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям". В данном издании публикуются отдельно, так как представляют собой самостоятельный материал.

ПРОБЛЕМЫ СВЕРХАВИАЦИИ И ОЧЕРЕДНЫЕ ЗАДАЧИ ПО ПОДГОТОВКЕ К МЕЖПЛАНЕТНЫМ ПУТЕШЕСТВИЯМ

Под этим заглавием в данном издании публикуются два последних параграфа (§ 18, 19) одноименного доклада, предназначавшегося первоначально для чтения в Гааге, а затем положенного в основу книги (см. комментарии к книге "Проблема полета при помощи реактивных аппаратов", первый вариант заглавия книги). Однако эти два параграфа тем не менее в книгу не вошли (возможно, что это было связано с их черновым характером — стилистической неотработанностью и отсутствием у Цандера времени, необходимого тогда на отработку).

Впервые данный материал был издан под одноименным заглавием в 1947 г. в сборнике трудов Цандера со стилистическими изменениями и без деления на параграфы. В настоящем издании публикуется по изданию 1947 г. за исключением того, что вставлены названия параграфов, а их номера заменены на более удобные в условиях отдельного (от книги)

издания комментируемого материала (№ 18, 19 заменены на № 1,2). При этом название первого параграфа полностью совпадает с тем, которое имело место у Цандера, в названии второго параграфа снято слово "дополнение", остальная часть оставлена без изменения.

[1] С. 107. Эта часть доклада представляет несомненный интерес как план теоретических и практических работ по подготовке к космическим полетам. Многие идеи, содержащиеся в ней, были прокомментированы ранее. Вместе с тем она содержит и ряд новых идей и предложений: по системе жизнеобеспечения, использованию магнитных полей планет и Солнца и др.

ОТЗЫВ О КНИГЕ ОБЕРТА "ПУТИ К КОСМИЧЕСКОМУ ПОЛЕТУ"

Данный отзыв представляет собой часть работы, проделанной Ф.А. Цандером над книгой Г. Оберта "Die Wege zur Raumschiffahrt" 1929 г. по просьбе отдела Государственного научно-технического издательства (ГНТИ). Отзыв был написан 19.11.1931 г. Публикуется впервые по оригиналу ф. 573, оп. 1, д. 199, л. 1—4.

В письме от 10.3.1931 г. издательство сообщало Цандеру, что ему направляется перевод книги Г. Оберта, и выражалась просьба к нему "дать свое заключение о целесообразности издания труда и необходимости" на его "взгляд ввести те или иные изменения или дополнения, в последнем случае — в чем именно они должны состоять". Имели место и дальнейшие переговоры и переписка между Цандером и представителями издательства на данную тему. В результате Цандер проделал работу по редактированию книги Г. Оберта, дал свои замечания, дополнения, изменения, отзыв и т.п. материалы, и все это вместе с переводом книги Г. Оберта было им переправлено в издательство.

Однако книга Г. Оберта в тот период так и осталась неизданной на русском языке. Первое ее издание — уже не под редакцией Цандера — состоялось лишь в 1948 г. — книга была издана издательством Оборонгиз под названием "Пути осуществления космических полетов".

ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА

Данный материал представляет собой предисловие к первому избранному собранию сочинений К.Э. Циолковского по реактивному движению (Избранные труды К.Э. Циолковского. Книга II. Реактивное движение, 1934 г.). Оно было написано Цандером как редактором в 1932 г. (ф. 573, оп. 1, д. 214) и впервые издано в упомянутом сборнике трудов К.Э. Циолковского посмертно.

С просьбой о редактировании трудов Циолковского обратилось к Цандеру в 1932 г. Государственное технико-теоретическое издательство (письмо от 27.6.1932 г. за подписью зав. издательством Подгорного и письмо за подписью гл. редактора Бронштейна и секретаря Иодковской).

Кроме того, сам К.Э. Циолковский высказал это же пожелание. После получения от Цандера приветственного письма (по случаю 75-летия Циол-

ковского) и его книги "Проблемы полета при помощи реактивных аппаратов") Циолковский написал следующее ответное письмо:

"22 сентября 1932 г. Благодарю за присланный Вами Ваш ученый труд, за приветствие и плодотворные труды по астронавтике. Издательство собирается переводить мои труды. Мне кажется, Вы могли бы это успешно сделать... у нас с Вами общая работа и общее переутомление — от нее же. Всегда Ваш — старый корреспондент К. Циолковский".

Здесь под словом "переводить" К.Э. Циолковский подразумевает редактирование. Такое необычное изъяснение связано с тем, что работы, первоначально изданные самим Циолковским в Калуге, содержали нестандартные обозначения физических величин (использовались начальные буквы русских слов вместо принятых букв латинского или греческого алфавита).

ЛЕКЦИИ, ДОКЛАДЫ И МАТЕРИАЛЫ К НИМ

ДОКЛАД ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА О СВОЕМ ИЗОБРЕТЕНИИ: АЭРОПЛАНЕ ДЛЯ ВЫЛЕТА ИЗ ЗЕМНОЙ АТМОСФЕРЫ,

ДЛЯ ПЕРЕЛЕТА НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ И О ЗНАЧЕНИИ РАЗВИТИЯ АВИАЦИИ В ОЗНАЧЕННОМ НАПРАВЛЕНИИ

Доклад был опубликован в кн.: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия* (М., 1967. С. 10—14), а затем в кн.: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977. С. 425—429).

[1] С. 118. Под давлением здесь Цандер понимает тягу.

[2] С. 118. Под словом "книги" здесь и далее Цандер имеет в виду рукописи.

[3] С. 119. Указанная Цандером величина (14 км/с) получена путем сложения скорости v_0 , необходимой для преодоления земного тяготения (≈ 11 км/с), и минимальной добавочной скорости $v_{z\min}$, которую нужно сообщить межпланетному кораблю после преодоления им земного тяготения для того, чтобы он попал на Марс (≈ 3 км/с). Однако такой поэтапный метод сообщения скоростей неэкономичен. Экономнее сообщить всю требуемую скорость v у Земли. Применяя для определения этой скорости закон сохранения энергии, получим: $v = \sqrt{v_0^2 + v_{z\min}^2}$. Среди стенографических записей Цандера, относящихся ко второй половине 1923 г., имеется эта формула. Она встречается также и в более поздних его рукописях, написанных в обычной (не стенографической) форме записи.

КОНСПЕКТ К ДОКЛАДУ ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА О СВОЕМ ИЗОБРЕТЕНИИ: АЭРОПЛАНЕ ДЛЯ ВЫЛЕТА ИЗ ЗЕМНОЙ АТМОСФЕРЫ И ДЛЯ ПЕРЕЛЕТА НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ

Данная рукопись является конспектом доклада Ф.А. Цандера, предназначавшегося им для чтения в мае 1923 г. в Научно-техническом комитете ВСНХ. На это указывает сравнение ее с имеющимся незаконченным текстом доклада, публикуемым ниже. Дата на конспекте не проставлена.

Конспект был впервые опубликован в кн.: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия*. (М., 1967. С. 14—16), а затем в кн.: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977. С. 429—431).

В оригинале рукописи имеются пометки Цандера, из которых следует, что впоследствии он решил сделать раздел III доклада последним, пятым и в соответствии с этим изменил в конспекте также нумерацию следовавших за ним двух других разделов. При публикации оставлена первоначальная нумерация как в конспекте, так и в докладе. Конспект публикуется по тексту: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия.*

[1] С.121. На основании последней фразы можно предположить, что в конечном счете Цандер решил прочесть по этому конспекту доклад на заводе № 4 (б. "Мотор").

ДОКЛАД ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА
О СВОЕМ ИЗОБРЕТЕНИИ:
АЭРОПЛАНЕ ДЛЯ ВЫЛЕТА ИЗ ЗЕМНОЙ АТМОСФЕРЫ
И ДЛЯ ПЕРЕЛЕТА НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ

Рукопись представляет собой незаконченный текст доклада, предназначавшегося первоначально для чтения в Научно-техническом комитете ВСНХ в мае 1923 г. (на это указывает написанная Цандером, а затем зачеркнутая фраза: "Читан в Научно-техническом комитете ВСНХ... мая 1923 г."). Остается неясным, был ли этот доклад зачитан фактически. Возможно, что Цандер прочел его, отчасти по конспекту, не в ВСНХ, а на заводе № 4.

Впервые текст доклада был опубликован в кн: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия* (М., 1967. С. 16—21); а затем в кн: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977, С. 431—436).

[1] С.122. Говоря об энергии, Цандер имел в виду световую энергию, а под материей подразумевал вещества, необходимые для жизнеобеспечения.

[2] С.122. Содержащиеся в некоторых более поздних материалах Цандера указания на конец 1920 г. как на дату этого доклада ошибочны.

[3] С.123. Последующая практика показала непригодность винтовых самолетов с поршневыми двигателями для покорения больших высот (у Цандера 26—28 км). Далее в тексте следует ссылка на чертеж, который опущен.

[4] С.123. Цандер называл ракету Циолковского несущей, имея в виду, что реактивная сила этой ракеты "при полете поддерживает весь вес межпланетного корабля и вдобавок дает ему ускорение" (*Ф.А. Цандер. Перелеты на другие планеты // Техника и жизнь. 1924. № 13*).

НЕКОТОРЫЕ МАТЕРИАЛЫ ПО ДОКЛАДУ, ЧИТАННОМУ
В ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ СЕКЦИИ МОЛА 20 ЯНВАРЯ 1924 г.

Материалы представляют собой все имеющиеся в архивах документы и рукописи, связанные с данным докладом (текст доклада не сохранился): извещение о собрании секции, на котором был зачитан доклад (подлинник извещения хранится в Научно-мемориальном музее Н.Е. Жуковского), конспект и резюме доклада.

Впервые опубликованы в кн: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия* (М., 1967. С. 28—30); а затем в кн.: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977. С. 437—439) ("Конспект" и "Резюме").

Доклад Цандера в теоретической секции Московского общества любителей астрономии (МОЛА), сделанный 20 января 1924 г., был его первым выступлением в 1924 г. Из публикуемых материалов видно, что в этом док-

ладе он затронул в основном вопросы, которые фигурировали в тех или иных его рукописях, относящихся к 1923 г. (из числа помещенных выше), но изложил их в целом полнее и особое внимание уделил произведенным им вычислениям жидкостного ракетного двигателя (Цандер называл его ракетой), предназначенного для работы на жидком кислороде и водороде. Своими научными исследованиями и расчетами, носившими инженерный характер, Цандер пытался доказать членам теоретической секции МОЛА, что мечта о космических полетах — дело недалекого будущего, что инженерные разработки в области реактивной техники вполне возможны и их нужно развивать. Предложение Цандера, высказанное в конце конспекта доклада, об организации общества исследователей, любителей межпланетных путешествий получило вскоре развитие, и было создано Общество изучения межпланетных сообщений, в котором Цандер возглавил научно-исследовательскую секцию и сделал ряд докладов.

Из текста Резюме доклада следует, что Цандер сопровождал свой доклад демонстрациями формул и таблиц с помощью проектирующего аппарата. Как показывают архивные данные, Цандер и в других своих выступлениях, состоявшихся в 1924—1925 гг., широко использовал этот метод иллюстрации излагавшегося им материала.

[1] С. 126. В подлиннике "Конспекта" не проставлена дата доклада, из сравнения его с "Резюме" совершенно очевидно, что он относится к докладу, сделанному Цандером 20 января 1924 г. в теоретической секции МОЛА.

[2] С. 126. Название раздела II "Конспекта" — "Расчет ракеты межпланетного корабля" — совпадает с названием одной из статей Цандера, посвященной тепловому расчету жидкостного ракетного двигателя, которую он начал расшифровывать незадолго до доклада (имеются даты 12, 13, 16, 17 января 1924 г.). Однако до доклада Цандер все же не успел ее полностью расшифровать — в рукописи, хранящейся в архиве Ф.А. Цандера, в частности, отсутствует параграф "Расчет теплоты, отводимой через стенки и толщины стенок". Статья была опубликована в печати впервые в 1937 г. в сборнике "Ракетная техника", вып. 5 под названием "Тепловой расчет ракетного двигателя на жидком топливе" вместе с параграфом "Результаты расчета теплоты, проходящей через стенки камеры сгорания", но без численного примера. Как показывает упоминавшаяся рукопись, в численном примере Цандер давал расчет водородно-кислородного ракетного двигателя с тягой в 1,5 т с помощью энтропийных диаграмм, причем теплоемкости считал переменными, зависящими от температуры (представлял их в виде полинома с константами, определенными опытным путем Пиром).

В архиве Ф.А. Цандера имеются диаграммы, изображающие упоминаемые Цандером в "Конспекте" и "Резюме" величины и зависимости, связанные с расчетом указанного выше ракетного двигателя. Большинство из них опубликованы Цандером в 1932 г. в книге "Проблема полета при помощи реактивных аппаратов" (см. с. 42 настоящего издания). Некоторые кривые, относящиеся к тепловому расчету ЖРД, в том числе энтропийные диаграммы, уже содержатся в стенографических записях Цандера, относящихся к 1918 г. (см.: Архив АН СССР. Ф. 573, № 10, 1913—1918 гг.).

[3] С. 126. Под силой ракеты Цандер понимал тягу.

[4] С.126. Под "игрой энергии" он понимал ее переход из одного вида в другой.

[5] С.126. Имеется в виду поршневой двигатель, проект которого разрабатывал Цандер. Двигатель предназначался для работы на жидком окислителе.

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ ДОКЛАД ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА
О ПРЕДПОЛАГАЕМЫХ РАБОТАХ
НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ СЕКЦИИ
ОБЩЕСТВА ИЗУЧЕНИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СООБЩЕНИЙ

Данная рукопись является текстом доклада, читанного в научно-исследовательской секции ОИМС Цандером как председателем этой секции. Впервые опубликован в кн.: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия* (М., 1967. С. 30–32), а затем в кн.: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977. С. 440–441).

[1] С.128. Цандер имел в виду конструкторскую работу.

[2] С.129. Далее следует начало текста (несколько фраз), относящегося к последующим пунктам (2 и 3). Так как продолжение не сохранилось, эти фразы опущены.

ДОКЛАД ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА
О МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПУТЕШЕСТВИЯХ

Рукопись представляет собой текст доклада, написанного, по-видимому, в июле–августе 1924 г. и прочитанного в ОИМСе. К такому выводу приводит анализ текста рукописи: после заглавия следует слово "читанный" с краткой стенографической записью и числами, видимо, указывающими дату (но, к сожалению, не вполне сохранившимися ввиду потрепанности краев рукописи), а в конце рукописи имеется упоминание о "новообразовавшемся обществе изучения межпланетных сообщений", которое, как известно, было создано в июле 1924 г.

Впервые текст доклада был опубликован с сокращениями под заглавием "Вперед на Марс" в 1962 г. в журнале "Наука и жизнь" (№10. С. 22–25). Полностью доклад был впервые опубликован в кн.: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия* (М., 1967. С. 35–43), а затем в кн.: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977, С. 444–453).

[1] С. 130. Ряд диапозитивов и чертежей, указанных в тексте, соответствует по смыслу диапозитивам, которые позже неоднократно демонстрировались Цандером.

КОНСПЕКТ К ДОКЛАДУ ИНЖЕНЕРА Ф.А. ЦАНДЕРА НА ТЕМУ:
ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ, МОИ РАБОТЫ В ДАННОЙ ОБЛАСТИ

Рукопись первоначально была написана Цандером как конспект его выступления, намечавшегося на сентябрь в г. Ленинграде, о чем свидетельствует следующая зачеркнутая им часть фразы: "читанному в Ленинграде... сент. 24 г.". В действительности же эта его лекция состоялась в Ленинграде позже — 17 ноября 1924 г. (публикуется в данном издании,

с. 141), а до нее, в октябре 1924 г., он выступал в МГУ (конспект также публикуется в данном издании, с. 139).

В связи с новыми обстоятельствами Цандер переориентировался, и фактически рукопись послужила первым вариантом конспекта его выступления в 1 МГУ (это указывает сравнение обоих материалов), кроме того, Цандер использовал его также и при чтении лекции в Ленинграде.

Публикуется впервые по оригиналу ф. 573, оп. 1, д. 239, л. 1—3.

[1] С.136. Далее следует неразборчивая часть фразы.

[2] С.136. Далее следует стенографическая запись с цифровыми данными, видимо ссылка на местонахождение соответствующих исследований в рукописном наследии Цандера.

НЕКОТОРЫЕ МАТЕРИАЛЫ К ВЫСТУПЛЕНИЮ НА ДИСПУТЕ, СОСТОЯВШЕМСЯ В 1 МГУ 1, 4, 5 ОКТЯБРЯ 1924 г.

Публикуемые конспект и афиша (помещена на стр. 182) представляют из себя материалы по диспуту, состоявшемуся 1 октября 1924 г. в 1 МГУ, а 4 и 5 октября повторенному ввиду большого числа желавших присутствовать на нем. Конспект был впервые опубликован в кн.: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия* (М., 1967. С. 47—51), а затем в кн.: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977. С. 457—461). Афиша была впервые опубликована в кн.: *Ф.А. Цандер. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные полеты* (М., 1961. С. 30).

[1] С.139. В рукописи конспекта на полях отмечены следующие номера диапозитивов: 1—15, 15а, 16—30.

[2] С. 140. Далее следует ссылка на запись, сделанную сбоку. Запись носит черновой характер, в ней приводится ряд численных расчетов по вопросу, указанному в пункте.

[3] С.140. Историю создания Общества изучения межпланетных сообщений Цандер излагает здесь не в хронологическом порядке. В частности, следует отметить, что секция реактивных двигателей при Академии Воздушного Флота была создана в середине апреля 1924 г., т.е. заведомо после доклада Цандера, прочитанного 20 января 1924 г. в теоретической секции МОЛА.

КОНСПЕКТ К ЛЕКЦИИ ИНЖ. Ф.А. ЦАНДЕРА О ПЕРЕЛЕТАХ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ, ПРОЧИТАННОЙ В Г. ЛЕНИНГРАДЕ 17 НОЯБРЯ 1924 г.

Рукопись представляет собой первую часть конспекта выступления Ф.А. Цандера, состоявшегося 17 ноября 1924 г. в г. Ленинграде и сопровождавшегося демонстрацией диапозитивов. Слева в тексте рукописи проставлены следующие номера диапозитивов: *a, b, 14, c, 12, 12a, 13* — см. "Список всех моих диапозитивов" (С. 144 данной книги), "старые" номера.

Публикуется по оригиналу ф. 573, оп. 1, д. 241, л. 1.

[1] С.142. Под старым конспектом Цандер понимает первоначальный конспект выступления в Ленинграде (см. комментарии к рукописи «Конспект к докладу инженера Ф.А. Цандера на тему: "Перелеты на другие

планеты, мои работы в данной области”))). На это указывает не только упоминавшаяся ранее зачеркнутая запись в последнем (“читанному в Ленинграде... сент. 24 г.”), но и смысловое соответствие — сохранилось начало выступления Цандера в Ленинграде. В данном конспекте оно соответствует введению.

**КОНСПЕКТ К ЛЕКЦИЯМ О МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПУТЕШЕСТВИЯХ,
ПРЕДПОЛАГАЕМЫХ К ЧТЕНИЮ
ВО 2 УЧЕБНОМ СЕМЕСТРЕ 1924/25 года
В АКАДЕМИИ ВОЗДУШНОГО ФЛОТА ИМЕНИ Н.Е. ЖУКОВСКОГО
ЛЕКТОРОМ Ф.А. ЦАНДЕРОМ, ИНЖЕНЕРОМ-ТЕХНОЛОГОМ**

Рукопись представляет собой конспект к лекциям, которые Ф.А. Цандер предполагал прочитать в 1924/25 уч. году в Академии Воздушного Флота имени Н.Е. Жуковского, но не прочитал по неизвестным обстоятельствам. Публикуется впервые по оригиналу ф. 273, оп. 1 д. 66, л. 1—3 (№ 77, с. 21).

Цандер начал поддерживать связь с Академией Воздушного Флота еще до написания предполагаемого конспекта. Эта связь имела отношение к организации Общества изучения межпланетных сообщений, к созданию которого Цандер и Академия были причастны (после доклада Цандера в теоретической секции МОЛА 20.1.1924 г., на котором высказал мысль о желательности образования “общества исследователей, любителей межпланетных путешествий”, в апреле была создана секция реактивных двигателей при Академии и позже — само общество). В 1927 г. Цандер вновь планировал читать лекции в Академии (сохранился план лекций во втором варианте материалы по трем первым лекциям). Были ли в действительности прочитаны Цандером эти лекции, остается неустановленным.

**КРАТКИЙ ОБЗОР ЛЕКЦИИ О МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПУТЕШЕСТВИЯХ
И О СВОИХ РАБОТАХ В ДАННОЙ ОБЛАСТИ,
ЧИТАННОЙ 5 ФЕВРАЛЯ 25 г.
ИНЖЕНЕРОМ-ТЕХНОЛОГОМ Ф. ЦАНДЕРОМ
В ПОМЕЩЕНИИ ЗАВКОМА ГОС. АВИАЗАВОДА № 4 (Б. “МОТОР”) ,
МЕЙЕРСК. ПР., Д. 14**

Рукопись представляет собой конспект лекции, прочитанной Цандером 5 февраля 1925 г. на Гос. авиазаводе № 4 (факт чтения подтвержден в сохранившейся справке). Публикуется впервые по оригиналу ф. 573, оп. 244, л. 1—6 (№ 259, с. 39).

В архиве имеется список диапозитивов, показанных Цандером на этой лекции.

СПИСОК ВСЕХ МОИХ ДИАПОЗИТИВОВ

Данный материал представляет собой список диапозитивов, которыми Цандер широко пользовался в своих выступлениях, состоявшихся в 1924—1925 гг. в Москве и других городах. Публикуется впервые по оригиналу ф. 573, п. 1, д. 287, л. 1 (№ 298, с. 43).

Номера, указанные Ф.А. Цандером слева рядом с названиями диапозитивов, означают номера диапозитивов, соответствующие нумерации, установ-

ленной Цандером до момента составления списка, т.е. до 1.7.25 г. ("старые" номера). Номера же, указанные справа, соответствуют новой нумерации ("новые" номера). Большинство "старых" номеров снабжено у Цандера штрихами, проставленными слева вверху, некоторые — двумя штрихами. Смысл дополнительной штриховой нумерации неясен, и при публикации штрихи опущены, так же как и зачеркнутые Цандером "старые" номера 36—40 и последние буквенные номера, рядом с которыми отсутствуют названия диапозитивов.

После общего списка всех диапозитивов у Цандера в рукописи сделана следующая запись:

"Диапозитивы, показанные на публичной лекции, состоявшейся в Туле 7 дек. 25 г.

нов. №№ 2, 4, 6, 7, 9, 10а, 14, 15, 15а, 15в, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 24, 24а, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 42", причем зачеркнуты номера 2, 7, 10а, 14, 16, 18, 24, 27, 29, 34, 35, 39".

Большинство диапозитивов было изготовлено, по-видимому, в сентябре 1924 г., так как ссылки на них встречаются уже в конспекте лекции Цандера, прочитанной им в сентябре 1924 г., так как ссылки на них встречаются уже в конспекте лекции Цандера, прочитанной им 1, 4, 5 октября 1924 г. в МГУ. На самих диапозитивах проставлены "старые" номера. В архиве Цандера имеются еще выборочные списки диапозитивов по астрономической тематике и диапозитивов и их номеров, основанных на комментируемом списке (например, номера к лекции, прочитанной к докладу о межпланетных путешествиях, помеченной Цандером как "Дополнение"). Позже, в 1930—31 гг., Цандер использовал иную нумерацию диапозитивов, видимо, в связи с демонстрациями дополнительных материалов. Кроме диапозитивов, Цандером были изготовлены пластины (стеклянные) и шленки, которые он также перенумеровал.

СООБЩЕНИЕ О МОИХ НОВЫХ РАБОТАХ В ОБЛАСТИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СООБЩЕНИЙ

Эта рукопись, написанная 15.11.1925 г., по-видимому первоначально служила проектом текста одного из выступлений Цандера или части выступления, на что указывает слово "сообщение" (возможно, на заводе "Мотор." 22 декабря 1925 г.), а также позже явилась одним из материалов, представлявшихся Цандером в Главнауку (см. публикуемое в данном издании заявление Цандера от 8 октября 1926 г.).

Публикуется впервые по оригиналу ф. 573, оп. 1, д. 247, л. 1—2 (№ 262, с. 39).

ТЕЗИСЫ К ДОКЛАДУ ИНЖ. Ф.А. ЦАНДЕРА НА КУРСАХ ПО ПОВЫШЕНИЮ КВАЛИФИКАЦИИ ПРИ ОБЛ. ВСРМ " ... " ИЮНЯ 1930 г. НА ТЕМУ: МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СООБЩЕНИЯ

Рукопись представляет собой тезисы к докладу, прочитанному Цандером (факт чтения подтверждается тем, что указана дата и отсутствуют зачеркнутые части заглавия), текст самого доклада в архиве АН СССР отсутствует. Тезисы публикуются впервые по оригиналу ф. 573, оп. 1, д. 250, л. 1—2 (№ 265, с. 39).

[1] С.147. Неполное указание даты доклада связано, возможно, с тем, что Цандер писал текст, еще не зная точно даты, а позже забыл сделать соответствующую вставку. Текст самого доклада и дополнительные сведения о том, состоялся доклад или нет, в Архиве АН СССР отсутствуют.

СПИСОК ВСЕХ ДИАПОЗИТИВОВ И КАРТИН К ЛЕКЦИИ
"ПРОБЛЕМЫ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СООБЩЕНИЙ",

ЧИТАННОЙ 22 АПРЕЛЯ 1931 г.

ИНЖЕНЕРОМ Ф.А. ЦАНДЕРОМ В МОЛА

Рукопись представляет собой список диапозитивов к лекции, прочитанной Цандером 22 апреля в МОЛА (факт чтения подтверждается тем, что отсутствуют зачеркнутые части заглавия, и, кроме того, о лекции упоминается в письме Н. Федоренкова Цандеру от 12.5.1931 г.).

Список впервые опубликован в кн.: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия* (М., 1967. С. 76—77), затем в кн.: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977. С. 500—501).

ИЗ ПЕРЕПИСКИ Ф.А. ЦАНДЕРА

Приводимые письма Ф.А. Цандера впервые были опубликованы в кн.: *Ф.А. Цандер. Из научного наследия* (М., 1967. С. 89—94), а затем в кн.: *Фридрих Цандер. Собрание трудов* (Рига, 1977).

[1] С.150. Текст заявления адресован в Научно-технический комитет ВСНХ. Однако анализ ряда архивных материалов показывает, что аналогичный текст был направлен в Научный отдел Главнауки, как это видно из изложения его содержания в рецензии проф. В.И. Яковлева, имеющейся в архиве Ф.А. Цандера. Все материалы Цандера были первоначально направлены проф. В.П. Ветчинкину, который 8 февраля 1927 г. написал положительный отзыв. Однако материалы Цандера были направлены затем на повторный отзыв другому рецензенту — проф. В.И. Яковлеву, который, обойдя почти все вопросы, затронутые в рецензии Ветчинкина, и обратив особое внимание на предложения Цандера, связанные с применением солнечной энергии, как, по его мнению, совершенно фантастические, дал следующее заключение:

1. В лице инж. Цандера мы несомненно имеем человека, глубоко интересующегося проблемой межпланетных сообщений и потратившего много труда на теоретическую разработку различных вопросов в этой области.

2. Далеко не все работы инж. Цандера имеют научное значение.

3. Если инж. Цандер обратится в У.В.В.С. с ходатайством о предоставлении ему места и возможности работать в ЦАГИ или Авиатресте, то такое ходатайство Главнаука могла бы поддержать, так как работы инж. Цандера как специалиста в области теории ракетных полетов в ЦАГИ или Авиатресте могли бы найти себе применение.

4. Нет оснований оказывать инж. Цандеру содействие в печатании его большой монографии до 44 печ. листов, которая во многом, несомненно, будет содержать псевдонаучный материал.

5. Следует предложить инж. Цандеру сократить объем предлагаемой им к выпуску книги приблизительно до 6—8 листов с тем, чтобы изложить в ней современное состояние вопроса о межпланетных сообщениях.

6. Если инж. Цандер представит рукопись такого труда, то его можно печатать не иначе как под ответственной редакцией кого-нибудь из крупных специалистов в области физики или астрономии.

[2] С.150. Здесь Цандер имеет в виду не фактическое начало своих работ в области межпланетных сообщений (оно относится к 1907–1908 гг.), а начало наиболее интенсивной инженерной разработки им этой проблемы, так же как и в публикуемом далее заявлении на имя Чаплыгина (там он указал 1917 г.). Очевидно, что указанная граница весьма условна, и поэтому имеющиеся у Цандера незначительные расхождения — 1915–1917 гг. — вполне естественны.

[3] С.151. Эта часть была в свое время переписана женой Цандера с подлинника заявления, посланного Цандером в Главнауку, и проверена лично Цандером, о чем свидетельствуют его вставки.

[4] С.152. Профессор Яковлев подтвердил в своем отзыве, что 3 переводные работы имеются у него в черновике и 4 работы — в стенограммах.

[5] С.153. Сохранилось письмо Научного отдела Главнауки В.П. Ветчинкину от 15.10.1926 г. следующего содержания:

Научный отдел Главнауки препровождает Вам при сем следующие материалы т. Цандера по вопросу о межпланетных сообщениях:

- 1) Удостоверение Ассоциации изобретателей за № 272 от 15.8.1922 г.
- 2) Отзыв П. Моисеева¹.
- 3) 10 чертежей.
- 4) Конспект к лекциям о межпланетных путешествиях на 2 полулистах.
- 5) Заявление т. Цандера на 2 полулистах.
- 6) "Об отклонении метеоров и задерживании их действием электростатического электричества, выпускаемого межпланетным кораблем", на 3 полулистах.
- 7) "О выгоды ускорения полета ракетой в моменты, когда скорость полета ракеты — большая" — на 2 полулистах.
- 8) "Определение времени истечения продуктов горения из цилиндра двигателя при переменном начальном и постоянном конечном давлениях" на 9 полулистах.
- 9) "Расчет ракеты межпланетного корабля" на 9 полулистах.
- 10) "Перелеты на другие планеты" на 10 полулистах.
- 11) "Описание работ по конструкции двигателя и ракеты" на 4 полулистах.
- 12) "Сообщение о новых работах тов. Цандера в области межпланетных сообщений" на 1 полулисте.
- 13) "Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере" на 14 полулистах.

Просьба дать отзыв по прилагаемым материалам и вернуть материалы обратно в научный совет Главнауки.

Заведующий Научным отделом: В. Костицын.
Заведующий секретариатом: (подпись непонятна).

¹ В подлиннике фигурирует несколько иная фамилия — Маншеев. Анализ архивных материалов показывает, что это результат искажения фамилии "Моисеев".

[6] С. 154. По просьбе Главнауки В.П. Ветчинкин написал следующий отзыв на работу Ф.А. Цандера:

1в. Отзыв В.П. Ветчинкина на работы Ф.А. Цандера
от 8.02.1927 г.

В Научный отдел Главнауки

Работы Ф.А. Цандера по расчету межпланетных путешествий и проекту межпланетного корабля, несомненно, стоят на одном из первых мест в мировой литературе по этому вопросу. К.Э. Циолковский первый еще 24 года назад указал на единственный возможный способ достижения заатмосферных вывот — полет при помощи ракеты. Он же доказал возможность достижения таким способом космических скоростей — больше 11 км/с — и возможность пробития атмосферы, пользуясь лишь существующими горючими. Но он не дал конструктивного решения задачи о ракете, а предложенный им способ поднятия — преодолевать силу тяжести силой реакции — является не вполне рациональным.

По пути Циолковского пошли иностранные ученые — Эсно-Пельтри, Годдар, Оберт и Валье, которые, собственно, повторили работы Циолковского и несколько подвинули их вперед как теоретически (Оберт), так и экспериментально (Годдар).

Существенно новое внес в этот трудный вопрос Ф.А. Цандер своими тремя предложениями:

1) Снабдить ракету крыльями для полета в атмосфере и для планирующего спуска, что позволяет сделать ракету менее прочной, пользуясь малыми ускорениями ($j < g/2$) вместо больших ускорений Циолковского ($j > 3g$) и значительно экономить в горючем, тормозя ракету лишь до 8 км/с, а не до 0.

2) В низких слоях атмосферы, где коэф[фициент] полезн[ого] действия ракеты ничтожно мал, летать на моторах, но не обычных, а специально легкого типа, приспособленных лишь для $\frac{1}{2}$ часовой ракеты без поломки, и лишь по достижении разреженных слоев воздуха переводить полет на ракетный.

3) Сжигать в ракетах твердые горючие в дополнение к обычному топливу для повышения температуры сгорания, пользуясь при этом в качестве горючего ненужными частями самой ракеты.

Вместе с этим он занимался расчетами полета и спуска и конструктивным решением основных вопросов построения ракеты, напр[имер] расчетом сопла и его охлаждения, что является, по-видимому, главным препятствием к осуществлению ракетного полета.

К сожалению, Ф.А. Цандер лишь читал доклады о своих работах, но не печатал их. Между тем W. Hohman в 1925 г. напечатал работу, в которой также предлагает полет на крыльях и планирующий спуск. Быть может, эта работа появилась и не без влияния слухов о докладах Ф.А. Цандера, производившихся зимой 1924—1925 гг.

Таким образом, благодаря отсутствию возможности печатать свои работы мы постепенно теряем свой приоритет даже в тех случаях, когда он фактически бесспорно принадлежит СССР.

На основании сказанного я полагаю совершенно необходимым дать возможность Ф.А. Цандеру в кратчайший срок подготовить к печати и напечатать свои работы, отдельные главы из которых представлены в Главнауку.

В. Ветчинкин
8 феврал. 1927 г.

На основании полученных отзывов из Главнауки Ф.А. Цандеру было направлено письмо следующего содержания:

Письмо из Научного отдела Главнауки
Ф.А. Цандеру от 7.7.1927 г.

Вследствие Ваших заявлений в Научный отдел Наркомпроса от 8.10.26г.¹, 7.3.27 г. и третьего без даты Главнаука пересылает Вам для сведения отзыв Научного отдела по существу Ваших работ².

Главнаука уведомляет Вас, что не представляется возможным удовлетворить Ваше ходатайство об оказании Вам содействия к напечатанию Вашего труда по вопросам межпланетных сообщений. Что же касается Вашего желания о выдаче Вам отношения в УВВС, то, если бы Вы возбудили ходатайство перед УВВС о предоставлении Вам места и возможности работать в одном из указанных Вами в заявлении 7.3.27 г. учреждений, то такое ходатайство Главнаука могла бы поддержать, считая, что Вы являетесь специалистом-теоретиком по вопросам ракетных полетов.

Приложение: материал на 69 листах и чертежи.

Зав. Научным отделом: В.Т.

Секретарь управления: Луше

Печатается согласно копии, снятой в свое время вдовой Цандера. Другая копия была сдана ею в ГИРД в 1933 г. за № 55.

[7] С.155. См. комментарий [2] к заявлению Цандера в Научный отдел Главнауки.

[8] С.156. В указанном письме к Цандеру от 25.10.29 г. секретарь авиасекции Закосоавиахима Э.В. Луценко сообщал Цандеру о своей пропагандистской деятельности в области ракетной техники и о подготовке к изданию на грузинском языке авиасборника, в котором предполагалось затронуть и вопросы, связанные с космическими проблемами. Прочитав в автобиографии Цандера, опубликованной в 1929 г. Рыным, что Цандер готовит к печати книгу приблизительно на 500 страницах, которая будет содержать его расчеты в области межпланетных сообщений, и что он предполагает читать лекции по межпланетным сообщениям в Академии Воздушного Флота, Луценко заинтересовался этим и в письме к Цандеру просил сообщить сведения о его неопубликованных работах для освещения в авиасборнике. Кроме того, он просил прислать фотопортрет. Одновременно он выражал желание приобрести альбом

¹ В подлиннике ошибочно значится дата 8.10.1927 г., так как в штампе проставлена дата 7 июля 1927 г., то заявление не могло быть подано позже этой даты.

² Имеется в виду отзыв проф. В.И. Яковлева.

международной выставки по межпланетным сообщениям, организованной в 1927 г. членами АИИЗ, а также советовался с Цандером по вопросу о своевременности кампании за привлечение внимания Осоавиахима к астронавтике — организации особой подсекции, развитии ракетного моделирования и т.д.

[9] С.157. Цандер имеет в виду здесь двигатель ОР-1. Материальные возможности Цандера были настолько скудны, что он не располагал строительным материалом для постройки реактивных аппаратов. В поисках их он нашел конструкцию, наиболее подходившую при постройке реактивного двигателя. Эта конструкция (паяльная лампа) содержала наибольшее число элементов, которые могли быть использованы в данных условиях.

В Архиве АН СССР сохранились письма изобретателя Н.К. Федоренкова Ф.А. Цандеру.

Письмо Н.К. Федоренкова к Ф.А. Цандеру от 12.1930 г.³

Уважаемый Фридрих Артурович!

Если хотите стать председателем Общества изучения межпланетных сообщений, то постарайтесь его оформить, привлекая к этому делу знакомых Вам и интересующихся этой проблемой, так как интерес среди населения Москвы большой, о чем говорят письма, полученные мной в связи с моим объявлением в "Вечерней Москве" от 12.12. с.г. Надо интерес масс влить в общество, которое в ближайшее время построит первый межпланетный корабль.

Если нет, то отвечайте скорей.

Мой адрес: Москва, 26, Варшавское шоссе, 2-й Зеленоградский пер., д. 6, кв. 1.

С товарищеским приветом Н.К. Федоренков

Письмо от 12.5.1931 г.

Уважаемый Фридрих Артурович!

10 мая я присутствовал на правлении МОЛА, где был поставлен вопрос о создании секции при МОЛА. В развернувшемся обсуждении, в котором участвовало больше половины правления, ярко выразилось нежелание правления общества создавать секцию, так как они не могут дать должного направления секции в техническую сторону. Но они считают создание такой секции целесообразным и свое мнение пошлют в Центральный совет Осоавиахима. Такое нежелание правления МОЛА объясняется неправильной установкой Вашего доклада, потому что он остался непонятным для большинства присутствовавших на собрании МОЛА 22 апреля.

При всем вышеизложенном предлагаю Вам связаться с МАИ и ВАИ с целью привлечения их для создания общества, подобного существовавшему в 1924 г. С другой же стороны, нам в первую очередь нужно связаться с Осоавиахимом. Создавшееся положение требует напряжения сил и энер-

³Точная дата письма неизвестна. Определенно можно утверждать лишь, что оно было написано в декабре 1930 г., позже 12.12, ибо упоминаемое в письме объявление было опубликовано 12.12.1930 г.

гии для создания Общества изучения межпланетных сообщений с центр[ами] в Москве и в Ленинграде с отделениями по всему Советскому Союзу.

Да здравствует Общество изучения межпланетных сообщений!

Да здравствует ракета — аппарат, позволяющий победить Вселенную!

Да здравствует авангард людей — как-то К.Э. Циолковский и другие, открывающие путь в неведомые дали!

12.5.31 г. Москва. С товарищеским приветом Н. Федоренков.

**НАУЧНЫЕ РАБОТЫ
ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ТВОРЧЕСКОГО НАСЛЕДИЯ Ф.А. ЦАНДЕРА,
ПРЕДСТАВЛЕННЫЕ НА ЧТЕНИЯХ,
ПОСВЯЩЕННЫХ ПАМЯТИ УЧЕНОГО (1971–1987 гг.)**

1 чтения

Т.М. Мелькумов. Основные идеи Ф.А. Цандера в области ракетных двигателей.

О.А. Чембровский, В.П. Сенкевич. Космос и народное хозяйство.

Е.К. Мошкин. Двигатель Ф.А. Цандера ОР-2 — первый отечественный ЖРД для пилотируемых реактивных летательных аппаратов.

Ю.В. Бирюков. О конструктивных особенностях проекта межпланетного корабля-аэроплана Ф.А. Цандера.

В.Г. Петрович, Н.В. Иванов. Об освещении творческого пути Ф.А. Цандера.

И.А. Меркулов. Идеи Ф.А. Цандера об использовании аэродинамических сил при полете ракет в атмосфере.

Я.П. Страдынь. Рижский период жизни и деятельности Ф.А. Цандера (1887–1915 гг.)

И.Н. Тарасенко. О некоторых сторонах общественно-пропагандистской деятельности Ф.А. Цандера.

В.М. Комаров. К вопросу об организации и становлении Группы изучения реактивного движения.

Л.Г. Самохвалова. Фонд Ф.А. Цандера в Архиве Академии Наук СССР.

О.А. Яранцев, Э.Б. Дерунова. Развитие идей Ф.А. Цандера о применении экономического анализа при проектировании ракетно-космической техники.

Ю.С. Воронков. Некоторые аспекты изучения научного наследия Ф.А. Цандера.

Ю.В. Клычников. Некоторые предварительные результаты расшифровки рукописей Ф.А. Цандера.

2 чтения

Н.Н. Рукавишников. Ф.А. Цандер и некоторые проблемы пилотируемых космических полетов.

Е.С. Щетников, Б.Л. Белов. Ф.А. Цандер и современная космонавтика.

М.С. Штехер. Идеи Ф.А. Цандера по использованию криогенных топлив в ракетных двигателях.

А.Ф. Цандер. К вопросу о работах Ф.А. Цандера по ЖРД и жидкостным ракетам и его роли в ГИРДе.

Ю.А. Победоносцев, И.А. Меркулов. Идеи Ф.А. Цандера об увеличении работы цикла реактивного двигателя с помощью обратного конуса.

А.И. Полярный. О некоторых сторонах деятельности Ф.А. Цандера.

Б.Л. Белов. К характеристике творческого стиля Ф.А. Цандера.

Ю.В. Клычников. Новые результаты расшифровки рукописей Ф.А. Цандера.

В.М. Комаров, И.Н. Тарасенко. Рабочий дневник Ф.А. Цандера как исторический источник.

Г.И. Морозов. Некоторые сведения о записях Ф.А. Цандера по проблемам жизнеобеспечения в космическом полете.

Б.И. Миловидов. Некоторые вопросы оптимизации РЛА в трудах Ф.А. Цандера.

Л.А. Ведешин, Л.Г. Самохвалова. Претворение идей Ф.А. Цандера в современных исследованиях околоземного пространства.

3 чтения

В.Б. Малкин. Ф.А. Цандер и современная биоастронавтика.

М.А. Мильхикер. О некоторых аспектах космического растениеводства.

Б.Л. Белов. Вопросы динамики полета ракет в творчестве Ф.А. Цандера.

А.Ф. Цандер. К вопросу об исследованиях Ф.А. Цандера в области космических траекторий и публикации его работ.

В.Д. Курпатенков, В.В. Крикун. Идеи Ф.А. Цандера о применении металлов в качестве добавки к жидким горючим.

М.С. Штехер. Ф.А. Цандер и проблема ракетного топлива.

Ю.В. Клычников. Анализ некоторых рукописей Ф.А. Цандера, посвященных проблеме использования атмосферного воздуха в ракетно-космической технике.

Е.В. Долинино-Иванский. Ф.А. Цандер и Рижский политехнический институт.

4 чтения

Е.А. Яковлев, Л.А. Квасников. Реализация и развитие идей Ф.А. Цандера в программах испытаний космических электроракетных двигательных установок (ЭРДУ).

М.С. Штехер. О термодинамическом расчете ракетного двигателя в работах Ф.А. Цандера.

О.И. Кудрин, Ю.И. Данилов. К вопросу использования солнечной энергии в космонавтике.

Ю.В. Клычников. Научно-техническая характеристика зашифрованных рукописей Ф.А. Цандера.

А.Ф. Штырлин. Экономическая эффективность применения электроракетной двигательной установки для перевода ретрансляционного спутника на стационарную орбиту.

М.А. Мильхикер. Развитие идей Ф.А. Цандера по конструкции космической оранжереи.

Е.В. Долинино-Иванский. Значение творческого наследия и научных традиций Ф.А. Цандера для воспитания молодых советских специалистов.

А.В. Ткачев. Развитие идей Ф.А. Цандера по использованию ракетной техники для научных исследований.

5 чтения

И.А. Меркулов. О концепции форсирования двигателей в трудах Ф.А. Цандера.

М.С. Штехер, Г.М. Салахутдинов. Развитие идей Ф.А. Цандера по расчету регенеративного охлаждения ЖРД.

Т.А. Михайлова. Анализ работ основоположников ракетной техники по решению проблемы ускорений на рубеже XIX—XX вв.

В.В. Кокорин, Е.В. Соловьев. Методология комплексного подхода при проектировании двигательных установок летательных аппаратов.

Б.Л. Белов. К анализу экспериментально-практической отработки ДУ ОР-2 конструкции Ф.А. Цандера.

В.С. Городинская. Эксперименты Ф.А. Цандера по использованию зеленых растений для обеспечения жизненных условий человеку в космосе.

Ю.В. Клычников. Эволюция научно-технического творчества Ф.А. Цандера по проблемам ракетно-космической техники (на примере его расшифрованных рукописей).

Л.А. Квасников, Е.А. Яковлев. Энергосиловые установки с электрореактивными двигателями как пример реализации идей Ф.А. Цандера о возможности использования металлического топлива в ракетных двигателях.

О.И. Кудрин, Ю.И. Данилов. Использование массы и энергии пространства как средство повышения эффективности космического полета.

Е.К. Мошкин, Г.М. Салахутдинов. О некоторых закономерностях развития работ по ЖРД, проводимых Ф.А. Цандером и другими пионерами ракетной техники.

М.С. Штехер, Е.А. Яковлев. Методы определения КПД рабочего процесса реактивных двигателей в трудах Ф.А. Цандера.

6 чтения

Е.А. Яковлев. Деятельность Ф.А. Цандера по организации подготовки инженерных кадров по авиационной и ракетно-космической технике.

Г.М. Салахутдинов. К вопросу о дате высказывания Ф.А. Цандером идеи об использовании металлического горючего.

Л.К. Гриневицкая, Е.Н. Полякова. Космический полет с солнечным парусом: приоритет Ф.А. Цандера и современное состояние проблемы.

А.Ф. Цандер. О научно-исторической значимости работ Ф.А. Цандера по астродинамике в свете становления теоретической космонавтики.

В.А. Гуриков. Идеи Ф.А. Цандера и перспективы развития телескопостроения.

М.А. Мильхикер. Развитие идей Ф.А. Цандера по утилизации отходов в длительном космическом полете.

Ю.П. Конов, Ю.А. Разгуляев. Развитие идей Ф.А. Цандера о важности сокращения затрат в условиях интернализации освоения космического пространства.

Б.С. Алякринский. Вопросы адаптации человека к внеземным условиям жизни.

А.И. Чучеров. Вопросы динамометрии реактивных двигателей в научном наследии Ф.А. Цандера.

Н.К. Гаврюшин. Проблема предвидения в творчестве Ф.А. Цандера.

Е.В. Долинино-Иванский. Студенты семидесятых годов продолжают дело, начатое Ф.А. Цандером.

Е.А. Яковлев. Прогнозирование и обеспечение надежности космической энергетической установки в условиях возможности возникновения метеорных повреждений холодильника-излучателя.

Л.Г. Самохвалова. Итоги научно-технической обработки фонда Ф.А. Цандера в Архиве АН СССР.

А.Ф. Штырлин. Усиление роли экономических факторов в развитии ракетно-космической техники.

С.А. Саркисян, С.С. Корунев, М.Ю. Бормотов. Вопросы технико-экономического обоснования долгосрочных космических программ.

А.А. Александров, И.И. Самойлова, В.Ф. Зайцев, Г.Н. Белова, Т.И. Гудкова. Некоторые проблемы оценки экономической эффективности развития транспортных космических систем.

М.А. Мильхикер. Ф.А. Цандер о Марсе и новейшие исследования этой планеты.

В.С. Будник. Идеи Ф.А. Цандера о корабле-аэроплане и их развитие в современной ракетно-космической технике.

7 чтения

В.П. Мишин. Претворение идей Ф.А. Цандера в ракетно-космической технике.

А.Ф. Цандер. О значении научной деятельности Ф.А. Цандера для создания и работы ГИРДа.

Ю.И. Данилов, Л.А. Квасников, Ю.В. Клычков. Развитие идей Ф.А. Цандера о комбинированной двигательной установке с солнечным парусом и тепловым двигателем.

Е.А. Яковлев. Творческое содружество Ф.А. Цандера и В.П. Ветчинкина.

Д.В. Супонин, М.А. Мильхикер. О первом проекте реактивного двигателя ОР-00 Ф.А. Цандера.

Е.К. Мошкин, И.А. Меркулов. Ф.А. Цандер и Группа изучения реактивного движения (к 50-летию со времени создания ГИРДа).

8 чтения

В.П. Мишин. Ф.А. Цандер и современная космонавтика.

Л.С. Душкин. Значение ракеты ГИРД-Х конструкции Ф.А. Цандера для развития ракетостроения.

А.Ф. Цандер. О некоторых характерных чертах творческого стиля Ф.А. Цандера.

Т.Н. Желнина. Анализ научных связей Ф.А. Цандера и К.Э. Циолковского.

Ю.В. Клычков. Развитие идей Ф.А. Цандера по использованию солнечного паруса для межпланетных полетов.

Е.К. Мошкин, А.Ф. Нистратов. Значение труда Ф.А. Цандера "Проблема полета

при помощи реактивных аппаратов" для развития теоретических основ ракетной техники.

В.А. Сытин. Вклад Ф.А. Цандера в научную пропаганду проблемы межпланетных полетов.

И.А. Меркулов. К 50-летию советского жидкостного ракетостроения.

А.П. Першин. О значении наследия Ф.А. Цандера в подготовке инженеров ХАИ.

Н.Н. Новичков. Особенности реализации идей Ф.А. Цандера о создании крылатых воздушно-космических аппаратов.

Е.А. Яковлев. Воплощение идей Ф.А. Цандера в программах опытной отработки СЭП летательных аппаратов с ЭХГ.

Л.Г. Самохвалова. О неопубликованных материалах Ф.А. Цандера в Архиве АН СССР.

9 чтения

В.П. Мишин. Ф.А. Цандер, С.П. Королев и развитие ракетно-космической техники.

Ю.С. Воронков. О некоторых нерешенных вопросах разработки научного наследия Ф.А. Цандера.

Ю.В. Клычников. Новые результаты расшифровки рукописей Ф.А. Цандера по проблемам ракетно-космической науки и техники.

Т.Н. Желнина. Источниковедческая характеристика опубликованных работ Ф.А. Цандера.

Ю.В. Бирюков. Вклад Ф.А. Цандера в решение основной проблемы космонавтики.

Г.П. Дронова. Вопросы механики космического полета в трудах Ф.А. Цандера.

А.Ф. Цандер. Некоторые характерные черты творческого стиля Ф.А. Цандера.

С.А. Саркисян, М.Ю. Бормотов. Развитие идей Ф.А. Цандера в области технико-экономического анализа технологических методов и средств снижения стоимости летательных аппаратов.

Е.Г. Самойлова. Вопросы экономического анализа в работах Ф.А. Цандера.

С.В. Козлов. Анализ конструкций тяжелых орбитальных станций (1920 – 1960 г.)

С.В. Голотюк. Анализ представлений основоположников космонавтики о средствах индивидуального передвижения в космическом пространстве.

З.Г. Шайхутдинов. Некоторые пути реализации идей Ф.А. Цандера по повышению эффективности ракетных двигателей в системах управления полетом летательных аппаратов.

10 чтения

Ю.С. Воронков. Об основных результатах разработки научного наследия Ф.А. Цандера.

Е.К. Мошкин. Об основных результатах исследования научного творчества Ф.А. Цандера в 1967 – 1987 гг.

А.Ф. Цандер. Об основополагающем значении работ Ф.А. Цандера по механике космического полета.

Ю.И. Данилов, Л.А. Квасников, Ю.В. Клычников. Основные итоги расшифровки рукописей Ф.А. Цандера.

Ю.В. Бирюков. Роль Ф.А. Цандера в развитии творческой деятельности С.П. Королева.

Т.Н. Желнина. Ф.А. Цандер как пропагандист и редактор трудов К.Э. Циолковского.

В.П. Михайлов. Влияние идей пионеров ракетно-космической техники на традиционные области техники в 20 – 30-е гг. XX века.

Л.С. Душкин. Ф.А. Цандер и ГИРД.

А.Ф. Цандер, Ю.В. Клычников. К вопросу о датах высказывания Ф.А. Цандером идеи об использовании металлического горючего.

Б.Т. Ерохин, Г.Ю. Мазинг, Н.Е. Прудников. Пути интенсификации рабочих процессов и повышения КПД ЖРД в трудах Ф.А. Цандера.

Е.А. Яковлев. Пропагандистская деятельность Ф.А. Цандера по проблемам полетов в межпланетное пространство.

В.И. Алексеева. Вопросы обеспечения безопасности и жизнедеятельности человека в космическом полете в творчестве Ф.А. Цандера и К.Э. Циолковского.



СОДЕРЖАНИЕ

От редакции	3
Автобиография Цандера Фридриха Артуровича, инженера-технолога	6
НАУЧНЫЕ ТРУДЫ И МАТЕРИАЛЫ К НИМ	10
Перелеты на другие планеты (статья вторая)	10
Перелеты на другие планеты (статья первая)	17
Список вопросов, которые возникают в связи с перелетами на другие планеты и которые подлежат разрешению	20
О перелетах на другие Земные шары	20
Приближенное определение изменения стоимости межпланетных кораблей при вариации количества твердых продуктов	23
Материалы к книге "Полеты на другие планеты и на Луну"	27
1. Полеты на другие планеты и на Луну	27
2. Список книг, журналов и статей, имеющих отношение к вопросу о перелетах на другие планеты	31
3. Введение	31
4. Детальный конспект к книге "Полеты на другие планеты и на Луну"	32
Оглавление (конспект) к книге инженера Ф.А. Цандера, предлагаемой к печатанию, под заглавием "Перелеты на другие планеты: первый шаг в необъятное мировое пространство" (Теория межпланетных сообщений)	34
Проблема полета при помощи реактивных аппаратов	43
Краткое содержание доклада инженера Цандера Ф.А. на тему: Проблемы сверхавиации и очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям, предназначенного для чтения на V Международном конгрессе по воздухоплаванию, который должен состояться 1—6 сентября 1930 г. в г. Гааге	106
Проблемы сверхавиации и очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям	107
Отзыв о книге Оберта "Пути к космическому полету"	111
Предисловие редактора	113
ДОКЛАДЫ, ЛЕКЦИИ И МАТЕРИАЛЫ К НИМ	117
Доклад инженера Ф.А. Цандера о своем изобретении: аэроплане для вылета из земной атмосферы, для перелета на другие планеты и о значении развития авиации в означенном направлении	117
Конспект к докладу инженера Ф.А. Цандера о своем изобретении: аэроплане для вылета из земной атмосферы и для перелета на другие планеты	120
Доклад инженера Ф.А. Цандера о своем изобретении: аэроплане для вылета из земной атмосферы и для перелета на другие планеты	121
Некоторые материалы по докладу, читанному в теоретической секции МОЛА 20 января 1924 г.	126
Конспект лекции о моем межпланетном корабле, читанной в теоретической секции Московского общества любителей астрономии	126
Резюме доклада Ф.А. Цандера о конструкции его межпланетного корабля и о перелетах на другие планеты, читанного в теоретической секции Московского общества любителей астрономии 20 января 1924 г.	127
	231

Организационный доклад инженера Ф.А. Цандера о предполагаемых работах научно-исследовательской секции Общества изучения межпланетных сообщений	128
Доклад инженера Ф.А. Цандера о межпланетных путешествиях	129
Конспект к докладу инженера Ф.А. Цандера на тему: перелеты на другие планеты, мои работы в данной области	136
Некоторые материалы к выступлению на диспуте, состоявшемся в 1 МГУ 1, 4, 5 октября 1924 г.	139
Конспект к лекции инж. Ф.А. Цандера о перелетах на другие планеты, прочитанной в г. Ленинграде 17 ноября 1924 г.	141
Конспект к лекциям о межпланетных путешествиях, предполагаемых к чтению во 2 учебном семестре 1924/25 года в Академии Воздушного Флота имени Н.Е. Жуковского лектором Ф.А. Цандером, инженером-технологом	142
Краткий обзор лекции о межпланетных путешествиях и о своих работах в данной области, читанной 5 февраля 1925 г. инженером-технологом Ф.А. Цандером в помещении завкома Гос. авиазавода № 4 (б. "Мотор"), Мейерск. пр., д. 14.	143
Список всех моих диапозитивов	144
Сообщение о моих новых работах в области межпланетных сообщений	146
Тезисы к докладу инж. Ф.А. Цандера на курсах по повышению квалификации при обл. ВСРМ "... "июня 1930 г. на тему: Межпланетные сообщения	147
Список всех диапозитивов и картин к лекции "Проблемы межпланетных сообщений", читанной 22 апреля 1931 г. инженером Ф.А. Цандером в МОЛА	148
ИЗ ПЕРЕПИСКИ Ф.А. ЦАНДЕРА	150
Некоторые материалы по обращению в Главнауку	150
Заявление в научный отдел Главнауки от 8.10.1926 г.	150
Заявление Ф.А. Цандера в научный отдел Главнауки от 7.3.1927 г.	153
Письмо Ф.А. Цандера к К.Е. Ворошилову от 9.6.1927 г.	154
Заявление Ф.А. Цандера проф. С.А. Чаплыгину от 10.9.1927 г.	155
Заявление Ф.А. Цандера А.В. Луначарскому от 14.9.1927 г.	156
Письмо Ф.А. Цандера к Е.В. Луценко от 4.12.1929 г.	156
Приложения:	
А.Ф. Цандер. О научно-исторической значимости трудов и деятельности Ф.А. Цандера в области ракетно-космической науки и техники	159
Б.Л. Белов. Фридрих Артурович Цандер (1887–1933) (научно-биографический очерк)	168
Примечания и комментарии	200
Научные работы по исследованию творческого наследия Ф.А. Цандера, представленные на чтениях, посвященных памяти ученого (1971–1987 гг.)	227