621.44
4-16

Ф. А. Цандер

Проблема полета при помощи реактивных аппаратов

*

Межпланетные полеты

CATALOG



Ф. А. ЦАНДЕР

ПРОБЛЕМА ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ РЕАКТИВНЫХ АППАРАТОВ

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ

СБОРНИК СТАТЕЙ

Второе дополненное издание

под редакцией
Л. К. КОРНЕЕВА

ГОСУДАРСТВЕННОЕ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
ОБОРОНГИЗ
Москва 1961

В книге крупного советского ученого, энтузиаста ракетной техники Ф. А. Цандера рассматриваются вопросы полета ракет на дальние расстояния и в космическое пространство; освещаются проблемы межпланетных полетов, а также ставятся вопросы, связанные с конкретными задачами подготовки к космическим путешествиям. В новое издание включено 7 статей ученого, ранее нигде не публиковавшихся, и статья, посвященная его жизни и деятельности.

Книга рассчитана на инженеров и техников, занимающихся разработкой проблем ракетной техники, а также на широкие круги читателей.

Рецензент докт. техн. наук проф. **Ю. А. Победоносцев**

Редактор канд. техн. наук **Ю. Г. Захаров**

Зав. редакцией инж. *А. С. Займовская*



L. Ganges

«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».

Ф. А. Цандер

ПРЕДИСЛОВИЕ

В 1962 году исполняется 75 лет со дня рождения крупного советского ученого, исследователя и талантливого инженера Фридриха Артуровича Цандера, вся жизнь которого была целиком посвящена разработке вопросов межпланетного полета человека. Лозунг «вперед на Марс» был неотделим от всей его жизни. В истории науки имя энтузиаста межпланетных полетов Ф. А. Цандера навсегда останется связанным с развитием ракетной техники наряду с именем нашего замечательного ученого К. Э. Циолковского.

Первое издание книги Ф. А. Цандера «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов» было осуществлено Государственным авиационным и автотракторным издательством ОНТИ НКТП СССР в 1932 г. и подготовлено к печати лично Ф. А. Цандером.

В 1947 г. в Оборонгизе под редакцией М. К. Тихонравова вышел сборник статей Ф. А. Цандера.

Настоящее, второе издание сборника статей, приуроченное к 75-летию со дня рождения Ф. А. Цандера, преследует цель дать в одной книге все его основные работы в области ракетной техники и межпланетных полетов, известные в данное время; однако это издание не является полным собранием его трудов.

Издание полного собрания трудов Ф. А. Цандера станет возможным только после расшифровки и изучения всего его научного наследия, что представляется весьма сложной задачей, так как Ф. А. Цандер для сокращения времени вел свои записи и расчеты стенографически, пользуясь ключом, который знал только он один. Расшифровка стенограмм усложняется еще тем, что Ф. А. Цандер даже на одной странице мог чередовать записи на латышском, русском и немецком языках, которые он знал в совершенстве.

Помимо статей, опубликованных в 1932 и 1947 гг., в настоящем сборнике впервые печатаются следующие статьи Ф. А. Цандера:

Расчет двигателя ОР-1.

Полеты на другие планеты (теория межпланетных путешествий).

Использование силы давления света для полетов в межпланетном пространстве. Давление света на комбинированные зеркала.

Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере Земли (планирующий спуск).

Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере Земли (подъем).

О температуре, которую примет межпланетный корабль при планирующем спуске на Землю.

Об отклонении метеоров и задерживании их действием электростатического электричества, выпускаемого межпланетным кораблем.

Эти статьи снабжены подстрочными примечаниями редакции. Примечания к другим статьям, сделанные редакцией первого издания сборника, большей частью оставлены без изменения.

Кроме того, в книге печатается статья «Жизнь, творчество и деятельность Ф. А. Цандера», составленная на основании архивных материалов и личных воспоминаний его учеников и друзей.

Некоторые из вновь публикуемых статей находились в разобщенном виде, иногда в отдельных записях, совершенно не подготовленных к изданию. Эти материалы были обработаны для печати. В них можно найти новые мысли, которые безусловно представляют огромный интерес для лиц, занимающихся в настоящее время проблемами освоения космоса.

Необходимо отметить, что еще 30—40 лет назад Ф. А. Цандер сумел предвидеть многие проблемы овладения космосом, развить их и показать технические пути их разрешения.

Разнообразные вопросы, освещаемые во вновь публикуемых статьях Ф. А. Цандера по теплотехнике, аэродинамике, небесной механике, электротехнике, физике и пр., обнаруживают высокую инженерно-техническую культуру Ф. А. Цандера и его исключительно широкую эрудицию в области ракетной техники и межпланетных полетов космических кораблей.

Редактор выражает благодарность всем друзьям и ученикам Ф. А. Цандера, принявшим участие в подготовке к печати настоящего издания, а также его жене, А. Ф. Цандер, любезно предоставившей материалы из личного архива Ф. А. Цандера.

Л. Корнеев

Л. К. КОРНЕЕВ

ЖИЗНЬ, ТВОРЧЕСТВО И ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ Ф. А. ЦАНДЕРА

(К 75-летию со дня рождения)

4 октября 1957 г. советскими учеными был запущен первый в мире искусственный спутник Земли весом 83,6 *кг*. Был сделан первый шаг на пути осуществления многовековой и дерзновенной мечты человечества о завоевании космоса.

За первым запуском последовали другие. 3 ноября 1957 г. взлетел второй советский искусственный спутник с собакой Лайкой. 15 мая 1958 г. на орбиту вышел третий советский спутник, представлявший собой целую научную лабораторию.

2 января 1959 г. была запущена первая космическая ракета «Мечта», которой впервые была сообщена вторая космическая скорость.

12 сентября 1959 г. ознаменовалось особым триумфом советской ракетной техники. В этот день стартовала вторая космическая ракета, которая достигла поверхности Луны и доставила туда советский вымпел.

Менее чем через месяц, 4 октября 1959 г., взяла старт третья советская космическая ракета с автоматической межпланетной станцией, которая сфотографировала невидимую с Земли сторону Луны, передала ее на Землю и таким образом впервые в мире человек смог увидеть эту часть лунной поверхности. Последняя ступень ракеты весила 1553 *кг* (без топлива), а общий вес автоматической станции с научной и радиотехнической аппаратурой составлял 278,5 *кг*.

Все народы Земли горячо приветствовали достижения нашей науки. Однако советские люди не успокаивались: ведь достигнутое — не предел. Настала пора перейти к планомерной работе над космическим кораблем и подготовить полет человека в космос. Снова бессонные ночи, искания и напряженный, самоотверженный творческий труд.

Начался новый штурм космоса. 15 мая 1960 г. первый космический корабль был выведен на орбиту спутника Земли. Вес космического корабля-спутника без последней ступени ракеты-носителя составлял уже 4 540 *кг*, т. е. в 52 раза больше, чем вес первого спутника Земли, запущенного 4 октября 1957 г. На борту первого космического корабля-спутника была установлена герметическая кабина с грузом, имитирующим вес человека, со всем необходимым оборудованием для будущего полета человека и, кроме того, раз-

личная аппаратура, вес которой вместе с источниками питания составлял 1477 *кг*. Этим запуском было положено начало работе по созданию надежных космических кораблей, обеспечивающих безопасный полет человека в космос.

Прошло немногим больше трех месяцев и 19 августа 1960 г. в Советском Союзе стартовал на орбиту спутника Земли второй космический корабль. В кабине, оборудованной всем необходимым для будущего полета человека, на этот раз находился не мертвый груз, а две собаки Белка и Стрелка, крысы и белые мыши, а также мухи, грибки и семена некоторых растений, причем для наблюдения за поведением животных на борту корабля-спутника была установлена радиотелевизионная система, передававшая на Землю физиологические показатели, характеризующие состояние и поведение животных.

Стремительно пролетев свыше 700 *тыс. км* вокруг Земли, космический корабль на восемнадцатом обороте получил с Земли команду на спуск. С первого же момента спуска специальная аппаратура передавала на Землю все данные о работе тормозной установки, системы управления и вела запись параметров при прохождении кораблем плотных слоев атмосферы.

Система управления и тормозная установка сработали с исключительной точностью и обеспечили спуск корабля в заданный район, причем интересно отметить, что отклонение точки приземления от расчетной составило всего 10 *км*.

Корабль успешно прошел земную атмосферу, после чего отделившаяся от него капсула с подопытными животными благополучно и плавно приземлилась. Все подопытные животные после полета и приземления чувствовали себя хорошо, и в ночь на 21 августа 1960 г. Стрелка и Белка совершенно здоровыми были доставлены в Москву.

Впервые в мировой истории живые существа, совершив космический полет, благополучно возвратились на Землю. Однако один удачный полет с живыми существами не мог служить основанием для посылки в космос человека, жизнь которого в Советском Союзе ценится выше всего, и 1 декабря 1960 г. был пущен третий космический корабль-спутник с собаками Пчелкой и Мушкой и другими животными. Вес корабля-спутника без последней ступени ракеты-носителя составлял 4 563 *кг*. Шла дальнейшая отработка всех систем космического корабля и медико-биологических данных о состоянии животных.

После этого началась отработка космического корабля повышенного веса, и через два месяца после пуска третьего космического корабля — 4 февраля 1961 г.— был дан старт тяжелому искусственному спутнику Земли (ИСЗ), вес которого без последней ступени ракеты-носителя составлял 6473 *кг*. И в этом полете вся бортовая аппаратура спутника на участке его выведения и при дальнейшем движении по орбите функционировала нормально.

Затем потребовалась проверка методов вывода космического корабля на межпланетную трассу; проверка сверхдальной радиосвязи и управления космической станцией. 12 февраля 1961 г. с тяжелого искусственного спутника Земли стартовала управляемая космическая ракета, которая вывела автоматическую межпланетную станцию на траекторию к планете Венера. Вес автоматической межпланетной станции (АМС) составил 643,5 *кг*. Так планомерно, шаг за шагом, отрабатывались все элементы и проверялись полученные данные о космосе и о работе узлов ракеты.

Март 1961 г. явился решающим месяцем для окончательной отработки конструкции корабля-спутника и установленных на нем систем, обеспечивающих абсолютно все условия для полета человека в космос и возвращения его на Землю. 9 марта 1961 г. был дан старт четвертому космическому кораблю-спутнику Земли и 25 марта 1961 г.— пятому космическому кораблю. В четвертом корабле находилась собака Чернушка, в пятом — Звездочка. Вес четвертого корабля-спутника без учета последней ступени ракеты-носителя составил 4700 *кг*, пятого — 4695 *кг*. В обоих случаях бортовая аппаратура работала нормально; Чернушка и Звездочка успешно приземлились в заданных районах Советского Союза, самочувствие животных было очень хорошим. Подготовку можно было считать законченной.

И вот 12 апреля 1961 г. свершилось великое событие. Впервые в истории человек осуществил полет в космос! В этот день в 9 час. 7 мин. по московскому времени космический корабль-спутник «Восток» с советским человеком летчиком Юрием Алексеевичем Гагариным на борту поднялся в космос и, совершив полет вокруг земного шара, благополучно вернулся на Землю, на территорию нашей Родины.

Это была беспримерная победа человека над силами природы, величайшее завоевание науки и техники, торжество человеческого разума. Так было положено начало полетам человека в космическое пространство. Первый человек, проникший в космос, был советским человеком, гражданином Союза Советских Социалистических Республик!

Не прошло четырех месяцев и народы мира восхищаются новым подвигом советских людей. 6 августа 1961 г. второй советский летчик-космонавт Герман Степанович Титов поднялся в космос на корабле-спутнике «Восток-2» и облетел земной шар 17 раз, пробыв в космосе более 25 часов.

Так на протяжении трех с половиною лет был пройден гигантский этап на пути освоения космоса — от запуска первого спутника до первых полетов человека.

Где же берут начало эти бесперебойные штурмы космоса, делающие сказку былью? Кто начинал это великое движение в СССР?

История развития ракетной техники в Советском Союзе — это увлекательнейшее повествование об энтузиастах ракетной техники, мужественных и волевых людях, которые самоотверженно трудились, закладывая фундамент для сегодняшних космических полетов.

Одному из этих людей, последователю и другу Константина Эдуардовича Циолковского, крупному советскому ученому, исследователю и талантливому инженеру Фридриху Артуровичу Цандеру, вся жизнь которого была целиком отдана разработке вопросов межпланетных полетов человека, посвящается эта книга.

* *
*

В истории науки имя Фридриха Артуровича Цандера наряду с именем замечательного русского ученого Константина Эдуардовича Циолковского навсегда останется связанным с развитием ракетной техники в СССР.

Многогранна и поучительна была жизнь Ф. А. Цандера — скромного, несколько застенчивого, приветливого и доброго, богато одаренного человека.

Фридрих Артурович Цандер родился 11 августа (ст. стиля) 1887 г. в Риге в семье доктора медицины, бывшего большим любителем естествознания и в то время работавшего в Риге в зоологическом музее [1]. Мать Фридриха умерла, когда ему было всего два года. В семье было пять детей: три мальчика и две девочки.

Фридрих рос очень впечатлительным ребенком. Частые посещения музея, рассказы отца о других планетах, на которых может быть живут неведомые существа, и о первых полетах Лилиенталя пробудили у Ф. А. Цандера еще в раннем детстве мысль « . . . самому добиваться перелета на другие планеты». «Эта мысль меня больше не оставляла» пишет он в своей автобиографии.

Быстро промелькнуло детство, и начались годы учения в Рижском реальном училище, которое одаренный мальчик окончил в 1905 г. первым учеником.

Когда Ф. А. Цандер учился в последнем классе, преподаватель космографии познакомил учеников со статьей К. Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами», написанной в 1903 г. Эта статья произвела большое впечатление на юного мечтателя. Думая о далеких мирах в бескрайнем мировом пространстве, он мечтал об использовании богатств Вселенной для блага человечества. И в продолжении всей жизни

---

[1] Биографические и другие данные о Ф. А. Цандере заимствованы из автобиографии, написанной 12 марта 1927 г., конспекта научно-популярного очерка «Полеты на другие планеты и на Луну», составленного 2 августа 1925 г. для предполагаемой к изданию книги, а также из других материалов архива Ф. А. Цандера.

эта идея была источником его неиссякаемого, безграничного энтузиазма.

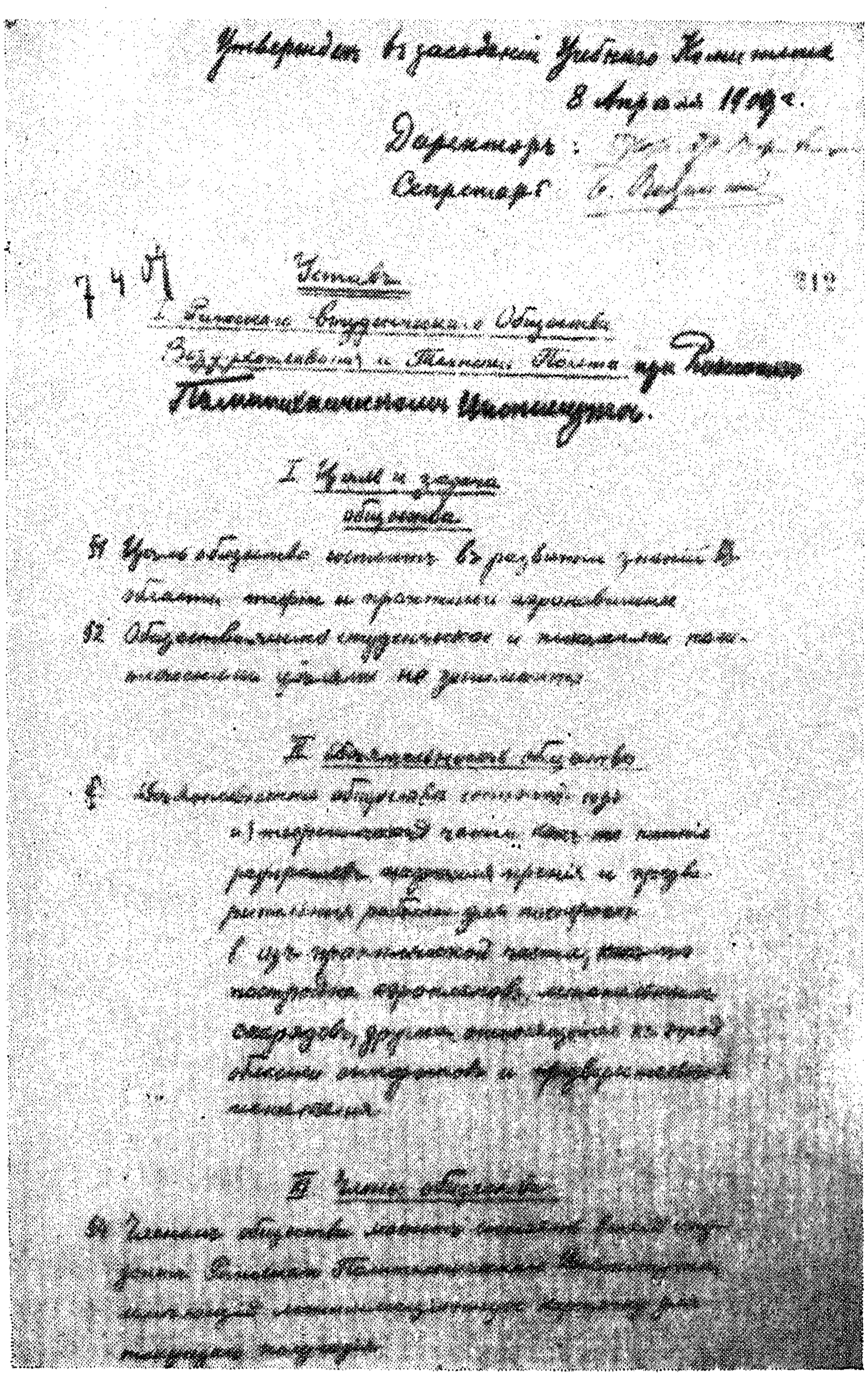
В 1907 г. Ф. А. Цандер поступил на механическое отделение Рижского Политехнического института. Здесь, как и в реальном училище, он учился с увлечением, так как знал, что только наука даст ему возможность осуществить мечту о межпланетном полете.



Ф. А. Цандер в студенческие годы — 1908 г.

В 1908 г., будучи студентом, Ф. А. Цандер на первые скопленные деньги покупает астрономическую трубу длиной в 1,5 *м* с диаметром объектива 4 дюйма и ведет наблюдения Луны и планет.

Однако одни наблюдения не удовлетворяют Ф. А. Цандера, и уже в то время у него зарождается идея создания кружка или общества, где можно было бы заниматься проблемой межпланетных полетов. Он выступает перед студентами, говорит о необхо-



Факсимиле первой страницы устава.

димости работать над разрешением вопроса полета на другие планеты.

Заинтересовав своих товарищей, Ф. А. Цандер вскоре вместе с другими студентами обратился к «Его Превосходительству господину Директору Рижского Политехнического Института» со следующим прошением [1]:

«Прилагая при сем проект устава 1-го Рижского Студенческого Общества Воздухоплавания и Техники Полета и список желающих основать это общество, имеем честь просить Ваше Превосходительство представить сие прошение для утверждения общества Учебному Комитету Рижского Политехнического Института».

Через некоторое время прошение обсуждалось в учебном комитете, и 8 апреля 1909 г. устав общества был утвержден.

В связи с тем, что этот устав одного из первых студенческих обществ по аэронавтике является любопытнейшим документом, его текст приводится полностью и воспроизводится факсимиле первой страницы.

Утвержден в заседании Учебного Комитета 8-го Апреля 1909 года.
Директор: проф. д-р *В. Ф. Книрим.*
Секретарь: проф. *Б. Водзинский.*

УСТАВ
1-го РИЖСКОГО СТУДЕНЧЕСКОГО ОБЩЕСТВА ВОЗДУХОПЛАВАНИЯ И ТЕХНИКИ ПОЛЕТА ПРИ РИЖСКОМ ПОЛИТЕХНИЧЕСКОМ ИНСТИТУТЕ

I. Цель и задача общества

§ 1. Цель общества состоит в развитии знаний в области теории и практики аэронавтики.

§ 2. Общество — чисто студенческое и никакими политическими целями не занимается.

II. Деятельность общества

§ 3. Деятельность общества состоит из:

а) теоретической части, как-то: чтение рефератов, научные прения и предварительные работы для построек.

б) из практической части, как-то: постройка аэропланов, летательных снарядов, других относящихся к этой области аппаратов и предварительные испытания.

---

[1] Копия текста прошения снята с подлинника, хранящегося в Рижском архиве.

III. Члены общества

§ 4. Членом общества может состоять всякий студент Рижского Политехнического Института, имеющий легитимационную карточку на текущее полугодие.

При вступлении в состав общества он подвергается, однако, закрытой баллотировке и $^2/_3$ голосов принимается в число членов. В случае непринятия его в число членов, причина онаго не объясняется.

§ 5. В почетные члены общества могут быть выбраны лишь бывшие члены 1-го Рижского Студенческого Общества Воздухоплавания и Техники Полета, оказавшие обществу или воздухоплаванию существенные услуги. Они пользуются правами членов общества, но не имеют решающего голоса на собраниях.

§ 6. Исключению подвергаются члены общества из-за неподобающего поведения, неуплаты членского взноса и неповиновения другим постановлениям общества. Исключение производится большинством голосов. Исключенные могут быть приняты в число членов только как вновь поступающие.

§ 7. Каждый действительный член имеет право голоса на собраниях и все члены пользуются правом беспрепятственно входить в мастерские и принимать как активное, так и пассивное участие в работах.

§ 8. Каждый член обязан вносить ежемесячно взнос, размер которого определяется генеральным собранием. Кроме того, каждый вновь поступающий должен уплатить вступительные деньги, размер которых также определяется генеральным собранием.

§ 9. Уплата членского взноса производится 1-го числа каждого месяца, за исключением каникул, которые определяются собранием.

IV. Распределение должностей

§ 10. В начале каждого полугодия на генеральном собрании производятся выборы:

А. Президиума.

Б. Должностных лиц.

В. Технической комиссии.

А. Президиум отвечает во всех делах за деятельность общества пред Учебным Комитетом Р. П. И. и полицией и обязан доводить до сведения Директора Р. П. И. в начале каждого семестра личный состав членов и президиума и адрес помещения. В состав президиума входят:

1) Председатель общества, являющийся представителем во всех делах общества; он и ведет собрания.

2) Вице-председатель, который помогает председателю в его обязанностях и является его заместителем.

3) Секретарь, ведущий протоколы общества и прочие официальные письменные работы.

Б. Другие должностные лица ответственны перед генеральным собранием:

1) Библиотекарь.

2) Кассир, который подлежит контролю президиума.

В. Техническая комиссия ответственна перед генеральным собранием. Она в свою очередь выбирает технического представителя, под руководством которого или его заместителя производятся опыты полета.

Примечание. Общество не принимает на себя никакой ответственности при несчастных случаях с членами такового. В исключительных случаях неочередное собрание может оказать поврежденному, по его просьбе и по мере возможности, материальную помощь.

V. Собрания

§ 11. Все собрания общества происходят вне здания Р. П. И. и разделяются на три разряда:

А. Генеральное собрание.

Б. Неочередное собрание.

В. Очередное собрание.

Все собрания созываются президиумом и каждое собрание высшего порядка имеет права собрания нисшего порядка, за исключением условий, при которых собрание может состояться и при которых оно может решать дела.

А. Генеральное собрание созывается по крайней мере 2 раза в учебное полугодие — в начале и в конце онаго. Оно обязательно для всех действительных членов, которые должны быть извещены относительно срока собрания по крайней мере за неделю до срока, с извещением программы собрания. Генеральное собрание избирает новый президиум, принимает доклад о состоянии кассы, решает вопрос о взносах и производит ревизию деятельности должностных лиц. Оно считается состоявшимся при составе по крайней мере $^3/_4$ всех членов и решает дела при согласии по крайней мере $^2/_3$ всех членов общества.

Примечание. Если генеральное собрание по причине отсутствия надлежащего числа членов не состоится, то может быть созвано во всякое время президиумом новое т. наз. отложенное генеральное собрание. Оно может состояться при всяком числе присутствующих и решает дела как неочередное собрание, но оно также обязательно для всех членов.

Б. Неочередное собрание может состояться во всякое время, причем о сроке последнего и о программе дня должно быть послано письменное объявление не позже 3 дней до собрания всем членам общества. Оно принимает новых членов, имена которых письменно должны быть поданы президиуму, решает вопросы об исключении и выступлении членов, важных материальных и прочих делах общества. Оно считается состоявшимся при составе

по крайней мере $^2/_3$ всех членов общества и решает дела при согласии по крайней мере $^2/_3$ голосов всех присутствующих.

В. Очередное собрание происходит по крайней мере раз в две недели и должно быть объявлено всем членам общества за один день до срока, объявлением, выставляемым на особой доске общества. Оно может распоряжаться деятельностью мастерской и бюро, делает постановления о чтении рефератов и при наличности более $^1/_2$ всех членов оно считается состоявшимся и простым большинством голосов решает дела. При равном числе голосов, решающий голос имеет председатель.

VI. Средства общества

§ 12. Средства для организации общества состоят из:

1) ежемесячных взносов, размер которых определяется генеральным собранием (см. § 8);

2) вступительных денег, размер которых также определяется генеральным собранием;

3) добровольных пожертвований сверх нормы;

4) пожертвований и

5) денежных взысканий за нарушение правил общества.

Примечание. Деньги обратно не возвращаются.

VII. Расход средств

§ 13. Средства расходуются лишь на цели, не противоречащие цели общества, а именно:

1) на покрытие расходов по постройкам, на наем помещений и на приобретение необходимых принадлежностей;

2) на покрытие канцелярских расходов;

3) для целей библиотеки;

4) для покрытия прочих расходов, определяемых лишь генеральным собранием.

VIII. Ликвидация общества

§ 14. Если число членов не достигнет 8-ми, то общество закрывается, и вопрос об имуществе решает последнее генеральное собрание.

IX. Изменение устава

§ 15. Изменения в уставе могут быть произведены лишь на генеральном собрании и считаются вошедшими в силу по утверждении их Учебным Комитетом Рижского Политехнического Института.[1]

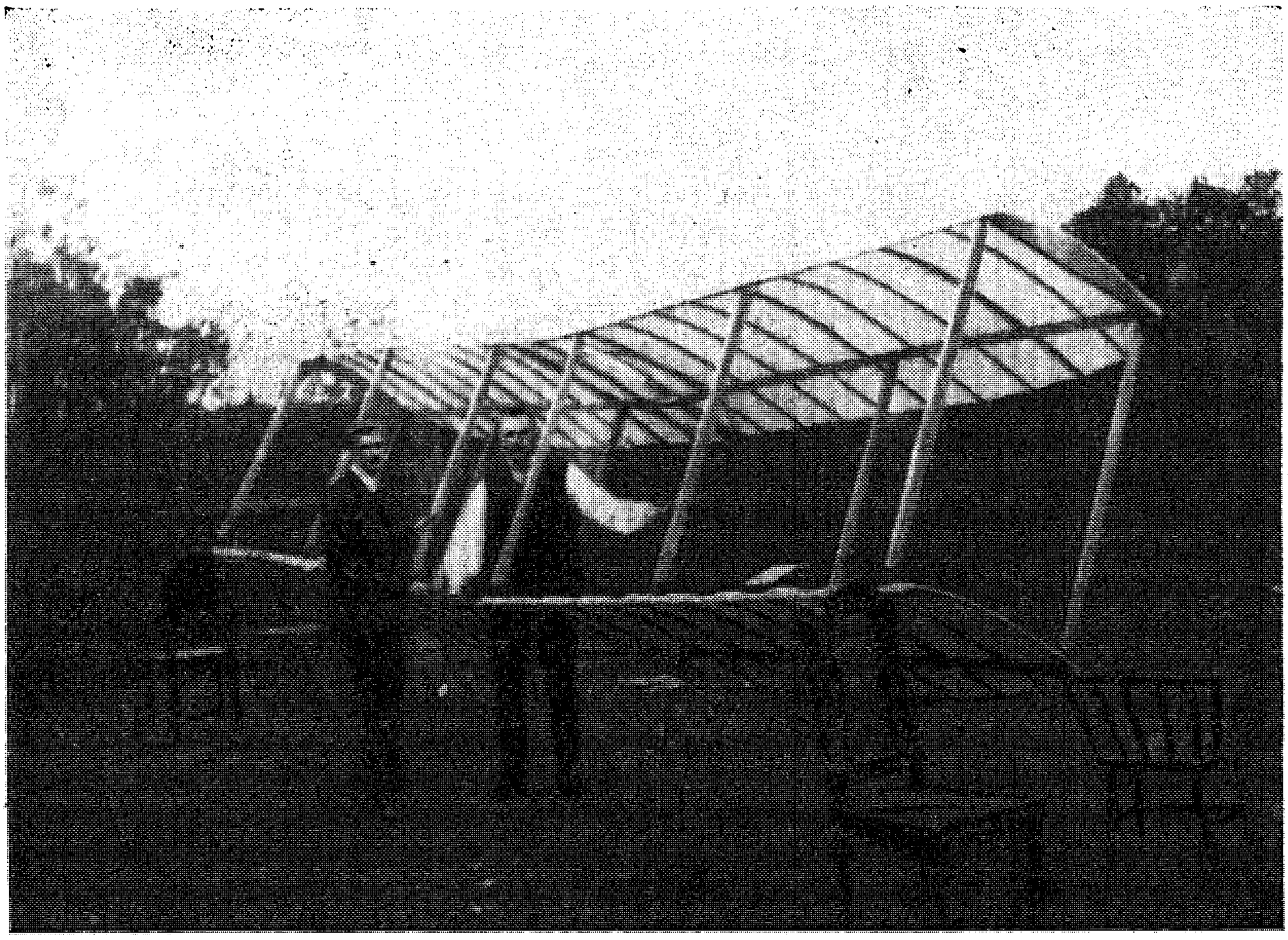
---

[1] К сожалению, материалы о деятельности 1-го Рижского Студенческого Общества Воздухоплавания и Техники Полета до настоящего времени не обнаружены.

В 1908 г. Ф. А. Цандер начинает работать над отдельными вопросами межпланетных сообщений: производит некоторые расчеты, относящиеся к истечению газов из сосуда, изучает возможность преодоления сил земного притяжения и знакомится с другими проблемами.

Особый интерес Ф. А. Цандера и других молодых энтузиастов «Общества» вызвало противостояние Марса 24 сентября 1909 г., во время которого Марс приблизился к Земле на минимальное расстояние в 56 *млн. км* (наибольшее расстояние достигает 400 *млн. км*).

В том же году началась постройка планера, однако, как пишет Ф. А. Цандер в своей автобиографии, «дальше постройки планера» у них «тогда не пошло».



Планер, построенный в 1909 г. Слева стоит Ф. А. Цандер.

В 1914 г. Ф. А. Цандер окончил с отличием Рижский политехнический институт, получив звание инженера-технолога. Профиль института был широкий, и приобретенные Ф. А. Цандером знания сыграли большую роль во всей его последующей научной и инженерной работе.

Ф. А. Цандер был первым инженером в нашей стране, который всецело посвятил себя практическому разрешению задач межпланетного полета и ракетной техники. Девиз его жизни — полет на Марс!

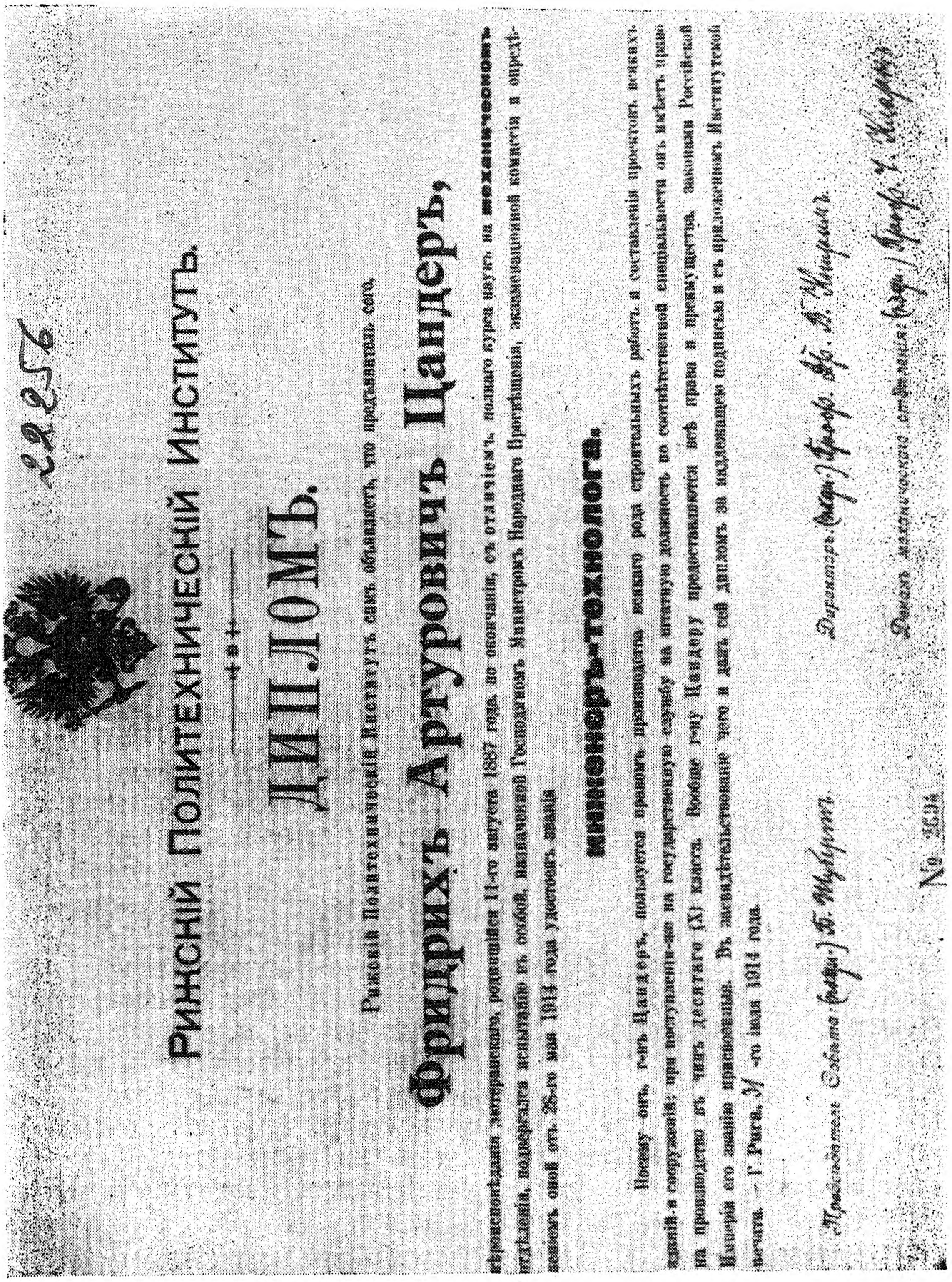
Необходимо отметить, что если К. Э. Циолковскому принадлежит мировой приоритет в первых фундаментальных теоретических работах в области ракетной техники, показавших большую перспективность этого направления для осуществления космических полетов и тем самым положивших начало строго научному изучению вопроса о межпланетных путешествиях, то Ф. А. Цанде-



Ф. А. Цандер в 1913 г.

ру принадлежит приоритет в первых инженерных разработках ракет в СССР и творческих теоретических изысканиях, которые давали возможность намечать пути к осуществлению межпланетных полетов.

Как указано в некрологе, опубликованном в газете «Техника» 30 марта 1933 г., Ф. А. Цандеру « . . . принадлежит ряд теоретических трудов, дающих единственные в мире расчеты в области реактивного дела. На основе этих теоретических и практических работ Ф. А. Цандер создал свою школу в области теории и конструкции реактивных двигателей».



Рижскій Политехническій Институтъ.

ДИПЛОМЪ.

Рижскій Политехническій Институтъ симъ объявляетъ, что предъявитель сего,

Фридрихъ Артуровичъ Цандеръ,

вѣроисповѣданія лютеранскаго, родившійся 11-го августа 1887 года, по окончаніи, съ отличіемъ, полнаго курса наукъ на **механическомъ** отдѣленіи, подвергался испытанію въ особой, назначенной Господиномъ Министромъ Народнаго Просвѣщенія, экзаменаціонной комиссіи и опредѣленіемъ оной отъ 28-го мая 1914 года удостоенъ званія

инженеръ-технолога.

Посему онъ, г-нъ Цандеръ, пользуется правомъ производства всякаго рода строительныхъ работъ и составленія проектовъ, всякихъ сооруженій; при поступленіи-же на государственную службу на штатную должность по соотвѣтственной спеціальности онъ имѣетъ право на производство въ чинъ десятаго (X) класса. Вообще г-ну Цандеру предоставляются всѣ права и преимущества, законами Россійской Имперіи его званію присвоенныя. Въ засвидѣтельствованіе чего и данъ сей дипломъ за надлежащею подписью и съ приложеніемъ Институтской печати.

Г. Рига, 31-го іюля 1914 года.

Директоръ: (подп.) Проф. Ф. А. Цандеръ

Деканъ механическаго отдѣленія: (подп.) Проф. Ф. А. Цандеръ

Предсѣдатель Совѣта: (подп.) Б. Шмидтъ

№ 2256

Дипломъ Ф. А. Цандера об окончании института.

БИБЛИОТЕКА
Института ... и
телем... АН СССР

В течение всей жизни Ф. А. Цандер интенсивно вел также теоретическую разработку вопросов межпланетных полетов.

В результате многолетней деятельности Ф. А. Цандер получил новые тепловые циклы для воздушных ракетных двигателей. Он первый предложил применять металлы, в том числе элементы конструкции корабля, в качестве топлива для ракетных двигателей. Впервые эта мысль была им высказана публично в декабре 1923 г. на лекции в теоретической секции Московского общества любителей астрономии, а затем в статье, напечатанной в июле 1924 г. в журнале «Техника и жизнь» № 13. В ряде лекций, прочитанных в 1924 и 1925 гг. в разных городах, Ф. А. Цандер также указывал на возможность использования твердого строительного материала в качестве топлива для ракеты на примере оригинального проекта межпланетного корабля-аэроплана.

Еще до 1927 г. Ф. А. Цандер написал теоретическую работу под названием «Применение металлического топлива в ракетных двигателях», однако она увидела свет только в 1936 г. в сборнике «Ракетная техника», вып. 1. В 1937 г. в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, была опубликована его вторая статья: «Вопросы конструирования ракеты, использующей металлическое топливо».

Исключительный интерес представляют две его статьи под одноименным названием «Тепловой расчет ракетного двигателя на жидком топливе». В них впервые даются расчеты температур стенок камер сгорания и объема камер, необходимого для полного сгорания компонентов топлива. Кроме ряда теоретических выводов, здесь очень ценны расчеты ракетных двигателей по энтропийным диаграммам, широко применяемым в настоящее время, а также расчеты теплопередачи, показывающие возможность осуществления цельнометаллического ракетного двигателя без применения керамики.

Много работал Ф. А. Цандер над конструкциями авиационных двигателей. Так, например, он предлагал использовать для взлета межпланетного корабля (в одном из вариантов) поршневой двигатель высокого давления, работающий на жидком кислороде и нефти по бескарбюраторной схеме, где подача компонентов топлива в цилиндры авиационного двигателя производится насосами. Об особенностях этого двигателя он подробно докладывал 16 февраля 1926 г. на заводе «Мотор» имени М. В. Фрунзе, продемонстрировав при этом чертежи и схемы [1]. Имеется ряд рукописей Ф. А. Цандера (частично в стенографической записи) по авиационным двигателям внутреннего сгорания.

Одновременно Ф. А. Цандер разрабатывал важные проблемы космонавтики. Некоторые из них не потеряли актуальности до настоящего времени.

---

[1] Рукопись этого доклада находится в личном архиве Ф. А. Цандера.

Так, в статьях по теории межпланетных путешествий Ф. А. Цандер рассматривает вопросы выбора траекторий межпланетных перелетов, обеспечивающих минимальные расходы топлива, определяет сроки вылета и время пребывания космических кораблей в пути, вопросы коррекции траекторий межпланетных ракет в целях обеспечения безопасного спуска на планету и т. д. Особенно подробно им рассчитаны траектории полета на Марс.

Еще в 1924 г. Ф. А. Цандер предложил применять облет Луны или других планет межпланетным кораблем для разгона или торможения последнего и разработал методику, позволяющую рассчитать такой разгон [1].

Он указал также способ определения орбиты межпланетного корабля, основанный на измерении углового расстояния планеты от некоторого фиксированного в пространстве направления и углового диаметра планеты.

В 1920—1930 гг. исследованию межпланетных траекторий были посвящены работы ряда авторов, однако ни в одной из них не были затронуты вопросы коррекции траектории межпланетного корабля и возмущения гелиоцентрической орбиты космической ракеты планетами или их спутниками.

Большое внимание Ф. А. Цандер уделял проблеме возвращения космического корабля на Землю. Статья «Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере Земли» посвящена баллистическим и аэродинамическим задачам подъема и спуска космического корабля из межпланетного пространства на Землю. Он выдвинул идею планирующего спуска из космоса с торможением в земной атмосфере, причем эта идея воплощена в его проекте межпланетного корабля, о котором Ф. А. Цандер докладывал еще в 1920 г., а статью об этом опубликовал в 1924 г. в журнале «Техника и жизнь», № 13.

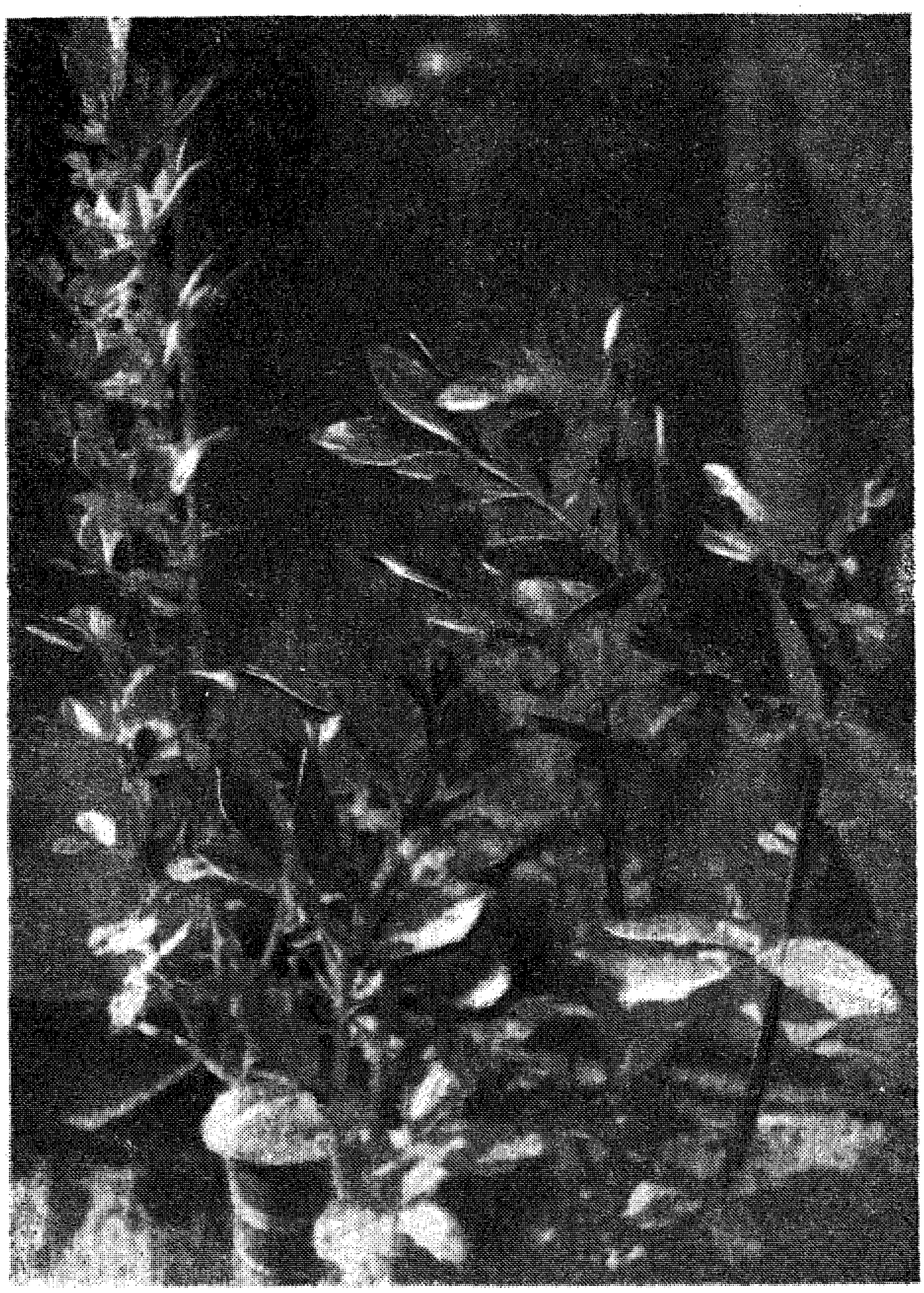
Уже в то время Ф. А. Цандер показал, что осуществление полета межпланетного корабля в космическое пространство с последующим возвращением на Землю требует решения сложных научно-технических проблем, одна из которых — защита корпуса корабля от теплового воздействия при движении с большими сверхзвуковыми скоростями в земной атмосфере. В статье «О температуре, которую примет межпланетный корабль при планирующем спуске на Землю», рассматривается аэродинамический нагрев межпланетного корабля и один из возможных способов его тепловой защиты. Учитывая возможность столкновения межпла-

---

[1] Вопросы, связанные с разгоном космической ракеты при облете Луны, были рассмотрены В. А. Егоровым только в 1957 г., причем приближенная методика расчета В. А. Егорова близка к методике Ф. А. Цандера (В. А. Егоров, «О некоторых задачах динамики полета к Луне», «Успехи физических наук», т. XIII, вып. 1а, 1957).

нетного корабля с метеорами, Ф. А. Цандер в 1925 г.[1] выдвинул идею о возможном отклонении метеоров от межпланетного корабля с помощью статического электричества.

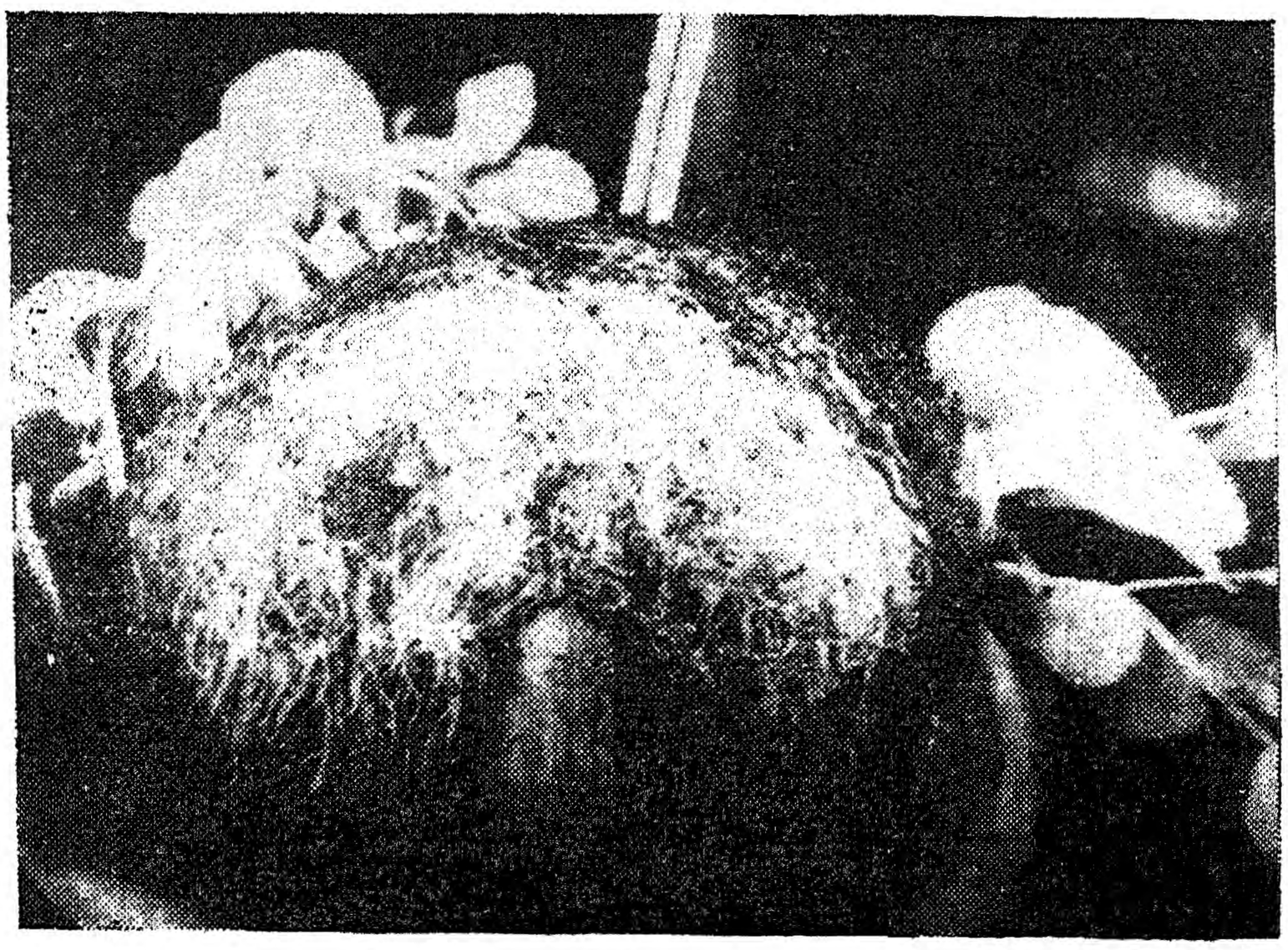
Все эти работы — убедительное доказательство того, что Ф. А. Цандер по праву может считаться одним из основателей новой отрасли науки — прикладной небесной механики, изучающей движение межпланетных ракет в космическом пространстве.



Горох и капуста, выращенные

[1] Как известно, Ф. А. Цандер все свои работы писал в виде стенограмм, а затем расшифровал, поэтому 1925 г. следует считать датой расшифровки этой статьи.

Ф. А. Цандер не упускал ни одного вопроса, связанного с практическим разрешением полета человека в космос. Большое внимание он уделял вопросам жизни и питания человека в межпланетном корабле. Начиная с 1915 г. Ф. А. Цандер в течение многих лет проводил у себя дома опыты по созданию легчайшей оранжереи, которая давала бы свежие овощи астронавту и вместе с тем поглощала выделяемую человеком углекислоту. Терпеливым, кро-





Цандером в своей оранжерее.

потливым трудом он добился успеха: вырастил горох и капусту в цветочных горшках, наполненных не землей, а толченым древесным углем.

В своей автобиографии, составленной 12 марта 1927 г., он писал:

«Мне принадлежит, насколько мне известно, первенство по следующим предложениям [1]:

1. По снабжению ракеты крыльями для полета в атмосфере и получения космической скорости приблизительно в 8 *км/сек* в высших слоях ее, а также и для планирующего спуска из межпланетного пространства на Землю и другие планеты, обладающие атмосферою.

2. По снабжению такого аэроплана-ракеты моторами [2] 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. 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. 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. По применению колец — соленоидов, по которым течет электрический ток; давлением солнечных лучей на облако железной пыли, удержимой током внутри кольца, происходит перемещение межпланетного корабля в самом межпланетном пространстве. Выгода та, что метеоры, пролетая через облако, полету почти не мешают.

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. По применению шара, изготовленного из тончайших металлических листов, электризуемого зарядом земного шара и отталкивающегося от него электростатическими силами для полетов

---

[1] Печатается по рукописи Ф. А. Цандера без какой-либо правки.

[2] Имеются в виду поршневые моторы

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 полетов на другие планеты). По ускорению межпланетного корабля в моменты, в которые скорость полета большая (для той же цели).

9. По отклонению метеоров действием статического 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 мало разработанные предложения».

После окончания института Ф. А. Цандер поступил на завод резиновой промышленности «Проводник», стремясь ознакомиться с производством резины, которая могла быть использована в качестве изолятора в безвоздушном пространстве. В 1915 г., во время империалистической войны, Ф. А. Цандер переехал с заводом в Москву, где и остался жить, а когда в сентябре 1917 г. завод перестал работать, занялся теоретическими расчетами перелета на другие планеты. Вначале он исходил из расчета полета высоко летающего аэроплана в атмосфере Земли, приводимого в движение двигателем с пропеллером, а затем, добавив к двигателю ракету, делал расчеты полетов в межпланетном пространстве.

В феврале 1919 г. Ф. А. Цандер поступил на авиационный завод № 4 «Мотор», надеясь осуществить там свои планы, связанные с межпланетными полетами. Все свободное время он посвящал конструированию аэроплана для вылета из земной атмосферы, разработке двигателя к нему и решению задачи получения космических скоростей.

В конце 1920 г. на Губернской конференции изобретателей в Москве он сделал подробный доклад о своем проекте межпланетного корабля-аэроплана. Присутствовавший на докладе Владимир Ильич Ленин обещал ученому поддержку. Скромно и очень кратко описал Ф. А. Цандер в своей автобиографии встречу с Владимиром Ильичом, но это событие запомнилось ему на всю жизнь. Вот что рассказал он автору этих строк во время совместной работы в 1932—1933 гг.:

«Перед докладом мне сказали, что будет В. И. Ленин. Вначале я очень волновался и нервничал, а потом, видя, как внимательно Владимир Ильич слушает мой доклад, я успокоился и с вооду-шевлением рассказал о моей конструкции межпланетного корабля-аэроплана, о возможности полета человека на другие планеты, познакомил с расчетами.

После доклада меня пригласили к В. И. Ленину. Я был очень смущен. Но Владимир Ильич с такой простотой и душевностью расспрашивал меня о моих работах и планах на будущее, что я даже несколько злоупотребил его временем и очень подробно рассказал ему о своих трудах и о своей мечте во что бы то ни стало построить ракетный межпланетный корабль.

Я рассказал В. И. Ленину, что работаю не только над конструкцией межпланетного корабля, но много думаю и о том, как и в каких условиях будет лететь человек на Марс; как можно помочь ему выдержать ускорение, как нужно будет одеваться, чем и как питаться и т. п.

В. И. Ленин спросил меня:

«А Вы первым полетите?»

Я ответил, что иначе и не мыслю, так как должен показать пример, а после меня смело полетят другие.

В конце беседы Владимир Ильич крепко пожал мне руку, пожелал успеха в работе и обещал поддержку.

Всю ночь я не мог заснуть, находясь под впечатлением встречи с Владимиром Ильичом. Шагая по своей комнатушке, я думал о величии этого человека: страна наша разорена войной, хлеба мало, угля мало, заводы стоят, а человек, который руководит огромным государством, выкраивает еще время, чтобы послушать о межпланетных полетах.

Значит, осуществится моя мечта, думал я».

Окончив рассказ, Фридрих Артурович замолчал, взволнованно зашагал по комнате, задумался и чувствовалось, что он вновь переживает свою встречу с В. И. Лениным.

После встречи с В. И. Лениным Ф. А. Цандер еще энергичнее продолжал свою работу над проектом межпланетного корабля-аэроплана.

В тот период советская страна еще не оправилась от гражданской войны, невозможно было выделить большие средства, специальное оборудование и дефицитные материалы для разработки ракетной проблемы, но условия, в которых проходила деятельность Ф. А. Цандера, резко отличались от дореволюционных. Если до революции Ф. А. Цандер, как и К. Э. Циолковский, был ученым-одиночкой, то теперь он чувствовал поддержку советской общественности, и эта поддержка умножала его силы и помогала в работе.

Чтобы ускорить расчеты и закончить конструкции, он на протяжении года (с 15 июня 1922 г. по 15 июля 1923 г.) напряженно работал дома, оставив работу на заводе «Мотор». Большую материальную поддержку оказали ему рабочие завода. В апреле 1923 г. в своем докладе на общезаводском собрании Ф. А. Цандер заявил: «Надеюсь, что мне впоследствии будет дана возможность передать нашему заводу для исполнения мой проект».

В архиве обнаружена запись этого доклада. Читая его, трудно остаться равнодушным к светлой, романтически возвышенной мечте талантливого энтузиаста межпланетных путешествий.



Ф. А. Цандер в 1922 г.

«Кто знает», говорил он, «может быть, на других планетах обитают разумные существа более высокой организации, чем обитатели Земли? Их открытия, изобретения и достижения могли бы дать так много людям. А если поселить людей на других планетах, можно было бы продлить человеческую жизнь до 100—120 лет».

Представляют интерес приведенные в этом докладе теоретические расчеты ученого-изобретателя [1]:

— «Мой межпланетный корабль состоит из аэроплана, на который поставлен авиационный двигатель высокого давления. Двигатель будет работать 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, и аэроплан взлетит с Земли. С увеличением высоты полета также будет увеличиваться скорость. На высоте примерно 26 верст над Землей авиационный двигатель будет выключен и включен ракетный мотор с силой тяги в 1500 *кг*. Затем специальным механизмом мы втянем части аэроплана в котел, где они будут расплавляться, и получим жидкий алюминий, который вместе с водородом и кислородом послужит нам прекрасным горючим материалом. Скорость полета аппарата, вследствие увеличения тяги ракетного двигателя, будет все более и более нарастать, одновременно будет возрастать и высота полета. На высоте приблизительно 85 *км* над Землей от аэроплана, уже ничего не останется, так как он весь расплавится в котле, и расплавленный металл будет использован как топливо, а останется только ракета с небольшими крыльями и рулями, а также кабина для людей.

Согласно расчетам, мы будем иметь достаточную скорость для того, чтобы отлететь с Земли и перелететь на другие планеты. Для того, чтобы наша комбинированная ракета могла обернуться вокруг земного шара, как Луна, требуется достижение начальной скорости в 8 *км/сек*; для того, чтобы навеки удалиться с земного шара,— 11,3 *км/сек*; а для того, чтобы достигнуть другую планету — Марс,— 14 *км/сек*. Эти скорости в почти абсолютной пустоте гораздо легче достигнуть, чем в сильно тормозящей атмосфере у самой поверхности Земли.

Обратный спуск можно осуществить, если немного замедлить полет при помощи обратной отдачи ракетного мотора, пока мы не очутимся опять в земной атмосфере. В ней возможен планирующий спуск или же спуск при помощи лишь маленького двигателя».

Ф. А. Цандер выразил горячую убежденность в том, что «человечество из своего детского гнездышка вылетит в большой мир» и что «астрономия, больше, чем другие науки, призывает человечество к единению для более долгой и счастливой жизни».

20 января 1924 г. состоялось его выступление на теоретической секции Московского общества любителей астрономии. В лич-

---

[1] Выдержки из доклада стилистически выправлены.

ном архиве Ф. А. Цандера обнаружены составленные им конспект и резюме доклада на этой секции.

В связи с тем, что эти документы представляют несомненный интерес и показывают широту охвата разнообразных вопросов, связанных с разрешением проблемы межпланетного полета, которые Ф. А. Цандер гениально предвидел, разработал и о которых докладывал более 35 лет назад, воспроизводим резюме полностью.

«РЕЗЮМЕ ДОКЛАДА Ф. А. ЦАНДЕРА[1]

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: комбинацию аэроплана с ракетою 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 материале, легкость производства опытных полетов, малое ускорение полета, возможность планирующего спуска на сушу.

Затем им был прочитан расчет действия ракеты и определение температур, давлений, скоростей и трения внутри ракеты[2], показаны диаграммы этих величин, а также выведены формулы для коэффициентов полезного действия, характеризующих переход энергии во время полета, причем 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, времени и высот полета, а также и влияния трения и подъемной работы, им была показана диаграмма этих величин как функция уменьшающегося веса корабля: была показана таблица средних коэффициентов полезного действия при полете ракетою и указана область, для которой было бы желательно исследование полета с ракетой в случае, если кислорода не берут с собой.

Теплотворными способностями некоторых металлов и скоростями истечения при их применении была закончена эта часть докла-

---

[1] Резюме печатается по подлиннику без какой-либо стилистической правки.
[2] Имеется в виду ракетный двигатель.

да. 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, причем было доказано, что эта добавочная энергия для посещения планет Марс и Венера играет лишь малую роль и что и для других планет существует вероятность малого добавочного расхода энергии именно при условии огибания планет Марса и Венеры в высших слоях их атмосфер. Доклад проводился при демонстрации формул и таблиц при помощи туманного светового фонаря.

К концу была показана еще недавно вышедшая книга Г. Оберта и сообщены некоторые числовые величины скоростей истечения ракет [1] по опытам профессора Годдарда, подтверждающие вычисления, данные в соответственной части доклада».

В конспекте этого же доклада [2] Ф. А. Цандер опять выдвигал свою идею о возможности использования зеркал и экранов взамен ракетных двигателей во время полета в межпланетном пространстве.

На этом заседании секция поддержала предложение Ф. А. Цандера об организации в СССР «Общества изучения межпланетных сообщений», которое вскоре и было создано. Почетными членами этого общества были избраны Ф. Э. Дзержинский, К. Э. Циолковский, Я. И. Перельман и др. Председателем «Общества» был избран публицист Г. М. Крамаров. Это общество просуществовало около года, причем в его деятельности активное участие принимал Ф. А. Цандер. [3]

15 июля 1924 г. Ф. А. Цандер выступил с докладом в научно-исследовательской секции общества.

Стремясь как можно быстрее начать практическое разрешение отдельных технических вопросов, связанных с межпланетным кораблем, Ф. А. Цандер в своем докладе предложил организовать деятельность научно-исследовательской секции по следующим разделам:

1. Теоретическая научная работа.
2. Конструкторская работа.
3. Производственные и лабораторные работы.

Вниманию слушателей он предложил следующий план [4]:

1. Испытать небольшие ракеты, работающие на разных горючих.
2. Испытать вложенные друг в друга ракеты.

---

[1] Имеются в виду скорости истечения газа из ракетных двигателей. *Прим. ред.*

[2] Конспект дан в приложении 1 к настоящему сборнику.

[3] Материалы о работе этого общества недавно обнаружены и будут обработаны для печати.

[4] План печатается с сокращениями, полностью дан в приложении 2.

3. Построить и испытать модели складываемых и нескладываемых аэропланов разных систем, приводимых в движение ракетами и двигателями или только ракетами.

4. Испытать действие больших ускорений на особо построенных центробежных аппаратах.

5. Построить и испытать двигатели, работающие на жидком кислороде или солнечной теплотою.

6. Испытать водолазные костюмы для полетов на больших высотах, а также предохранительные приборы к ним.

7. Испытать аппараты, регенерирующие выдыхаемый воздух.

8. Произвести исследования с оранжереей авиационной легкости.

9. Испытать при помощи аэродинамической трубы, состоящей из двух приставленных друг к другу широкими частями ракет, части межпланетных кораблей при низких давлениях и больших скоростях; определить сопротивление, подъемную силу и нагрев.

10. Исследовать высшие слои атмосферы ракетами, шарами, зондами и фотометрическими наблюдениями сумерек.

11. Испытать тончайшие листы для экранов.

12. Испытать кольца, через которые течет электрический ток причем внутри колец находится железная пыль.

В 1924 г. было получено известие о том, что 4 августа в Америке проф. Годдард послал снаряд на Луну[1]. В связи с этим сообщением «Обществом изучения межпланетных сообщений» были организованы диспуты. Ф. А. Цандер вспоминал позднее, что наплыв желающих послушать «правду» о посылке проф. Годдардом снаряда на Луну был настолько велик, что во время первого диспута, проходившего 1 октября 1924 г. в большой аудитории Физического института Первого университета (здание МГУ на Моховой ул.) пришлось вызвать конную милицию для наведения порядка. Аудитория не могла вместить всех желающих, поэтому пришлось повторить диспут еще дважды — 4 и 5 октября.

Выступая на этом диспуте, Ф. А. Цандер рассказал о своей конструкции межпланетного корабля, который представлял собой два самолета с реактивными двигателями. Он обосновал подъем и планирующий спуск межпланетного корабля, безопасность полета, а также возможность многократного запуска реактивного двигателя. Изложив свои идеи по созданию межпланетных станций, на которых можно будет принимать межпланетные корабли с Земли и отправлять их дальше или обратно на Землю, Ф. А. Цандер остановился на перелетах на Марс и Венеру. Он указал, что в качестве двигателя межпланетного корабля для дальних полетов можно применять:

а) реактивные моторы с металлическим горючим;

---

[1] Как впоследствии выяснилось, это сообщение было ложным.

ДИСПУТ

ПОЛНОЕ НЕПОВТОРЕНИЕ

Суббота **4** Октября

БОЛЬШАЯ АУДИТОРИЯ ФИЗИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА ПЕРВОГО УНИВЕРСИТЕТА

Улица Герцена, 6 (б. Большая Никитская).

ПОЛЕТ ДРУГИХ МИРОВ НА ЗЕМЛЮ

Время и деньги сэкономит проф. Годдард на луну 4 окт. 1924 г. в Америке

Сообщение проф. Годдарда получено в Англии [illegible] Обществом Изучения Межпланетных Сообщений

СПОРЫ НА ЗАПАДЕ В СВЯЗИ С ОТПРАВЛЕНИЕМ СНАРЯДА НА ЛУНУ.

Прибл. из Ленинграда член Совета О-ва Мироведения

В. В. ШАРОНОВ.

Перелом в Зап. Европе и Америке в отношении к проблеме межпланетных сообщений в наши дни.

Величайшая загадка вселенной. Интересное предположение 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 реальной возможности полета человека в ядре этих пушек.

Картины жизни на небесном корабле. Сказочная действительность. Неизданные небесные панорамы.

Проблема межпланетного полета и судьба жизни на земле. Путь к разрешению тайн мироздания.

Цены билетов от 30 к.

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 препятствие к немедленному осуществлению полета на другую планету.

Преимущества небесного дирижабля Цандера над снарядами Оберта в Германии и Годдарда в Америке.

Разрешение вопроса о средствах для межпланетных перелетов в мировом пространстве.

Их устройство. Способ поддержания жизни людей в межпланетных странствованиях.

Неограниченность космических просторов. Близкое будущее.

ДОКЛАДЫ беспрерывно иллюстрируются СВЕТОВЫМИ КАРТИНАМИ.

ПОСЛЕ ДОКЛАДА В ПРЕНИЯ—

действительно ли разрешает изобретенный инж. Цандером небесный корабль задачу полета в мировое пространство.

В участии в прениях приглашаются **профессора и инженеры.**

Начало в 8 час. вечера.

Билеты предварительно продаются ежедневно в Физическом Институте (б. Никитская, 6) и в кассах: Петровской (Петровка, 5) и Тверской (Тверская, 38).

Афиша о диспуте 4 октября 1924 г.

б) зеркала, которые используют солнечную энергию;

в) кольца с наэлектризованной железной пылью внутри их контура.

Ф. А. Цандер рассказал также о легкой (с авиационной точки зрения) оранжерее, с помощью которой возможно получать свежие овощи во время космического полета, разъяснил значение межпланетных полетов для науки, в частности для астрономии. Доклад сопровождался показом диапозитивов.

В заключение он остановился на задачах общества по изучению межпланетных сообщений.

На протяжении всей жизни Ф. А. Цандер был неутомимым пропагандистом идеи межпланетных полетов, стараясь привлечь к ее разработке как можно более широкий круг людей. И это ему удавалось. Он выступал с докладами в Москве, Ленинграде (где на собрании председательствовал известный астроном профессор С. П. Глазенап), Харькове, Саратове, Туле, Рязани и других городах.

С 1924 г. Ф. А. Цандер начал активно выступать в печати, и в июльском номере журнала «Техника и жизнь» была опубликована (с некоторыми сокращениями) его первая статья «Перелеты на другие планеты».

В начале статьи Ф. А. Цандер писал:

«Интересуясь математическими и конструктивными изысканиями, касающимися межпланетных путешествий, я уже в течение ряда лет делал расчеты по этому вопросу и пришел к выводу, что перелеты на другие планеты станут возможными, по всей вероятности, в течение ближайших лет».

В этой статье впервые была сформулирована мысль об использовании отдельных частей ракетного межпланетного корабля в качестве топлива. Следует отметить, что эта мысль уже встречается в рукописи, датированной 11 марта 1909 г., а в 1917 г. по эскизу Ф. А. Цандера был изготовлен тигель для производства опытов по сжиганию расплавленного металла. Поэтому приоритет в вопросе использования металла в качестве топлива принадлежит Ф. А. Цандеру.

Идею использования отдельных частей ракетного корабля в качестве топлива Ф. А. Цандер упорно осуществлял на всем протяжении своей многолетней деятельности, и даже первая, сконструированная им в 1932 г., ракета на жидком топливе в первоначальном варианте была рассчитана и на металлическое топливо.

В 1924 г. была также написана статья под названием: «Описание межпланетного корабля системы Ф. А. Цандера», а 8 апреля 1924 г. Ф. А. Цандер послал ее в Комитет по делам изобретений в качестве заявки. Статья с некоторыми сокращениями была впер-

вые опубликована только в 1937 г. в сборнике «Ракетная техника» вып. 5 *.

В этой статье Ф. А. Цандер развивал дальше мысль об использовании металлического топлива. Он считал, что отдельные узлы межпланетного корабля должны быть изготовлены из алюминия и магния, а также из разнообразных пластических масс, дающих большую теплоту при сгорании в ракетных двигателях. По мере подъема межпланетного корабля эти узлы (баки, крылья и пр.) становятся излишними. По замыслу Ф. А. Цандера, они должны втягиваться отдельным механизмом в специальное отделение корабля, измельчаться там, затем направляться в котел, расплавляться и в расплавленном состоянии подаваться в реактивный двигатель, где будут использованы как топливо.

В названных статьях Ф. А. Цандер освещает также ряд вопросов, касающихся практической реализации межпланетных полетов. Здесь впервые публикуется его идея об использовании крыльев для межпланетного корабля и обосновывается преимущество крыльев перед парашютом для спуска на Землю или другие планеты, обладающие атмосферой. В статье говорится о преимуществе крылатой ракеты перед бескрылой при подъеме в атмосфере Земли или другой планеты. По идее Ф. А. Цандера в крылатой космической ракете двигатель должен быть комбинированным, причем при полете в атмосфере включается поршневой двигатель с винтами или воздушно-реактивный двигатель, а за пределами атмосферы вступает в строй ракетный двигатель.

В статье приведено также описание конструкции межпланетного корабля, который представляет собой комбинацию двух самолетов — большого и вмонтированного в него малого. Корпус ракеты является общим для обоих самолетов, причем крылья, хвостовое оперение, двигатели с винтом большого самолета сконструированы складными, для того, чтобы при вылете из атмосферы использовать их как топливо. В этом случае длина корпуса ракеты также укорачивается, и в конце полета перед снижением в атмосферу, остается малый самолет, который может легко спланировать на Землю.

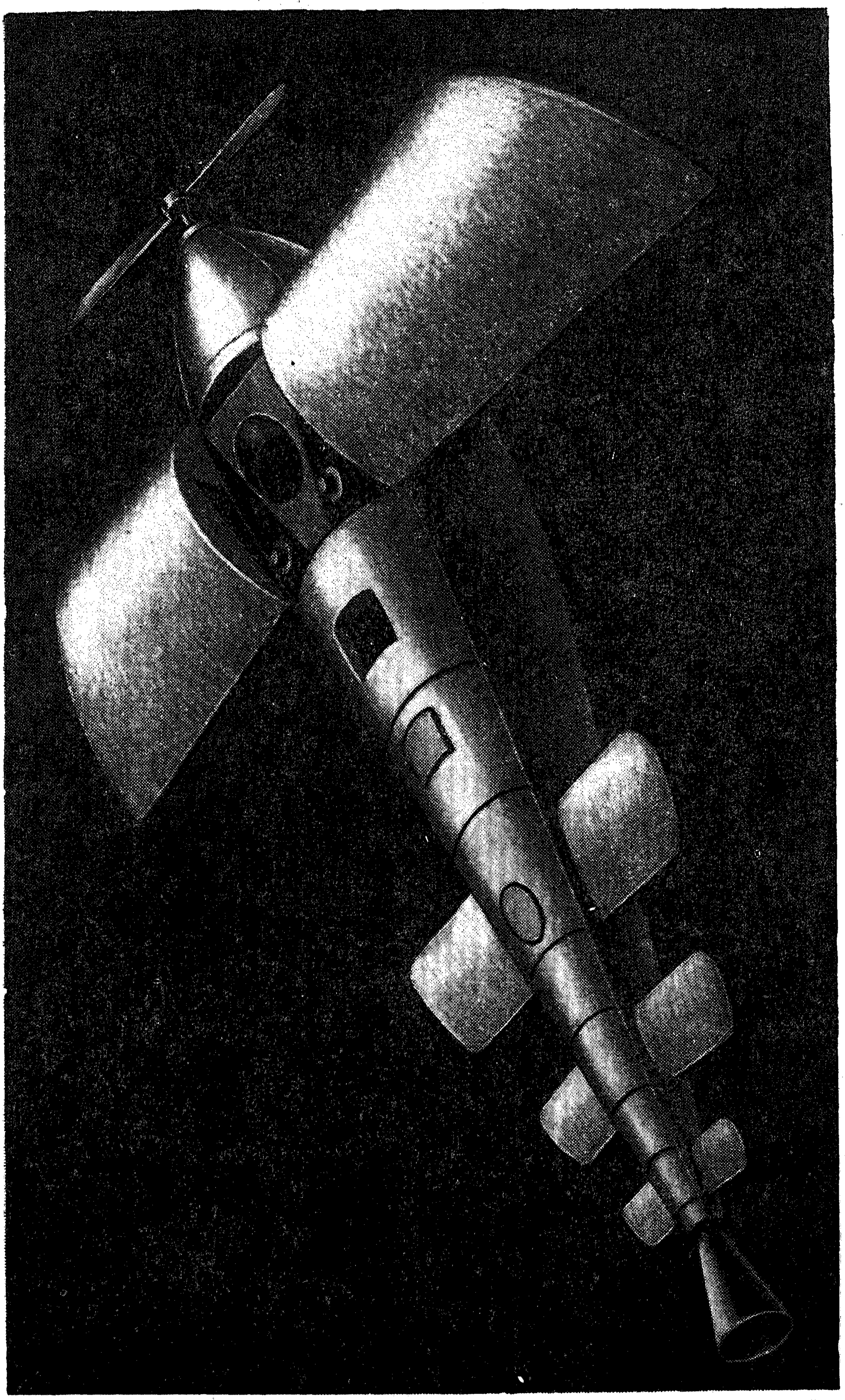
По расчетам Ф. А. Цандера, применение крыльев позволило бы уменьшить общий вес ракеты в 15—20 раз, резко сократить безопасность спуска из космического пространства в атмосферу, избавить экипаж от влияния больших ускорений и т. д.

Модель межпланетного корабля Ф. А. Цандера была представлена на Выставке по межпланетным полетам, которая была организована в Москве в 1927 г.

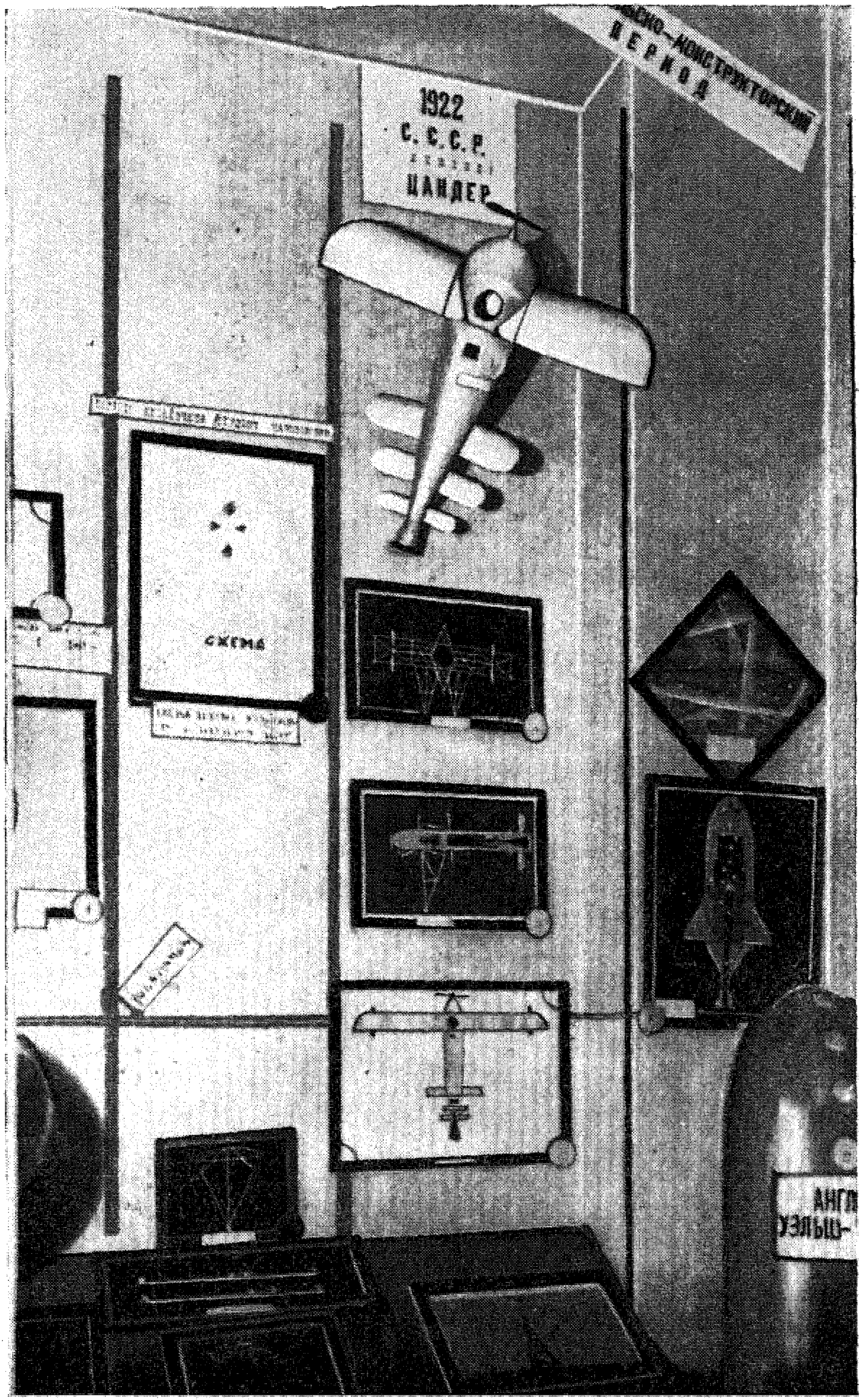
В 1924 г. у Ф. А. Цандера появляется мысль об издании научно-популярной книги под заглавием: «Полеты на другие планеты и на Луну». В предисловии для этой книги он писал:

---

* См. ниже «Описание межпланетного корабля системы Ф. А. Цандера».



Модель межпланетного корабля Ф. А. Цандера.



Уголок Ф. А. Цандера на выставке по межпланетным полетам в Москве в 1927 г.

«Мысль об издании научно-популярной книги о перелетах на другие планеты появилась у меня, когда я, следуя приглашению художественно-лекторского бюро политического управления Ленинградского военного округа, стал читать лекции на тему о полете на другие миры. На одной из этих лекций представитель Рязанского Гублита предложил написать на данную тему книгу. Главной целью этой книги должно быть:

1) Ознакомление широкого круга читателей с достижениями теоретического и практического характера, которые имеются в данный момент и которые указывают на большую вероятность осуществления межпланетных путешествий в ближайшее время, и

2) Подготовка научных работников путем передачи им в виде обзора некоторых результатов моих вычислений. Научные работы мною будут печататься несколько позже».

Он писал дальше: «Всего у меня имеются в черновике приблизительно 650 стр. большого формата разных научных и технических расчетов в данной области, причем я все писал стенографией, укорачивающей письмо в 4—5 раз. Кроме того, имеется 27 чертежей, на которых мною начерчены конструкции.

Наибольшее внимание мною будет обращено на результаты моих научных исследований. Я надеюсь, что высказанные мысли привлекут к работе в данной области новых исследователей и инженеров.

Эта область является огромной, богатой, однако человек еще почти не затронул ее своими научными исследованиями и технически разработанными конструкциями и опытами».

В 1926 г. Ф. А. Цандер предполагал издать книгу под названием «Перелеты на другие планеты; первый шаг в необъятное мировое пространство; теория межпланетных сообщений». В архивных материалах Ф. А. Цандера обнаружено подробное оглавление этой книги на 10 страницах. Ниже приведены основные разделы этого оглавления [1].

I. Предисловие. Путь исследователя и изобретателя.

II. Введение. Предмет книги. Величина задач.

III. Расчет ракет межпланетных кораблей.

IV. Теория межпланетных сообщений.

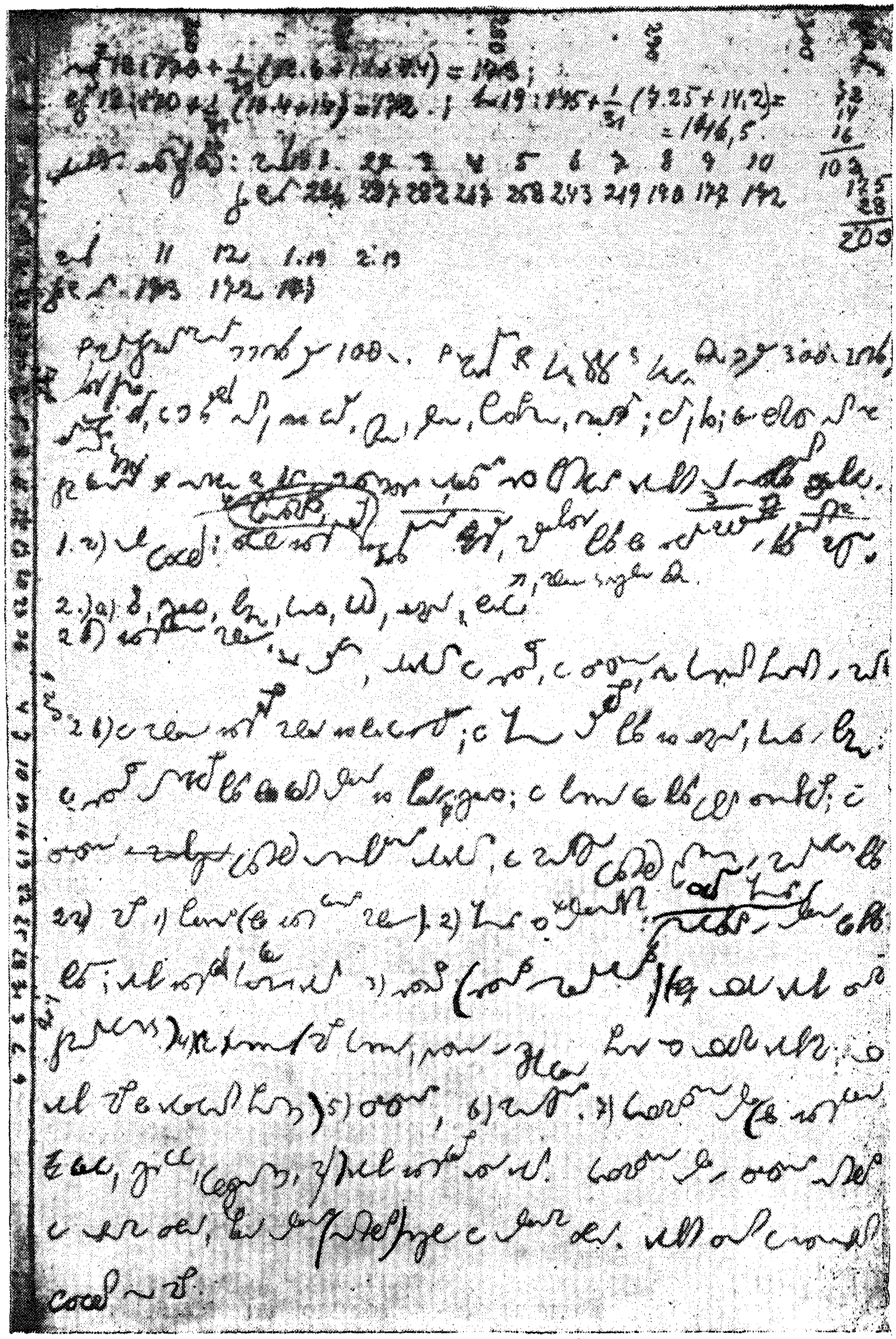
V. Расчет полета ракет, облетающих вне атмосферы большую часть земного шара. Наименьшие скорости, которые должны быть сообщены ракете для достижения данной дальности полета. Числовые данные.

VI. Расчеты полетов в самом межпланетном пространстве при помощи давления света.

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

---

[1] Полностью оглавление приводится в приложении 3 в конце сборника.



Образец стенографической записи Ф. А. Цандера.

VIII. Расчет наэлектризованных шаров, отталкивающихся от планет и Солнца. Напряжение в материале таких шаров. Сила отталкивания или притяжения. Достигаемые скорости. Методы для заряжения шаров.

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

X. 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 атмосферою.

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

XII. Краткий обзор полученных им новых результатов.

XIII. Виды на будущее: 1) ближайшее; 2) дальнейшее.

Часть своих расчетов, а именно:

1) о выгодности ускорения полета ракетою в моменты, когда скорость полета ракеты большая;

2) расчет ракеты межпланетного корабля;

3) перелеты на другие планеты;

4) расчет полета межпланетного корабля в атмосфере, а также некоторые другие Ф. А. Цандер послал в Ученый Совет Наркомпроса РСФСР, откуда весь материал был направлен 15 октября 1926 г. за № 141930 на заключение профессору В. П. Ветчинкину.

8-го февраля 1927 г. В. П. Ветчинкин написал следующее заключение:

«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 высот— полет при помощи ракеты. Он же доказал возможность достижения таким способом космических скоростей больше 11 км/сек и возможность пробития атмосферы, пользуясь лишь существующими горючими. Но он не дал конструктивного решения задач о ракете, а предложенный им способ поднятия — преодолевать силу тяжести силою реакции — является не вполне рациональным.

По пути Циолковского пошли иностранные ученые Эсно—Пельтри, Годдар, Оберт и Валье, которые, собственно, повторили работы Циолковского и несколько продвинули их вперед теоретически (Оберт) и экспериментально (Годдар).

В Научный Отдел Главнауки.

Работы Ф. А. Цандера по расчету междупланетных путешествий и проекту междупланетного 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 высот — полет при помощи ракеты. Он же доказал возможность достижения таким способом космических скоростей — больше 11 $\frac{км}{сек}$ и возможность пробить атмосферы, пользуясь лишь существующими горючими. Но он не дал конструктивного решения задачи ракете, а предложенный им способ подлетания — преодолевать силу тяжести силою реакции — является не вполне рациональным.

По пути Циолковского пошли иностранные ученые. Это Белатри, Обер Тодуар, Оберт и Вельс, которые, собственно повторили работы Циолковского и несколько продвинули их вперед как теоретически (Оберт), так и экспериментально (Тодуар).

Существенно новое внес в этот трудный вопрос Ф. А. Цандер своими ~~двумя~~ тремя предложениями: 1) снабдить ракету крыльями для полета в атмосфере и для планирующего спуска, что позволяет делать ракету менее прочной, пользуясь малыми ускорениями ($j < \frac{g}{2}$) вместо больших ускорений Циолковского ($j > 3g$) и значительно экономить в горючем, тормозя ракету лишь до 8 $\frac{км}{сек}$, а не до 0.

Факсимиле письма

1) В нижних слоях атмосферы, где коэф. полезн. действия ракеты ничтожно мал, летать на моторах, но не обычных, а специально легкого типа, приспособленных лишь для ½ часовой работы без поломки, и лишь по достижении разреженных слоев воздуха переводить полет на ракетный.

3) сделать 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) конструктивным решением основных (вопросов построения) ракетных, ~~полета~~, напр. расчетом сопла и его охлаждения, что является (повидимому) 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 случая о докладах Ф. А. Цандера, производившихся зимой 1924-25 г.г.

Так. обр., мы благодаря отсутствию возможности печатать свои работы постепенно теряем свой приоритет даже в тех случаях, когда он фактически бесспорно принадлежит С.С.С.Р.

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 авг 1927 г

проф. В. П. Ветчинкина.

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 делать 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 кг/сек, а не до 0.

2. В низких слоях атмосферы, где коэффициент полезного действия ракеты ничтожно мал, летать на моторах, но не обычных, а специально легкого типа, приспособленных лишь для получасовой работы без поломки, и лишь по достижении разреженных слоев воздуха, а затем переводить полет на ракетный.

3. Сжигать в ракетах твердое горючее 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, например, расчетом сопла и его охлаждения, что является, повидимому, 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 предлагал полет на крыльях и планирующий спуск. Быть может, эта работа появилась и не без влияния слухов о докладах Ф. А. Цандера, производившихся зимой 1924—25 гг.

Таким образом, мы благодаря отсутствию возможности печатать свои работы, 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.

8 февраля 1927 г. *В. Ветчинкин».*

Через несколько дней после того как было дано это заключение Ф. А. Цандер по совету проф. В. П. Ветчинкина представил в научный отдел Главнауки конспект на 10 страницах и в своем заявлении от 23 февраля 1927 г. просил выдать ему отношение в ЦАГИ или в Авиатрест для предоставления возможности работать исключительно в области межпланетных сообщений или разрешить подготовить для печати книгу о межпланетных сообщениях с тем, чтобы давать регулярно отчет о ходе работ.

В конце заявления он добавил:

«В области авиации работают в СССР приблизительно 5000—6000 человек. Если предоставить пока хотя бы одному человеку возможность работать исключительно в области высоких и скорых

полетов и перелетов на другие планеты, то эта изыскательная работа в данном направлении займет лишь 1/5000 долю работ в области обыкновенной авиации, что можно считать вполне допустимым».

Через четыре месяца из Главнауки в письме от 7 июля 1927 г. за № 76990 Ф. А. Цандеру было сообщено:

«Не представляется возможным удовлетворить Ваше ходатайство об оказании Вам содействия к окончанию Вашего труда по вопросам межпланетных сообщений».

Таким образом, задуманные Ф. А. Цандером книги — «Полеты на другие планеты и на Луну» и «Теория межпланетных сообщений» в этот период не были изданы.

В октябре 1926 г. Ф. А. Цандер, стремясь связать свои служебные дела с разработкой межпланетного корабля, перешел на работу в Центральное конструкторское бюро Авиатреста старшим инженером.

30 ноября 1928 г. в помещении Метеорологической обсерватории I МГУ состоялось XV заседание Комиссии по научному воздухоплаванию Московской Аэрологической обсерватории, на котором Ф. А. Цандер выступил с докладом на тему «Предварительные работы по постройке реактивного аппарата». Все свои доклады Ф. А. Цандер систематизировал, предполагая в недалеком будущем издать книгу по ракетной технике.

В этот период, в конце 1929 г., в Авиатрест, где работал Ф. А. Цандер, поступило приглашение от Нидерландского королевского клуба принять участие в V Международном конгрессе воздушных сообщений и выступить с докладом. Ф. А. Цандеру в числе других было предложено представить доклад для выступления на конгрессе, открытие которого намечалось на 1 сентября 1930 г. в Гааге.

Это предложение заинтересовало Ф. А. Цандера, мысль о составлении и выпуске книги была отложена, и уже к 25 января 1930 г. у него был составлен доклад для конгресса под названием «Проблемы сверхавиации. Реактивные двигатели, улучшенные рабочими круговыми процессами. Очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям».

23 февраля 1930 г. этот доклад обсуждался на техническом совещании и после редактирования и ряда изменений 5 апреля 1930 г. был представлен в Авиатрест под заглавием «Проблемы сверхавиации и очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям»[1]. В этом докладе, построенном исключительно на оригинальном материале, Ф. А. Цандер использовал результаты

---

[1] Подлинник доклада Ф. А. Цандера датирован 25 марта 1930 г.

своих работ за прошлые годы и статью «Полет далеко летающих ракет вне атмосферы», которую он хотел поместить в журнале «Техника воздушного флота»[1].

Спустя месяц, 6 мая 1930 г., доклад Ф. А. Цандера был переведен на французский язык для отсылки в Гаагу и с ним ознакомился профессор В. П. Ветчинкин, который дал докладу высокую оценку.

Однако впоследствии было принято решение никого не посылать на V Международный конгресс воздушных сообщений, мотивированное тем, что ни Авиатрест, ни ЦАГИ работ по межпланетным сообщениям не ведут.

Можно считать установленным, что во время составления доклада для Гааги Ф. А. Цандеру были известны только работы К. Э. Циолковского, а из иностранной литературы — книга Оберта, да и то в первом ее издании, причем Ф. А. Цандер занимал позиции, совершенно противоположные Оберту, являясь сторонником ракеты в сочетании с самолетом.

Касаясь тематики своего доклада, Ф. А. Цандер в своем письме от 6 февраля 1930 г. писал:

«Я, к сожалению, не имел возможности познакомиться с наиновейшими немецкими (а подавно на других языках) книгами в области межпланетных сообщений».

После того, как было принято решение никого в Гаагу не посылать, Ф. А. Цандер хотел опубликовать свой доклад без изменений и под прежним заглавием в журнале «Техника воздушного флота»[2], но потом переработал его в статью «Проблемы полета при помощи реактивных аппаратов и проблемы сверхавиации вообще». Эту работу Ф. А. Цандер окончил только к 20 июля 1930 г. Однако в дальнейшем он отказался и от мысли опубликовать свой доклад в виде журнальной статьи и вернулся к планам издания его в виде книги. Он снова переработал и закончил составление книги. Получив согласие на издание книги, он 9 мая 1931 г. сдал в издательство часть рукописи, а конец рукописи 15 мая того же года, причем по сравнению с докладом, книга увеличилась по объему более чем в два раза.

Книга вышла из печати в 1932 г. под названием «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов», в ней подробно (по тому времени) разбирались вопросы, связанные с межпланетными полетами.

В предисловии к этой книге Ф. А. Цандер писал:

«. . . настоящая книга имеет целью популяризацию идей межпланетных сообщений. Автор обращается к изобретателям

---

[1] Письма Ф. А. Цандера от 3 декабря 1929 г. и 5 января 1930 г.
[2] Письмо от 30 мая 1930 г.

вообще, студентам, инженерам, астрономам с призывом работать в данной области . . . ».

Необходимо отметить, что это была одна из первых в мировой литературе книг, в которой полет при помощи ракетных двигателей рассматривался с большой полнотой не только с теоретической точки зрения, но и с практической инженерной стороны. Характерной особенностью этой книги является то, что в ней Ф. А. Цандер не ограничился рассмотрением только одного ЖРД, который на малых высотах при небольших скоростях является нерентабельным, он еще раз указал на выгодность использования при подъеме в пределах атмосферы воздушно-реактивного или поршневого особого двигателя, работающего на смеси чистого кислорода и бензина.

В этой книге Ф. А. Цандер предлагал использовать для увеличения скорости истечения новый термодинамический цикл рабочего процесса; изложил принципы практического, термодинамического и теплового расчета ЖРД. Значительная часть книги отведена вопросам динамики и условиям полета крылатой ракеты в атмосфере и за ее пределами, а также определению наиболее выгодных траекторий полета межпланетного корабля. Некоторые расчеты автор привел не полностью, а дал только схемы расчета и конечные итоги.

В 1932 г. Ф. А. Цандер предполагал издать книгу под названием «Расчет реактивных двигателей и их комбинаций с двигателями других видов», заключив договор с издательством. Однако смерть помешала ему осуществить это намерение. Остался лишь подробный план (оглавление) предполагавшейся книги[1]. Более подробные расчеты ЖРД, сделанные Ф. А. Цандером, были опубликованы в 1936—1937 гг., уже после его смерти, в сборниках «Ракетная техника».

Одновременно с теоретическими работами по межпланетным полетам, носящим перспективный характер, Ф. А. Цандер неустанно развивал деятельность в области практического решения задач ракетной техники по созданию и испытаниям отдельных узлов ракеты и спроектированного им межпланетного корабля.

20 декабря 1930 г. он перешел на работу в Центральный Институт авиационного моторостроения, где развернул опыты с первым реактивным двигателем, известным под индексом ОР-1, работавшим на бензине и газообразном воздухе. Интересно отметить, что двигатель ОР-1 содержал все основные элементы современного ЖРД: камеру сгорания с коническим соплом, которое охлаждалось компонентами горючей смеси, систему подачи компонентов смеси, электрическое зажигание и т. д.

---

[1] См. приложение 4 в конце сборника.

В то время испытательная база по ракетным двигателям только начала зарождаться, и материальные возможности ее были очень ограничены. Вследствие этого размеры двигателя (типа ОР-1) были, по современным масштабам, весьма малыми; суммарный секундный расход горючего и окислителя составлял всего 1,69 *г*. Вместе с тем, разработанные Ф. А. Цандером схема, мето-

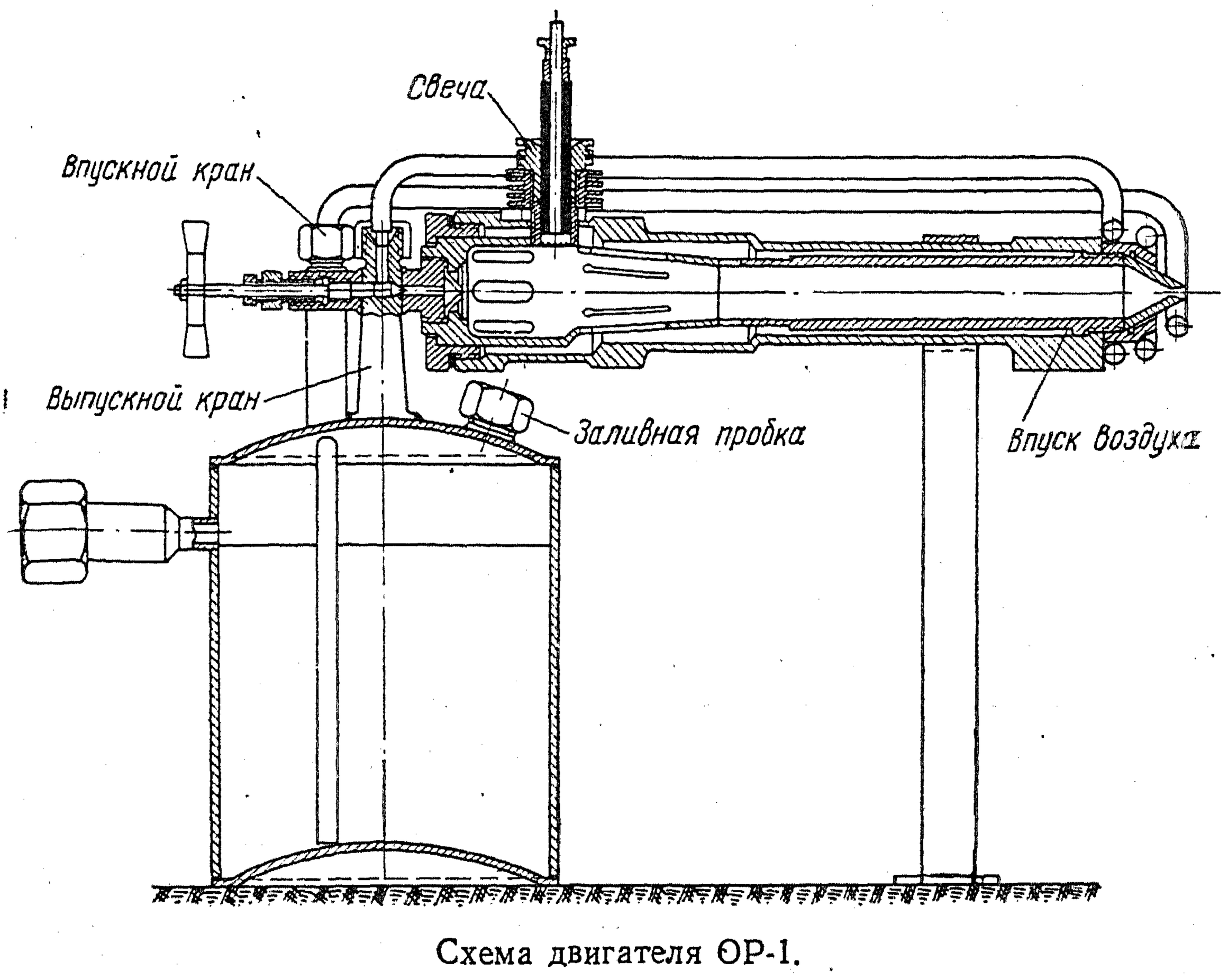


Схема двигателя ОР-1.

дика расчета и испытаний двигателя характерны и для современных ЖРД. Как видно из расчета, тяга вычислялась по формуле

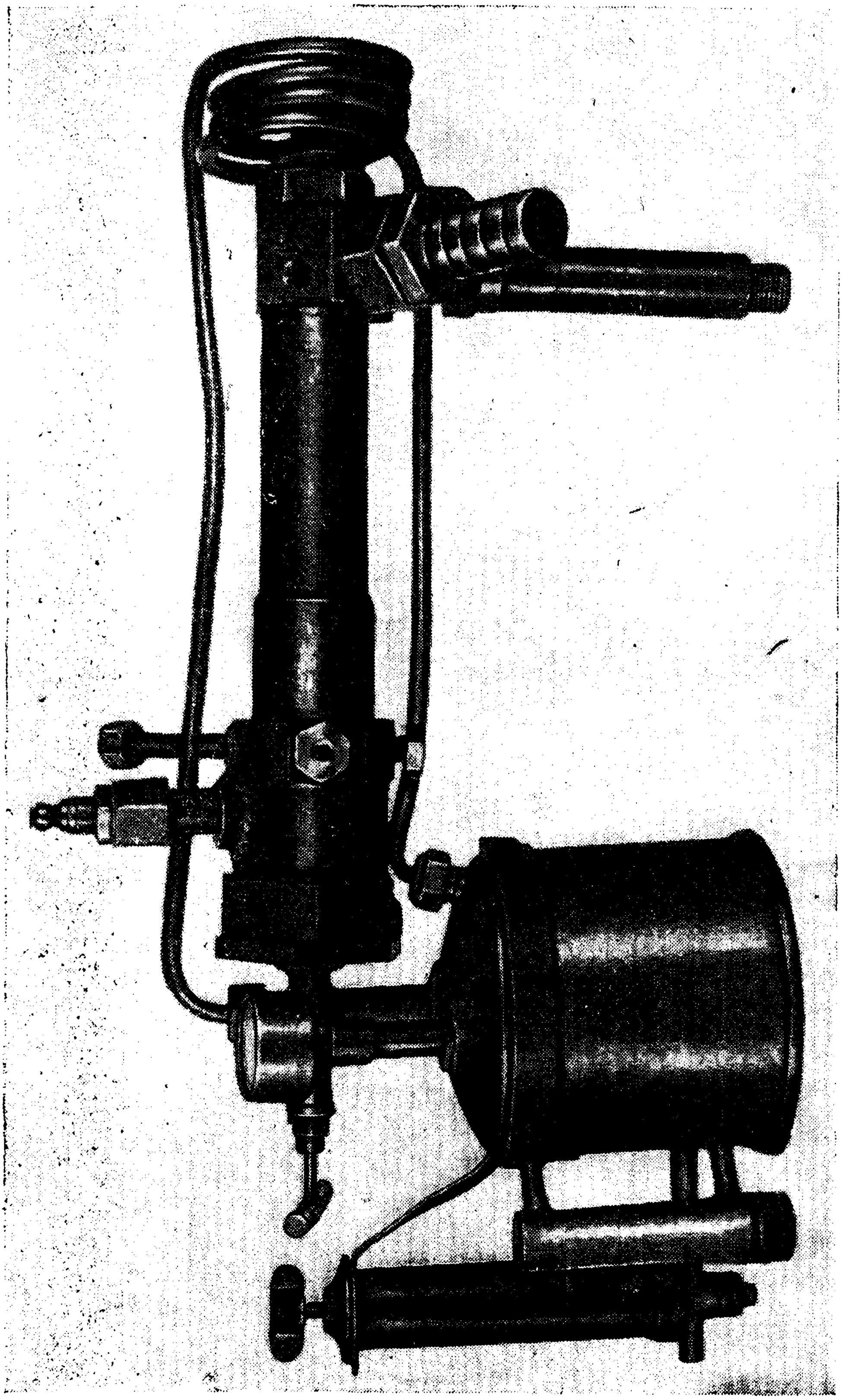
$$P = (m_{ок} + m_{гор})\, W_2,$$

а не по формуле, соответствующей ВРД,

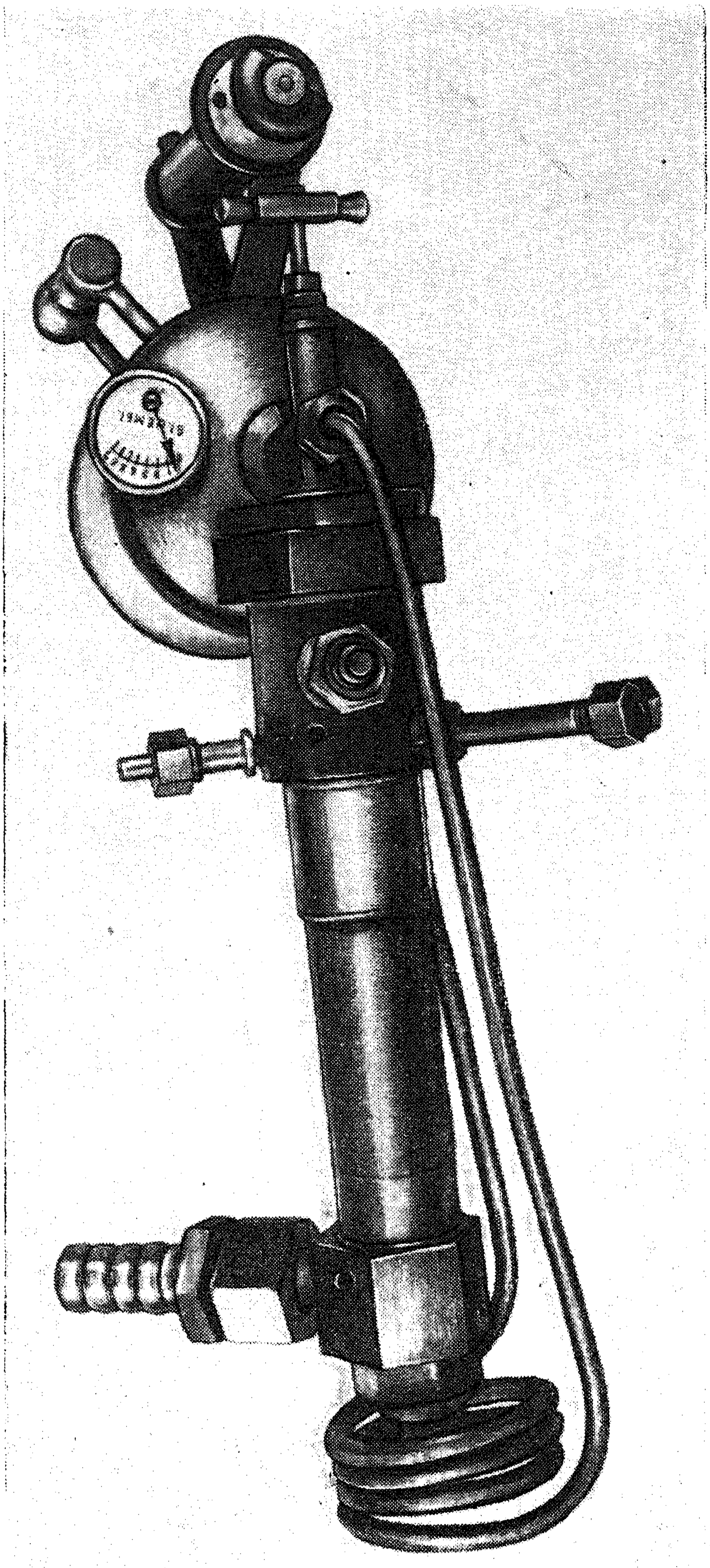
$$P = (m_{ок} + m_{р\ гор})\, W_2 - m_{ок} W_0.$$

Впоследствии, развивая идею использования атмосферного воздуха для улучшения термодинамического цикла ЖРД, Ф. А. Цандер пришел к схеме двигателя с прямым и обратным конусом. Вот как он описывал свой первый ракетный двигатель ОР-1 в заметках от 30 сентября 1929 г.:

«После того как мною были произведены все теоретические расчеты, я должен был практически проверить принятые мною методы, расчеты и получить первые экспериментальные результаты, необходимые для создания второго двигателя увеличенной



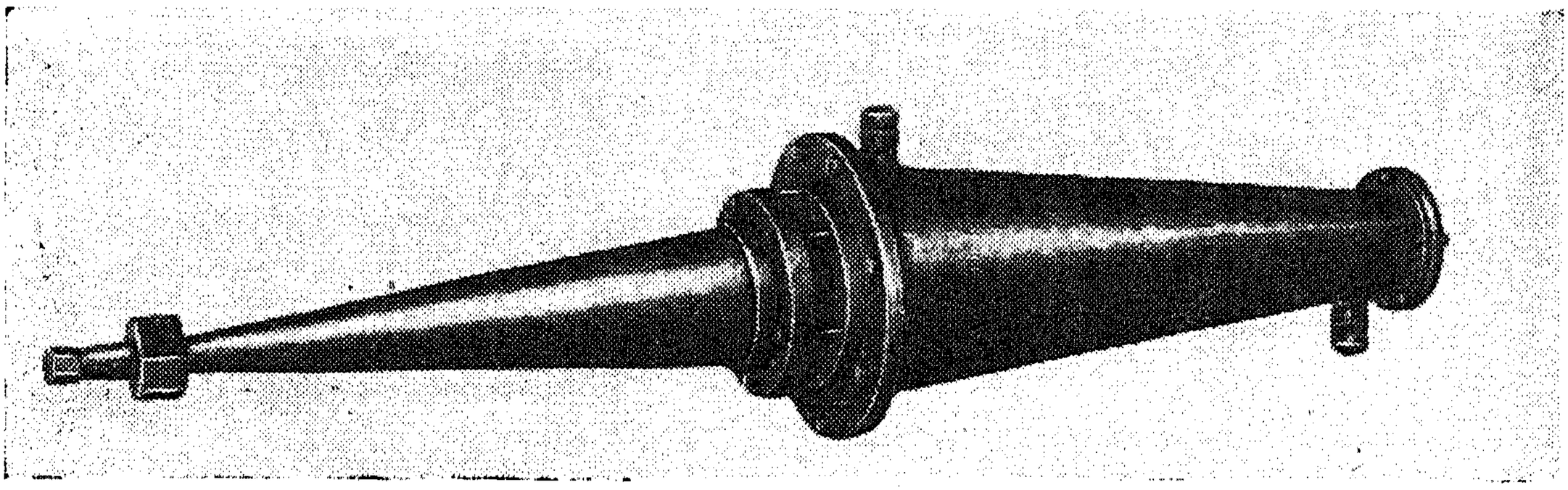
Общий вид двигателя ОР-1.



Двигатель ОР-1 (вид сверху).

мощности. Кроме того, на этом же двигателе требовалось получить первые результаты по сжиганию металлического топлива.

В связи с тем, что средств было недостаточно, неожиданно у меня появилась идея перестроить паяльную лампу под первый реактивный двигатель. Эту идею я и воплотил в жизнь. Мой первый двигатель состоял из переконструированной паяльной лампы треста Леножатгаз завода имени Матвеева в Ленинграде. Емкость бачка для бензина — 1 *л*. Воздушный насос был с диаметром поршня 16 *мм*, а ход поршня 107 *мм*. Выходной диаметр насадки



Прямой и обратный конусы для двигателя ОР-1.

лампы в свету — 22 *мм*. Насадка была мною перестроена и окружена кожухом, в который впускался воздух под давлением. Внутри кожуха при помощи особой трубки устроено пространство для сгорания. На конце этой трубки была приделана коническая сменяемая насадка для получения скоростей истечения, больших чем скорость звука.

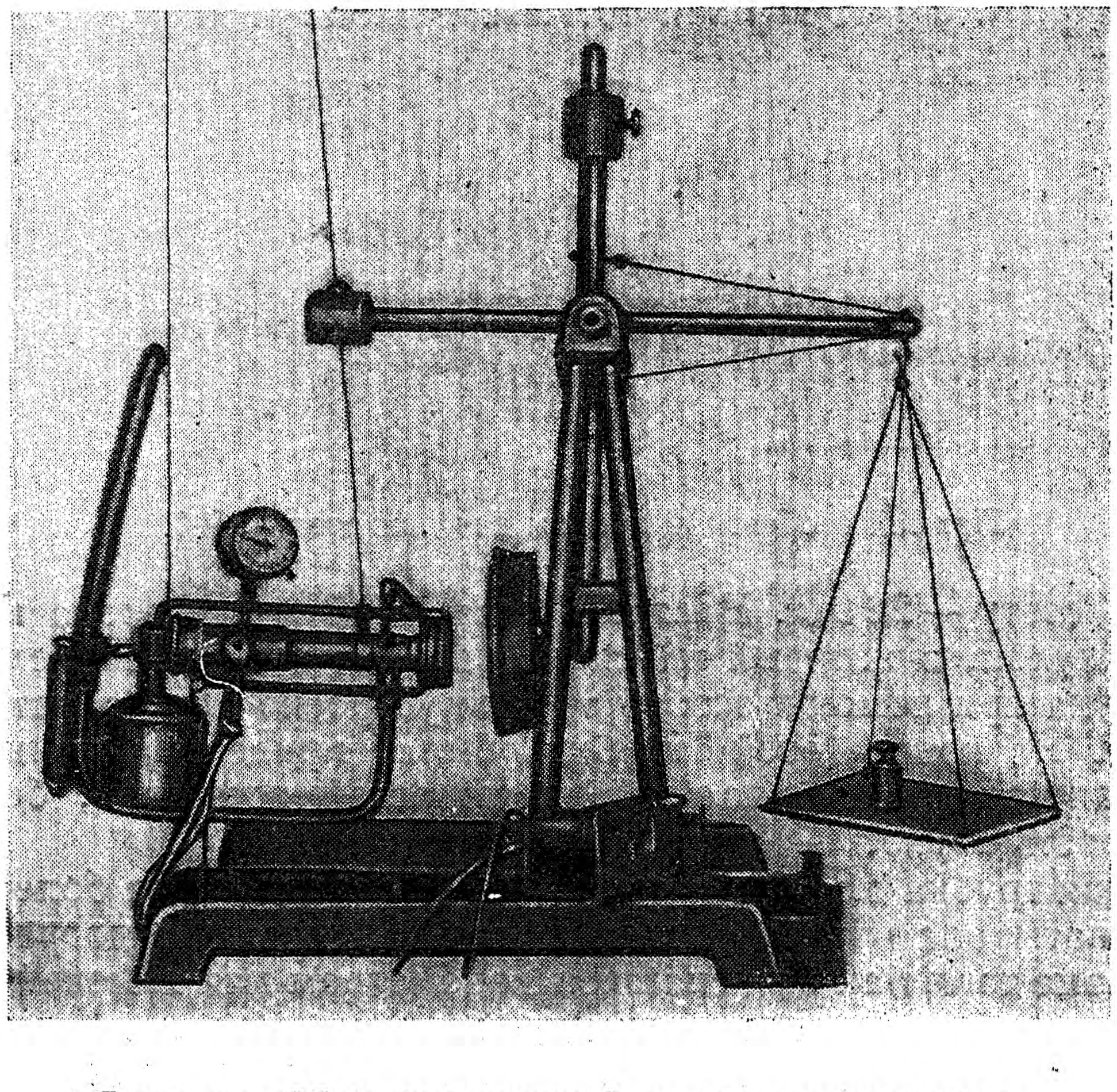
Медная трубка для жидкого бензина была заменена более длинной и охватывала витками коническую насадку для подогрева бензина. Кроме того, бак был снабжен манометром для изменения давления подачи бензина и ниппелем для выпуска воздуха. К баку был приделан термометр для измерения температуры крышки бака. Для регулирования расхода горючего имелся специальный кран.

Сжатый воздух для горения и охлаждения камеры сгорания подавался в охладительный тракт через штуцер, присоединенный к кожуху впереди сопла.

Зажигание смеси производилось с помощью электрической свечи, ввинченной в головку. Я дал название этому двигателю «ОР-1».

До июля 1932 г. Ф. А. Цандер провел более пятидесяти огневых испытаний двигателя ОР-1 и многочисленные холодные испытания. Он детально разработал методику последовательных опытов, причем весьма характерным стилем его экспериментирования при разработке новых конструкций был постепенный и осторожный переход к более сложным условиям опыта. Он был способен бесконечное количество раз производить один и тот же опыт, пока не получал нужных ему достоверных результатов.

Представляют интерес отдельные моменты огневых испытаний ОР-1. Когда потребовалось измерить тягу этого своеобразного двигателя, то оказалось, что специального динамометра или другого измерительного прибора для этой цели нет. Средств для постройки или покупки какого-либо прибора также не было. Фридриха Артуровича выручила смекалка. Он подвешивал свой небольшой движок ОР-1 на металлических проволочках и запускал



Двигатель ОР-1, подвешенный на двух проволочках,
и весы для измерения тяги.

его. Получаемая реактивная струя нажимала на небольшой металлический диск, прикрепленный к тарированным весам, на другой стороне которых ставились обычные гири, а самодельная стрелка показывала по шкале силу тяги ОР-1.

Много было еще разнообразных технических трудностей как при постройке, так и при испытаниях ОР-1, но Ф. А. Цандер всегда выходил из трудного положения.

Он интенсивно работал, производил теоретические вычисления, конструировал и строил свой первый реактивный двигатель ОР-1. В тот же период он спроектировал специальное здание испытательной станции, надеясь построить его в недалеком будущем. В этом здании он предусмотрел помещение для установки аппа-

ратуры для получения жидкого кислорода и других сжиженных газов и хранилище для них, всевозможные лаборатории по испытанию материалов при низких и высоких температурах, отдельные отсеки для опытов по сжиганию металлов и изготовлению новых сплавов. Испытательная станция предназначалась для испытаний ЖРД на вертикальных и горизонтальных установках, а также совместных испытаний жидкостных и воздушных ракетных двига-

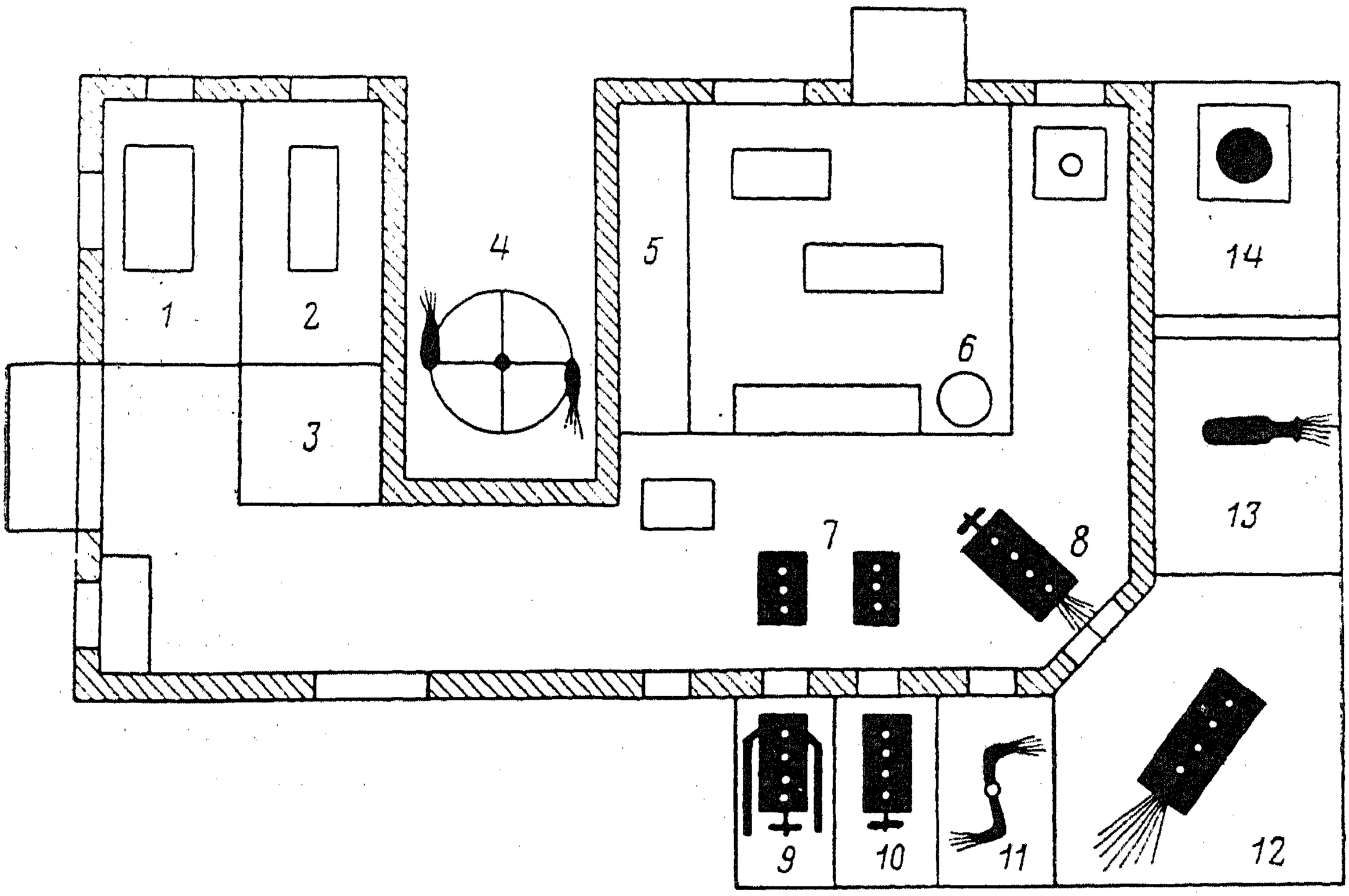


Схема испытательной станции и лаборатории по проекту Ф. А. Цандера.

1—установка для сжижения газов, *2*—установка для сжижения кислорода, *3*—хранилище для расходного запаса сжиженных газов, *4*—вращающийся испытательный станок, *5*—вытяжной шкаф, *6*—машина для механических испытаний материалов, *7*—поршневые моторы, *8*—комбинированный двигатель, *9*—комбинированный ВРД с поршневым мотором, *10*—поршневой мотор, работающий на карбюрированном кислороде, *11*—реактивный винт, *12*—комбинированный двигатель с поршневым мотором и ЖРД, *13*—горизонтальная установка ЖРД, *14*—вертикальная установка ЖРД.

телей. Отдельные помещения предназначались для испытаний поршневых двигателей, работающих на жидком кислороде и в комбинации с ЖРД.

Была разработана установка по испытанию механизмов для втягивания металлических элементов конструкций самолетов или ракеты для расплавления их в специальных котлах. Кроме того, были выделены отсеки для отработки гироскопических устройств стабилизации полета ракеты, пускорегулирующей аппаратуры, измерительных приборов и т. д.

Ф. А. Цандер предполагал в этом здании отрабатывать, испытывать и подготавливать все узлы и элементы для ракет и межпланетного корабля. Однако ему не удалось самому осуществить

свою большую мечту. Только в 1935 г. его учениками была построена мощная (по тому времени) реактивная испытательная станция со многими служебными помещениями и отсеками.

В тридцатых годах в нашей стране проводило большую полезную работу добровольное общество Осоавиахим, которое оказывало материальную помощь многим лицам и изобретателям, работавшим в области новой техники.

В начале 1931 г. при Центральном Совете Осоавиахима была создана секция реактивных двигателей, руководителем которой был избран Ф. А. Цандер. Членами этой секции были специалисты различных областей науки и техники.

Во второй половине 1931 г. секция была преобразована в «Центральную группу по изучению реактивного движения и ракетного метода летания» (ЦГИРД), возглавлявшуюся Техническим Советом, председателем которого стал Ф. А. Цандер.

Совмещая первые в СССР опыты по ЖРД с работой председателя Технического Совета (ЦГИРДа), этот неутомимый ученый-мыслитель и инженер-изобретатель успевал не только везде бывать и всем помогать, но и был связан многими нитями с научными и техническими кругами, а также с молодежью, на которую возлагал большие надежды. Ф. А. Цандер прекрасно понимал, что для практического развития ракетной техники необходимо привлечь как можно больше инженерно-технических работников и активно вовлекал в эту работу студентов Московского авиационного института: читал им лекции, проводил занятия в кружках, поручал им теоретические расчеты, конструирование отдельных узлов ракет и т. д.

С кем бы он ни беседовал, он постоянно переключался на вопросы космических полетов, особенно полетов на Марс.

В 1932 г. при ЦГИРДе были организованы курсы по реактивному движению, для которых Ф. А. Цандер составил подробную учебную программу. К чтению лекции на курсах привлекались многие видные специалисты: В. П. Ветчинкин, Б. С. Стечкин, В. В. Уваров и другие. Ф. А. Цандер неустанно готовил и обновлял свои лекции.

Когда при курсах ЦГИРДа объединилось несколько энтузиастов реактивной техники, решивших начать практическую работу по постройке ракетных двигателей и ракет, то решением Центрального Совета Осоавиахима в апреле 1932 г. была создана производственная группа, получившая названия ГИРД (группа по изучению реактивного движения).

Московская группа по изучению реактивного движения (ГИРД) сыграла значительную роль в практическом развитии ракетной техники в нашей стране.

Однако работа гирдовцев началась не гладко. Выделенные Осоавиахимом суммы были очень ограничены, а главное не было

помещения для производственных и конструкторских работ. В те годы отношение к ракетчикам было очень скептическое, их называли в шутку «лунатиками», и когда они обращались в какую-либо организацию с просьбой выделить небольшое помещение, рассказывая, над чем они хотят работать, то в ответ появлялась улыбка и слышалось добродушное пожелание как можно скорее улететь на Луну, и не мешать работать «серьезным» людям. Между тем гирдовцы, не падая духом, усиленно искали помещение. Наконец им повезло: в доме № 19 по Садово-Кудринской улице был обнаружен, хотя темный и сырой, но просторный свободный подвал. Невозможно описать ликование Ф. А. Цандера, когда было найдено это помещение.

Быстро арендовав подвал, очистили его от грязи и мусора, побелили, провели свет, достали и установили пару полусломанных станков и работа закипела.

Так началась работа ГИРДа. С тех пор прошло немало лет. Многое забыто, однако, навсегда запомнилось, с каким энтузиазмом, любовью и верой в свое дело начали работать в этом подвале Ф. А. Цандер и молодой коллектив гирдовцев. Много бессонных ночей, зачастую недоедая, провели эти люди в поисках решений различных вопросов ракетной техники.

Один технический вопрос набегал на другой и порою все до того перепутывалось, что, казалось,— выхода нет. Бывали недели и даже месяцы, когда неудачи следовали одна за другой. При огневых испытаниях ракетные двигатели в один миг сгорали, так как температура внутри камеры сгорания доходила до 3000° и никто не знал, как и чем охлаждать двигатели. Когда, наконец, добились нормальной работы двигателя, то оказалось, что скорость истечения газа из сопла должна быть 2500—3000 *м/сек,* а получаемая скорость была втрое меньше. Часто отказывала система подачи компонентов топлива и даже самые простые детали, как например, арматура и редукционные клапаны, приносили огорчения и не работали при температуре жидкого кислорода. Не ладилось и с зажиганием. Постоянно не хватало нужного металла и режущего инструмента, не говоря уже об отсутствии необходимых станков.

Особенно тяжело было с измерительными приборами. У нас в стране в те годы их не производили, и гирдовцам пришлось конструировать и изготовлять самодельные приборы, придумывая различные способы их проверки.

Ко всему этому денег в ГИРДе было в обрез: их не хватало даже на производственные нужды, не говоря уже о том, что Ф. А. Цандер и все гирдовцы получали мизерную зарплату. Над гирдовцами в то время подшучивали, расшифровывая слово ГИРД следующим образом: «Группа инженеров, работающая даром».

Много было преодолено барьеров благодаря сплочённости коллектива гирдовцев, их любви к ракетной технике и глубокой вере в свое дело.

В апреле 1932 г. Ф. А. Цандер полностью перешел на работу в ГИРД. Остальные энтузиасты ракетной техники в своем большинстве работали в ГИРДе по вечерам и в свободные дни.

Ф. А. Цандер полностью развернул свои проектные работы по ракетным двигателям и по ракете. В этот период он продолжал экспериментирование с двигателем ОР-1 и начал проектирование, а затем и изготовление нового двигателя, получившего в дальнейшем индекс ОР-2.

Это был особенно плодотворный период в жизни Ф. А. Цандера. У него появились ученики, которым он с любовью и большим терпением разъяснял сложные задачи из области ракетной техники. По натуре очень скромный, добродушный и несколько застенчивый, Ф. А. Цандер и в труде, и в личной жизни был неотделим от воодушевлявшей его идеи межпланетных полетов. Он был жизнерадостным, любил шутки и смех. Когда в производстве что-либо не ладилось, или если по тем или иным причинам срывались испытания, Ф. А. Цандер очень огорчался, но затем, улыбаясь, произносил свою любимую фразу: «А все-таки полетим на Марс» и продолжал работать дальше. Он обладал неистощимой творческой фантазией и большим умением вызывать у своих учеников и последователей творческий энтузиазм. Ф. А. Цандер любил людей и верил им.

С глубоким уважением Ф. А. Цандер относился к основоположнику ракетной техники К. Э. Циолковскому. По просьбе Константина Эдуардовича Цандер редактировал его труды [1]. Исключительно теплые и душевные отношения были у этих двух советских патриотов, посвятивших всю свою жизнь сложнейшему техническому вопросу — ракетной технике.

Когда К. Э. Циолковскому исполнилось 75 лет, Ф. А. Цандер послал ему экземпляр своей книги «Проблемы полета при помощи реактивных аппаратов» и следующее приветствие:

«Глубокоуважаемый Константин Эдуардович!

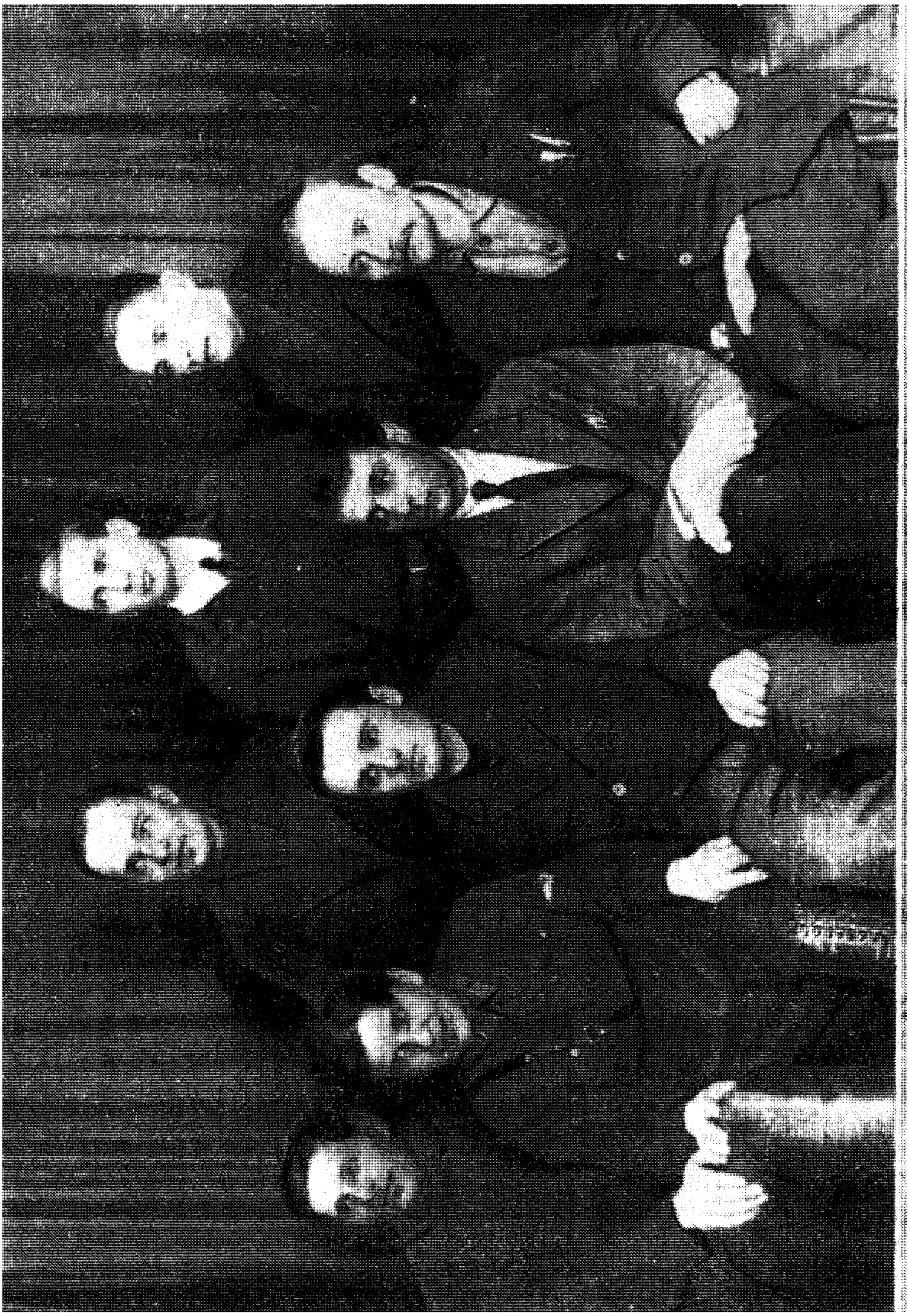
В день Вашего 75-летия шлю Вам горячий привет и сердечные поздравления! Желаю Вам еще присутствовать при первых полетах в межпланетное пространство и на ближайшие небесные тела [2].

Тот же энтузиазм, который чувствуется при чтении Ваших книг, наполняет также меня с детства, и мы в ГИРДе дружной работой ряда воодушевленных людей продолжим изыскания

---

[1] Эти труды К. Э. Циолковского, отредактированные Ф. А. Цандером, были изданы в 1934 г. уже после смерти Ф. А. Цандера.

[2] Копия этого письма снята в архиве Академии Наук СССР.



Группа энтузиастов ракетной техники в 1931 году.
Крайний справа (сидит) Ф. А. Цандер.

в счастливой области звездоплавания, в области которой Ваши работы разбили вековечный лед, преграждавший людям путь к цели.

Я взялся за редактирование и переиздание ряда Ваших книг по звездоплаванию и ракетному летанию и убежден в том, что широчайшее распространение их принесет нам ряд новых работников.

Самое главное в данный момент это — окончательная разработка и испытание всех предложенных методов реактивного летания и практическое применение их.

После успешных испытаний будут, я уверен в том, отпущены соответствующие средства для широчайшего развития дела, и желательно, чтобы и Вы, несмотря на Ваши преклонные годы, приняли еще непосредственное участие в разработке вопросов настоящего дня.

Одновременно с настоящими письмами высылаю Вам один экземпляр своей книги: «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов», в которой я изложил свой взгляд на работы, развитие которых приведет нас к перелетам на другие планеты.

Выражаю Вам также благодарность за пересылку всех Ваших книг, полученных мною.

Да здравствует наш юбиляр!

Да здравствует работа по межпланетным путешествиям на пользу всему человечеству!

Инженер *Ф. А. Цандер*

17 сентября 1932 г.
г. Москва»

Ф. А. Цандер начал проектировать двигатель ОР-2 еще до перехода в ГИРД, в сентябре — октябре 1931 г. Двигатель ОР-2 представлял собой первый ЖРД, предназначенный для установки на планере РП-1 конструкции Б. И. Черановского в качестве самостоятельного двигателя.

Такое решение было не случайно, так как по идее Ф. А. Цандера одна из ступеней для вылета за пределы земной атмосферы должна представлять собой сочетание ракеты с самолетом.

В двигателе ОР-2, в соответствии с его назначением, было предусмотрено регулирование тяги путем изменения подачи компонентов горючей смеси. В качестве горючего был взят бензин; окислителем служил жидкий кислород. Подача компонентов смеси из баков осуществлялась с помощью аккумулятора давления с жидким азотом. Охлаждение камеры сгорания производилось кислородом, который затем поступал на сгорание. Сопло двигателя охлаждалось водой, циркулирующей в системе по замкнутому циклу.

Схема двигательной установки, предназначавшейся для планера РП-1, состояла из следующих основных узлов: одного бака для бензина и двух баков для жидкого кислорода, причем все баки имели грушевидную форму и были снабжены приспособлением для

сбрасывания их с планера через круглые отверстия в крыле планера. Кислородные баки были двухстенными, наподобие дьюаровских сосудов.

Кроме того, в систему входили водяной бачок, центробежный водяной насос, аккумулятор давления с жидким азотом, компен-

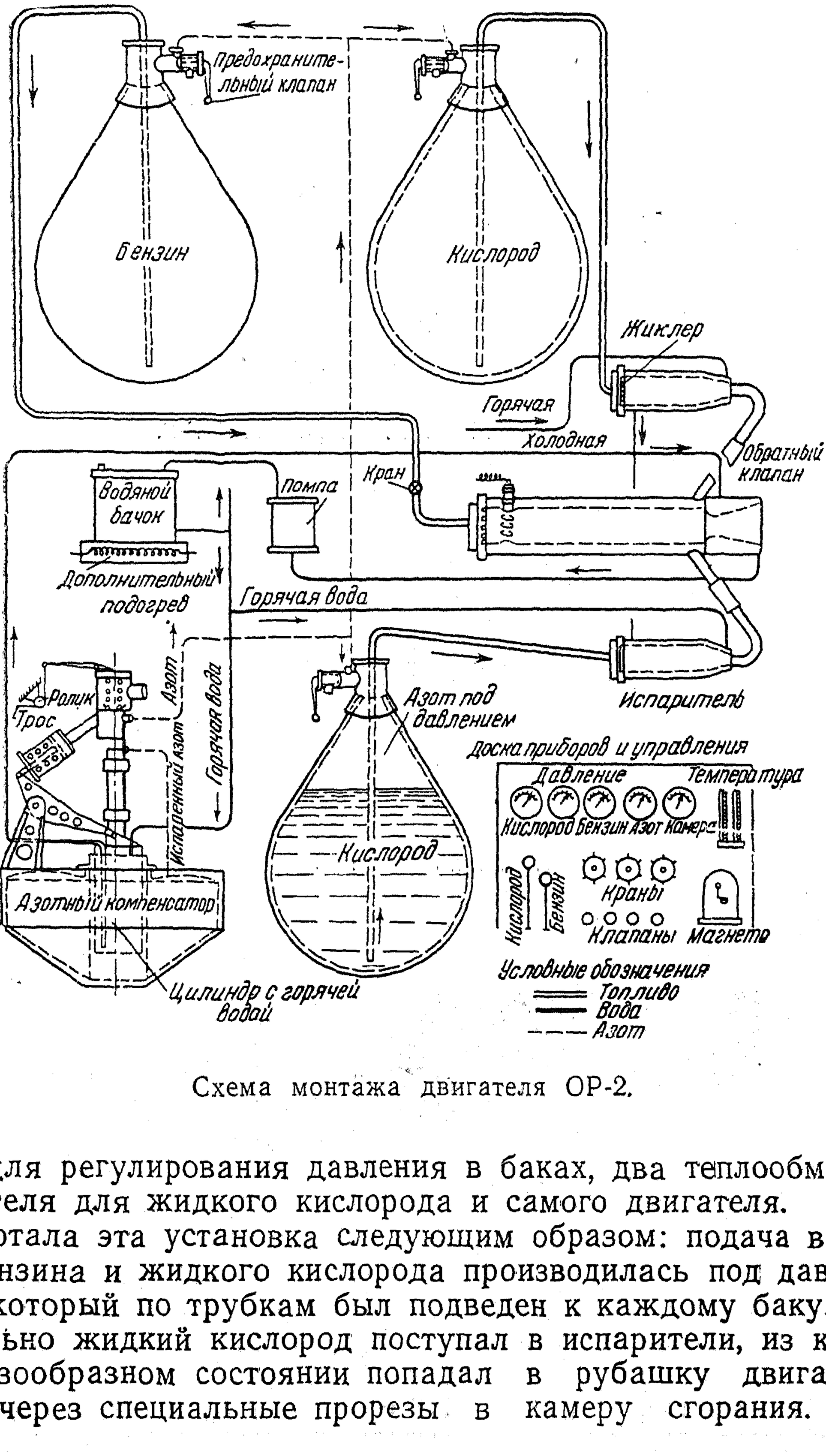


Схема монтажа двигателя ОР-2.

сатор для регулирования давления в баках, два теплообменника-испарителя для жидкого кислорода и самого двигателя.

Работала эта установка следующим образом: подача в двигатель бензина и жидкого кислорода производилась под давлением азота, который по трубкам был подведен к каждому баку. Предварительно жидкий кислород поступал в испарители, из которых он в газообразном состоянии попадал в рубашку двигателя, а оттуда через специальные прорезы в камеру сгорания. Бензин

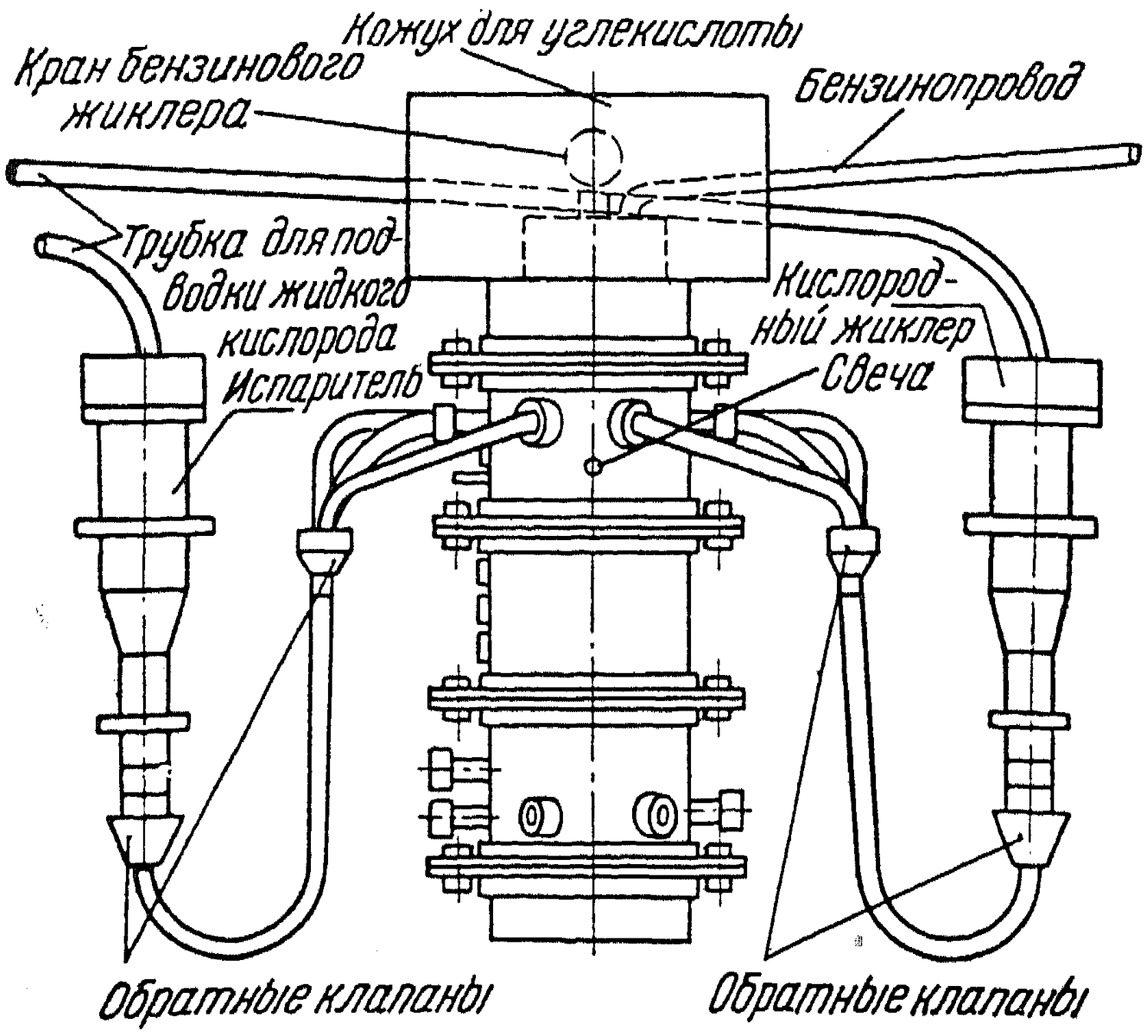
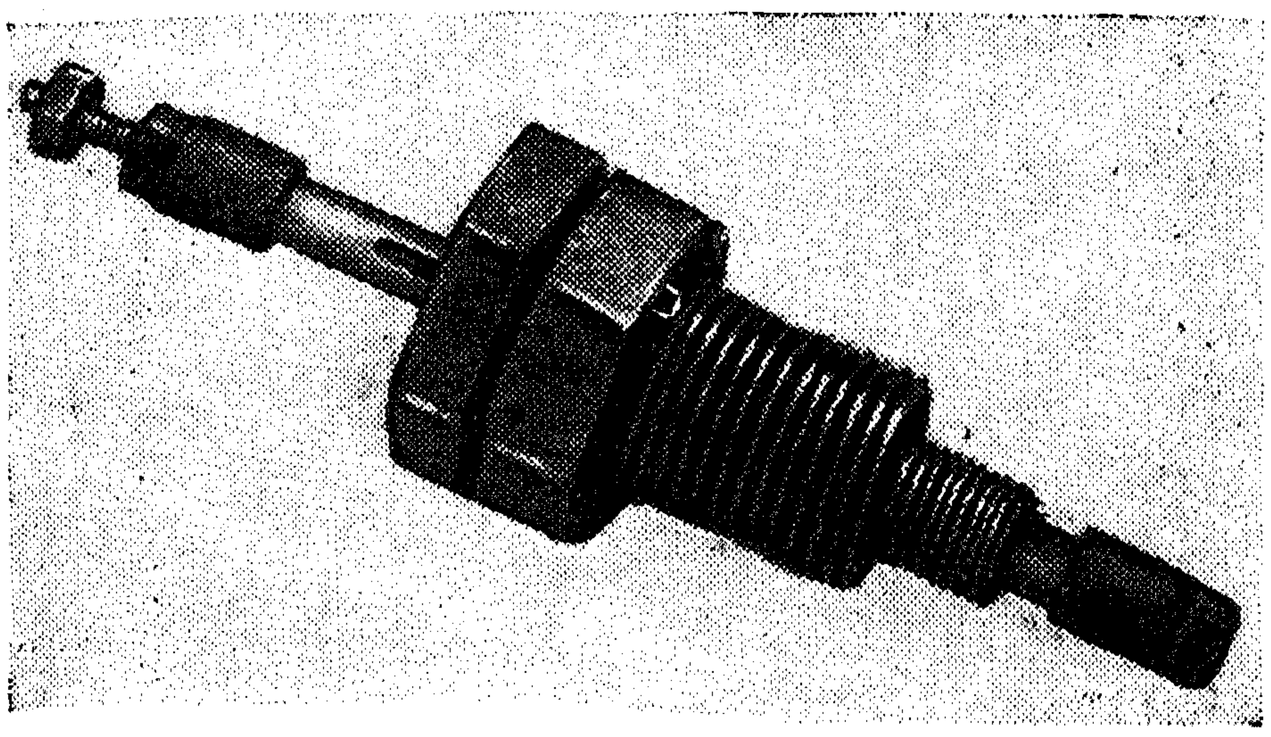
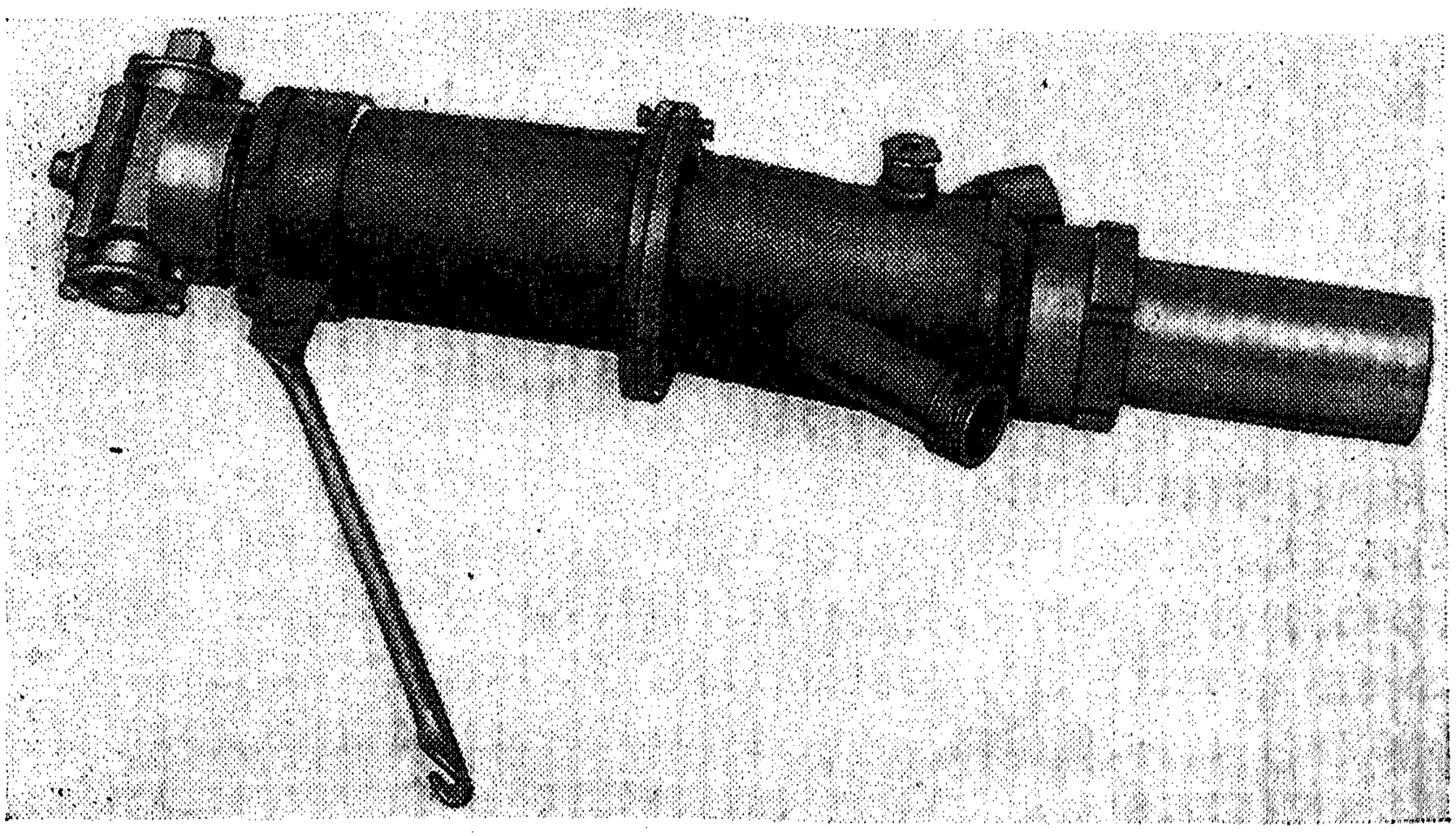


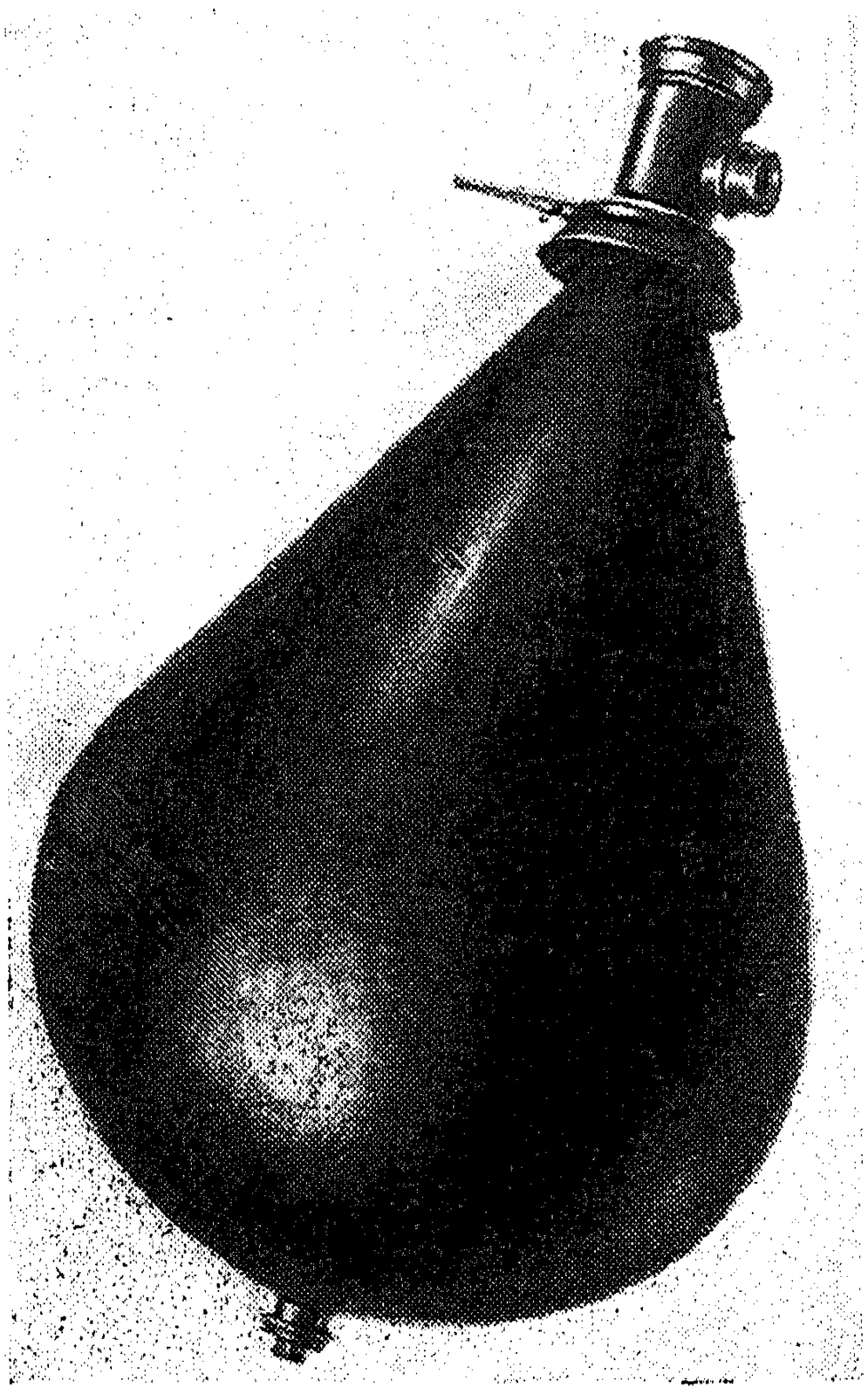
Схема огневой части двигателя ОР-2.



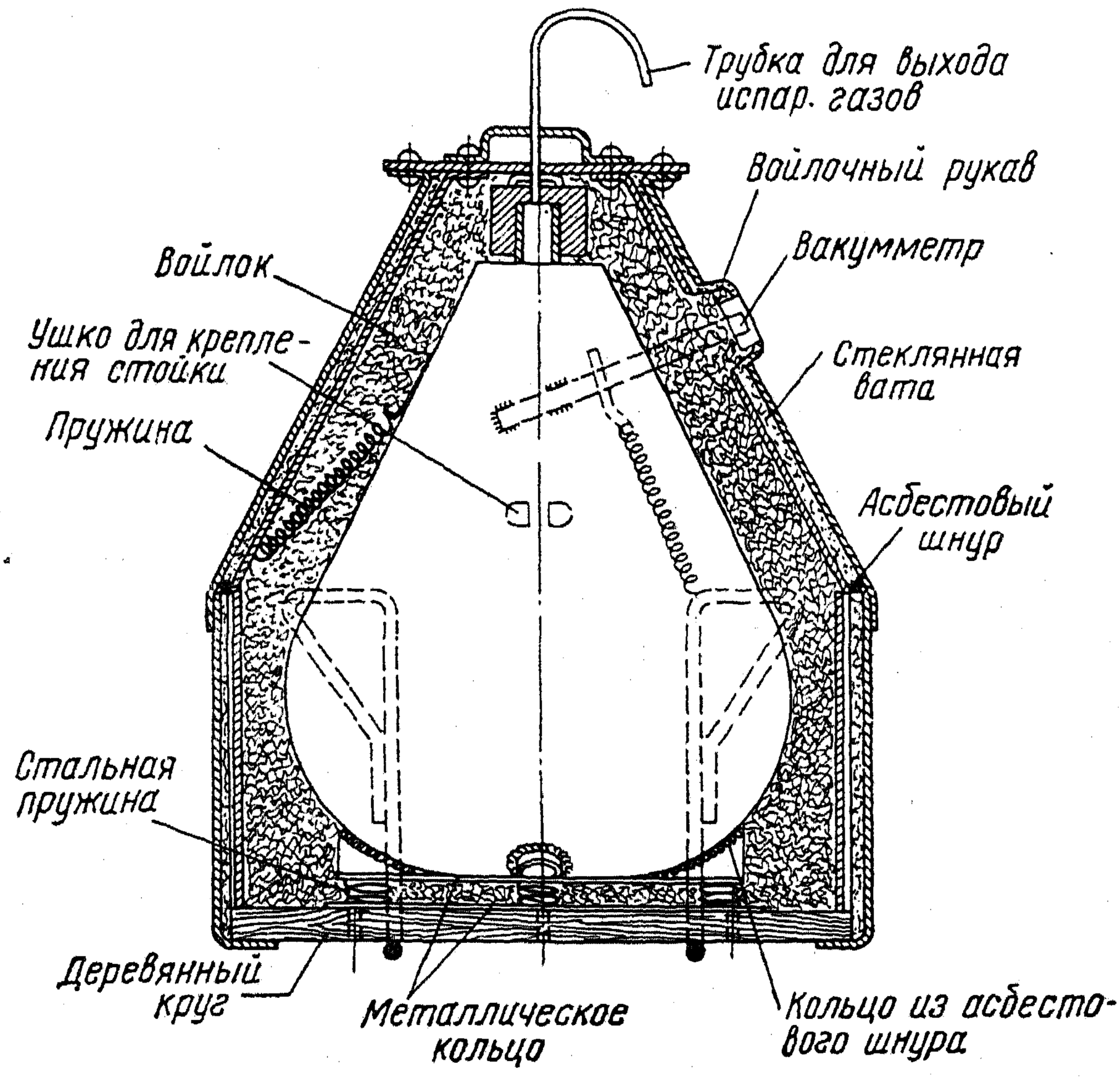
Пусковая свеча ОР-2.



Камеры сгорания ОР-2 с соплом и жиклером.



Бак для бензина со сбрасывателем.



Бак для жидкого кислорода.

подавался непосредственно к жиклерам, которые были вмонтированы в камеру сгорания.

Для того чтобы в баках было постоянное давление, работал азотный компенсатор, представлявший собой бачок с жидким азотом. В этом бачке находился частично погруженный цилиндрический сосуд, по которому циркулировала горячая вода, поступающая из водяного бачка. Работа азотного компенсатора была основана на том, что количество испаренного азота зависело от степени погружения в него сосуда с горячей водой. Если, например, давление в системе падало, то имевшийся у азотного компенсатора

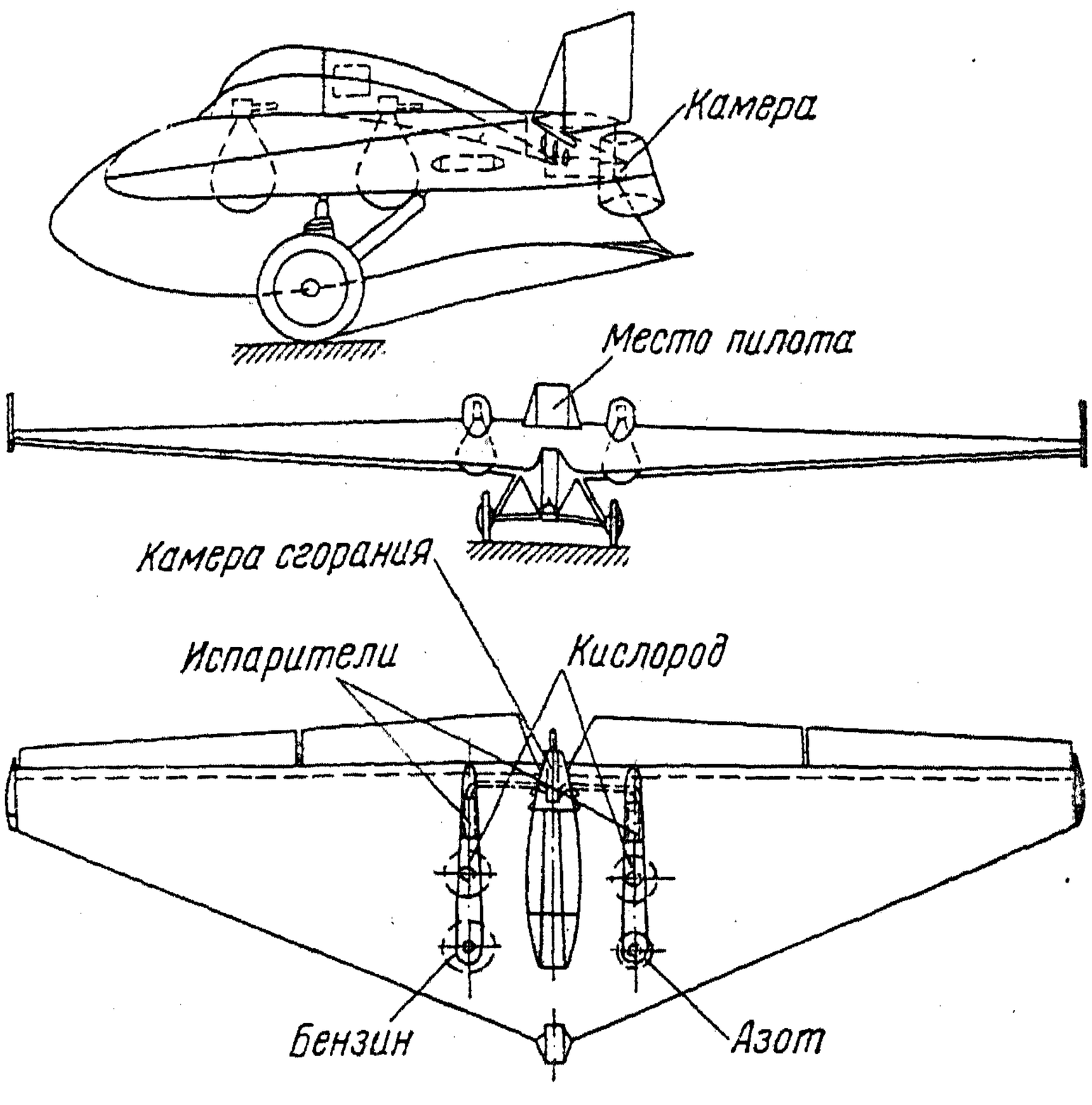


Схема планера РП-1 «Летающее крыло», сконструированного для ракетного двигателя ОР-2.

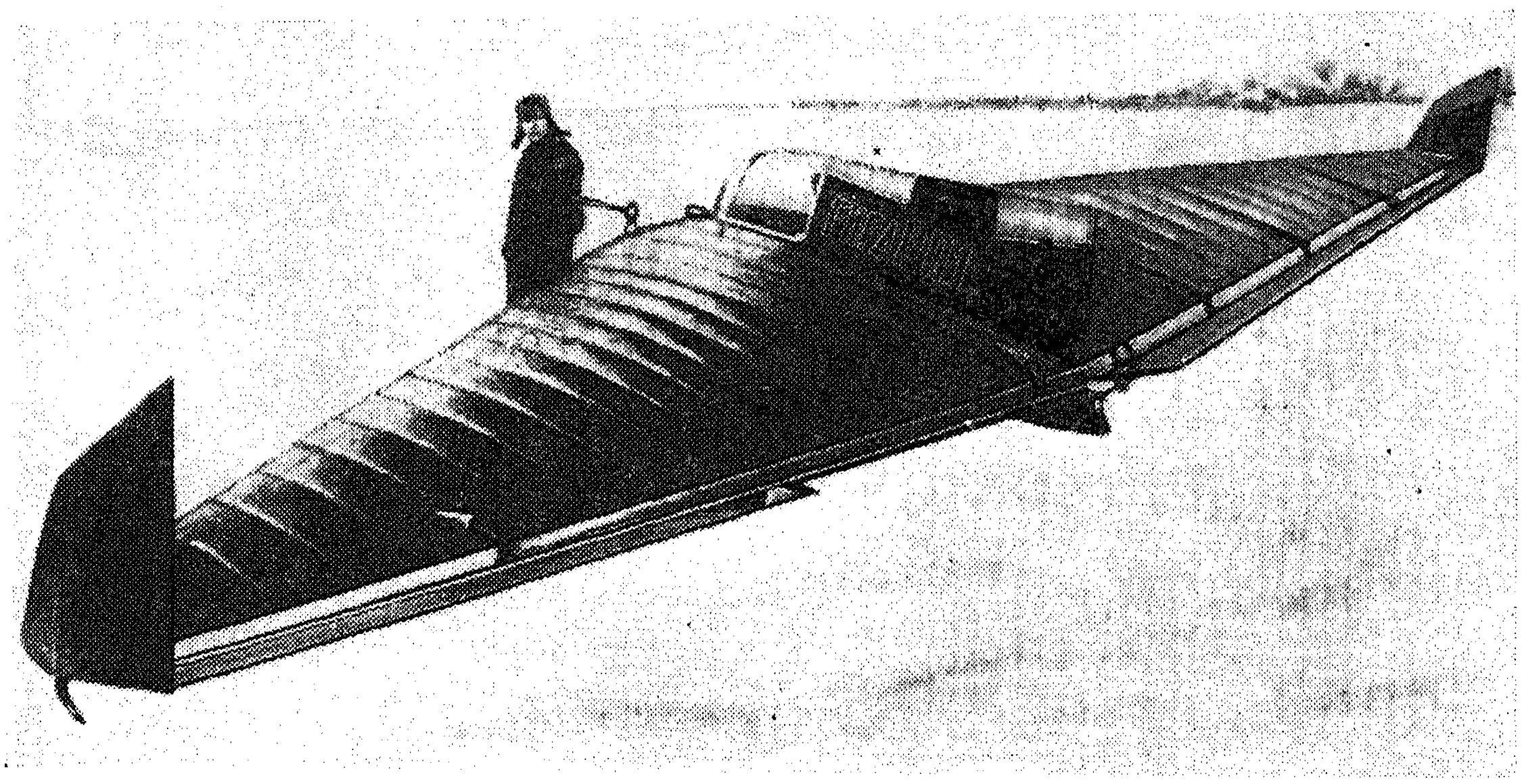
поршенек поднимался, и посредством рычага сосуд с горячей водой глубже погружался в жидкий азот и тем поднимал давление в системе. Если давление было выше необходимого, сосуд с горячей водой поднимался (как бы выходил из азота), газообразование уменьшалось и давление падало [1].

Аккумулятор давления, а также баки были снабжены предохранительными клапанами. Кислородные испарители представляли собою двухстенные цилиндрические сосуды, между стенками которых протекала горячая вода. Жидкий кислород проходящий внутри испарителей, под влиянием теплообмена с горячей водой газифицировался и подавался в охладительный тракт камеры сгорания.

[1] Во время огневых испытаний азотный компенсатор не применялся и регулирование давления в системе производилось вручную.

Для установки реактивного двигателя ОР-2 в 1932 г. группой активистов Осоавиахима был изготовлен планер РП-1 типа «Летающее крыло», имевший форму треугольника. Крыло деревянной конструкции состояло из трех частей, в одной из них было расположено место пилота.

Для крепления баков к крылу между лонжеронами были установлены дуралюминовые шахты, а сами баки могли быть по желанию сброшены. Управление планером осуществлялось ручкой и педалями. Рули направления и кили находились на концах крыла,



Общий вид планера РП-1.

причем при нажиме педали руль отклонялся только с одной стороны (с той, в которую надо было сделать разворот). К задней кромке крыла на кронштейнах были подвешены: у конца крыла— элероны, а в центре — рули высоты.

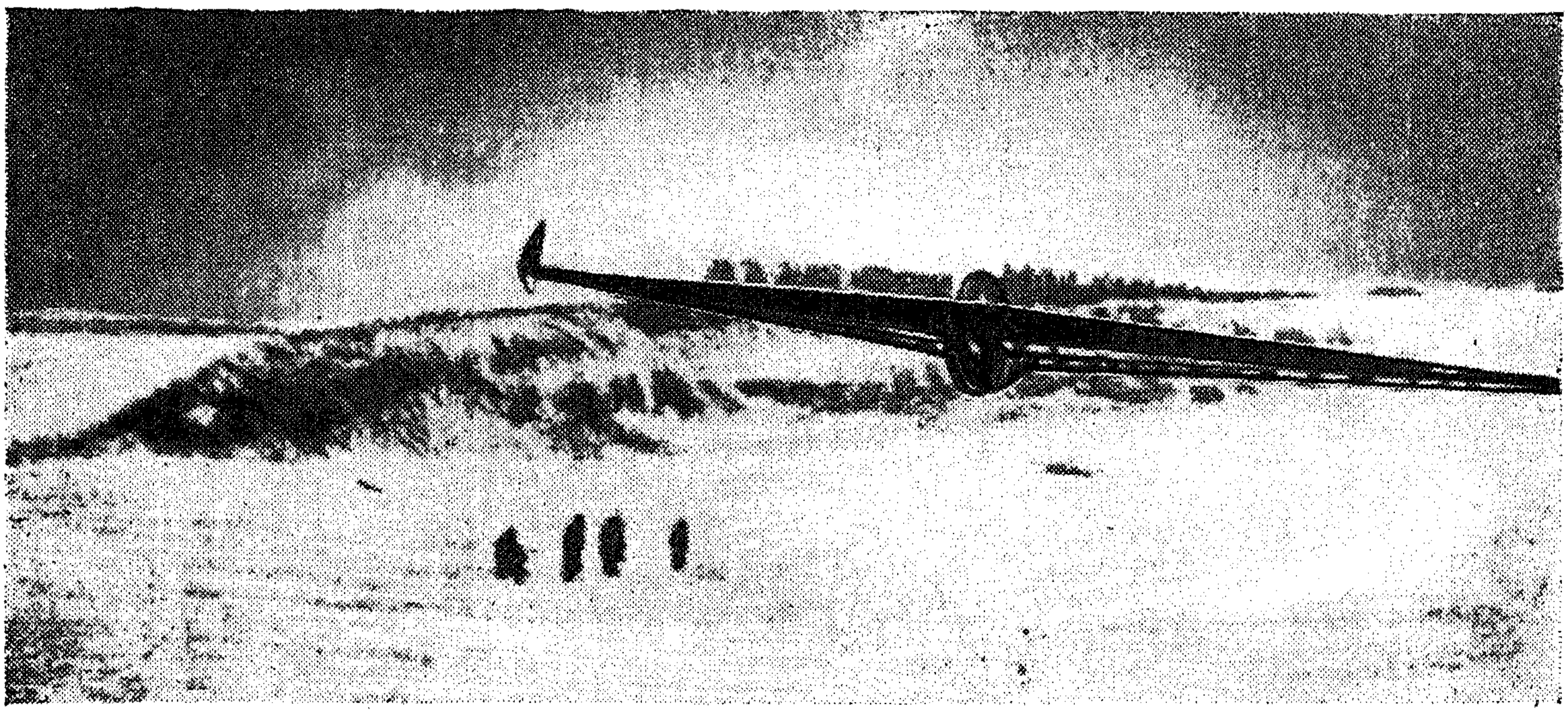
Данные планера РП-1:

Размах	12,1 *м*
Длина	3,09 *м*
Высота	1,25 *м*
Площадь крыла	20 $м^2$
Удлинение	7,3 *м*
Вес без ракетного двигателя	200 *кг*
Максимальное качество	16

В августе — сентябре 1932 г. проектирование всей системы и двигателя ОР-2 было закончено. Всем хотелось как можно скорее увидеть смонтированную установку с двигателем ОР-2 для планера РП-1 и «живую» летающую ракету.

Хотя энтузиазм коллектива ГИРДа был очень велик и все работали напряженно и самоотверженно, работа шла не достаточно быстро. Поэтому партийное бюро ГИРДа в декабре 1932 г. приняло решение объявить неделю «штурма». Весь коллектив горячо поддержал это мероприятие.

Был создан штаб из трех человек, в состав которого вошел и Ф. А. Цандер, разработан план «штурма». После общего собрания,



Взлет планера РП-1.

утвердившего мероприятия штаба, работа закипела с особым подъемом. Ф. А. Цандер словно помолодел в это время, его можно было видеть всюду, он помогал каждому.

Радости не было конца, когда в производственном помещении ГИРДа на стенде был закончен монтаж ОР-2 в таком виде, как он должен был быть установлен на планере РП-1.

23 декабря 1932 г. установка была принята специальной комиссией, а через несколько дней группа сотрудников была награждена почетными грамотами.

Однако Ф. А. Цандеру не суждено было увидеть этот двигатель работающим. Огневые испытания двигателя ОР-2, начавшиеся 18 марта 1933 г. в окрестности г. Москвы, проводились в отсутствие Ф. А. Цандера, который находился на лечении в Кисловодске.

В конце 1932 г., когда проектирование установки с двигателем ОР-2 было закончено, Ф. А. Цандер приступил к проектированию нового более мощного реактивного двигателя на жидком топливе с тягой 600 *кг* и с тягой в 5 *т* в трех вариантах.

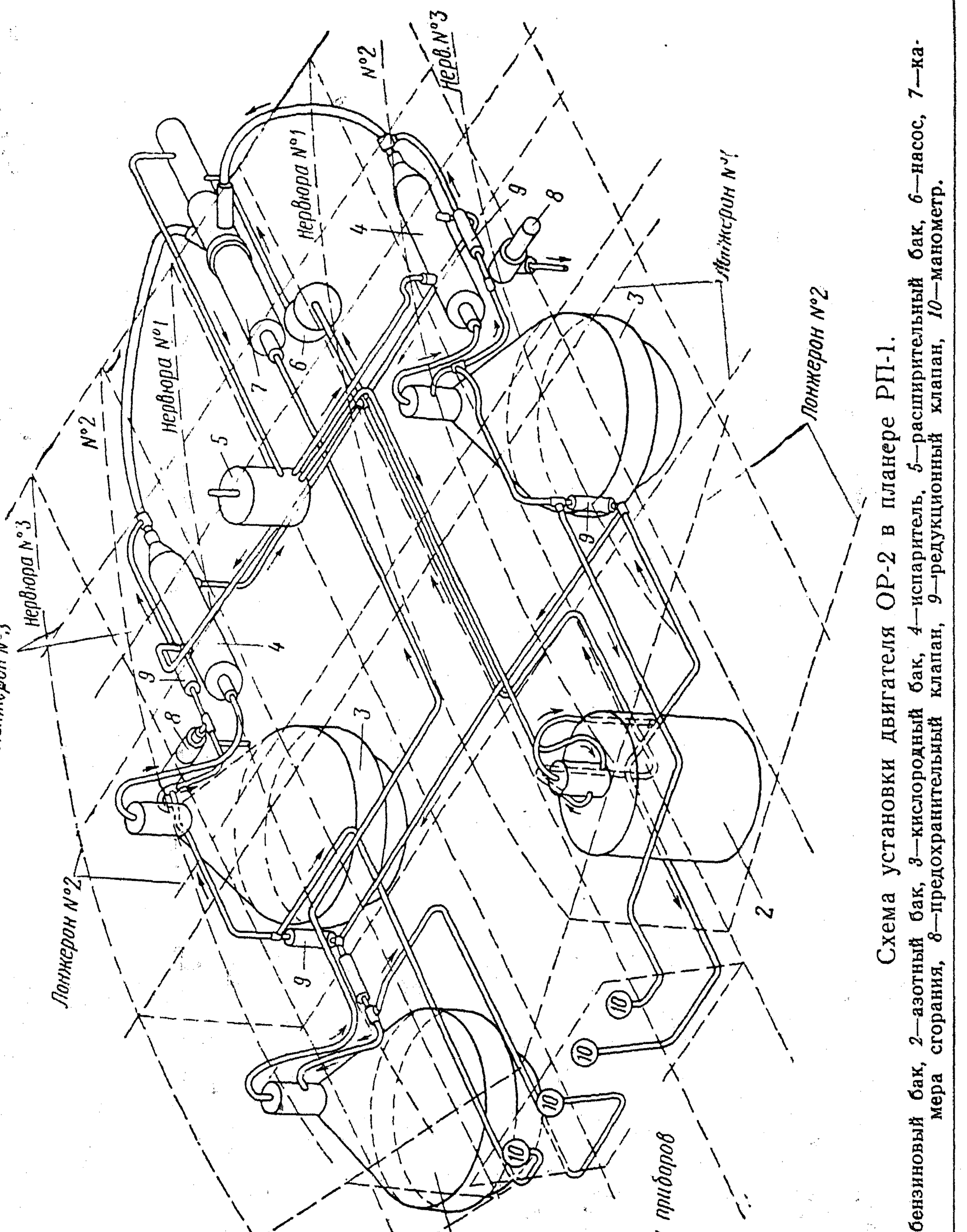
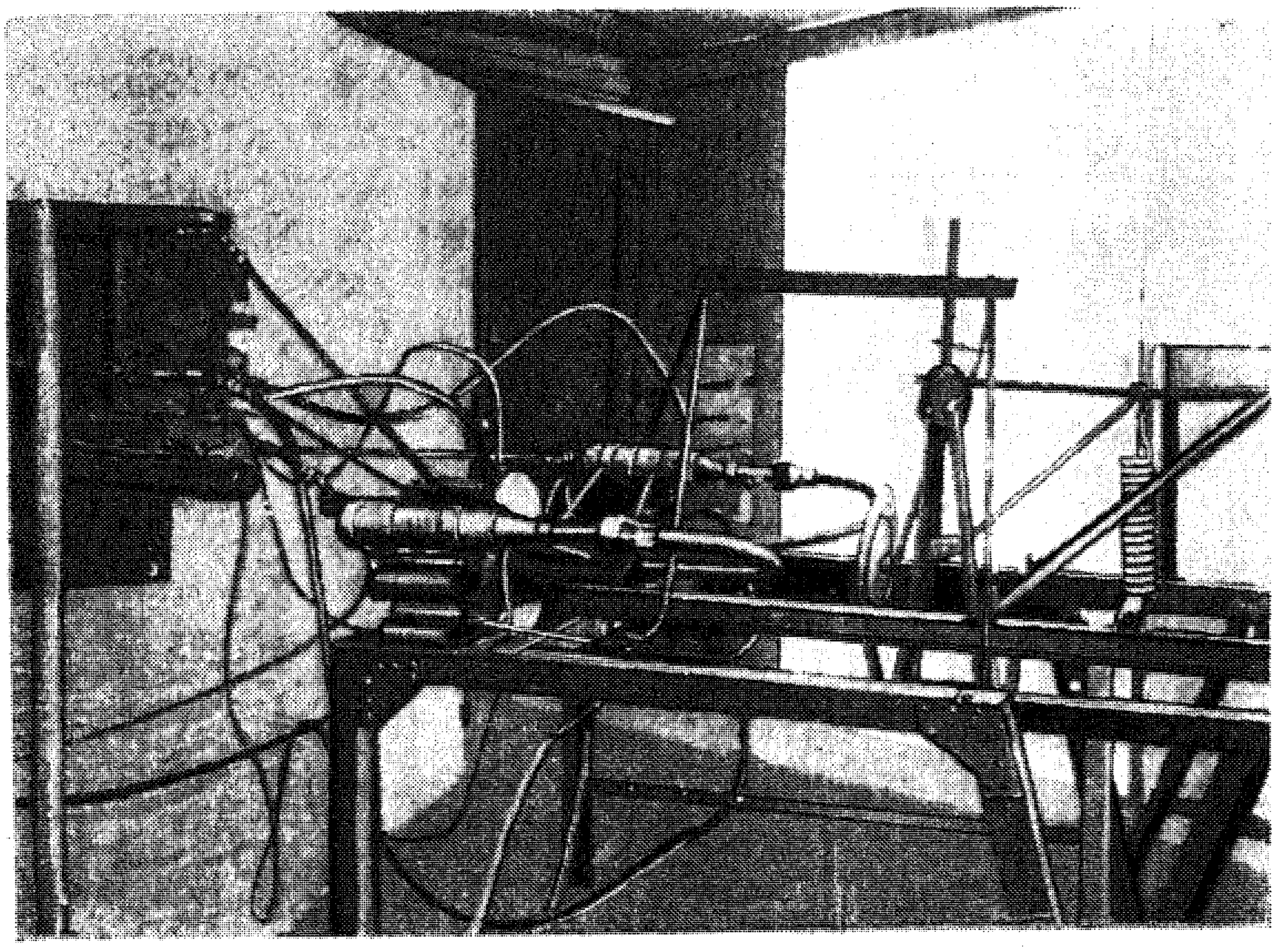


Схема установки двигателя ОР-2 в планере РП-1.

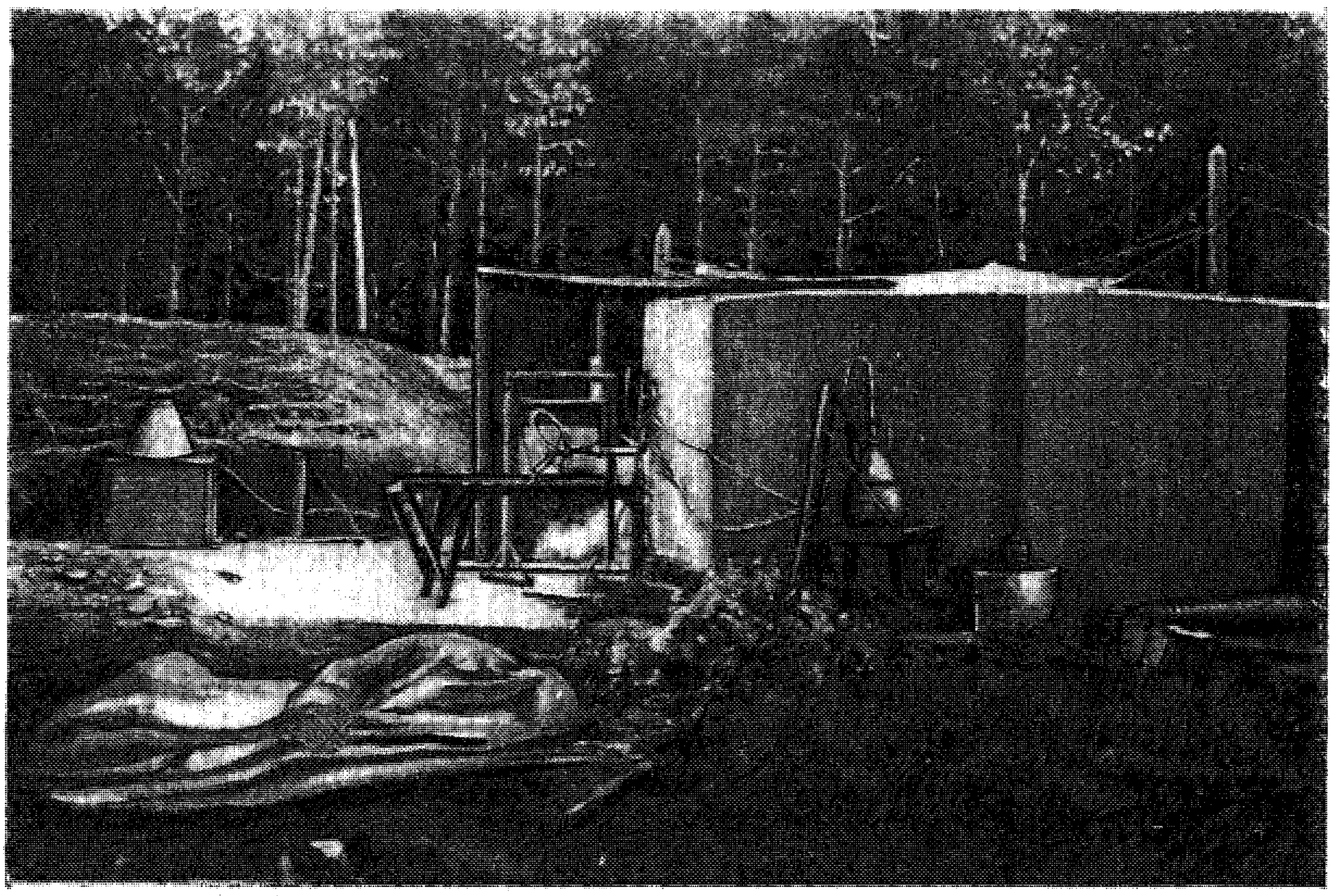
1—бензиновый бак, 2—азотный бак, 3—кислородный бак, 4—испаритель, 5—расширительный бак, 6—насос, 7—камера сгорания, 8—предохранительный клапан, 9—редукционный клапан, 10—манометр.



Одна из грамот, выданная механику ГИРДа Б. В. Флорову.



Двигатель ОР-2 на испытательном стенде.



Испытание ракетного двигателя ОР-2.

В первом варианте пятитонного двигателя камера сгорания была спроектирована по принципу ОР-2, но вся схема двигательной установки была значительно упрощена [1].

Баки с компонентами топлива работали без избыточного давления, причем подача осуществлялась с помощью специальных инжекторов. Для запуска системы служили отдельный небольшой бак с жидким кислородом (на схеме не показан) или ручные насосы.

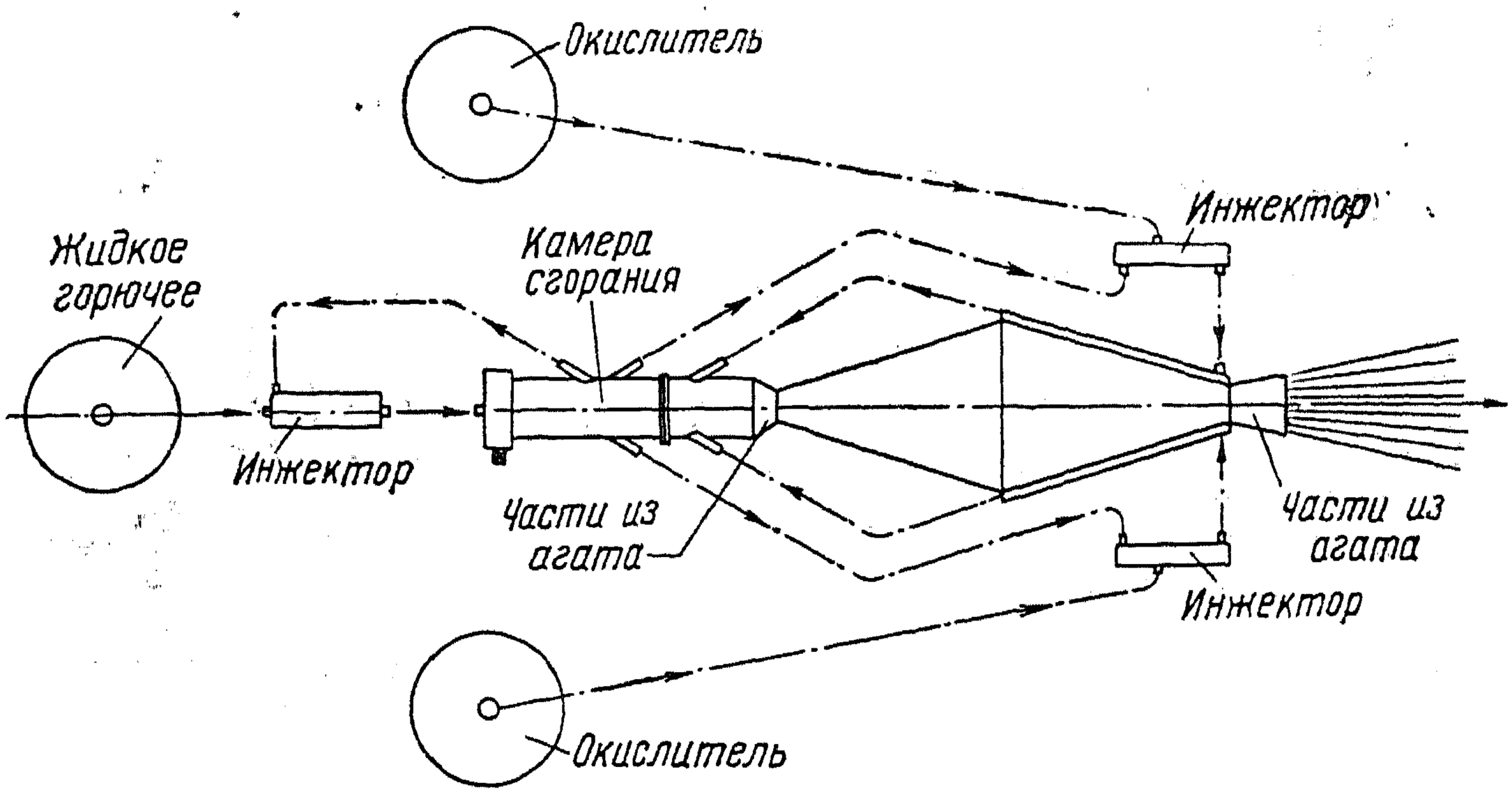


Схема первого варианта реактивного двигателя на 5 *т*.

Сопло двигателя было сконструировано в виде двойного конуса (прямого и обратного) для обеспечения большей скорости истечения. Поступающий на охлаждение обратного конуса кислород далее направлялся в охладительный тракт камеры сгорания и затем подходил к форсункам двигателя. Топливо, подаваемое инжектором, поступало непосредственно к топливным форсункам. Критическое сечение сопла для поддержания низкого давления регулировалось с помощью подвижного сердечника и автоматического устройства в виде сильфонов или трубки Бурдона. Схема могла работать без двойного конуса, но при этом необходимы были более мощные инжекторы.

Во втором варианте этого двигателя Ф. А. Цандер сохранил систему водяного охлаждения и испарители для кислорода, как это было сделано для ОР-2. В этом варианте обратный конус охлаждался водой. Подача осуществлялась четырьмя инжекторами, из них один был предназначен для воды, два для кислородных баков и один для топлива.

Инжектор для воды должен был работать с помощью активной струи продуктов сгорания. Вода, охлаждая тракт обратного конуса

---

[1] Принцип работы двигателей приведен в технических описаниях, составленных Ф. А. Цандером 2 января 1933 г.

и разветвляясь в тройнике, поступала для подогрева двух кислородных испарителей. Из них, уже охлажденная, она проходила в водяной компенсатор, затем, вновь увлекаемая инжектором, охлаждала обратный конус.

Инжекторы для подачи кислорода в испарители должны были работать активной струей испаренного кислорода из охладительного тракта камеры сгорания. Из испарителей окислитель посту-

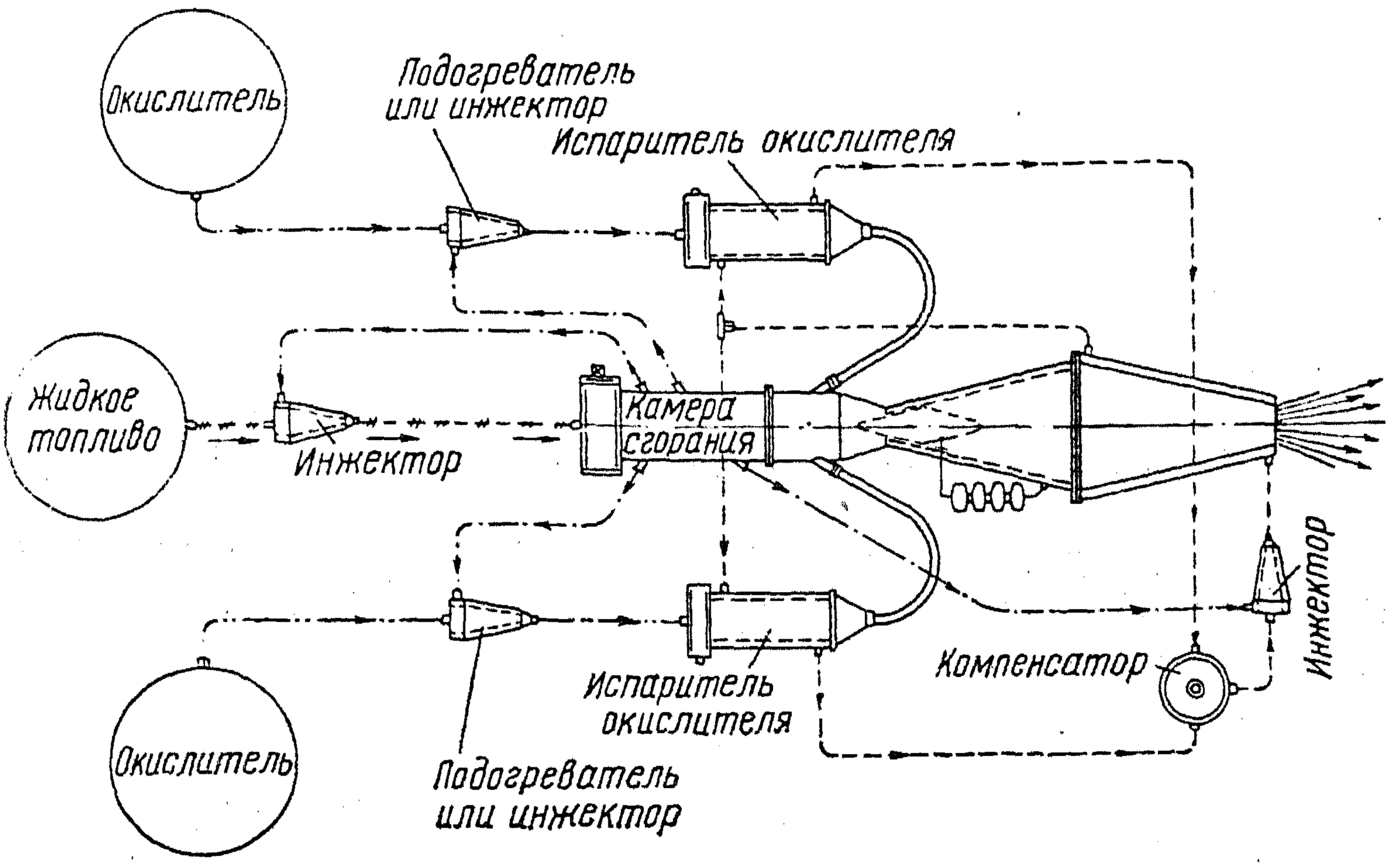


Схема второго варианта реактивного двигателя на 5 *т*.

пал обратно на охлаждение камеры сгорания, после чего основная его часть направлялась в камеру сгорания на горение, а меньшая часть снова использовалась как активная струя инжектора.

Жидкое топливо подавалось инжектором непосредственно в камеру сгорания, причем здесь активную струю образовывали продукты сгорания, так же как и в водяном инжекторе.

В третьем варианте двигателя также с тягой 5 *т* схема работы двигателя наиболее близка к схеме ОР-2. Инжекторы здесь отсутствовали, но подача компонентов топлива должна была осуществляться центробежными насосами, которые приводились в движение небольшой газовой турбинкой. В свою очередь газовая турбинка работала на продуктах сгорания, отбираемых из камеры сгорания.

Как и в двух предыдущих вариантах, процесс охлаждения камеры сгорания и нагрева испарителя проходил по замкнутому циклу по тому же принципу, что и в схеме ОР-2, но с помощью насосов.

Следующий двигатель с тягой 600 *кг* Ф. А. Цандер начал проектировать с учетом использования металлического топлива совместно с жидким топливом.

Этот двигатель Ф. А. Цандер рассматривал как шаг к осуществлению идеи об использовании деталей конструкции ракет в ка-

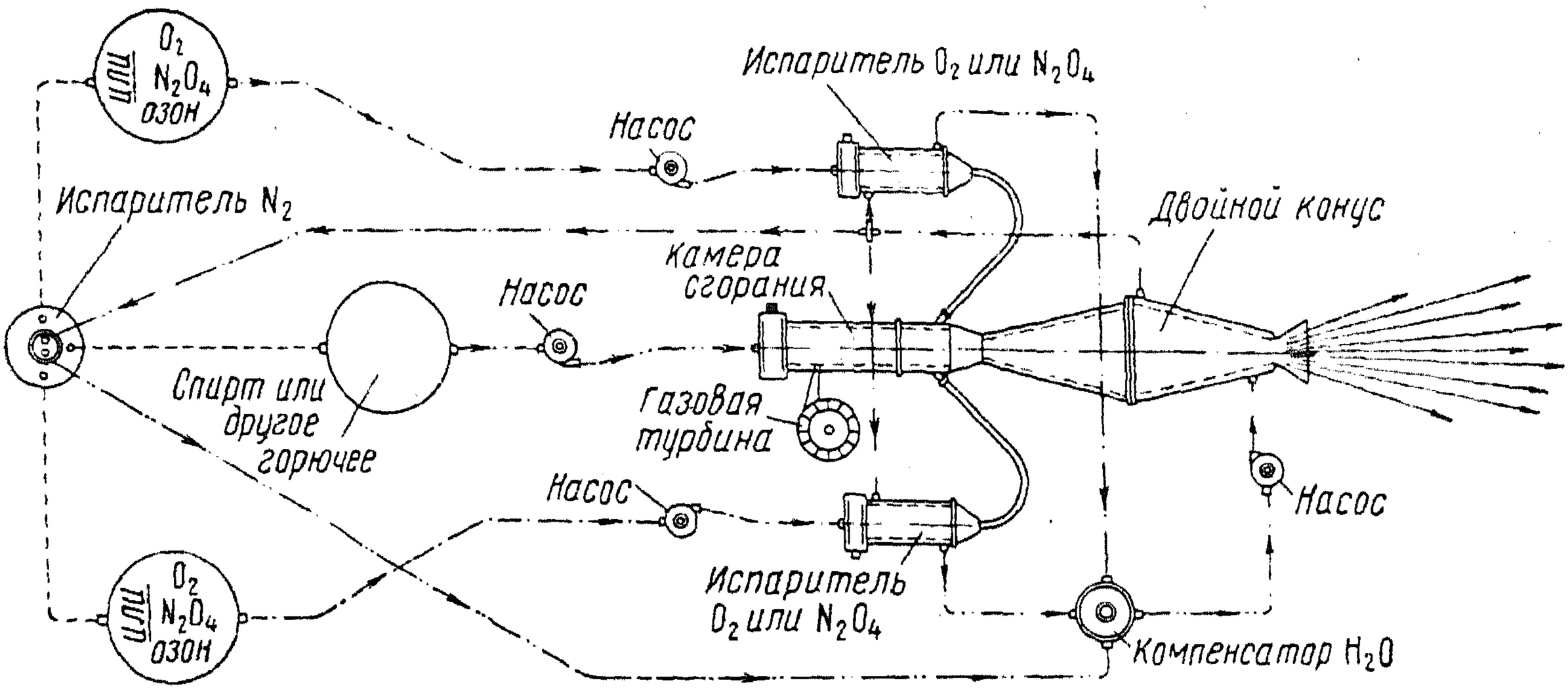


Схема третьего варианта реактивного двигателя на 5 т.

честве топлива ракетного двигателя. Он считал, что задача создания ракеты, большая часть которой может быть использована в качестве топлива, вполне разрешима.

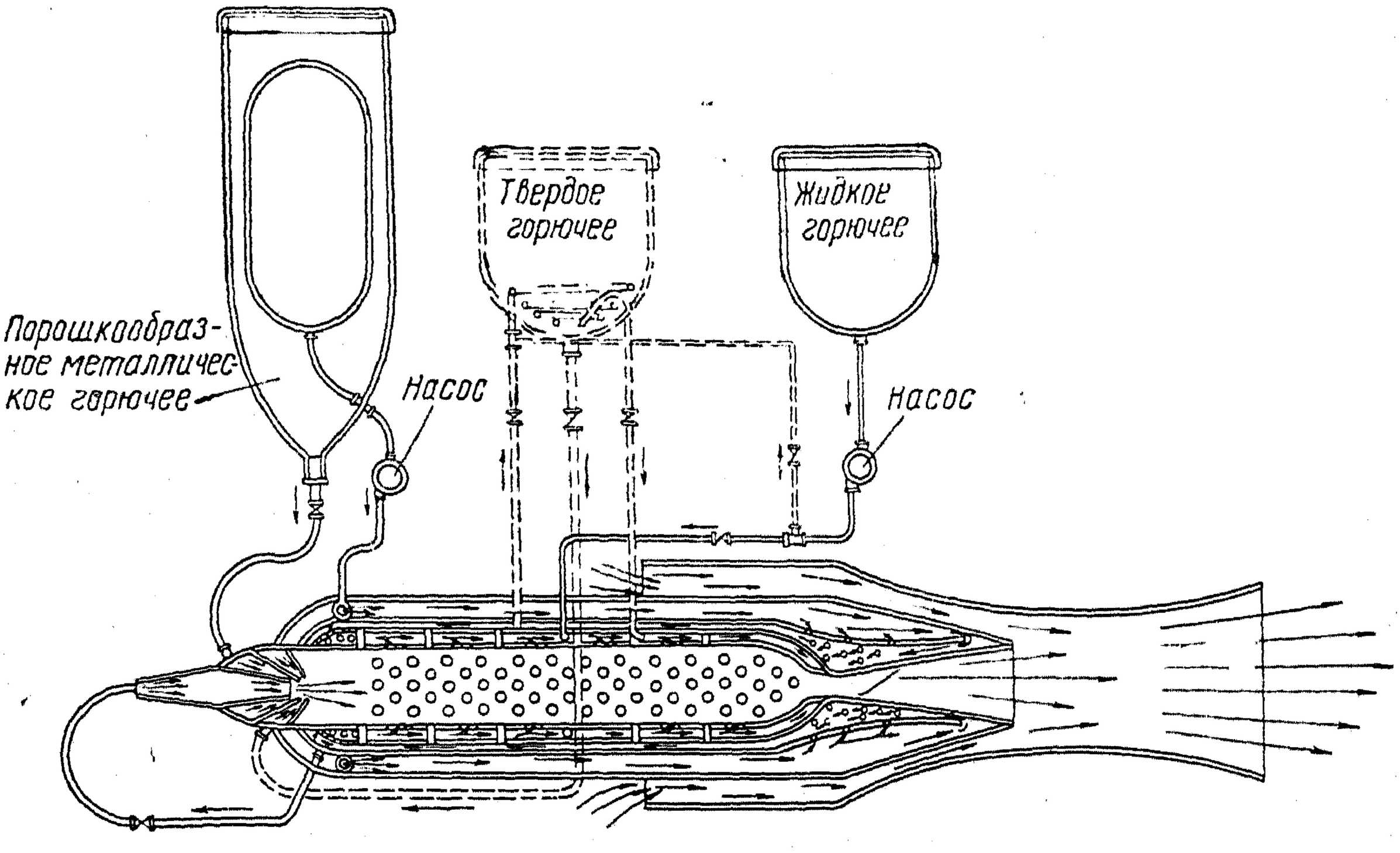


Схема двигателя на твердом горючем.

Предполагалось испытать в этом двигателе, в первую очередь, порошкообразные вещества: магний, бор, бериллий, алюминий и затем, во вторую очередь, куски различных сплавов, из которых будут изготовляться отдельные конструкции ракет. В качестве жидкого топлива, образующего при сгорании основную массу газообразных продуктов сгорания, намечалось испытать керосин, бен-

зин, спирт и т. д., а в качестве окислителей — жидкий кислород, тетроксид азота, азотную кислоту, фтор и хлор.

По идее Ф. А. Цандера, вся система этого двигателя должна была состоять из трех баков, причем первый бак с окислителем должен был находиться внутри другого бака, наполненного порошкообразным твердым топливом. Такое расположение бака с окислителем было обусловлено стремлением использовать теплоизоляционные свойства порошкообразного материала.

Во втором баке (котле) должно было находиться твердое топливо в виде чушек. Это топливо расплавлялось при нагреве змеевиком, представлявшим собой подобие трубы, в которой должно было происходить сжигание компонентов топлива. Третий бак служил для хранения жидкого топлива.

Для подачи жидких компонентов топлива должны были применяться насосы, которые приводились в движение газовой турбинкой или ветрянкой.

В январе 1933 г. под непосредственным руководством Ф. А. Цандера первая бригада ГИРДа приступила к разработке ракеты на жидком топливе, получившей впоследствии название ГИРД-Х. Настойчиво проводя идею о том, что будущий межпланетный корабль должен использовать в качестве горючего детали и узлы самого корабля, становящиеся в течение полета ненужными, Ф. А. Цандер разработал схему первой ракеты, в которой основным горючим был металл, а вспомогательным — бензин. В качестве окислителя предполагалось использовать жидкий кислород [1].

Сжигаемый металл сосредоточивался в этой ракете в двух видах: в виде порошкообразного магния, подаваемого в камеру сгорания инжекторами, и затем в виде частей конструкции ракеты, которые должны были сначала плавиться в специальном котле, а затем в расплавленном виде с помощью специального инжектора также подаваться в камеру сгорания двигателя.

Однако в то время вопрос о применении металла в качестве горючего, а также метод его использования не были хотя бы в какой-то степени практически разрешены, и потому, начав конструирование ракеты и производя теоретические расчеты, бригада параллельно приступила к исследованию вопроса о подаче и сжигании металлического горючего. Были спроектированы и изготовлены бак для плавления металла, камера противодавления, пылеосадительный циклон и инжектор для подачи порошкообразного магния. Для испытания металлического горючего был использован двигатель ОР-1.

Когда приступили к опытам с инжекторами и по сжиганию металлического горючего [2], то выяснилось, что использование метал-

---

[1] К сожалению, этот проект ракеты в архивных материалах не сохранился.

[2] Опыты по сжиганию металлического горючего и все работы, связанные с этим, производили инженеры Л. К. Корнеев и А. И. Полярный.

лического горючего в ракетах представляет колоссальные трудности как в отношении подачи топлива, так и в отношении выявления его влияния на основные параметры реактивного двигателя. А проводившиеся опыты по сжиганию деталей ракеты привели к выводу, что требуется многолетняя упорная работа, несущая еще большие трудности, чем сжигание порошкообразного магния.

Ф. А. Цандер стремился увидеть ракету в полете. В этот период в СССР не было еще летающих ракет на жидком топливе. Никто не знал, какой она будет в полете, как будут работать автоматика подачи топлива, ракетный двигатель и т. д. Эти мысли постоянно волновали Ф. А. Цандера и он пошел на упрощение конструкции ракеты. Был разработан второй вариант, в котором были изъяты детали, предусматривающие сжигание частей конструкции. Металлическое топливо было оставлено лишь в порошкообразном виде как часть всего горючего с подачей его с помощью специального инжектора. Подача бензина и жидкого кислорода должна была производиться также инжекторами, которые требовали доработки и предварительных исследований.

Между тем, во время испытаний выяснилась невозможность эжектировать металлическое топливо в камеру сгорания двигателя из-за спекания порошка в твердую массу. Кроме того, производство ГИРДа со старым несовершенным оборудованием не смогло обеспечить нужное качество инжекторов, и после кратковременной работы они обычно выходили из строя.

Вследствие всех этих затруднений второй вариант был подвергнут существенному изменению, и появился третий вариант ракеты ГИРД-Х, которая впоследствии была полностью отработана и хорошо прошла летные испытания.

В этом варианте подача жидкого горючего и окислителя инжекторами была заменена подачей под давлением из небольшого баллона с помощью специального редуктора. Применение твердого топлива было временно исключено, до полной отработки этой темы в стендовых условиях на более совершенном оборудовании.

Ракета была снабжена парашютом с выбрасывателем и имела следующие характеристики:

Длина	220 *см*
Вес	29,5 *кг* (из них горючее 8,3 *кг*)
Диаметр	14 *см*
Тяга двигателя	70 *кг*
Продолжительность горения	22 *сек.*
Аккумулятор давления	специальный баллон на 150 *атм*, объемом 2 *л*
Полезный груз	2 *кг*
Расчетная высота подъема	5,5 *км*

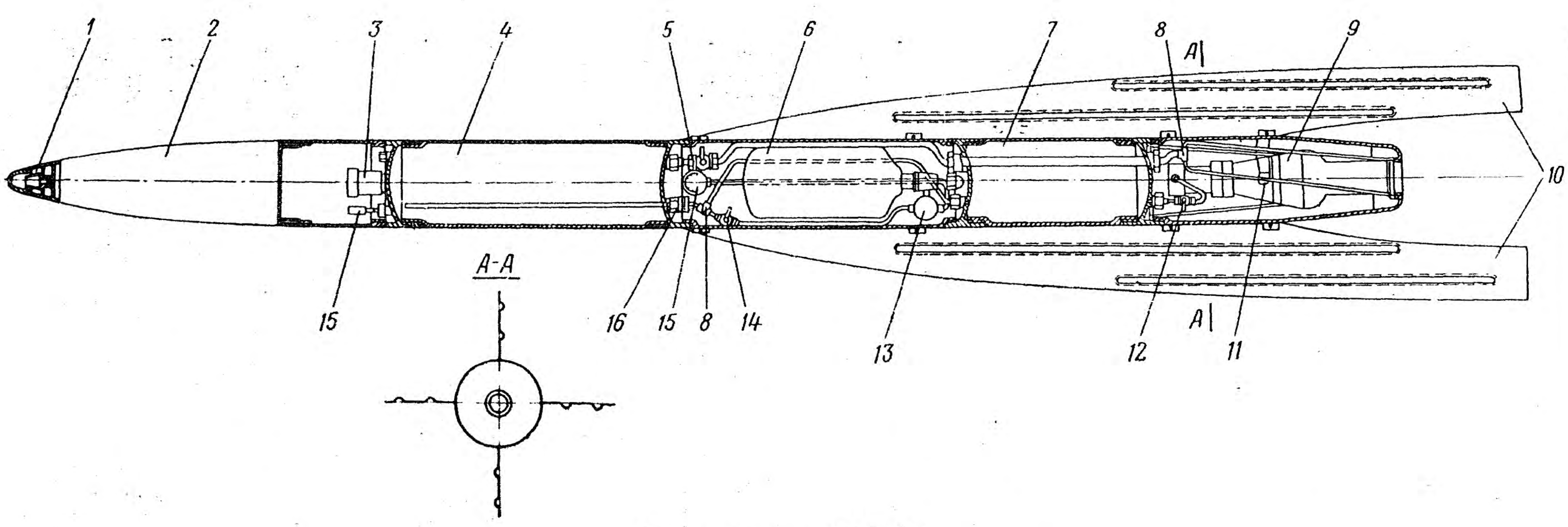
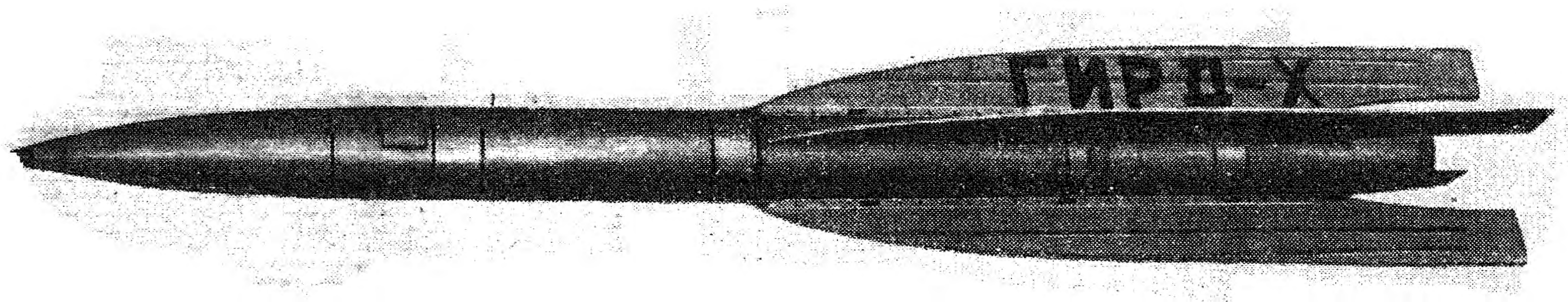


Схема ракеты ГИРД-Х.

1—выбрасыватель, *2*—парашют, *3*—предохранительный клапан, *4*—кислородный бак, *5*—кислородный кран, *6*—сжатый воздух, *7*—бензиновый бак, *8*—тройники, *9*—реактивный двигатель, *10*—стабилизаторы, *11*—свеча, *12*—бензиновый кран, *13*—редуктор, *14*—кран, *15*—манометр, *16*—обратный клапан.



Общий вид ракеты ГИРД-Х.

Однако Ф. А. Цандеру не пришлось увидеть воплощения своей мечты — полета созданной им ракеты.

Несмотря на большую загруженность, связанную с постройкой ракеты и производством опытов, Ф. А. Цандер не прекращал научной работы и систематически производил теоретические изыскания, разрабатывал новые конструкции, писал книгу, принимал активное участие в общественной работе, следил дома за своей оранжереей. Подчас становилось непонятным, когда он успевал все делать.

Неутомимый в работе, увлекая всех своей глубокой верой в возможность осуществления межпланетных полетов, Ф. А. Цандер до крайности уплотнял свой рабочий день, который начинался очень рано.

Кропотливые испытания по сжиганию порошкообразного твердого топлива и отработка системы инжекторов продолжались каждый день до поздней ночи. От уговоров пойти отдохнуть, выспаться Ф. А. Цандер обычно отделывался шутками и не уходил до тех пор, пока работа не завершалась на определенном этапе.

В результате у Фридриха Артуровича оказалось резкое переутомление. Много усилий стоило уговорить его поехать отдохнуть и полечиться в Кисловодск. Однако по приезде Ф. А. Цандера в санаторий у него появилась очень высокая температура. По-видимому, в пути он заразился тифом.

Уже в постели он написал письмо ГИРДовцам. В нем он делился с коллективом своими новыми мыслями, планами на будущее, мечтая быстро поправиться и с новыми силами приняться за работу. А в конце письма — призыв ко всем;

— «Вперед, товарищи, и только вперед!
Поднимайте ракеты все выше, выше и выше, ближе к звездам».

Это письмо оказалось предсмертным. Организм Ф. А. Цандера не выдержал тифа, и 28 марта 1933 г. в 6 часов утра на 46-м году оборвалась его необыкновенная и яркая жизнь.

В газете «Техника» № 30 от 30 марта 1933 г. был помещен некролог (см. стр. 71).

А вот что вспоминает бывший механик ГИРДа Н. Н. Краснухин:

«Когда я в 1932 г. работал в ГИРДе слесарем, мне приходилось выполнять монтажную и сборочную работу по первым реактивным двигателям конструкции Ф. А. Цандера.

После каждого удачного испытания у Цандера поднималась уверенность в начатом им деле. Когда он беседовал с нами, то всегда мы слышали в конце: «Вперед, на Марс». Мы настолько любили и уважали его, что у нас появилось желание произвести монтаж и сборку быстрее, и мы часто, не считаясь с временем,



Гранитный памятник Ф. А. Цандеру, установленный на его могиле в г. Кисловодске.

Инж. 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 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 Фридрих 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 (ЦГИРД).**

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.

ЕЙДЕМАН, БЕЛИЦКИЙ, БЕЛОЦКИЙ, МАЛИНОВСКИЙ, НОВИКОВ, ТЕРЕНТЬЕВ, НОНОНЕНКО, ЦИОЛКОВСКИЙ, ИЛЬИН, НИКИФОРОВ, ПЕТРОВ, РАСКИН, КОРОЛЕВ, ФОРТИКОВ, БУЛАНОВ, ПАРАЕВ, ТИХОМИРОВ, ПОБЕДОНОСЦЕВ, КОРНЕЕВ, ЕФРЕМОВ.

Некролог Цандеру, помещенный в газете «Техника» № 30 от 30 марта 1933 г.

оставались с ним вместе до тех пор, пока не проводили полностью испытания.

Он настолько глубоко верил в реальность своих идей и так убежденно передавал нам, рабочим, свою веру, что мы в ежедневной работе видели контуры будущего и радовались достигнутым успехам.

Фридрих Артурович часто бывал в мастерских, куда к нему приходили конструкторы, спрашивавшие его, как рассчитать ту или иную деталь. Он незамедлительно указывал страницу нужной книги, формулу и, что нас поражало, никогда не сбивался. Тут же подсчитывал в уме толщину материала, объяснял, как лучше сделать или смонтировать деталь.

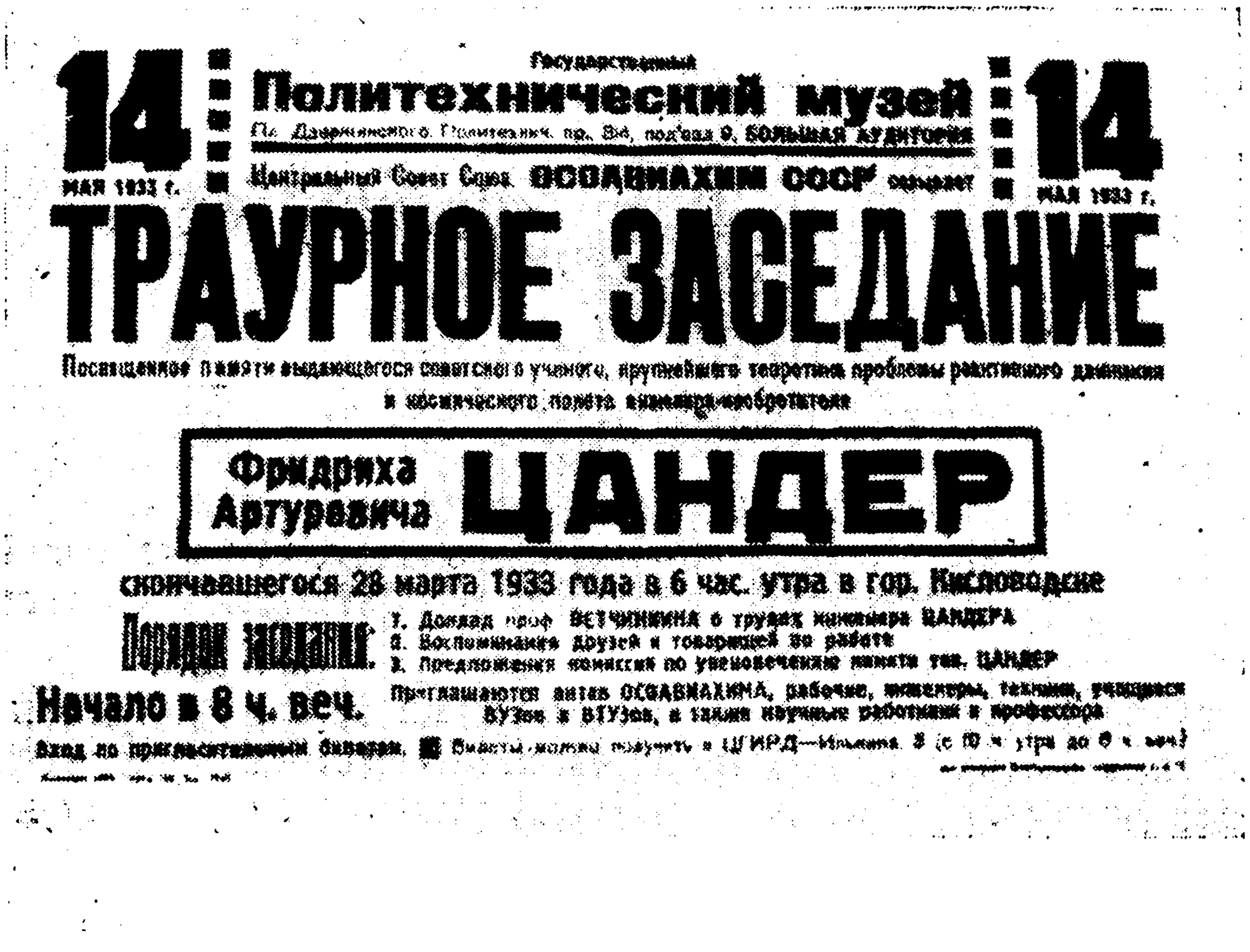
Мы работали тогда в ГИРДе в подвале при электрическом освещении, и Фридрих Артурович, увлекаясь, просиживал там до глубокой ночи. С работы его уводили почти насильно. Питался он кое-как, все время думал о конструкциях, чертил, делал описания и расчеты.

Очень часто мы ездили с ним в Осоавиахим на учебу. Находились ли мы в пути, или имели свободную минутку — всегда Цандер использовал это время и рассказывал о реактивном самолете-ракете, о ракетных полетах вплоть до обратного возвращения на Землю; при этом он развивал идею о возможности использования деталей самолета в качестве топлива в двигателе во время полета. Он рассказывал доходчиво и убежденно и когда видел, что его поняли, бывал очень доволен.

Как только начинал работать двигатель, Цандер весь преображался, у него поднималось настроение, а он умел передавать свои чувства всем присутствующим, и нам становилось легче работать, и трудности преодолевались быстрее.

Получив весть о его смерти, мы сильно горевали о потере такого прекрасного человека, каким был Фридрих Артурович».

14-го мая 1933 г. Центральным Советом Осоавиахима было созвано траурное заседание, посвященное памяти Ф. А. Цандера. Профессор В. П. Ветчинкин сделал доклад о содержательной, трудовой жизни большого ученого и большого человека Ф. А. Цандера.


14 мая 1933 г.

Государственный Политехнический музей

Центральный Совет Союза ОСОАВИАХИМ СССР созывает

14 мая 1933 г.

ТРАУРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

Посвященное памяти выдающегося советского ученого, крупнейшего теоретика проблемы реактивного движения и космического полета инженера-изобретателя

Фридриха Артуровича ЦАНДЕР

скончавшегося 28 марта 1933 года в 6 час. утра в гор. Кисловодске

Порядок заседания:
1. Доклад проф. ВЕТЧИНКИНА о трудах инженера ЦАНДЕРА
2. Воспоминания друзей и товарищей по работе
3. Предложения комиссии по увековечению памяти тов. ЦАНДЕР

Начало в 8 ч. веч.

Приглашаются актив ОСОАВИАХИМА, рабочие, инженеры, техники, учащиеся ВУЗов и ВТУЗов, а также научные работники и профессора

Вход по пригласительным билетам. Билеты можно получить в ЦГИРД—Ильинка, 8 (с 10 ч. утра до 6 ч. веч.)

Впоследствии друзьями и учениками Фридриха Артуровича на его могиле в Кисловодске был воздвигнут гранитный памятник, в верхней части которого укреплена точная копия ракеты ГИРД-Х.

На родине Ф. А. Цандера, в Риге, на улице Бартас, у дома, где он жил, установлена мемориальная доска.



Мемориальная доска, установленная в Риге, у дома, где жил Ф. А. Цандер.

После смерти Ф. А. Цандера бригада продолжала работать над его ракетой ГИРД-Х и 25 ноября 1933 г. одна из первых советских ракет на жидком топливе была установлена в окрестности Москвы в пусковой станок.

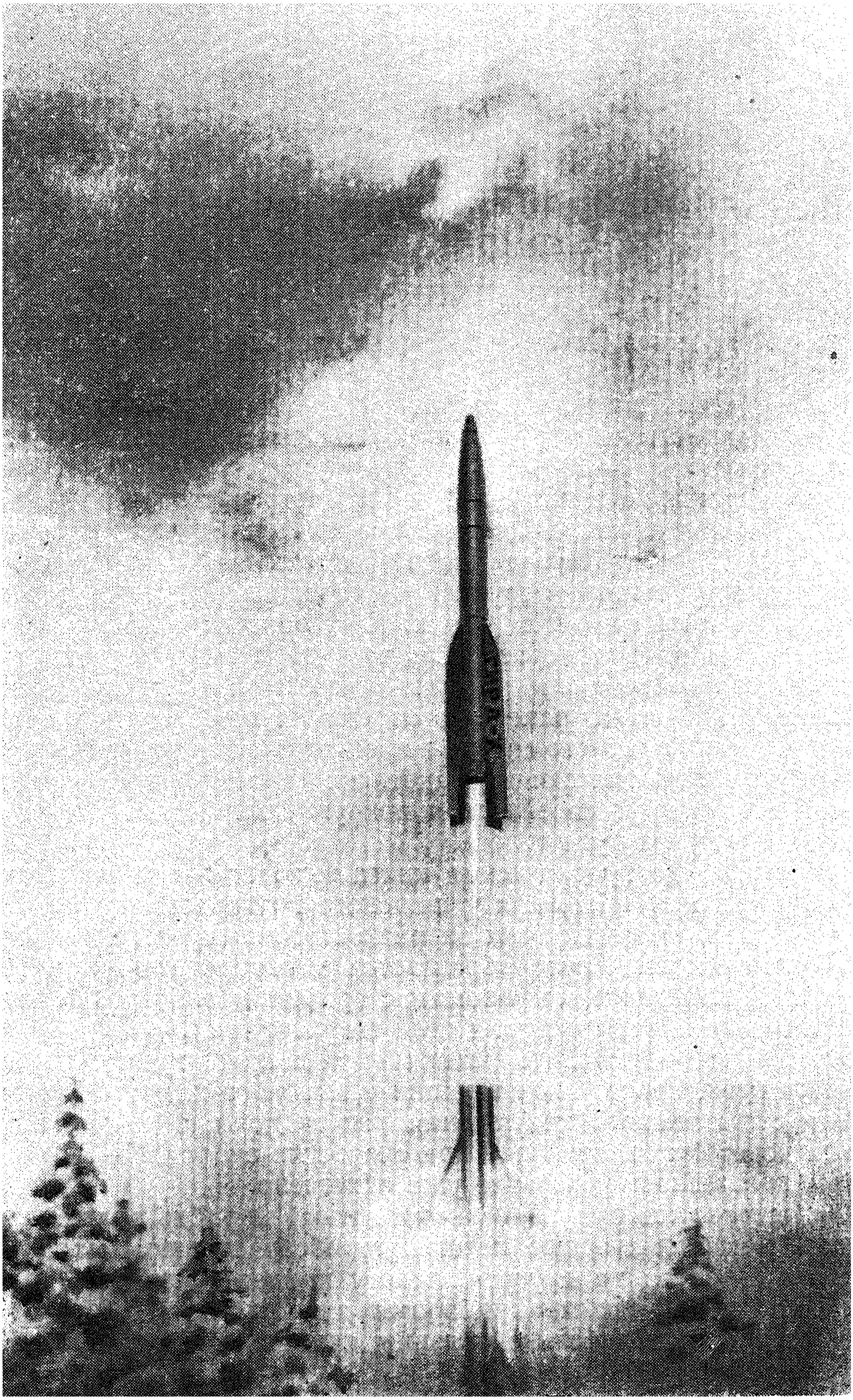
Закончены последние приготовления, баки заполнены горючим и окислителем, задраены люки ракеты. В баках начало повышаться давление. Одновременно росло общее напряжение пусковой команды. Вот, наконец, давление в баках поднялось до расчетного. Прозвучал взволнованный голос:

— Контакт!

Мгновенно включилось зажигание. Заработал реактивный двигатель, ракета с надписью ГИРД-Х вылетела из пускового станка и, набирая скорость, стремительно унеслась ввысь, в ясное голубое небо, прославляя имя крупнейшего ученого, пламенного советского патриота, пионера ракетостроения в СССР — Фридриха Артуровича Цандера.



Группа ракетчиков перед пуском ракеты ГИРД-Х 25 ноября 1933 года.



Ракета ГИРД-Х в момент взлета.

ПРОБЛЕМА ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ РЕАКТИВНЫХ АППАРАТОВ [1]

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящая книга имеет целью популяризацию идей межпланетных сообщений.

В книге даны расчеты теоретической диаграммы сжатия в струйном нагнетателе и расчеты полета далеко 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 собой; формулы, выведенные мною для к. п. д. ракеты; определение потерь 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 и 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 получаются весьма большой мощности, простой конструкции и высокого к. п. д. Для преодоления силы земного притяжения ракета должна как бы перебраться через бугор, лежащий при скоростях около 400—700 *м/сек*, 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, астрономы невольно обязаны принять активное участие в постройке своего прибора.

Ф. А. Цандер

---

[1] Была издана отдельной книгой, ОНТИ, Москва, 1932.

ВВЕДЕНИЕ

Исследования теоретического и практического характера в области реактивных двигателей ведутся как по направлению создания самостоятельной ракеты, 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° окружности земного шара, или 2200 *км,* требуется сообщить аэроплану внутри атмосферы скорость, равную 4,3 *км/сек,* причем длительность пребывания вне атмосферы составляет 12,6 мин., что достаточно для получения дальнейшего ускорения до скорости 7,9 *км/сек,* 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/сек*), 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 эти особенно безопасны ввиду того, что у них отсутствует легко приводящий ко взрывам жидкий кислород. Для полетов через низшие слои атмосферы отказ от жидкого кислорода создает особо благоприятные условия вследствие уменьшения веса. Затем будут рассмотрены ракеты, использующие часть своей конструкции в качестве горючего материала. В них предел для общего количества горючего материала, который может быть использован, настолько приближается к 100% от общего веса ракеты, что, по всей вероятности, при помощи их будет совершен первый полет в мировое пространство с полным отделением от земного шара.

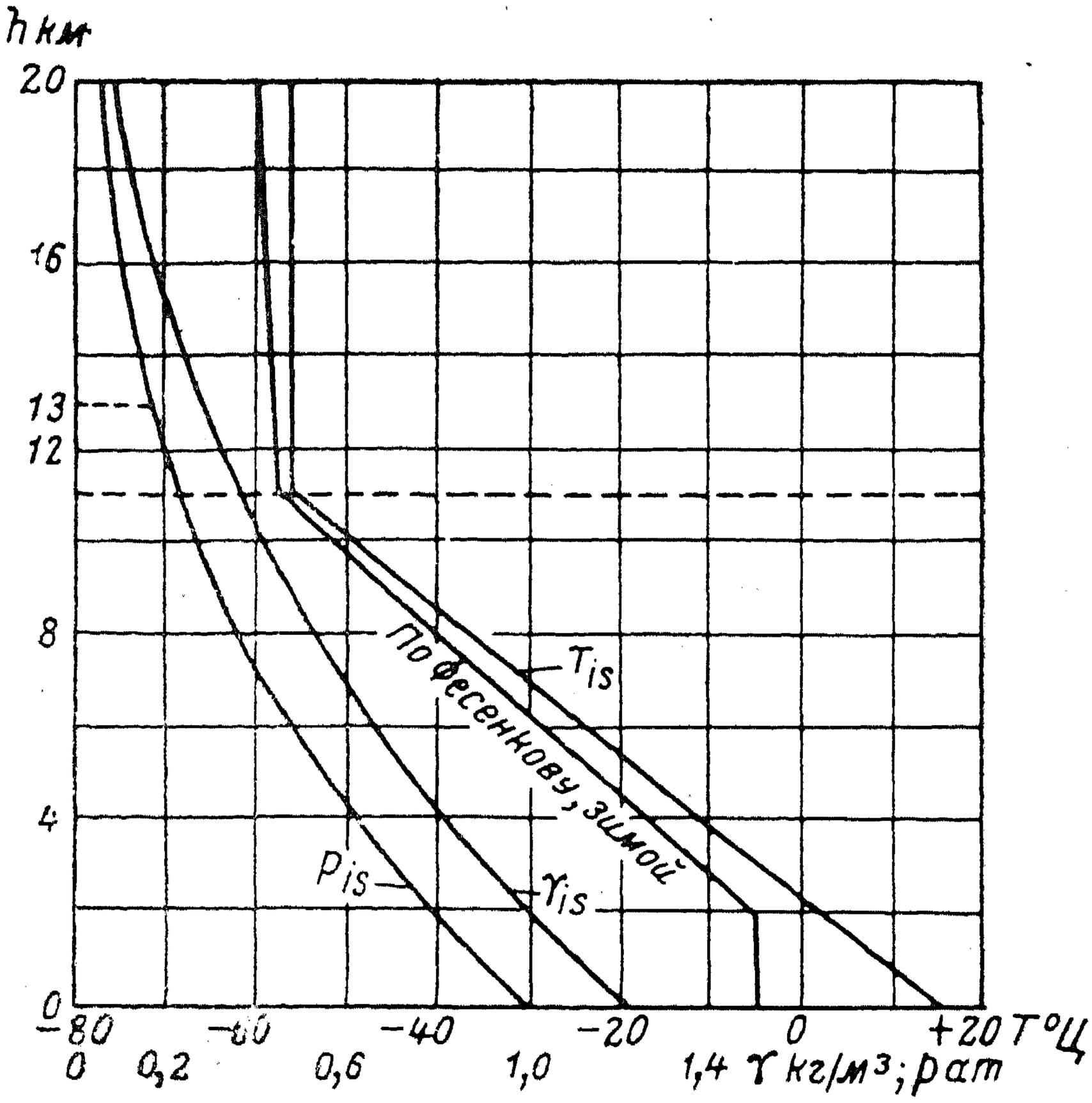
1. Высота атмосферы Земли

Первостепенную роль для использования полетов через высшие слои атмосферы и временных вылетов из земной атмосферы играет давление, температура, плотность и состав атмосферы на больших высотах.

Ввиду того, что в дальнейшем придется ссылаться на эти величины, на фиг. 1 изображены кривые изменений их в зависимости от высоты по данным международной стандартной атмосферы.

Международная стандартная атмосфера, за которую в 1920 г. принята стандартная атмосфера Франции, представлена до высоты 20 *км*, причем p_{is}, T_{is} и γ_{is} означают давление, температуру и плотность атмосферы.

На фиг. 2 нанесены величины $\lg p_{is}$ и $\lg \gamma_{is}$ до высот 300 *км*, а на фиг. 3 еще T_{is} в предположении, что температура начиная с 11 *км* постоянная величина ($T_{is} = 56{,}5°\,\text{C} = 216{,}5°$ абс.).

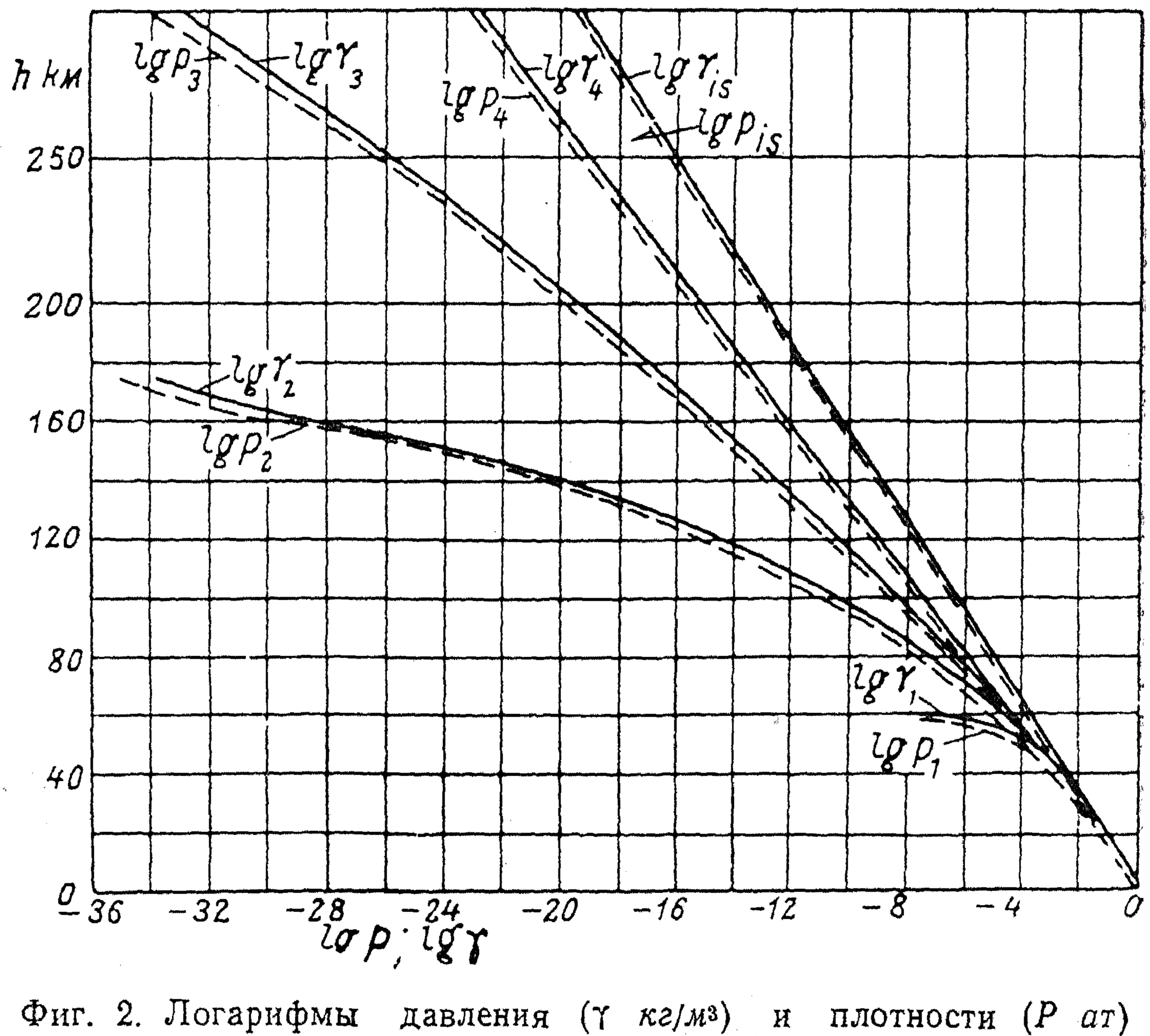


Фиг. 1. Температура, давление и плотность атмосферы до высоты 20 *км*.

Для сравнения на фиг. 3 представлены кривые температур по различным источникам, а на фиг. 2 еще соответствующие логарифмы плотности и давления. Кривая T_1 дает величины для случая адиабатического изменения температуры для больших высот, кривая T_2 вычерчена в предположении, что для высот, бóльших 200 *км*, температура близка к абсолютному нулю; кривая T_3 представляет собой нечто среднее между кривыми T_2 и T_4, а последняя дает величины в предположении, что температура для высот, бóльших 33 *км*, равна 180° абс. По кривым T_2, T_3 и T_4 были мною вычислены логарифмы плотности и давления, показанные на фиг. 2. Наконец, кривая T_5 дает температуры по Андойеру, близкие к температурам по кривой T_1.

На фиг. 3 еще показаны кривые температур и логарифмов плотности отдельных составных частей атмосферы: O_2, N_2 и H_2, принятых проф. В. Г. Фесенковым, производившим в 1915—1916 гг. на-

блюдения в Харькове над длительностью вечерней зари с целью определения высоты атмосферы [1] и температуры. Кривые вычислены на основании этих наблюдений проф. В. П. Ветчинкиным в Москве по особому методу, дающему в результате совпадение первоначальных температур с вычисленными [2].



Фиг. 2. Логарифмы давления (γ *кг/м*³) и плотности (P *ат*) атмосферы до высоты 300 *км*.

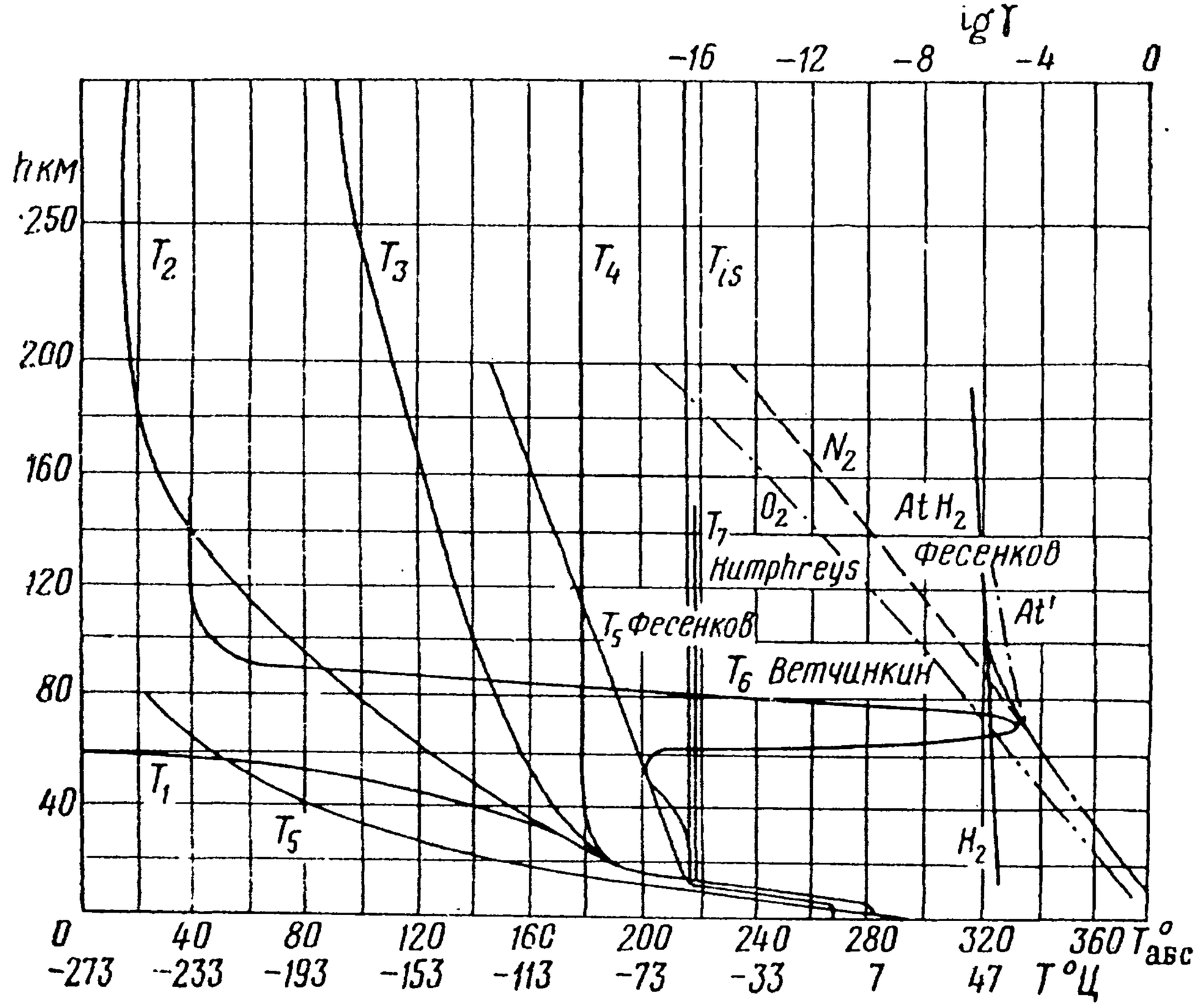
Относительный результат наблюдений проф. В. Г. Фесенкова представляет кривая At', довольно хорошо согласующаяся с его теоретической кривой At. Кривая плотностей, полученная проф. В. П. Ветчинкиным, практически почти совпадает с кривой At'.

Логарифмы давлений отдельных составных частей атмосферы, по Фесенкову, даны на фиг. 4, на которой для сравнения нанесена кривая давлений по Вегенеру (Wegener). Видно, что по своему характеру обе кривые довольно хорошо согласуются одна с другой, и что водород, а у Вегенера введенный им гипотетический элемент геокороний играют решающую роль при определении плотности и давления атмосферы на высотах, бóльших 80 *км*.

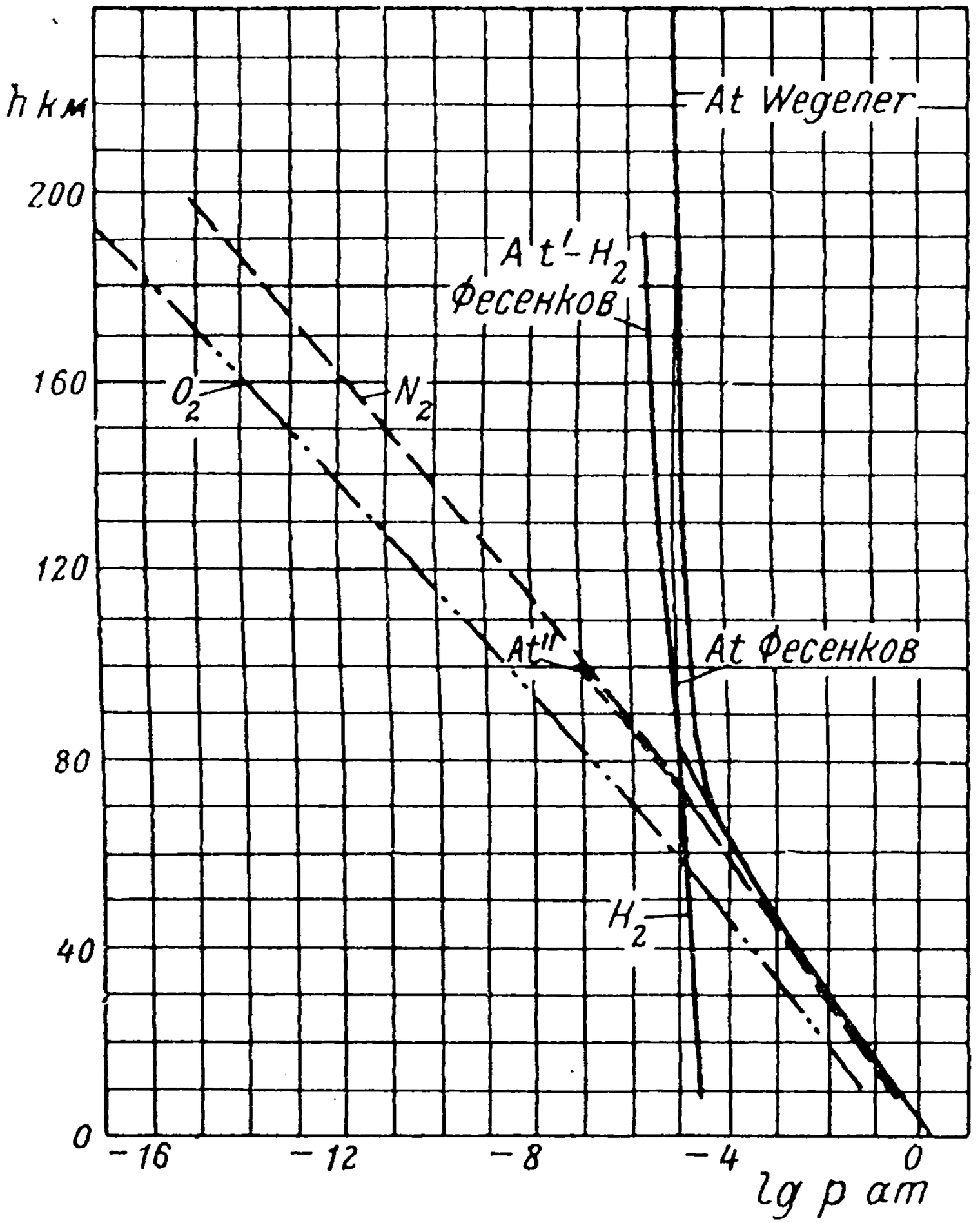
---

[1] Труды Главной Российской астрофизической обсерватории, том II, 1923, стр. 6—113. (По его данным мною были вычислены абсолютные значения давлений и плотностей).

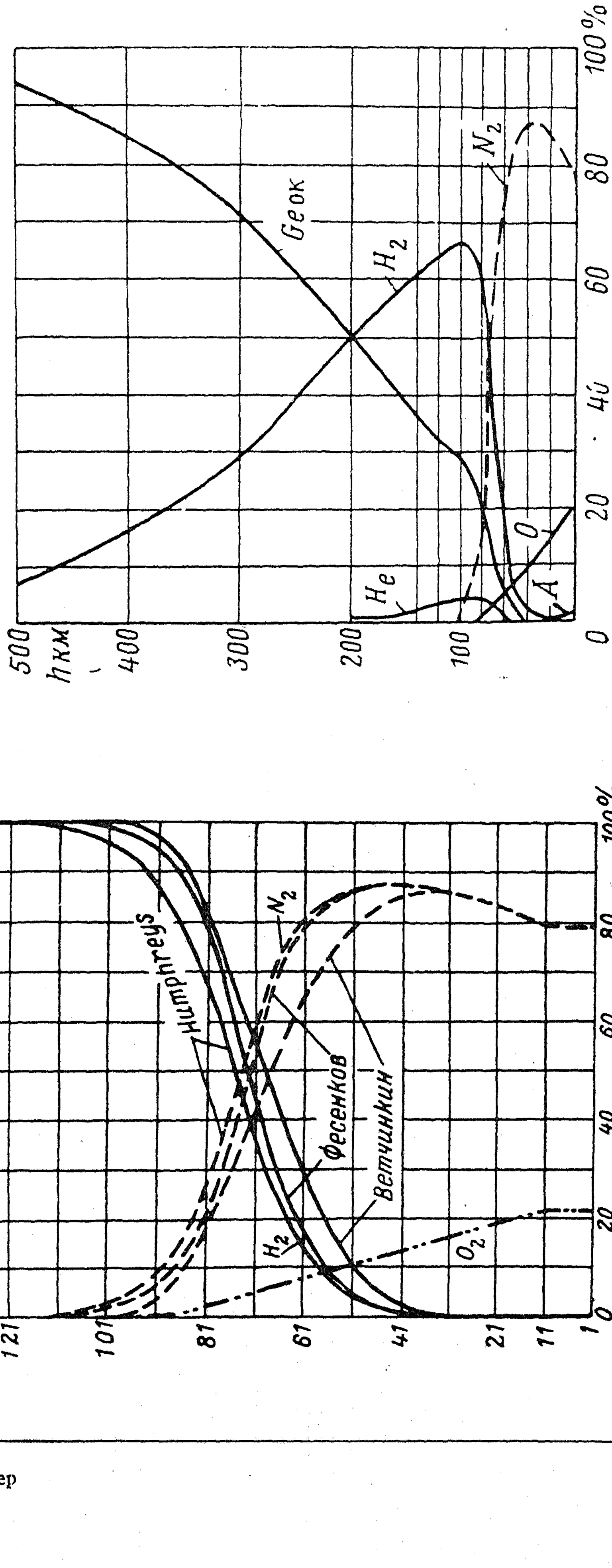
[2] Русский астрономический журнал, том IV, вып. 4, 1927.



Фиг. 3. Температура атмосферы до высот 300 *км* и логарифмы плотности атмосферы (γ *кг/м*³) до 200 *км* по Фесенкову.



Фиг. 4. Логарифмы давления атмосферы и ее составных частей.



Фиг. 6. Состав атмосферы по Вегенеру.

Фиг. 5. Состав атмосферы по Фесенкову, Ветчинкину и Гомфрейсу (Humphreys).

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 имеются на столь больших высотах, а о распадении молекул азота при этих давлениях ничего неизвестно.

Давление атмосферы, по Фесенкову, в предположении однородного состава ее, дано кривою At'' (см. фиг. 4).

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

2. Влияние состава, плотности, давления и температуры атмосферы на мероприятия, предпринимаемые для обеспечения полетов

Из приведенных фигур 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 собой гремучий газ, к которому прибавлен азот. В случае, если особыми струйными нагнетателями, о которых будет речь ниже, удастся сжимать эту смесь до достаточно больших давлений, ее можно будет сжигать в качестве горючего, и для быстрых полетов на этой высоте, а также и для дальнейшего ускорения до первой межпланетной скорости 8 *км/сек* не придется брать с собой никакого жидкого горючего.

Плотность атмосферы на этой высоте составляет приблизительно 0,0001 $кг/м^3$, что соответствует скорости полета ~3500 *м/сек* 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 55—60 *км* меньше.

Необходимый расход горючего в этом случае сокращается значительно ввиду того, что для скоростей, больших 3500 *м/сек,* горючего не потребуется. Применяя, например, обыкновенный реактивный двигатель, работающий на бензине и жидком кислороде, и принимая скорость истечения продуктов сгорания бензина равной 3340 *м/сек,* получаем в нашем случае количество бензина и жидкого кислорода, потребное для достижения высоты 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 трением о воздух и силой притяжения Земли; при наклонном полете и достаточно сильных ускорениях действительный расход не слишком сильно превысит указанный.

Для поддержания полного веса аэроплана до скоростей полета, равных ~11 000 *м/сек,* требуется плотность атмосферы, равная ~10^{-5} $кг/м^3$; какая имеется на высоте 80—90 *км* над поверхностью

Земли. На высоте 200 *км* над поверхностью Земли плотность атмосферы, даже с учетом неоднородного состава ее, равна лишь 1 : 330 части выше указанной величины; 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 фиг. 2 легко усмотреть, что при однородном составе атмосферы сопротивлением ее на высотах, бóльших 120 *км*, можно вполне пренебречь, так как здесь $\lg \gamma_{is} = -7{,}5$, т. е. $\gamma_{is} = 3 \cdot 10^{-8}$ *кг/м*^{3}.

Давление атмосферы нас интересует постольку, поскольку термический к. п. д. реактивных двигателей увеличивается с увеличением высоты над поверхностью Земли, так как газы имеют возможность 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. В дальнейшем увидим, что уже давление в 1 : 1000 *ат* вполне достаточно для получения термических к. п. д., равных от 80 до 90%. Это давление имеет место на высоте 45—50 *км*.

При наличии наружных смазываемых частей или открытых сосудов 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 замерзнет. 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 в достаточной степени уменьшить испарение.

Для человека при давлениях, меньших $\approx$150 *мм* рт. ст., требуется либо герметическая 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 происходить в случае, если температура воздуха, вычисленная проф. В. П. Ветчинкиным для высот 60—80 *км* (до +60° Ц), 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 земной атмосферы этим будет очень затруднен. Однако из определения мощности, соответствую-

щей 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 4,3 *км/сек* и под углом 40° к горизонту).

При вертикальном подъеме скорость на высоте 80 *км* равна нулю в случае, если скорость, сообщенная ракете около поверхности земли, была немного более 1,3 *км/сек,* а полет вверх совершался по инерции; но расход горючего на весь этот полет до скоростей 5—12 *км/сек* будет больше, если подниматься с ускорением.

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 трудно подогреваемых 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

Переходя к 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 к. п. д. до величины приблизительно 80% возможно, если выходная и входная улитки будут устроены соответственной формы и размеров; степень нагнетания может быть также повышена увеличением числа оборотов и диаметра колеса, но и здесь для целей сверхавиации поставлен предел окружной скоростью, которая не может быть больше приблизительно 500 *м/сек*. Это соответствует поднятию давления до $h = \eta \frac{\gamma u^2}{g} =$ $= 0{,}5 \frac{500^2}{8} = 15\,600$ *мм* вод. ст. 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 нагнетателей.

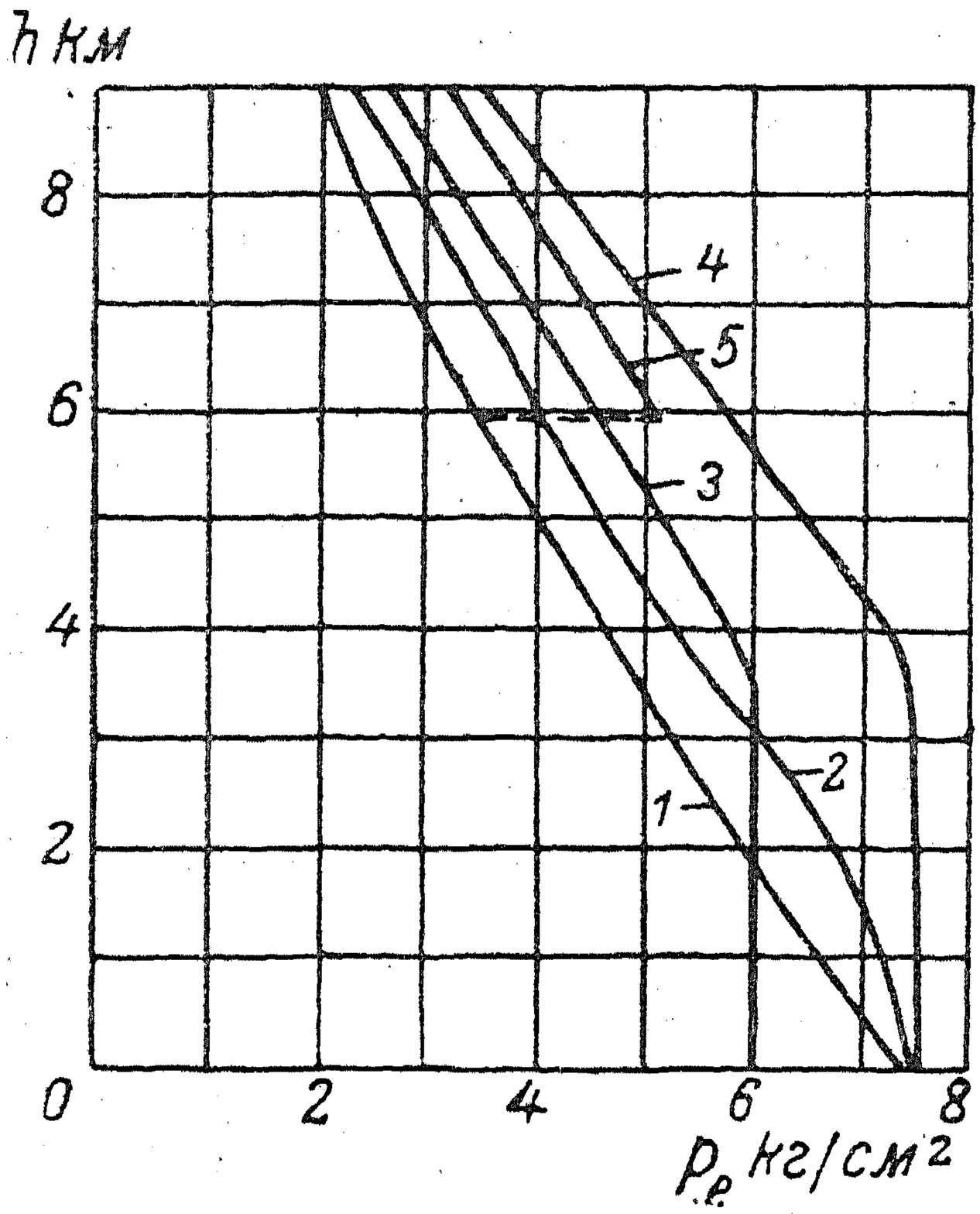
При двух ступенях получаемое давление равно около $(1+1{,}56)^2 = 6{,}5$-кратного от исходного; этим можно будет получить нормальную мощность двигателя еще на высоте около 13 *км* (см. фиг. 1). Давление свободной атмосферы на этой высоте равно примерно 1 : 6,5 *кг/см*^{2}.

При десяти ступенях получится $2{,}56^{10} = 1{,}2 \cdot 10^4$-кратное сжатие, что даст 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 большего нагнетателя увеличится уже почти вдвое, и температура воздуха поднимется в $(2{,}56^{10})^{0{,}4/1{,}4} = 2{,}56^{2{,}86} = 14{,}7$ раз, или приблизительно до $285 \cdot 14{,}7 = 4200°$ абс. Даже при полном охлаждении между каждыми двумя соседними ступенями (что не вполне возможно) количество теплоты, без пользы отведенной, большое и работа для приведения в действие нагнетателя значительна.

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

При окружных скоростях, больших 500 *м/сек*, вес колеса нагнетателя слишком увеличивается. Для уменьшения гироскопического 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 у обычных двигателей дает весьма хорошие результаты. Увеличение степени сжатия 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.



Фиг. 7. Среднее эффективное давление высотных двигателей до высоты 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% кислорода теплотворная способность увеличивается на 50%.

Вес жидкого кислорода приблизительно в четыре раза больше веса горючего, но в случае, если лететь только поднимаясь, 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 (больше kv), 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 фиг. 7 для низких высот полета (до 9 *км*): кривая *1* относится к обыкновенному двигателю;

2 — к двигателю с увеличенной степенью сжатия; *3* — к двигателю с увеличенной степенью сжатия и увеличенными размерами поршня; *4* — к двигателю, снабженному нагнетателем; *5* — к случаю применения добавочного кислорода.

Весьма мало исследованы еще двигатели, работающие на чистом кислороде взамен воздуха. Мною были схематично разработаны два проекта таких двигателей. В первом проекте 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 0,2 *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.

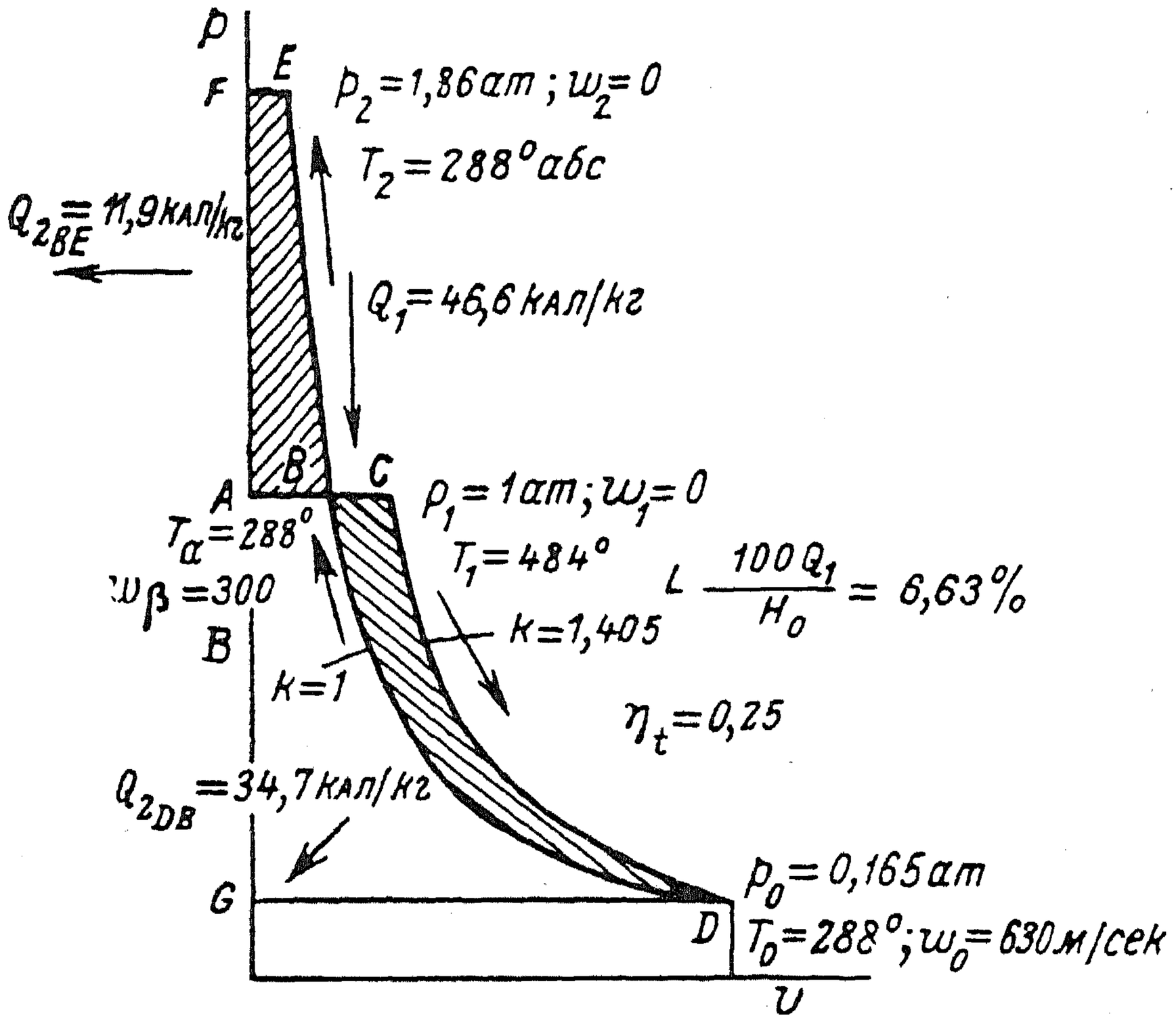
Малый вес двигателя, работающего жидким кислородом, дает возможность летать в течение 2—3 час., причем общий вес двигателя, топлива и кислорода меньше веса обыкновенного двигателя вместе с топливом. Меняя давление и наполнение, можно мощность менять в весьма больших пределах, а кроме того, малый вес двигателя сильно облегчает аэроплан и дает ему возможность подниматься выше, чем с обыкновенным двигателем.

Второй проект относится 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. Здесь мною будут рассмотрены такие, в которых воздух или в общем случае какие-либо газы подогреваются под определенным давлением, за-

тем расширяются адиабатически, политропически или, следуя какому-либо другому закону, ускоряют движение в раструбе, причем 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.



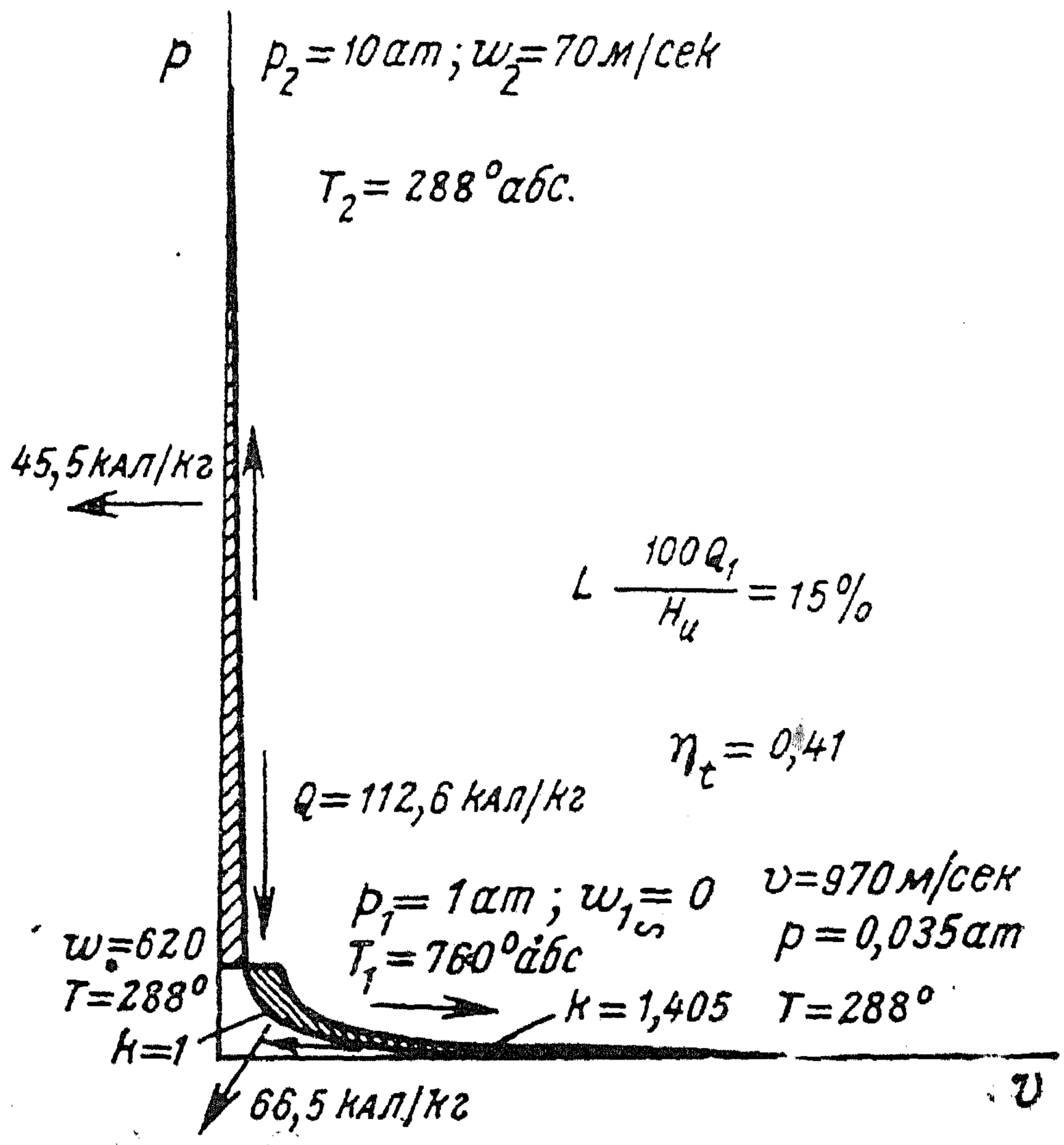
Фиг. 8. Диаграмма R струйного нагнетателя; сжатие воздуха до $p_2=1{,}86$ *ат*.

Теоретическая диаграмма pv (p — давление, v — объем) такого аппарата представлена на фиг. 8 и 9. Фиг. 8 относится к сжатию воздуха с 1 до 1,86 *ат*, а фиг. 9 к сжатию с 1 до 10 *ат*. Начальное состояние газа — точка B (см. фиг. 8); газ нагревается при постоянном давлении, конечное состояние его точка 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 $w_D^2/2g=$площади $ACDG$; скорость в точке B при обратном сжатии $w_B^2/2g=$площади BCD; скорость в точке E равна как раз нулю, в случае если площадь $BCD=$площади $FEBA$.

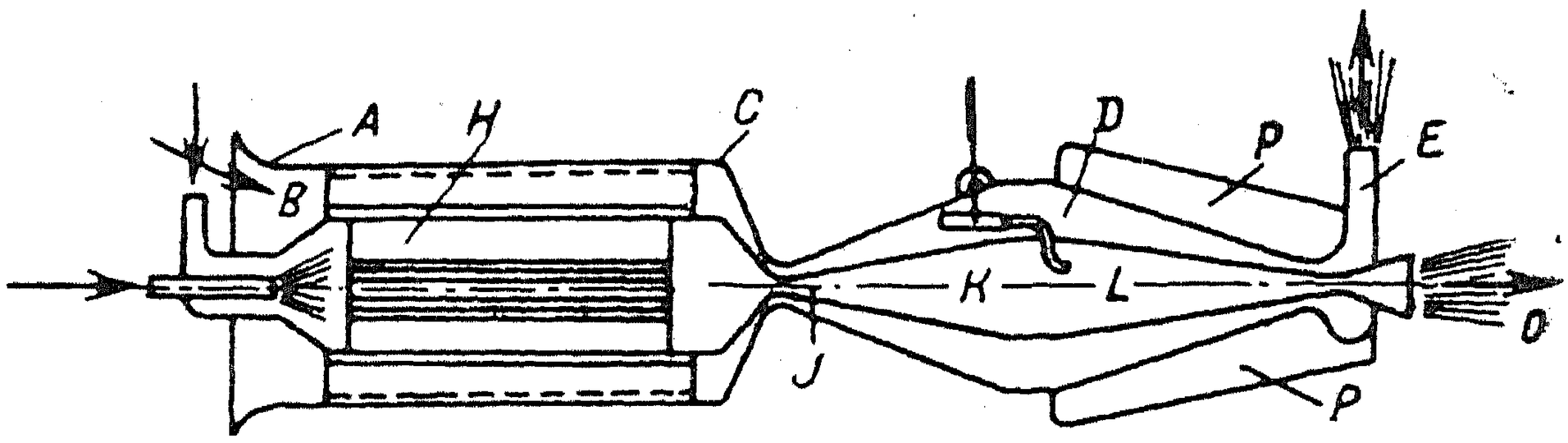
Практическая диаграмма будет несколько отличаться от теоретической и даст несколько меньшее давление. Давление p, температуры T° абс и скорости w *м/сек* нанесены на диаграммах так же, как и количество тепла, которое необходимо передавать и отводить от него.

Схема прибора к этому круговому циклу показана на фиг. 10. Через трубу *H* движется газ (продукты сгорания из двигателя или специально под большим давлением сожженное топливо и т. д.)



Фиг. 9. Диаграмма *pv* струйного нагнетателя; сжатие воздуха до $p_2 = 10$ *ат*.

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. Подсасываемый воздух движется при состоянии наружного воздуха в промежутке между на-



Фиг. 10. Струйный нагнетатель для получения сжатого воздуха.

ружным кожухом *A* и трубой *H*; на протяжении от *B* до *C* воздух подогревается ребрами, причем труба *H* может иметь также форму подогревающей спирали или радиатора. От *C* до *D* воздух расширяется, а затем опять сжимается, причем он выступает для

дальнейшего употребления через трубу E; K — маленькая трубка, взамен которой можно взять также и просто отверстие в стенке внутренней трубы, трубка K в период пуска служит в качестве воздушного насоса для установления низкого давления воздуха в полости 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. Давления, которые могут быть получены при весьма усиленном охлаждении, 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 (см. фиг. 8) можно получить у комбинации двигателей с этими приборами отчасти от воздуха, которым охлаждаются цилиндры, отчасти от газа выхлопа. У двигателей с воздушным охлаждением на охлаждение цилиндров и на выхлоп тратится 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 лопасти винта 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 к. п. д. на высотах, достигаемых уже теперь нами, а вторые — на 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_1 *кг/м*^{2}; начальная температура $T°_a$ абс. Пусть далее означает v_1 *м*^{3}*/кг* — удельный объем газа и R — газовую постоянную (для воздуха $R=29{,}26$).

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

$$v_a = \frac{RT_a}{p_1}. \qquad (1)$$

Подогревая воздух при постоянном давлении p_1 до температуры T_1, получаем удельный объем его, равным

$$v_1 = \frac{RT_1}{p_1}. \qquad (2)$$

Отсюда находим точку *C* диаграммы.

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

В случае же быстро летающего аэроплана или ракеты мы имеем две возможности:

1. Можем принимать скорости для точек *B* и *C* диаграммы равными приблизительно скорости полета; тогда давление p_1 будет равно давлению окружающего атмосферного воздуха.

2. Можем у входа в прибор особым раструбом сжимать воздух, как у двигателей Лорена; тогда p_1 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* буквой 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

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

или для адиабаты

$$\frac{w_0^2 - w_1^2}{2g} = \frac{c_p}{A}(T_1 - T_0) = \frac{k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]. \qquad (3a)$$

Здесь c_p — теплоемкость при постоянном давлении;

$A = 1 : 427$ — механический эквивалент тепла;

$k = \frac{c_p}{c_v}$ — показатель степени политропы.

Отсюда определяем скорость w_0 в точке *D*.

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

Формулу (3а) легко получаем интегрированием, принимая во внимание, что

$$\frac{c_p}{A} = \frac{k}{k-1} R. \tag{4}$$

Давление p_0 в точке D получаем из условия

$$p_0 = p_1 \left(\frac{T_0}{T_1}\right)^{\frac{k}{k-1}}. \tag{5}$$

Удельный объем в точке D равен

$$v = \frac{RT_0}{p_0}. \tag{6}$$

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

$$Q_1 = c_p (T_1 - T_0) = \frac{k}{k-1} AR (T_1 - T_a). \tag{7}$$

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

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

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

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

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

Скорость w_B дает нам 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

$$\int_{p_0}^{p_1} v\, dp = \int_{p_0}^{p_2} v\, dp. \tag{9}$$

Но, сжимая воздух по изотерме, получаем

$$\int_{p_0}^{p_2} v\,dp = RT_0 \ln \frac{p_2}{p_0}. \tag{10}$$

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

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

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

$$RT_0 \ln \frac{p_2}{p_0} = \frac{c_p}{A}(T_1 - T_0). \tag{9а}$$

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

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

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 количество тепла, которое необходимо отвести от воздуха в период его сжатия в обратном конусе. От наиболее низкого давления p_0 до давления p_1 [путь DB (см. фиг. 8)] необходимо отвести на 1 *кг* воздуха

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

Это следует из общего уравнения термодинамики

$$-dQ = di - Avdp, \tag{14}$$

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

$$Q_{2DB} = \frac{A}{2g}(w_0^2 - w_B^2), \tag{13а}$$

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 (см. фиг. 8) при изменении давления от p_1 до p_2

$$Q_{2BE}=ART_0\ln\frac{p_0}{p_1}=\frac{A\cdot w_B^2}{2g}. \qquad (15)$$

Мы разделили кривую сжатия на эти два участка ввиду того, что при рассматриваемых ниже 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 конусе, равна

$$Q_2=Q_{2DB}+Q_{2BE}=ART_0\ln\frac{p_2}{p_1}\frac{p_1}{p_0}=ART_0\ln\frac{p_2}{p_0}=\frac{Aw_0^2}{2g}. \qquad (16)$$

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

$$Q_1=\frac{Aw_0^2}{2g}. \qquad (17а)$$

Сравнивая (17а) и (16), находим, что у нас $Q_1=Q_2$, т. е. в диаграмме, представленной на фиг. 8, вся теплота, которая при постоянном давлении p_1 была сообщена воздуху, с него должна быть опять снята при обратном изотермическом сжатии.

Но температура воздуха при подогреве менялась от T_0 до T_1, а при обратном 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 отводиться от воздуха, может служить для подогрева свежего воздуха, только цикл тогда должен быть другим.

Определим еще к. п. д. рассматриваемого рабочего цикла.

Термический к. п. д. цикла BCD, при котором воздух сжимается только до давления p_1, равен

$$\eta t_1=1-\frac{Q_{2DB}}{Q_1}, \qquad (17)$$

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

Но, как мы видели, у нас

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

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

$$\eta_{t1} = \frac{Q_{2BE}}{Q_1} = \frac{(k-1)\,T_0 \ln \frac{p_2}{p_1}}{k(T_1 - T_0)} = \frac{\ln \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}}{\frac{T_1}{T_0} - 1}. \qquad (19)$$

Для второго цикла $ABEF$ (см. фиг. 8) можем сказать, что он представляет как раз тот цикл изотермического сжатия, с которым обыкновенно сравниваются другие циклы. Затрачиваемая здесь кинетическая энергия равна (см. формулу 15).

$$\frac{w_B^2}{2g} = \frac{Q_{2BE}}{A}.$$

Полезная полученная работа сжатия, равная площади $ABEF$, равна для изотермы

$$RT_0 \ln \frac{p_2}{p_1},$$

т. е. также равна $Q_{2BE} : A$.

Поэтому термический к. п. д. этого цикла $ABEF$ равен

$$\eta_{t2} = \frac{R \cdot T_0 \ln \frac{p_2}{p_1}}{\frac{w_B^2}{2g}} = 1$$

и общий термический к. п. д. η_t равен

$$\eta_t = \eta_{t1}\eta_{t2} = \eta_{t1} = \frac{\ln \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}}{\frac{T_1}{T_0} - 1}. \qquad (19a)$$

Пример. Теоретическая диаграмма сжатия воздуха от $p_1 = 1$ *ат* до $p_2 = 1{,}86$ *ат* (см. фиг. 8).

Примем для воздуха

$$k = 1{,}405;\ c_p = 0{,}238;\ T_0 = 288^\circ \text{ абс.}$$

Определим предварительно для ряда значений $T_1 : T_0$ по формуле (12) значения $p_2 : p_1$ (см. ниже фиг. 20); находим, что для $\frac{p_2}{p_1} = \frac{1{,}86}{1}$ отношение $\frac{T_1}{T_0} = 1{,}68$.

Отсюда $T_1 = 1{,}68 \cdot 288 = 484°$ абс.

Давления и удельные объемы теперь получаются равными для точек B, C, D и E.

Точка B:

$$p_1 = 1 \ am; \quad T_a = T_0 = 288°; \ v = \frac{RT_0}{p_1} = \frac{29{,}26 \cdot 288}{1 \cdot 10^4} = 0{,}844 \ м^3/кг;$$

точка C:

$$p_1 = 1 \ am; \quad T_1 = 484°; \ v = \frac{29{,}26 \cdot 484}{1 \cdot 10^4} = 1{,}416 \ м^3/кг;$$

точка D:

$$p_0 = p_1 \left(\frac{T_0}{T_1}\right)^{\frac{k}{k-1}} = 1 \left(\frac{288}{484}\right)^{\frac{1{,}405}{0{,}405}} = 0{,}165 \ am;$$

$$T_0 = 288°; \ v = \frac{29{,}28 \cdot 288}{0{,}165 \cdot 10^4} = 5{,}11 \ м^3/кг;$$

точка E:

$$p_2 = 1{,}86 \ am; \ T_0 = 288°; \ v = \frac{29{,}26 \cdot 288}{1{,}86 \cdot 10^4} = 0{,}453 \ м^3/кг.$$

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

$$Q_1 = \frac{k}{k-1} AR (T_1 - T_0) = \frac{1{,}405 \cdot 29{,}26}{0{,}405 \cdot 427} (484 - 288) = 46{,}6 \ кал/кг;$$

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

$$Q_{1_{2DB}} = ART_0 \ln \frac{p_1}{p_0} = \frac{29{,}26 \cdot 288}{427} \ln \frac{1}{0{,}165} = 34{,}7 \ кал/кг;$$

то же на участке BE по формуле (15)

$$Q_{2BE} = \frac{29{,}26 \cdot 288}{427} \ln 1{,}86 = 12{,}3 \ кал/кг; \ 34{,}7 + 12{,}3 = 47{,}0 \ кал/кг.$$

Термический к. п. д. по формуле (17)

$$\eta_t = \eta_{t1} = 1 - \frac{Q_{2DB}}{Q_1} = 1 - \frac{34{,}7}{46{,}6} = 0{,}255.$$

В случае если сжатый воздух должен служить для горения бензина, дающего $i = \frac{H_u}{L} = \frac{10\,500}{14{,}9} = 705 \ кал/кг$ (где $H_u = 10\,500 \ кал/кг$ — 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

$$\frac{100L \cdot Q_1}{H_u} = \frac{100 \cdot 14{,}9 \cdot 46{,}6}{10\,500} = 6{,}63\%.$$

Теоретически скорости воздуха в точках C, D, B и E равны: в точке C $w_1=0$; в точке D по формуле (7 а)

$$w_0=\sqrt{\frac{2g}{A}Q_1}=91{,}5\sqrt{46{,}6}=630 \text{ м/сек},$$

причем

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

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

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

и, наконец, в точке E $w_2=0$.

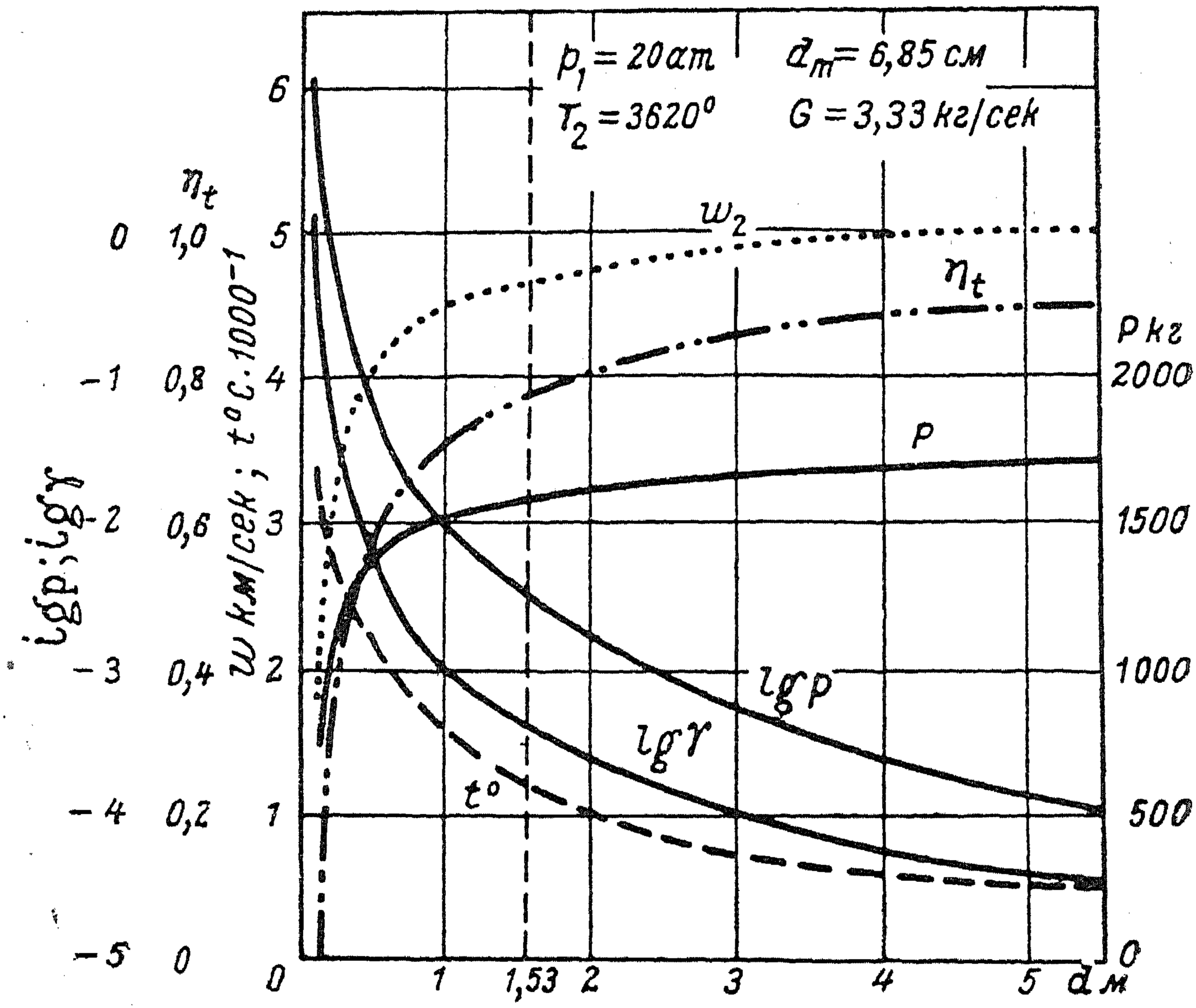
5. Реактивные двигатели прямого действия с постоянной скоростью истечения. Кривые состояния газов. Скорость, осевое давление, прохождение тепла через стенки, трение о стенки

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 собой.

Описываемые в литературе реактивные двигатели по большей части прямого действия, т. е. горючее в них 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, происходящих внутри раструба такой ракеты, был проведен мною для большой водородо-кислородной ракеты, дающей силу реакции приблизительно 1500 *кг*; расчет был проведен так, как рассчитывают форсунки паровых турбин, когда исходят из специально построенной диаграммы iS (i — теплосодержание, S — энтропия), и пользуются формулой Пира для теплоемкости водяного пара. При больших размерах раструба количество тепла, отводимое через стенки, в процентном отношении ко всему теплу — небольшое количество, поэтому расчет был произведен для адиабатического изменения состояния газа (фиг. 11).



Фиг. 11. Диаграмма состояния и действия газов в водородо-кислородной ракете.

Основные данные ракеты

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

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

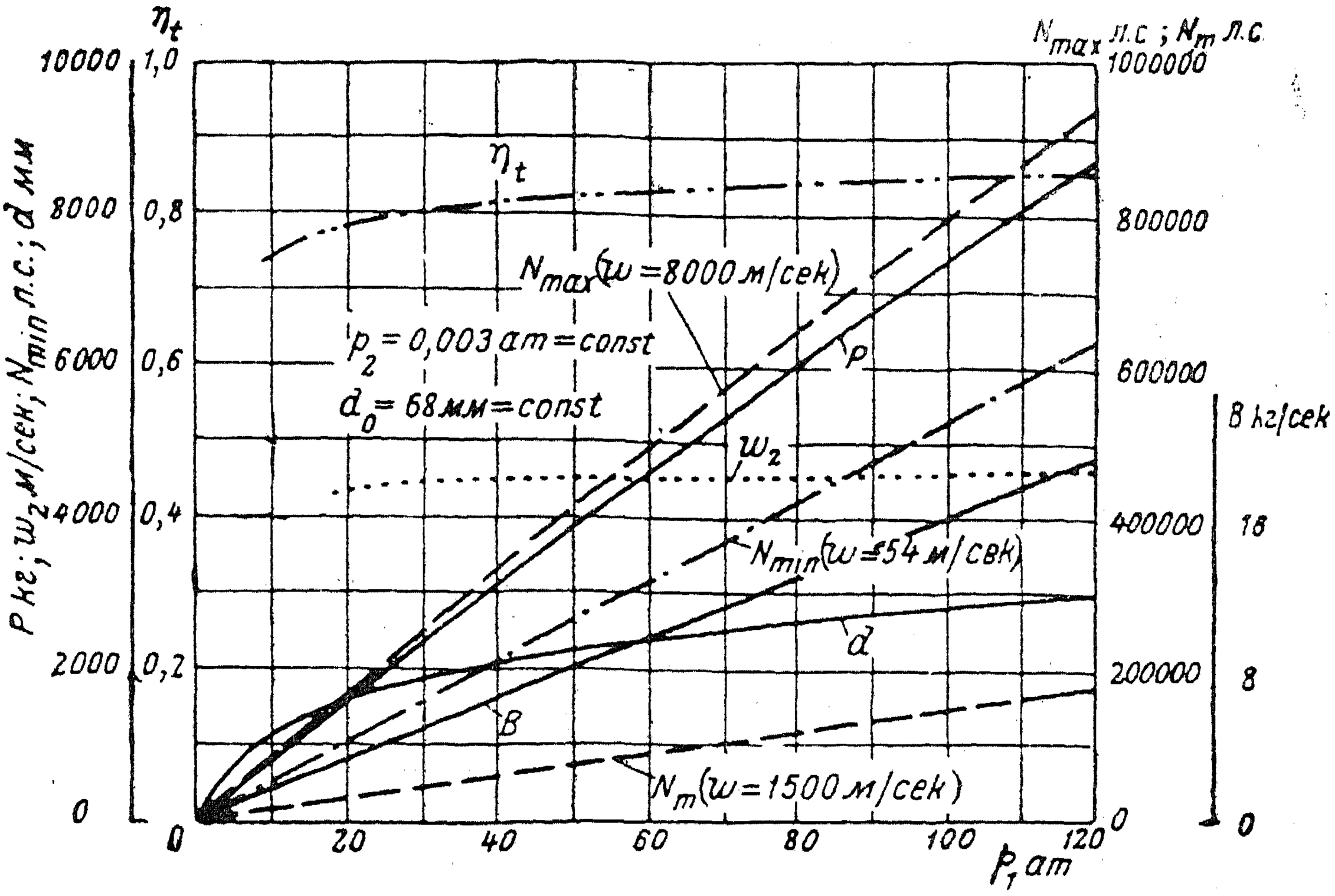
w_2 — скорость продуктов сгорания, *км/сек*;
t° — температура газов, °Ц;
$\lg p_{at}$ — логарифм давления газов;
$\lg \gamma$ *кг/м*^{3} — логарифм уд. веса газов;
P — полученная сила реакции *кг*;
η_t — термический к. п. д. до данного сечения, считая теплоту отходящих газов потерянной.

Из диаграммы усматриваем довольно резкий поворот кривых P, η_t и w_2 от крутого подъема к пологой кривой около давления приблизительно 0,01 *ат*, что соответствует диаметру выходного се-

чения приблизительно 1 *м*, причем $t^\circ \approx 1500^\circ$ Ц, $P \approx 1500$ *кг*, $w_2 = 4{,}4$ *км/сек*, $\eta_t = 0{,}71$.

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 0,01 *ат* имеется на высоте приблизительно 28 *км*; для работы двигателя на низких высотах мож-



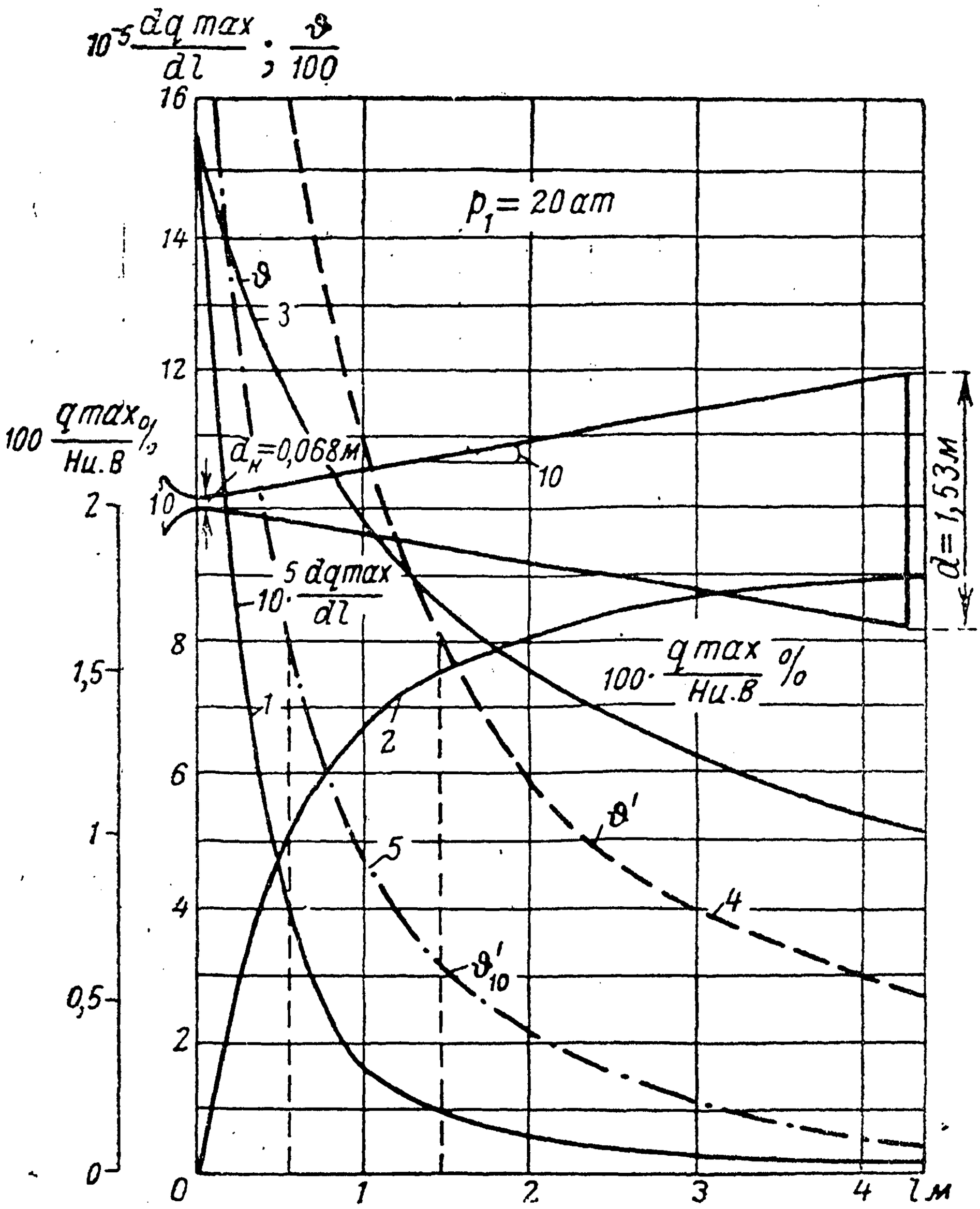
Фиг. 12. Изменение действия ракеты при переменном начальном давлении.

но устроить створчатые стенки раструба удообтекаемой формы, хотя из-за получающегося удара с присасываемым воздухом в этом случае целесообразно применять одну из рассматриваемых ниже конструкций реактивных двигателей, присасывающих наружный воздух.

Регулирование возможно также изменением начального давления газов, изменением величины наименьшего сечения раструба или же изменением выходного сечения при применении гибкой трубы или створки.

Для оценки влияния начального давления p_1 на конечный диаметр раструба при данном конечном давлении и данном наименьшем диаметре была рассчитана диаграмма фиг. 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 Нусселя — Нернста для прохождения тепла через стенки, при температуре охлаждающей воды 100° Ц получить потерю тепла приблизительно 0,4% от всего тепла, содержащегося в



Фиг. 13. Определение прохождения тепла через стенки ракеты.

горючем; разница температуры наружной и внутренней поверхности стенок лишь 2° Ц.

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 (фиг. 13); здесь кривая *1* означает потерю тепла через стенки в *кал/час* на единицу длины трубы (1 *м*), а кривая *2* — процентную потерю тепла, начиная с наименьшего диаметра. Видим, что общая потеря на этом

участке равна лишь приблизительно 2% от всего тепла, содержащегося в горючем. Кривая *3* — та температура ϑ 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:

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

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

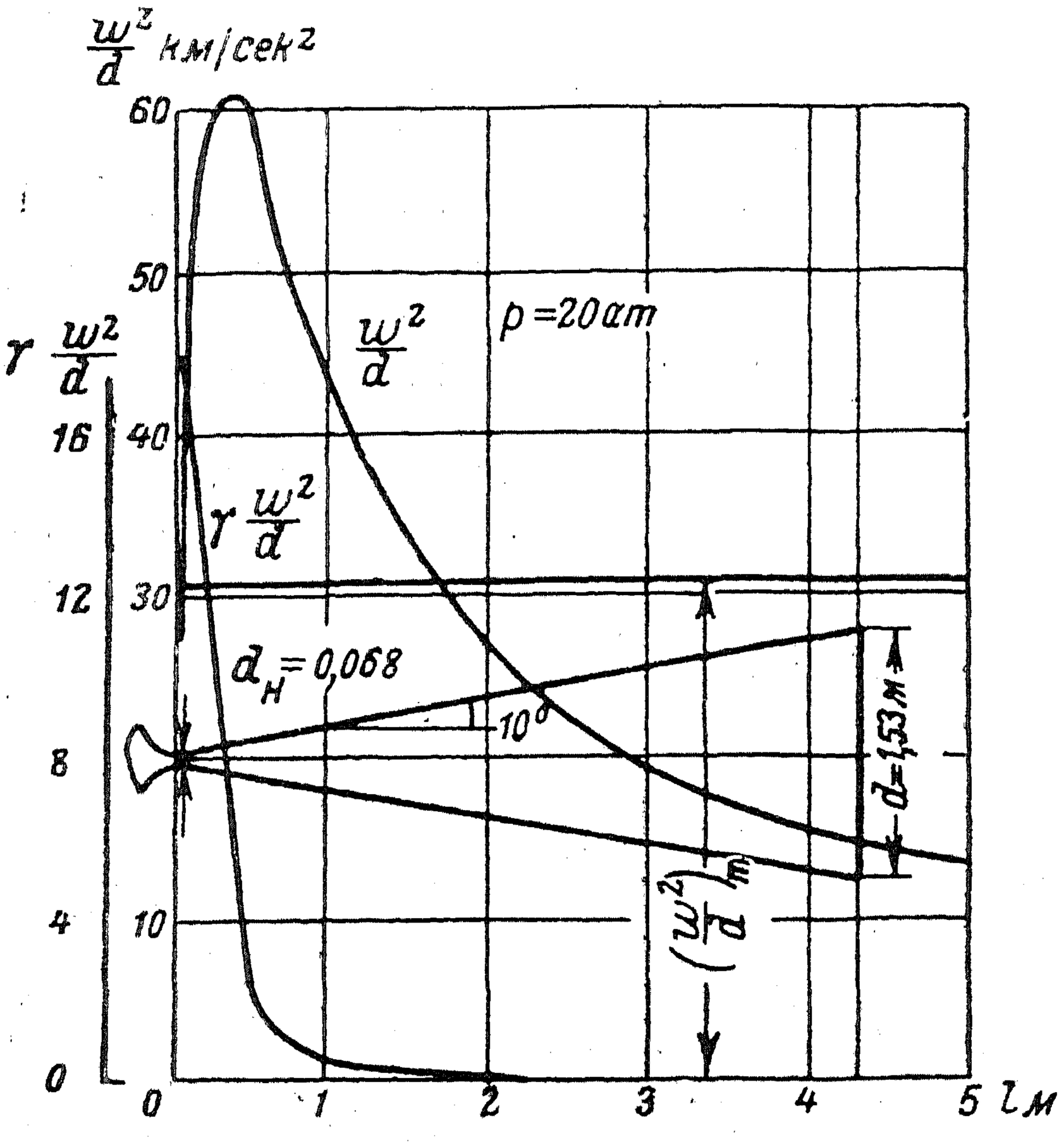
По этой формуле коэффициент теплопередачи α, а также процентное количество тепла, прошедшего через стенки, обратно пропорциональны $d^{0{,}214}$, т. е. при уменьшении диаметра в 10 раз процентная потеря увеличивается в $10^{0{,}214} = 1{,}64$ раза; иными словами, у малых ракет процентная потеря тепла больше, чем у больших. Это положение применимо к раструбам, имеющим подобные формы и одинаковое начальное состояние газов; формула Нуссельта применима, если температура стенок выше температуры сжижения 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 коэффициент α увеличивается пропорционально $B^{0{,}786}$, а процентная потеря тепла уменьшается в отношении $B^{-0{,}214}$ для заданного раструба ракеты.

Кривые *4* и *5* показывают температуры стенок раструба, которые устанавливаются вследствие излучения тепла; при этом предполагается, что стенки либо голые (ϑ' — кривая *4*), либо поверхность их излучения увеличена ребрами в десять раз. Видно, что в первом случае на длине приблизительно 1,5 *м* температура выше 800°, а во втором случае эта температура устанавливается на длине приблизительно 0,6 *м*.

Стенки раструба будут иметь эти температуры как сказано выше, лишь в случае, 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 важно 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* (см. фиг. 13) видно, что весьма близко от сильно накаливаемых мест малого диаметра лежат места, требующие сравнительно малого отвода тепла.



Фиг. 14. Трение газов H_2+O в ракете.

Теплота, образуемая трением о стенки, может быть выражена формулой

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

где $\xi\cong 0{,}02$ — коэффициент трения;

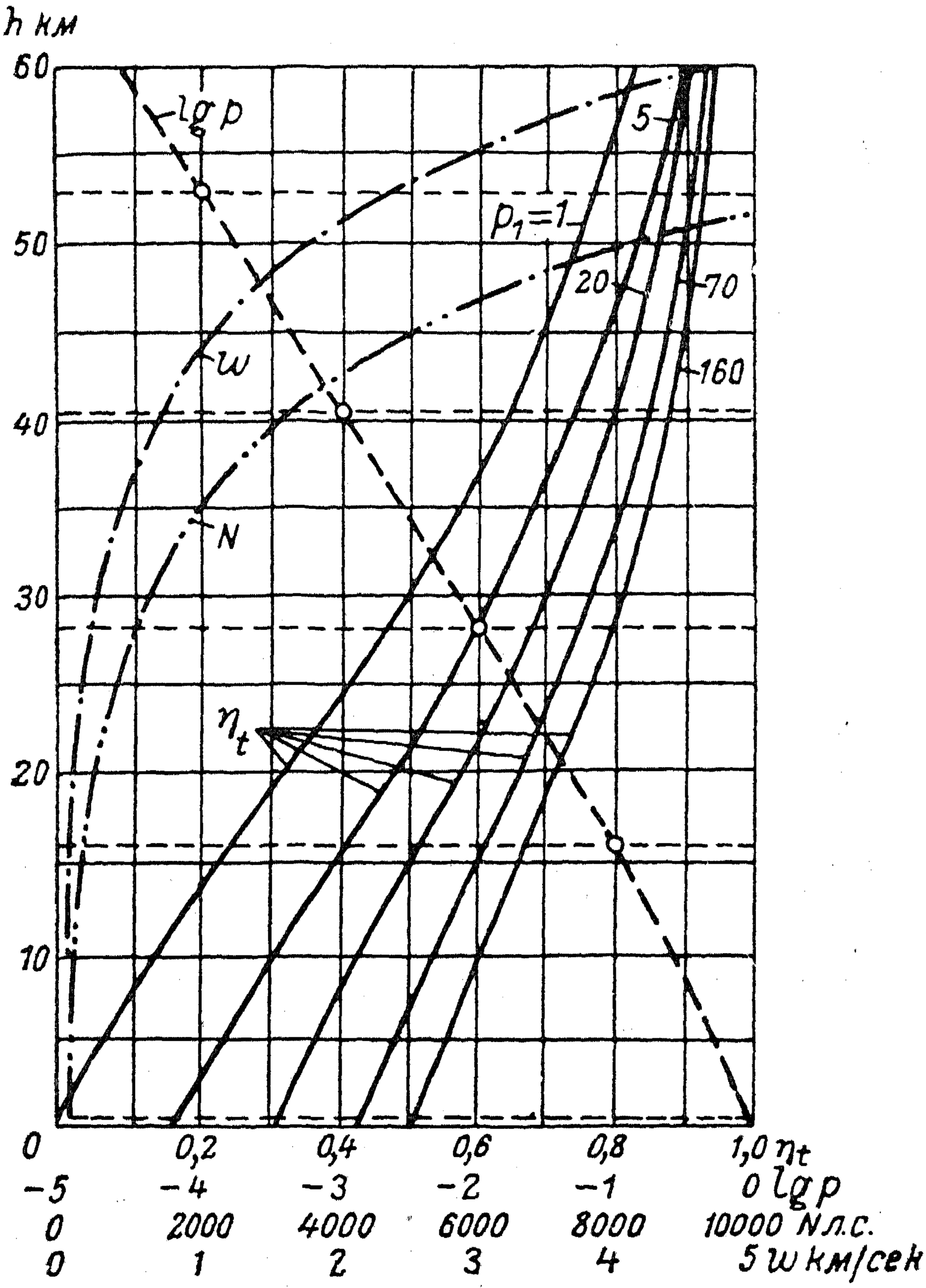
$$A=1/427;\ g_0=9{,}81\ м/сек^2.$$

Для рассмотренного выше раструба кривая w^2/d представлена на фиг. 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 давления газа одни и те же. Наибольшая потеря получается за наибо-

лее 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 $\gamma \frac{w^2}{d}$ также дана на фиг. 14; наибольшая потеря — около самого узкого места; общая потеря — 3,5% от начального давления.



Фиг. 15. Влияние высоты полета на термический к. п. д. ракеты, скорость полета и мощность реактивного двигателя.

Увеличение термического к. п. д. при увеличении высоты полета для разных начальных давлений p_1, принимая адиабатическое расширение после сгорания, видно из фиг. 15, из которой находим, что, например, при начальном давлении $p_1 = 1$ *ат* на высоте 16 *км* имеем

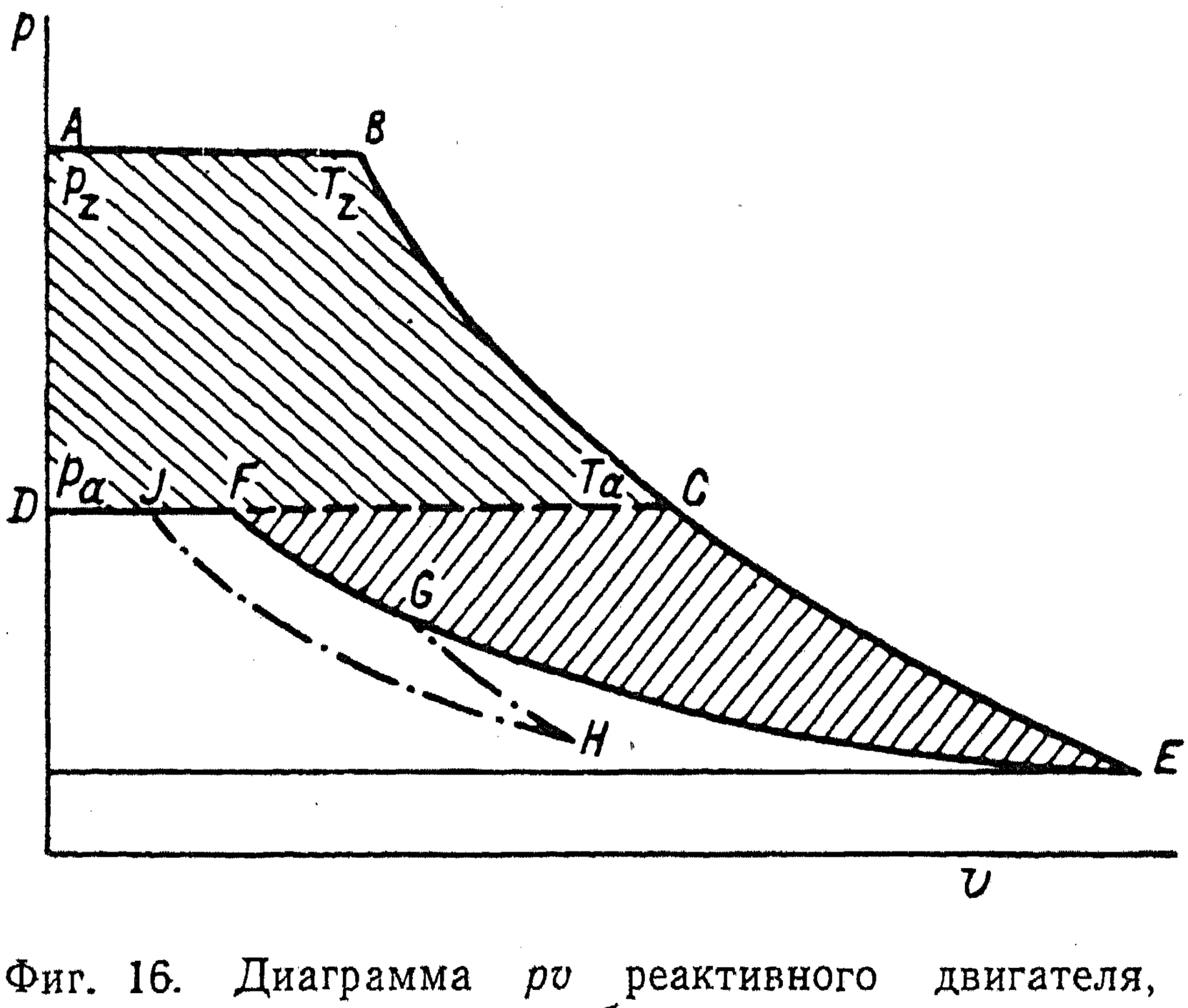
$\eta_t = 0{,}20$. Стенки раструба при столь малом начальном давлении могут быть очень тонкими.

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 с круговым рабочим циклом

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 на фиг. 16, где p — давление, а v — удельный объем газов, расширяющихся в рас-



Фиг. 16. Диаграмма pv реактивного двигателя, улучшенного рабочим циклом.

трубе ракеты, то скорость, достигнутая газами у выхода из раструба, определится уравнением

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

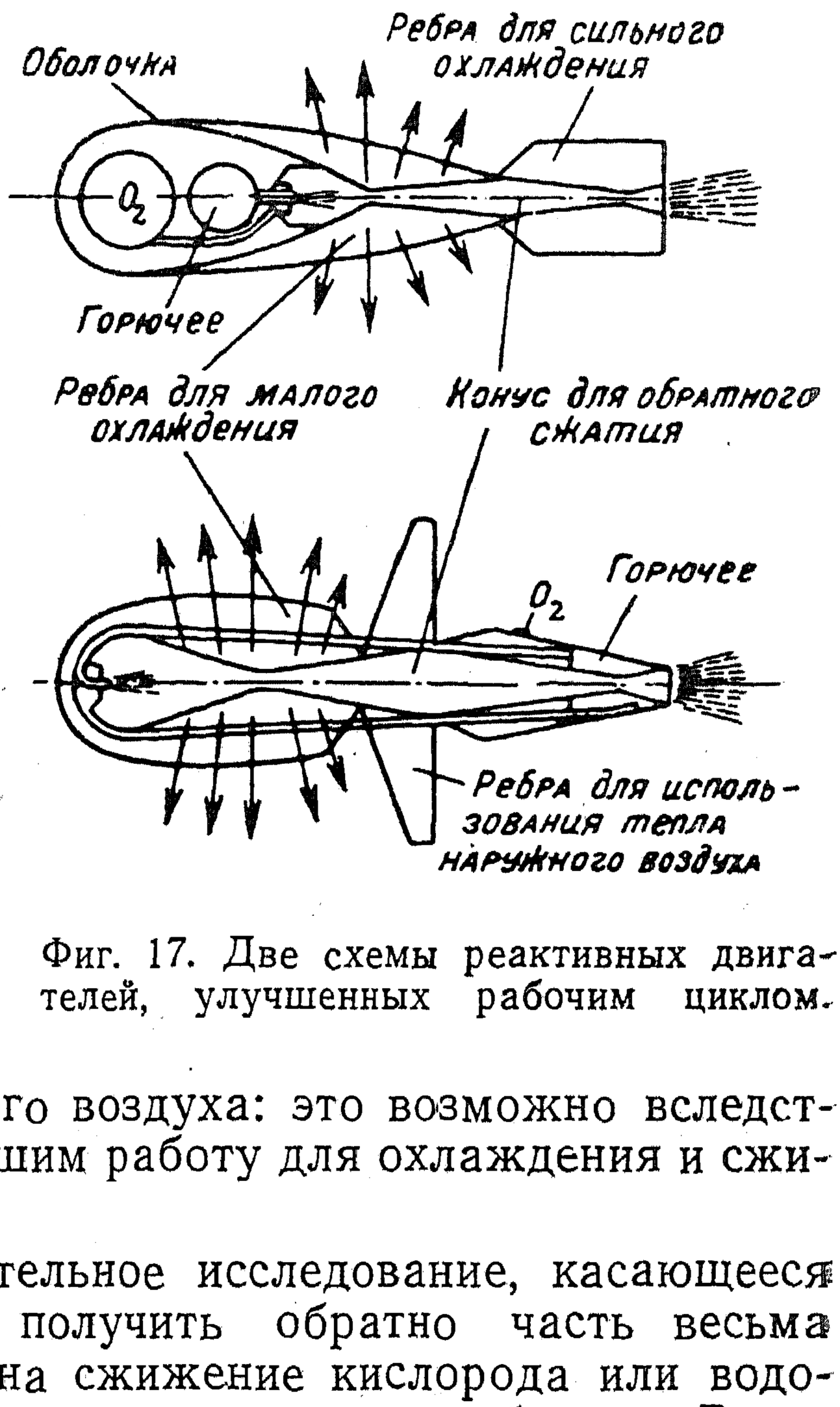
где p_z — давление сгорания, а p_a — давление свободной атмосферы на данной высоте, над поверхностью Земли.

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

щадь *ABCD*, а следовательно полученная скорость истечения W_2, сила реакции P и общий термический к. п. д. 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 (см. фиг. 14), а затем уже сжимать его, охлаждая, до давления p_a.

Схема конструкции такой ракеты показана на фиг. 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 др.). Можно также до полета охлаждать или замораживать обыкновенное горючее — бензин, бензол, толуол, для того чтобы получить после полета возможно бóльшую площадь $\int v\,dp$, т. е. возможно большее действие ракеты.



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

При слабом топливе можно кривую расширения довести до температур более низких, чем температура наружного воздуха. При охлаждении жидким воздухом или жидким водородом можно еще использовать некоторое количество тепла наружного воздуха, т. е. даровой энергии из атмосферного воздуха: это возможно вследствие того, что мы на Земле совершим 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, проведя весь рабочий цикл соответственным образом. Водород будет в этом случае еще более сильным горючим, чем до сжатия.

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

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

7. Коэффициенты полезного действия реактивных двигателей прямой реакции, работающих исключительно продуктами сгорания

Между тем как термический к. п. д. описанным приемом может быть увеличен уже при полетах на небольшой высоте, механический к. п. д. рассматриваемых здесь реактивных двигателей 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 рассмотреть к. п. д. η_i, равный отношению работы, полезно произведенной за малый промежуток времени, к общему теплосодержанию горючего, расходуемого за тот же промежуток времени:

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

где $\eta_m = \frac{2vw_2}{w_2^2} = \frac{2v}{w_2}$ — отношение полезно воспринятой работы к энергии скорости w_2;

$\varphi = \frac{w_2}{w_{2\,\max}}$ — коэффициент уменьшения скорости вследствие трения;

$\eta_t = \frac{i_1 - i_2}{i_1 - i_0}$ — термический к. п. д.;

причем i_1 — начальное теплосодержание,

а i_2 и i_0 — конечные теплосодержания — практическое и возможно наибольшее без учета трения.

Можем также написать

$$\eta_i = \frac{2w_2 v}{w_{2\,\max}^2},$$

откуда видно, что для постоянной скорости истечения имеется пропорциональность между η_i и v, т. е. при малых скоростях полета к. п. д. пропорционален скорости полета (фиг. 18).

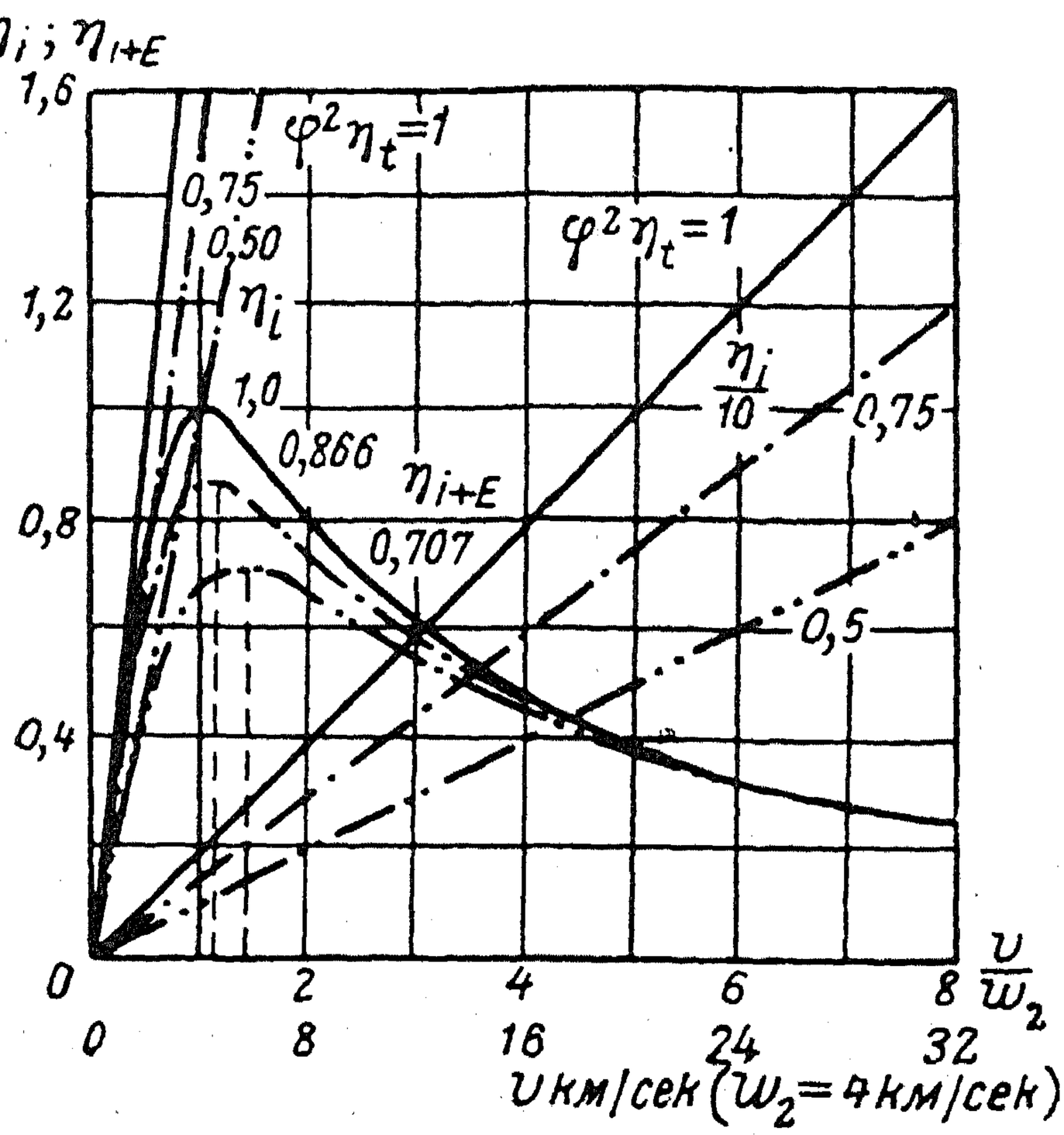
Если же скорость полета увеличивается настолько, что кинетическая энергия горючего, находящегося в баках корабля (аэроплана или ракеты), начинает заметным образом увеличиваться по отношению к тепловой энергии, то необходимо принимать во внимание сумму абсолютной кинетической энергии и тепловой энергии горючего, находящегося в баках и используемого в рассматриваемый момент. Этот к. п. д. обозначен через η_{i+E}. Тогда можно вывести формулу (она выведена мною в 1918 г.).

$$\eta_{i+E} = \frac{\varphi^2 \frac{i_1 - i_2 - q_s}{A} + \frac{v^2 - v_2^2}{2g}}{\frac{i_1 - i_0}{A} + \frac{v^2}{2g}} = \frac{2w_2 v}{w_{2\,\max}^2 + v^2} = \frac{\eta_i}{1 + \frac{\eta_i \eta_m}{4}} = \frac{\eta_i}{1 + \frac{\eta_i^2}{4\eta_t \varphi^2}};$$

v_2 здесь означает абсолютную скорость газов после их выхода из раструба, а q_s — теплоту, отведенную наружу, в *кал/кг*.

Кривые зависимости $\eta_i + E$ от v/w_2 и от скорости полета v для скорости истечения $w_2 = 4000$ *м/сек* также представлены на черт. 18 для $\eta_t \cdot \varphi^2 = 1$. $\eta_t \cdot \varphi^2 = 0{,}75$ и $\eta_t \cdot \varphi^2 = 0{,}5$.

Итак, теоретический максимум $\eta_{i+E} = 1$ получается для $v = w_2$, т. е. когда абсолютная скорость газов v_2 за раструбом равна нулю,



Фиг. 18. Мгновенный к. п. д. реактивного двигателя, работающего лишь продуктами сгорания, при разных скоростях полета.

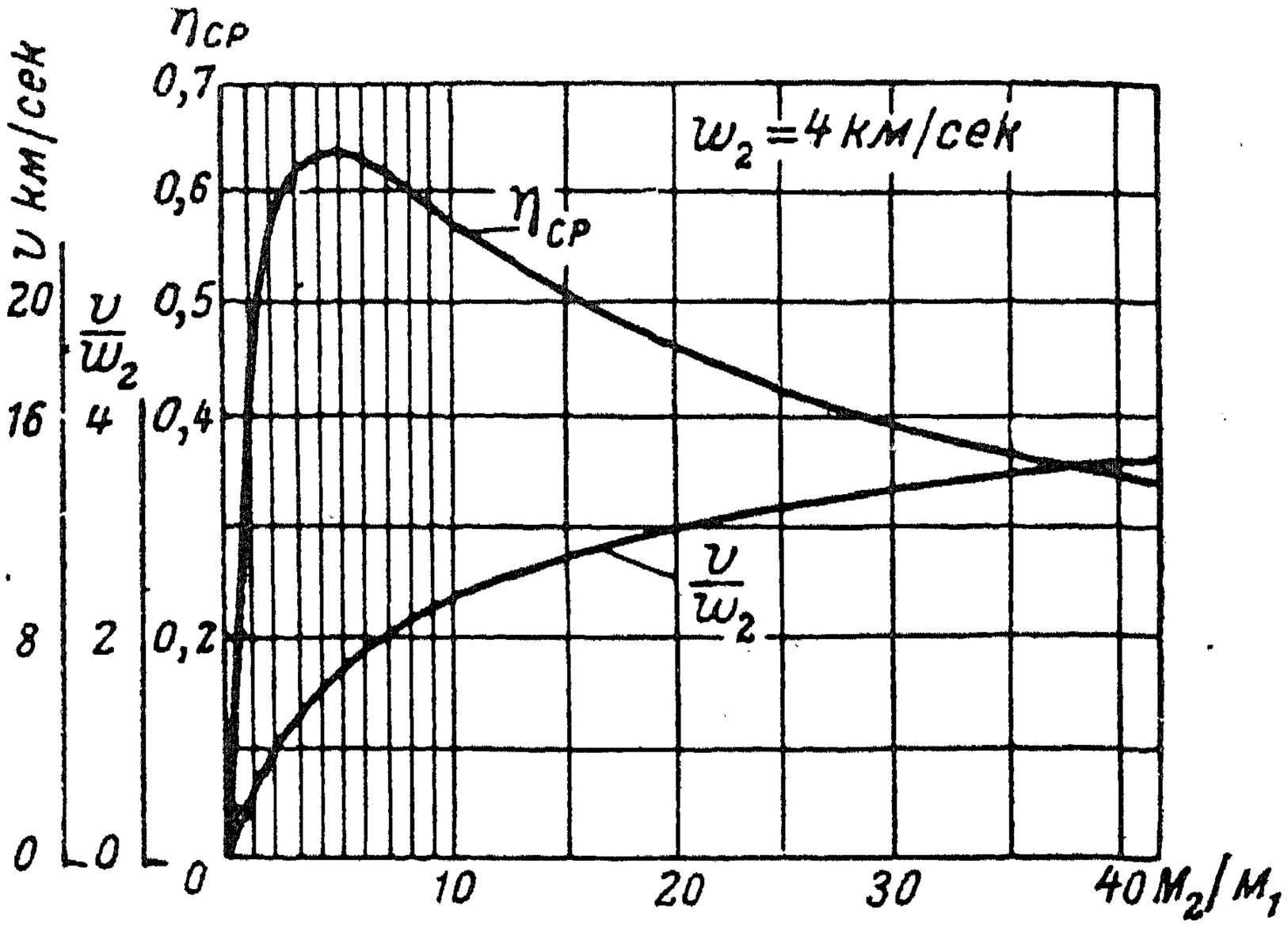
иначе говоря, когда нет потери кинетической энергии. Мы видим, что при $w_2 = 4000$ *м/сек* для скоростей полета от 1500 *м/сек* до 8000 *м/сек*, интересующих нас в области сверхавиации, в межпланетном пространстве к. п. д. будет большим.

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

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

$$\frac{M_2}{M_1} = 4.$$

Там же представлена кривая v/w_2 для $w_2=4$ *км/сек*. 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 $\eta_{ср}$ и v. Для дости-



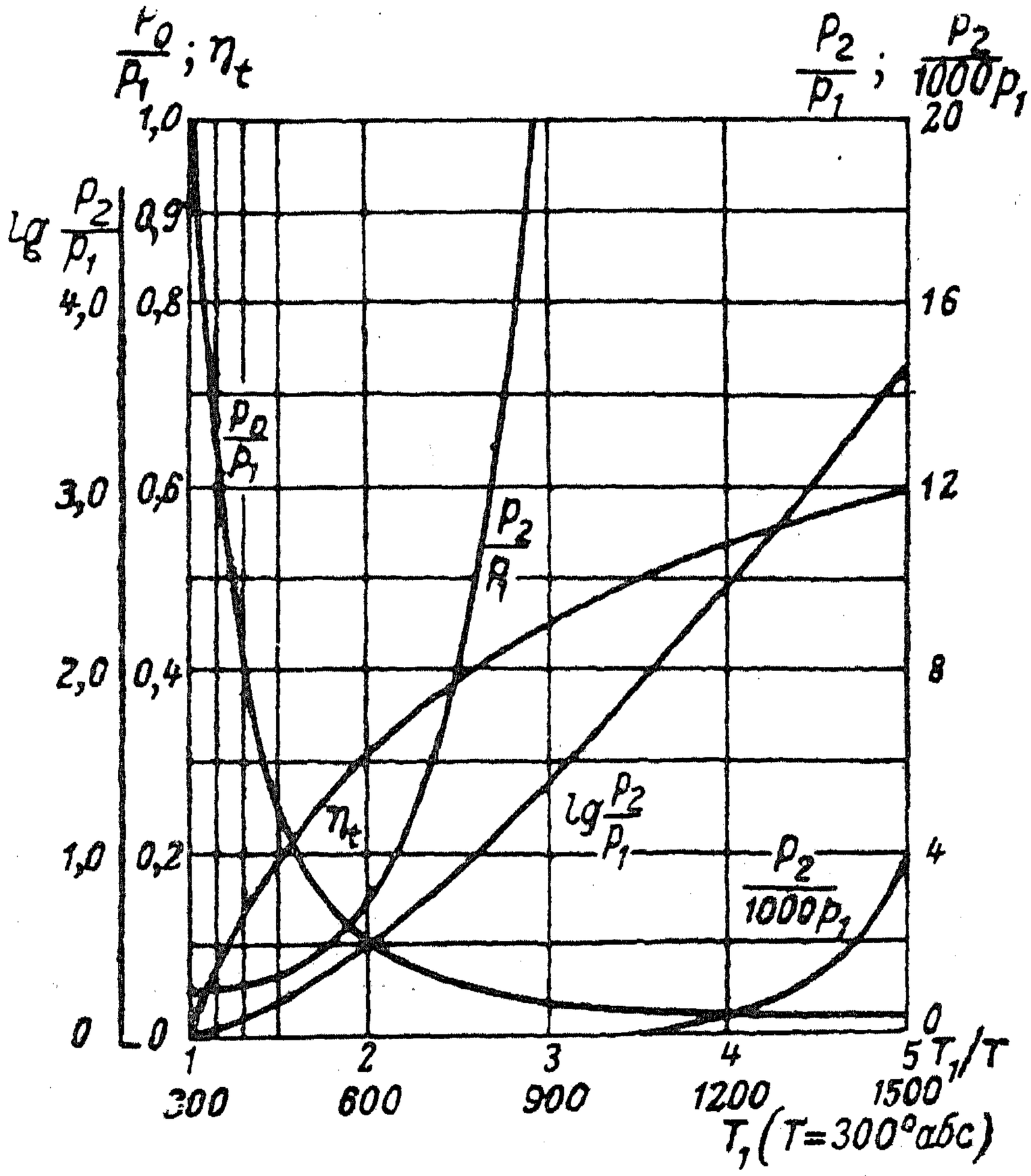
Фиг. 19. Средний к. п. д. и скорость полета ракеты в среде без тяжести.

жения скорости полета 8 *км/сек* без учета тяжести и трения о воздух потребовался бы расход горючего $M_2/M_1=6{,}5$; или $\frac{6{,}5}{6{,}5+1}=0{,}865$ от полного общего веса ракеты при скорости истечения $w_2=4$ *км/сек*, а для достижения скорости 3,5 *км/сек* требуется $M_2/M_1=1{,}41$ или расход горючего в количестве 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

Один из видов воздушных реактивных двигателей нами был уже до некоторой степени рассмотрен выше (см. фиг. 10); теоретический рабочий цикл присасываемого воздуха см. на фиг. 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 (фиг. 20). Здесь даны для воздуха (причем $k=1{,}405$—показатель степени адиабаты для воздуха) $\frac{p_0}{p_1}$; $\frac{p_2}{p_1}$; $\lg\frac{p_2}{p_1}$ и теорети-

ческий термический к. п. д. части процесса $BCDB$ (см. черт. 8) $\eta_t = 1 - \frac{Q_{2\,DB}}{Q_1}$, где Q_1 — количество теплоты, которое сообщено воздуху при атмосферном давлении на участке BC, а $Q_{2\,DB}$ — количество теплоты, которое отведено на участке DB. Следовательно, конечное давление p_0 не должно быть слишком малым даже при больших подогревах, а теоретически полученное давление p_2 под-

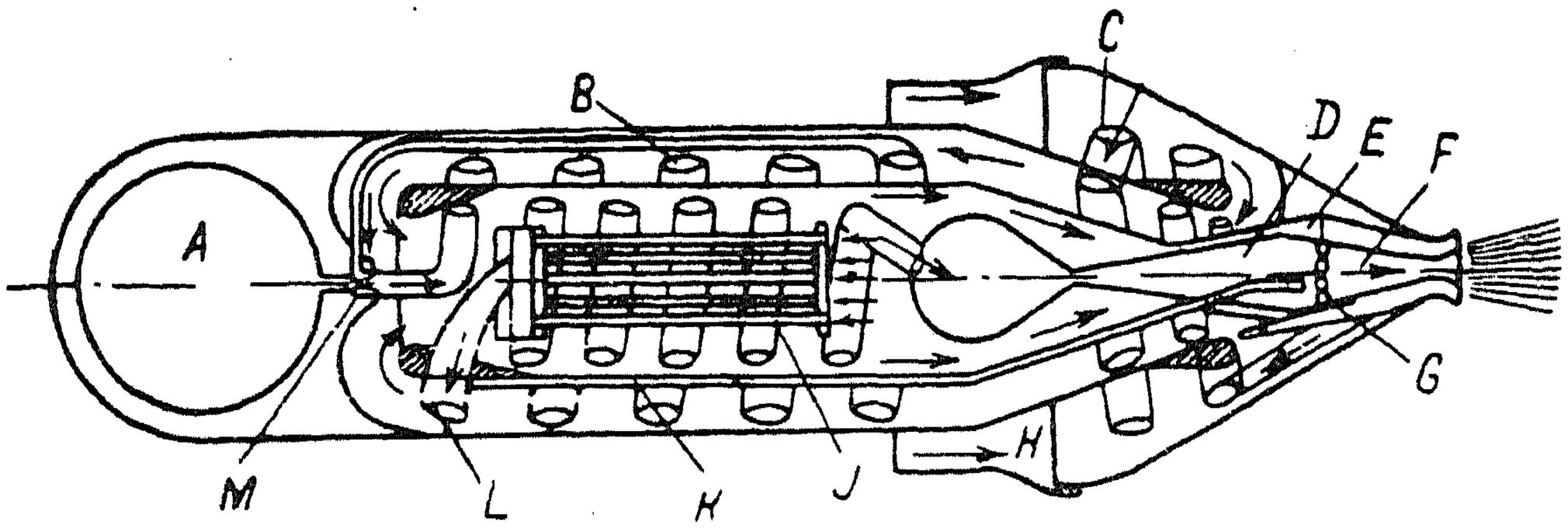


Фиг. 20. Теоретические кривые сжатия воздуха струйных нагнетателей.

нимается весьма сильно; поднятие температуры в три раза (приблизительно до 900° С при $T=300°$ абс.) дает давление приблизительно в 275 раз большее атмосферного давления, а поднятие температуры в пять раз (до 1200° абс.) дает давление в 4000 раз больше начального атмосферного давления. 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° С или 273—60=213° абс., то пятикратная температура будет равна $5\times213=1065°$ абс., или 792° С. 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 бóльшие конечные давления. При слабом охлаждении получатся лишь меньшие давления. Термический к. п. д. такого двигателя возрастает с повышением температуры (см. фиг. 20), доходя при пятикратном подогреве до 60%.

Для увеличения термического к. п. д. можно также в случае отвода тепла наружным воздухом последний, уже несколько подогретый, использовать в качестве присасываемого воздуха, по



Фиг. 21. Схема воздушного реактивного двигателя с отдельными циклами.

A—бак для горючего, *B*—обратное сжатие воздуха для сгорания, *C*—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, *I*—подогревание воздуха для сгорания, *K*—соединительная трубка к воздуху для горения, для получения низкого давления, *L*—расширение воздуха для сгорания, *M*—место сгорания.

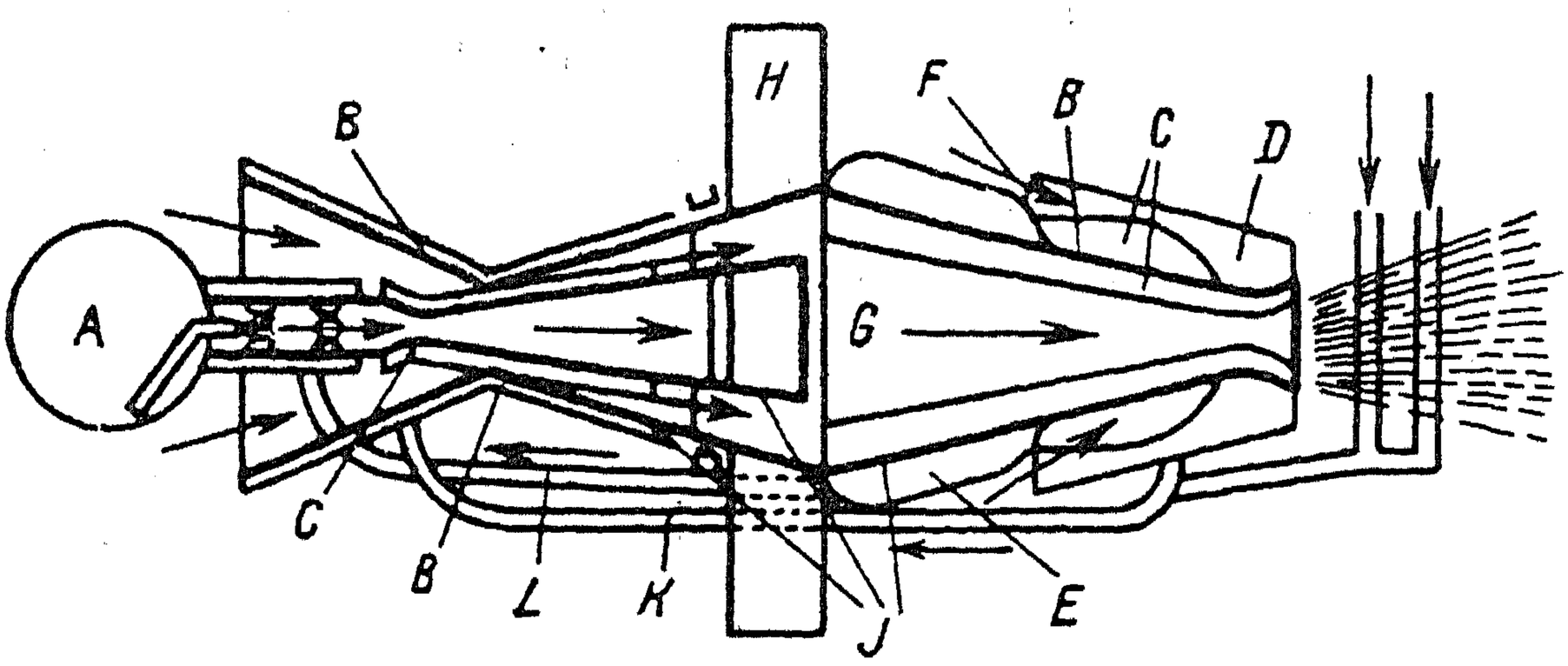
возможности не выпуская теплоты из аппарата. Для той же цели можно за аппаратом устроить трубы удобообтекаемой формы, которые обдувались бы теплыми газами, уходящими из аппарата, и в то же время эти трубы присасывали бы свежий воздух для реактивного двигателя. Схема такого аппарата показана на фиг. 21.

Необходимо заметить, что в этой схеме длина трубопроводов еще не соответствует действительным размерам. В случае, если трубопроводы обратных конусов 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 беспрерывно движущихся частей. Требуется только приспособление для регулирования: краны, 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,— неболь-

шое. Для теоретического кругового процесса, представленного на фиг. 8 и 9, оно равно $6^2/_3\%$ 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 наилучший результат.

В случае, если присасываемый воздух не служит для горения, а должен только ускоряться внутри прибора для увеличения силы



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

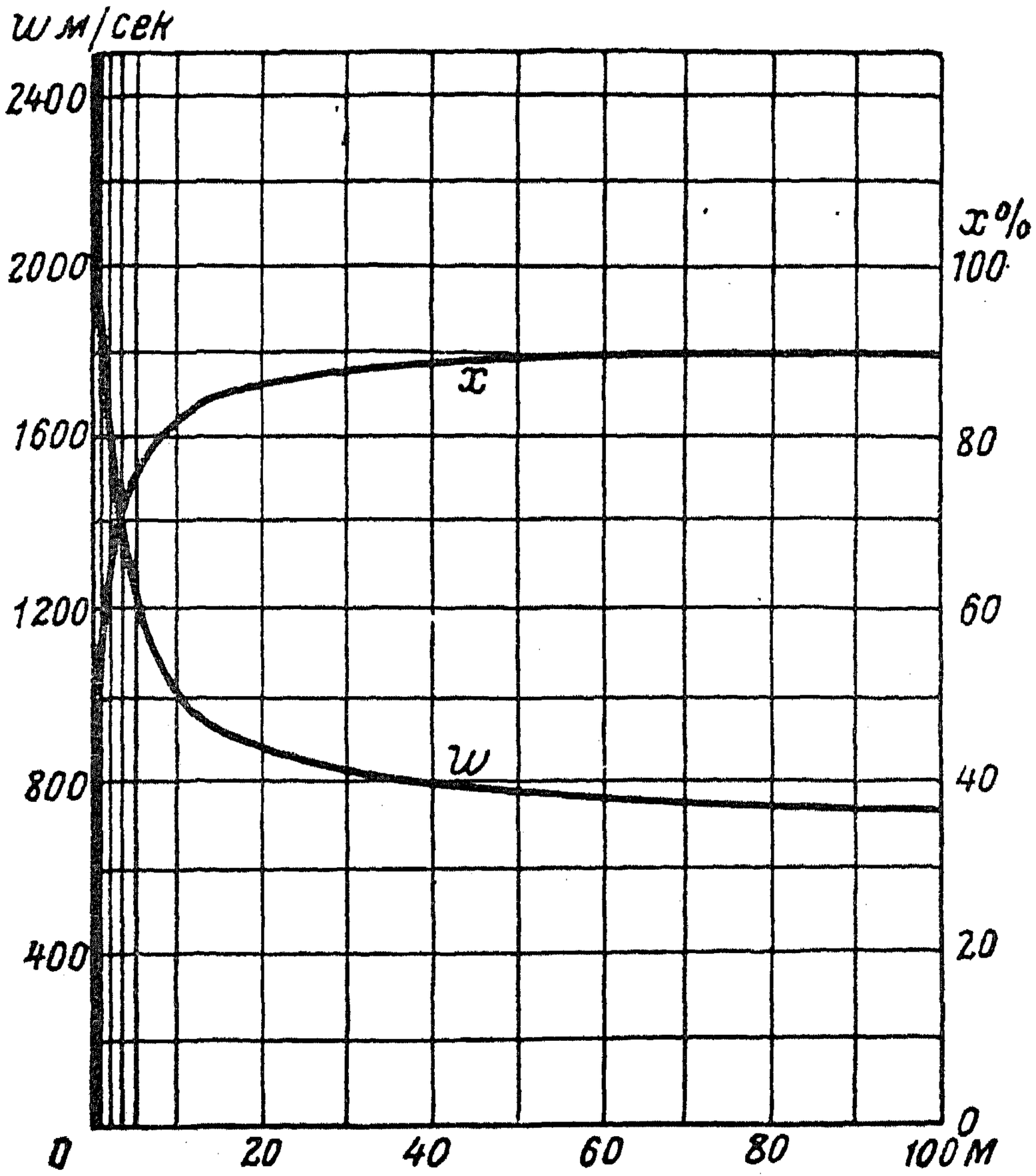
A—горючее, *B*—изолирующая стенка, *C*—ребра, *D*—кожух, *E*—жидкий кислород для охлаждения, *F*—воздух, *G*—место смешивания, *H*—ребра для притока наружного тепла, *I*—стенки конусов, *K*—трубка для присасывания подогретого воздуха, *L*—трубка для отвода O_2.

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 (фиг. 22). В этом случае отсутствует удар между воздухом и продуктами сгорания. Этот удар имеется в обыкновенных инжекторах и служит главной причиной их малого к. п. д., поэтому у рассматриваемого прибора к. п. д. значительно выше, чем у обыкновенных инжекторов. При изменениях условий работы в этом приборе все же может получиться некоторая потеря от удара. Применяя конструкцию (см. фиг. 21), при которой скорость воздуха и продуктов сгорания могут быть различны у соединительных щелей или трубки между воздухом и продуктами сгорания, этого можно избежать.

Для уменьшения трения надо стенки конусов, в особенности около критической скорости, делать шлифованными; раструбы прямых конусов 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 наболее выгодный.

Количество присасываемого воздуха может быть в этих конструкциях очень большим. Для аппарата, показанного на фиг. 22, было определено количество тепла, которое должно быть отведено от продуктов сгорания для того, чтобы обе скорости выравнива-



Фиг. 23. Диаграмма к воздушному реактивному двигателю w — общая скорость; x — количество отведенного воздуху тепла в процентах.

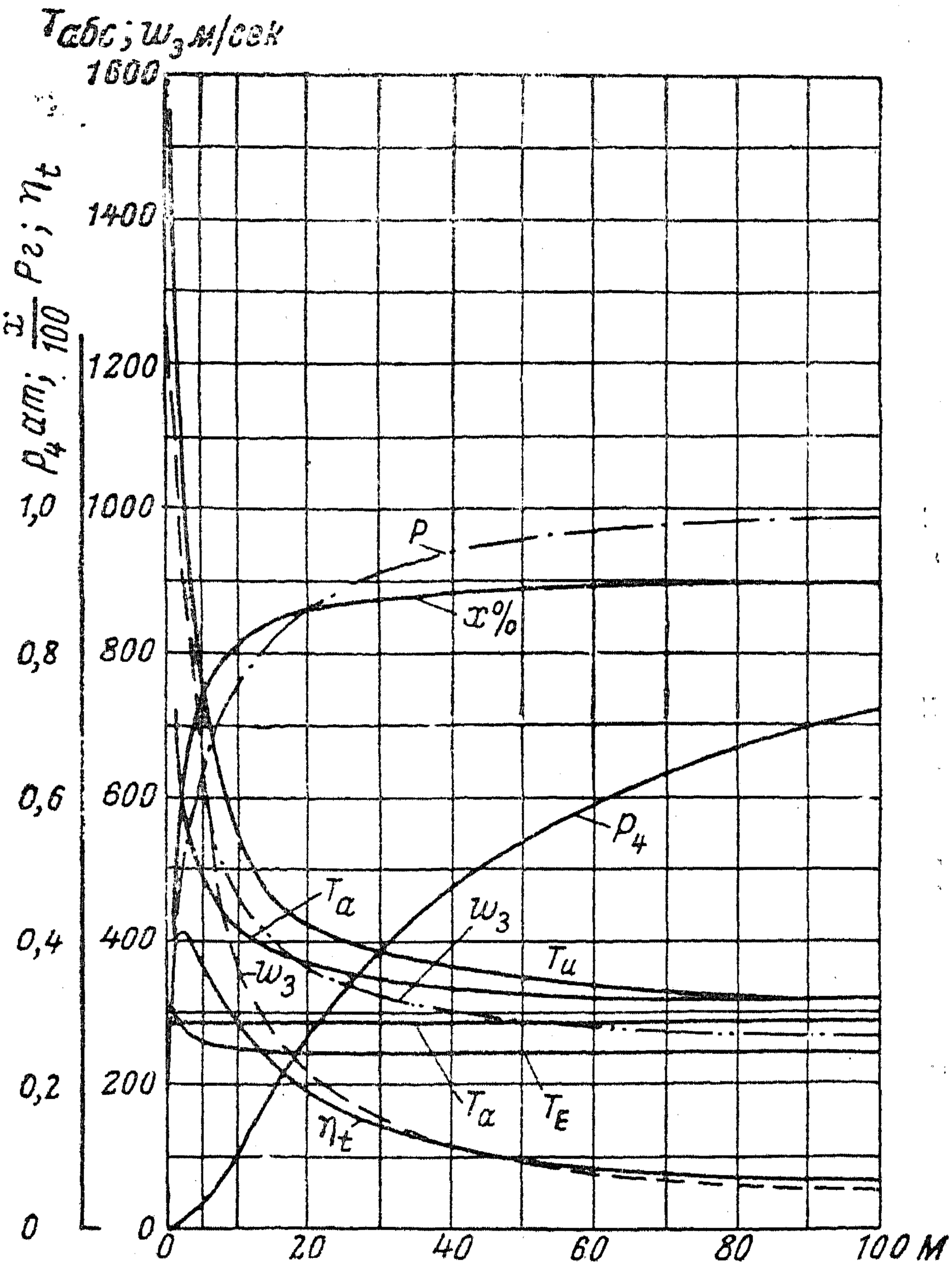
лись при различном соотношении между количествами воздуха и продуктов сгорания (предполагается, что сгорает бензин с теоретическим количеством воздуха). Далее была определена скорость w, общая для обоих газов в месте их смешивания. Из фиг. 23 видно, что если, например, воздуха в десять раз больше, чем продуктов сгорания ($M=10$), то для выравнивания скоростей необходимо воздуху отвести $x=82{,}3\%$ всего тепла, содержащегося в горючем, и общая скорость в месте давления будет равна $w=1000$ *м/сек*. Диаграмма была составлена в предположении, что начальная температура воздуха равна $T=300°$ 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 большой 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 $T_a=288°$ абс. начальное давление продуктов сгорания 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 $p_2=1{,}86$ *ат*, а затем происходит отдельное сжатие,— получим диаграмму, изображенную на фиг. 24. Здесь нанесены еще скорости воздуха и газов w_3 и w_3' у выхода из прибора, общий термический к. п. д. и общая сила реакции P прибора; эта последняя без присасываемого воздуха равна 160 *г* при данном расходе горючего. Из фиг. 24 видим большое увеличение действия от присасывания воздуха. Далее даны еще температура T_a' газов, выходящих из прибора при температуре T_E' газов в месте наиболее низкого давления p_4 и процентное количество от всего тепла, содержащегося в продуктах сгорания, которое должно быть отведено воздуху. Если применять схему конструкции по фиг. 21, то получаемые осевые давления будут еще значительнее, в особенности при большом избытке M воздуха. Из фиг. 21 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 увеличивается с увеличением M, между тем как термический к. п. д. имеет наибольшее значение ($\eta_{t\,\max}=0{,}42$) для $M=2$; это происходит оттого, что при больших скоростях истечения, имеющихся 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 фиг. 21 η_t будет значительно больше, поэтому и сила реакции сильно увеличится. Некоторые затруднения представляет только размещение отдельных частей прибора; необходимо, 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 к. п. д. прибора увеличится и

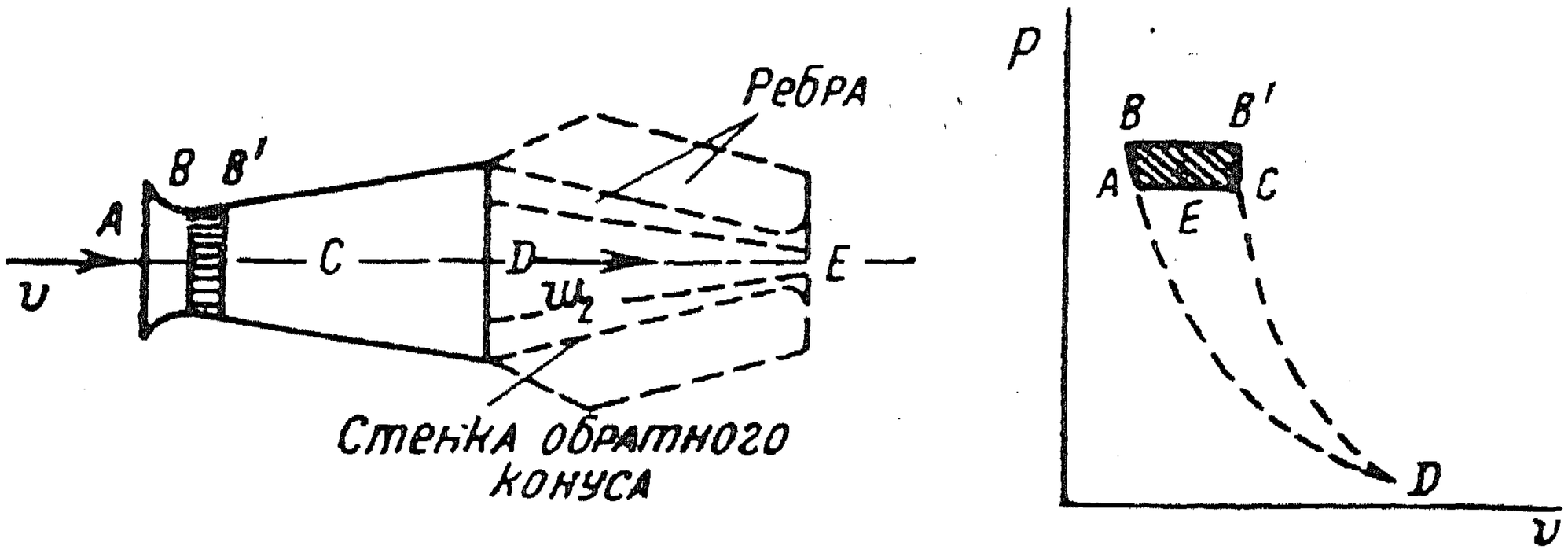


Фиг. 24. Диаграммы к воздушному реактивному двигателю с отдельными циклами.

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 к. п. д. 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 избытка воздуха, равный приблизительно двукратному теоретическому количе-

ству, ввиду того что при большом количестве воздуха смесь не воспламеняется. При весьма больших скоростях полета может найти применение прибор простой конструкции (фиг. 25). Встречный воздух сжимается в конусе AB, подогревается при большом давлении (диаграмма pv) от B до B' и затем расширяется опять



Фиг. 25. Схема обыкновенного воздушного реактивного двигателя.

от B' до C; в диаграмме pv площадь $ABB'C$ соответствует полученной кинетической энергии $\frac{w_2^2 - v^{2*}}{2g}$. 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 $ABB'C+CDE$ в диаграмме pv, 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 η_e при больших скоростях полета. Б. М. Стечкин ** 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 $\frac{2v}{v+w_2}$ — к. п. д. пропеллера, у которого ско-

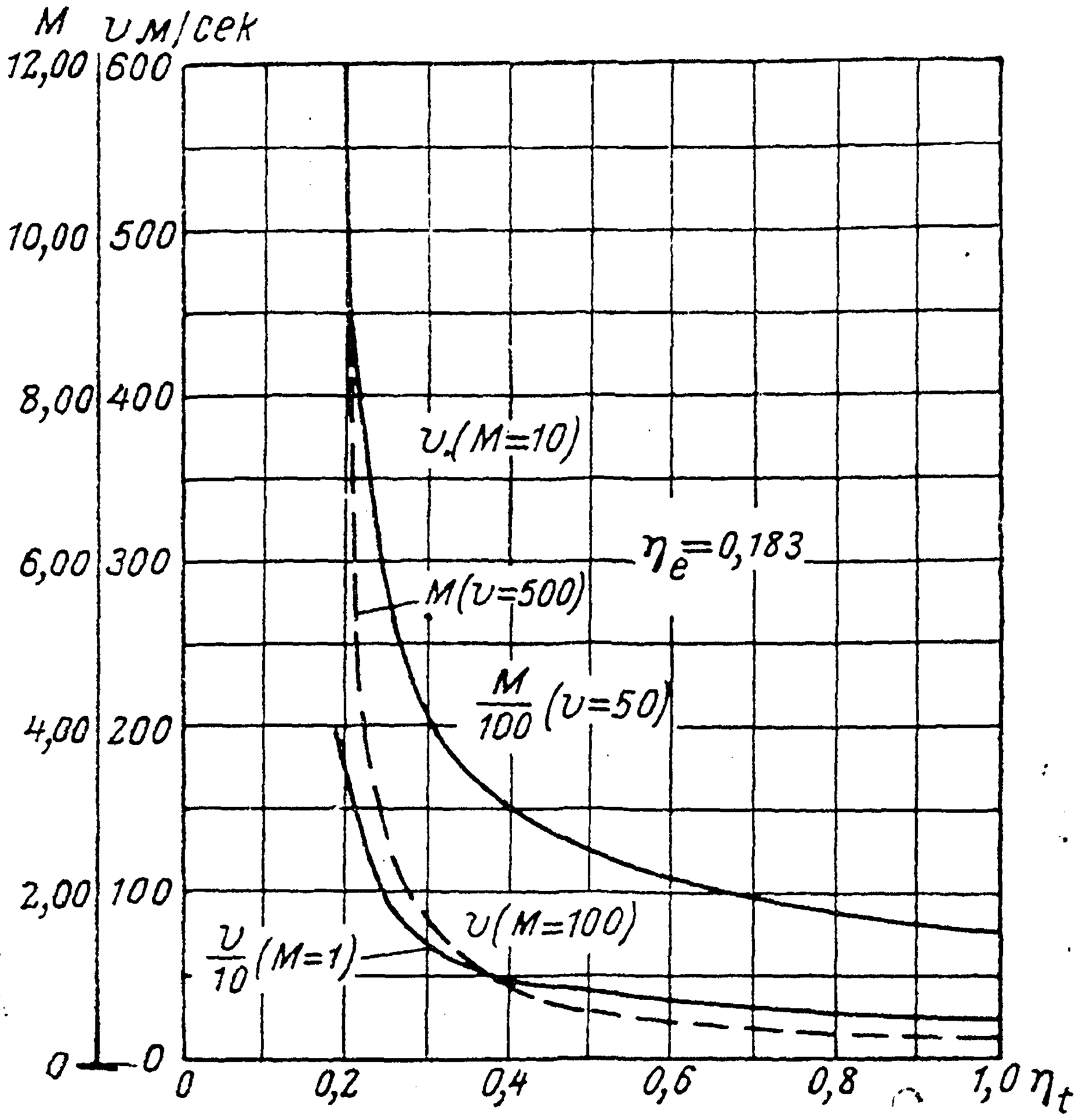
---

* Не следует смешивать удельный объем v в диаграмме pv со скоростью полета v в формуле $\frac{w_2^2 - v^2}{2g}$.

** «Техника воздушного флота», № 2, 1929.

рость воздуха до него v равна скорости полета, а скорость v_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 10 800 *кал* на 1 *кг* к. п. д. пропеллера 0,75, получаем для двигателя внутреннего сгорания

$$\eta_e = \frac{632 \cdot 0,75}{0,240 \cdot 10\,800} = 0,244 \cdot 0,75 = 0,183, \text{ т. е. } 18,3\%.$$



Фиг. 26. Сравнение воздушного реактивного двигателя с двигателем внутреннего сгорания.

Для бензина можно написать также

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

где x — процентное количество тепла, отведенное воздуху. Результаты для случая, в котором общеэффективный к. п. д. для реактивного двигателя равен также $\eta_e = 0,183$, т. е. при $x = 1,0$, представлены на фиг. 26. Для точек области, лежащей над кривыми, реактивный двигатель выгоднее, 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.

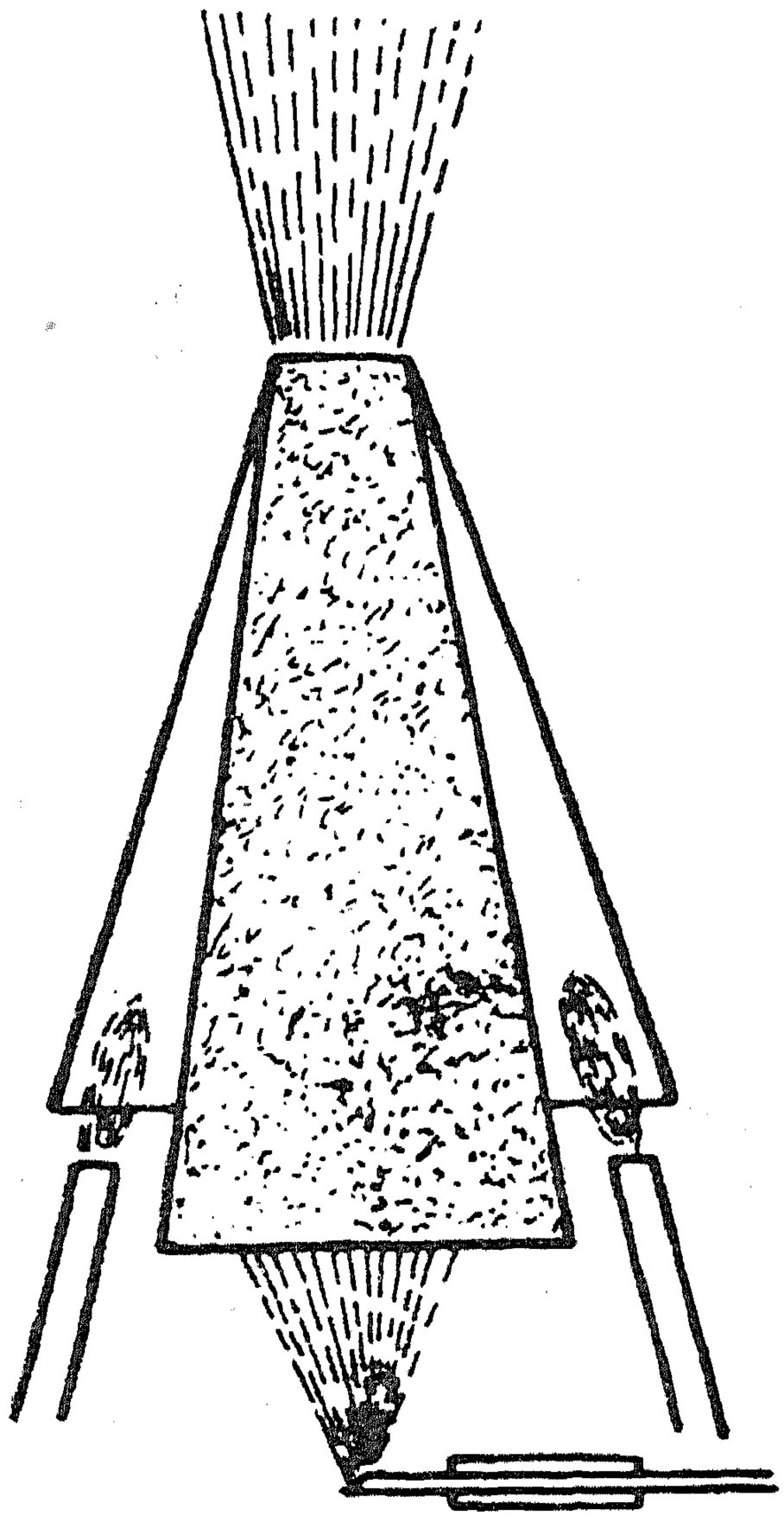
В приведенной выше формуле термический к. п. д. отнесен к количеству тепла, содержащегося в горючем, а не к сумме тепла и кинетической энергии, которая накопилась во время ускорения в горючем, находящемся в баке. Для реактивного двигателя, представленного на фиг. 22 и 25, это при больших скоростях полета может означать $\eta_t > 1$, аналогично тому, как на фиг. 18 η_i. Для прибора же по фиг. 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. Б. М. 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 мощности двигателя, у реактивных двигателей, так же как и у ракет, мощность по мере увеличения высоты и скорости полета увеличивается в достаточной степени, но нехватает горючего. 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 могут быть найдены также 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, целлюлоза, из которой изготовляют папье-маше, может растворяться в азотной кислоте, причем кислород последней уже может отчасти заменять жидкий кислород, которого в таком случае потребуется меньше. Далее громадной творной 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 в полет берем с собой жидкий кислород для горения. Для воздушных реактивных двигателей выгоднее всего те материалы, которые требуют много кислорода. Описанные выше 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 получаются отчасти в виде твердых частей, необходимо, во-первых, применять одновременно горючее, которое дает летучие продукты горения, или воздух, содержащий индиферентный азот, для того чтобы теплота от твердых частиц при расширении могла переходить к летучим продуктам горения. В порохе, содержащем бертолетову соль KNO_3, например, образуются K_2CO_3, K_2SO_4 и K_2S, и теплота от них переходит к углекислоте и другим газам, которые образуются одновременно.



Фиг. 27. Опыты с конусами; внутренний — решетчатый.

Во-вторых, требуется, чтобы стенки прибора изнутри не запачкались твердыми продуктами горения; мною был для этой цели испытан весьма простой конструкции (фиг. 27) двойной конус (внутренний решетчатый); под ним была сожжена лента магния, а в промежутке между конусами были поставлены газовые бунзеновские горелки. Вследствие вхождения газа через отверстия внутреннего конуса последний остался в некоторой 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 накаливании 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: Cd—770°; Zn—907°; Mg—1120°; Sb—1140°; Bi—1420°; Pb—1525°; Al—1800°; Mn—1900°; Cr—2200°; Su—2270°; Cu—2310°; Fe—2450° Ц.

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; при содержании магния 5—10% и более 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 легко покрывается пленкой окиси, которая его предохраняет от дальнейшего окисления. Сплавы меди и железа с Mg хорошо сгорали. Вероятно, будут хорошо сгорать с Mg все примеси 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° Ц. 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 1 даны в порядке возрастающего расхода горючего и кислорода некоторые металлы и другие соединения. В графе 1 показаны соединения, образующиеся из элементов при сгорании; в графе 2 — необходимое отношение начального полного веса к конечному весу ракеты для достижения скорости полета 7,55 *км/сек*, принимая, что скорость истечения составляет 75% теоретической (потеря энергии: $1-0{,}75^2=0{,}44$ или 44%). В графе 3 дан вес самого сгораемого металла в отношении к конечному весу ракеты; в графе 4—порядковый номер для расхода расплавленного металла; в графе 5 — теплотворная способность на 1 *кг* продуктов сгорания; в графе 6—процентное содержание O_2 в соединении и в графе 7 — теоретическая скорость истечения. Видим, что наряду с кислородными соединениями могут найти применение и соединения с фтором (F); выгода от применения последнего состоит в том, что фтор легче сжижается, чем кислород, только цена и действие на органы дыхания могут ограничить его применение.

Наименьший общий вес получился бы при пользовании Li_2O, а наименьшее количество твердого материала необходимо сжигать при использовании B_2O_3. Однако бором возможно будет пользоваться, вероятно, только в виде порошка для изоляции (аморфный бор) или применяя его для стержней, подверженных сжатию (кристаллический бор). Можно будет также взять с собой жидкий бороводород в весьма холодном состоянии. Но бор требует

Таблица 1

Соединение	Полный вес $\varphi=0,75$ $v=7,55$ км/сек	Вес сгораемого металла	Порядковый номер для веса металла	Теплотворная способность	Процент O_2	Теоретическая скорость
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
$H_2O_{верх}$	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
$H_2O_{нижн}$	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

68,5% O_2 от веса B_2O_3; это много и может вызвать затруднения; в этом отношении наиболее выгодным является MgO, для которого требуется лишь 39,7% O_2. Для воздушных реактивных двигателей окажутся наиболее выгодными Li или B ввиду их малого атомного веса. Благодаря этому 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 все-таки весьма большая, и поэтому можно будет предполагать, что будут пользоваться пока либо MgO, либо Al_2O_3 или Al_2F_6, для которого вес сгораемого металла равен лишь 1,87 от веса пустой 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° Ц).

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 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 простой конструкции. 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 собой 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 собой.

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 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 бóльшим, 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. Ввиду того, что вес большой ракеты в 10—20 раз больше веса жидкого горючего, содержащегося в маленькой ракете, его 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 другой отцепляются и снижаются; последняя, маленькая ракета может получить большую скорость полета и даже перелететь на другую планету.

Для ракет, предназначенных для исследования высших слоев атмосферы, необходимы следующие приспособления: 1) метеорограф, 2) приспособление для регулирования расхода горючего и кислорода, а у воздушных реактивных двигателей — для регулирования притока воздуха, 3) гироскопы для регулирования направления пути, 4) приспособления для выбрасывания парашюта при обратном спуске.

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 одинарные; ракеты, использующие в известной пропорции атмосферный воздух и одновременно жидкий кислород, 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 собой жидкий кислород. На большой высоте над поверхностью земли имеем 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 сжиженным (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 индиферентного вещества, которое, однако, понижает теплотворную способность пороха. Порох относится к тем веществам, для которых весь кислород для горения взят с собой. Теплотворная способность бездымного пороха составляет лишь 1240 *кал/кг*, а из табл. 1 мы видим, что, например, бензин и в еще бо́льшей 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 собой много горючего.

Но общий к. п. д. пороховых ракет может быть улучшен введением атмосферного воздуха.

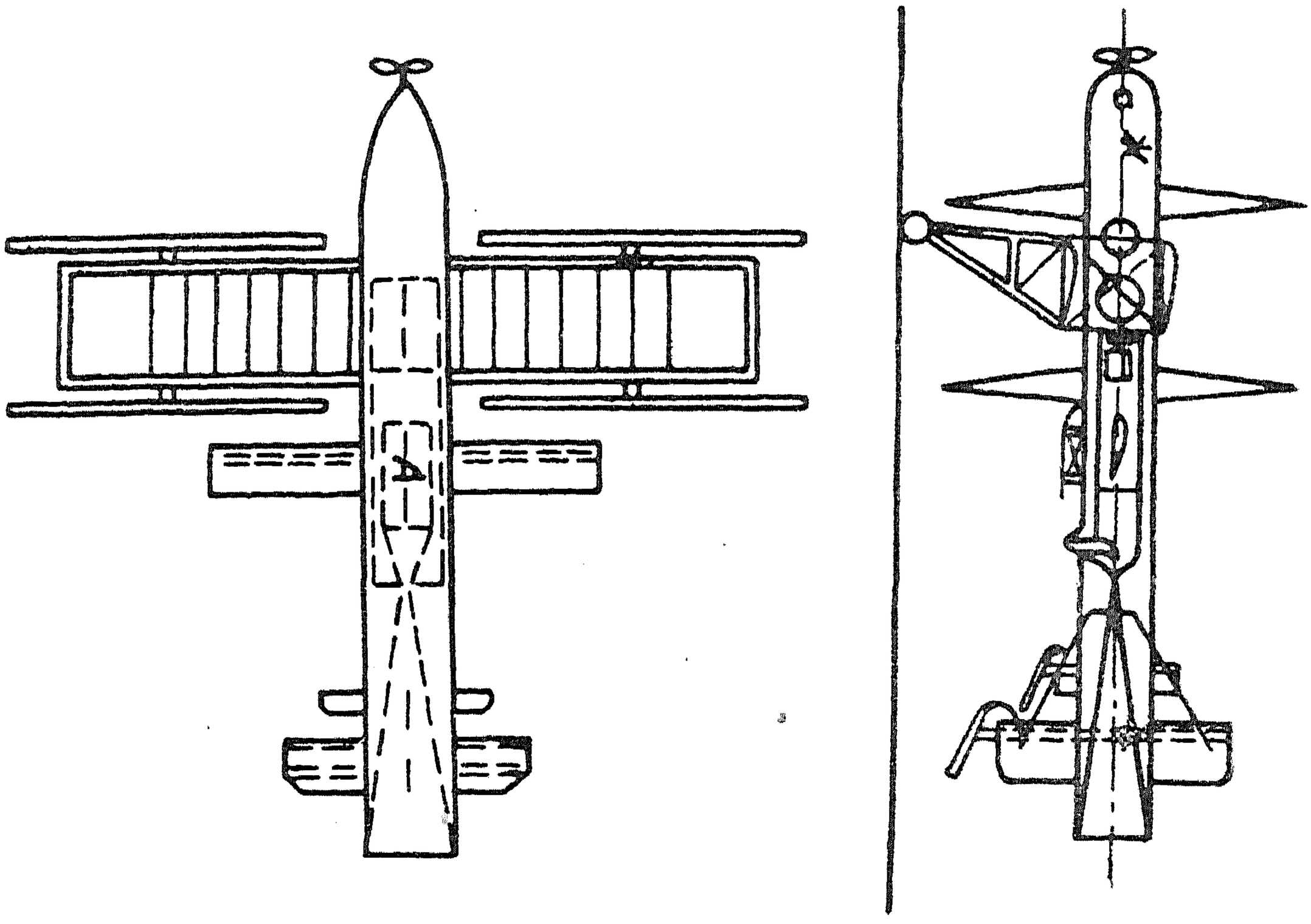
Из всего изложенного следует, что сравнение пороховых ракет с ракетами, работающими другим горючим, приводит к заключению, что некоторый перевес пока имеется на стороне ракет, работающих другим горючим. Однако для некоторых целей, например, для весьма краткосрочных толчков или для быстро взлетающих ракет, не берущих людей с собой (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 отсутствует не только взрывчатый жидкий кислород, но и сам металл при подогреве не дает газообразного вещества.

12. Аэропланы, снабженные ракетой и двигателями; часть конструкции используется в качестве горючего

На фиг. 28 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 *A* 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 прочность; оказывается, что такой аэроплан мог бы взять за счет веса разбираемых соединений с собой приблизительно лишь на 10% меньше жидкого горючего, чем обыкновенный аэроплан. Крылья аэроплана занимают наибольшую площадь из тех деталей, которые подлежат перемещению; но в некоторых конструк-

циях аэропланов для увеличения скорости полета площадь крыльев может уменьшаться во время полета до $^1/_3$ части нормальной величины, так что произведенное здесь перемещение — только один шаг вперед. Остальные части, как 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 фиг. 28, и маленькие рули. Некоторые части корпуса также могут еще быть в случае необхо-



Фиг. 28. Схема аэроплана, приводимого в движение двигателем и ракетой со втягиваемыми частями.

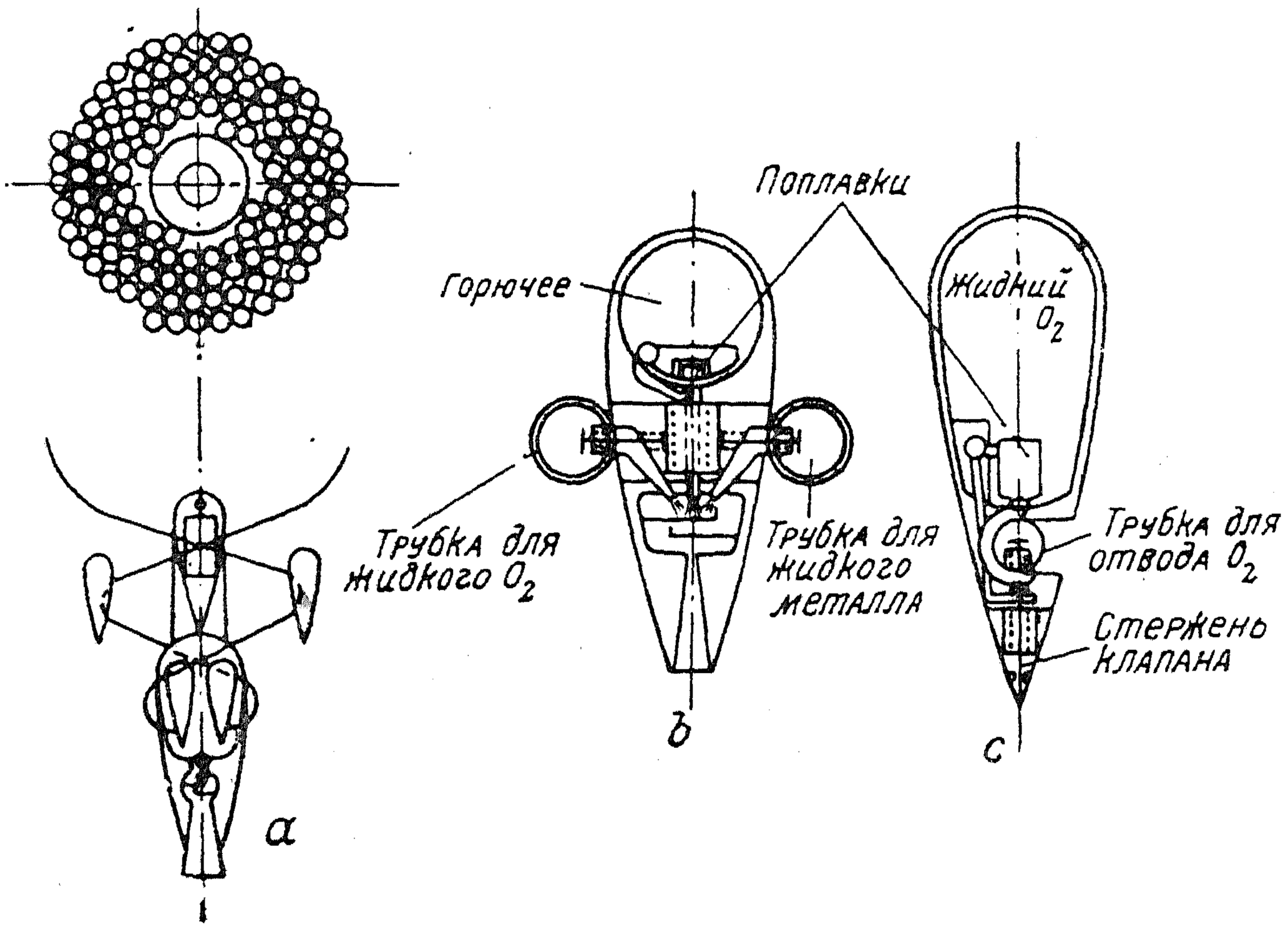
димости после значительного уменьшения веса корабля использованы в качестве горючего. Об использовании двигателя в качестве горючего упоминалось выше. Схемы складывания и втягивания частей, а также и порядок производства этих работ могут быть самыми разнообразными, и здесь представляется изобретательству 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, но пока решается 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 пред-

ставить окончательный вес пустого летательного аппарата, равный лишь одной сотой части полного веса, т. е. летательный аппарат будет получать тепловую энергию из своей конструкции, вес которой в 99 раз больше его окончательного 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 фиг. 29 представлена схема центральной ракеты и многих боковых ракет, нанизанных на ветвях расходящихся спиралей. Два боковых сосуда показаны находящимися уже внутри центральной ракеты для расплавления. Если нанизывать все большее



Фиг. 29. Схема одной центральной ракеты со многими боковыми ракетами и сосудами для жидкого горючего и кислорода.

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 на фиг. 29 обозначена буквой *b*, а бокового сосуда *c*. В носовой части видны сосуды для горючего и жидкого кислорода, внутри них имеется поплавок, который при израсходовании горючего рычагом освобождает пружины, закрывающие и открывающие клапаны по мере необходимости и дающие скользить сосуду в центральную ракету для расплавления. И здесь можно себе представить громадное количество вариантов, а также и та-

кую схему, при которой ряд центральных ракет летит вместе, причем они в дальнейшем попадут в одну 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 расплавляться 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 навесу 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 навесу, в особенности при сильном увеличении скорости полета.

Рассмотренные здесь ракеты можно строить как полные или частичные воздушные реактивные двигатели. Тогда они вследствие 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 $G_0 = 5000$ *кг* и ракетой, дающей силу реакции $P = 1500$ *кг* (рассмотренной выше детально), для высоты,

начиная с 35 *км*, при постоянном расходе горючего. Ускорение по отношению к ускорению силы тяжести можно выразить формулой:

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

где $\frac{dv}{dt}$ — ускорение полета;

G — вес аэроплана;

$\frac{2R}{A}\cos\alpha$ — величина силы трения о воздух при постоянном угле атаки;

α — уклон траектории полета к горизонту;

$\sin\alpha$ — соответствует подъемной силе аэроплана;

$\frac{P}{G}$ — кажущаяся тяжесть в аэроплане.

Кривые даны на фиг. 30.

Здесь введены обозначения:

t — время полета;

h — высота полета;

v — достигнутая скорость полета;

A_B — работа для преодоления сопротивления воздуха, *т км*;

A — вся работа для достижения высоты h, совершенная ракетой;

N — полезная мощность ракеты;

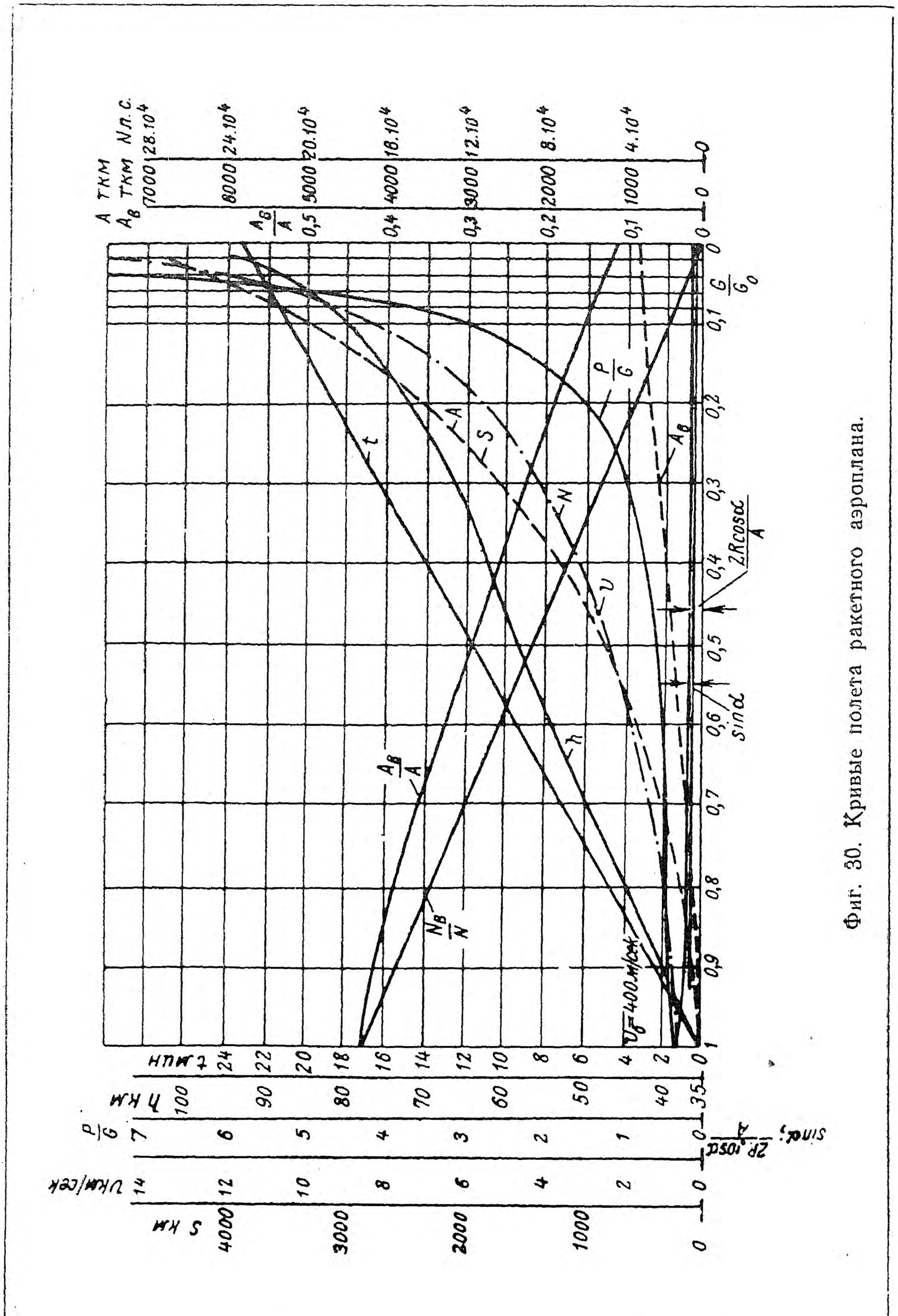
N_B — мощность, необходимая для преодоления сопротивления атмосферы;

s — путь, пройденный ракетой.

Из графика видно, что скорость 8 *км/сек* получается при весе ~500 *кг*, времени полета $t\sim20$ мин.; высоты при этом $h=80$ *км*; кажущийся вес к концу полета $P/G=3$; дальность полета $s=3300$ *км*, т. е. $\sim{}^1/_{12}$ окружности Земли. Работа для преодоления сопротивления воздуха к концу полета сильно уменьшается: $A_B/A=0{,}15$, или 15% от общей работы. Работа на поддержание навесу 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.

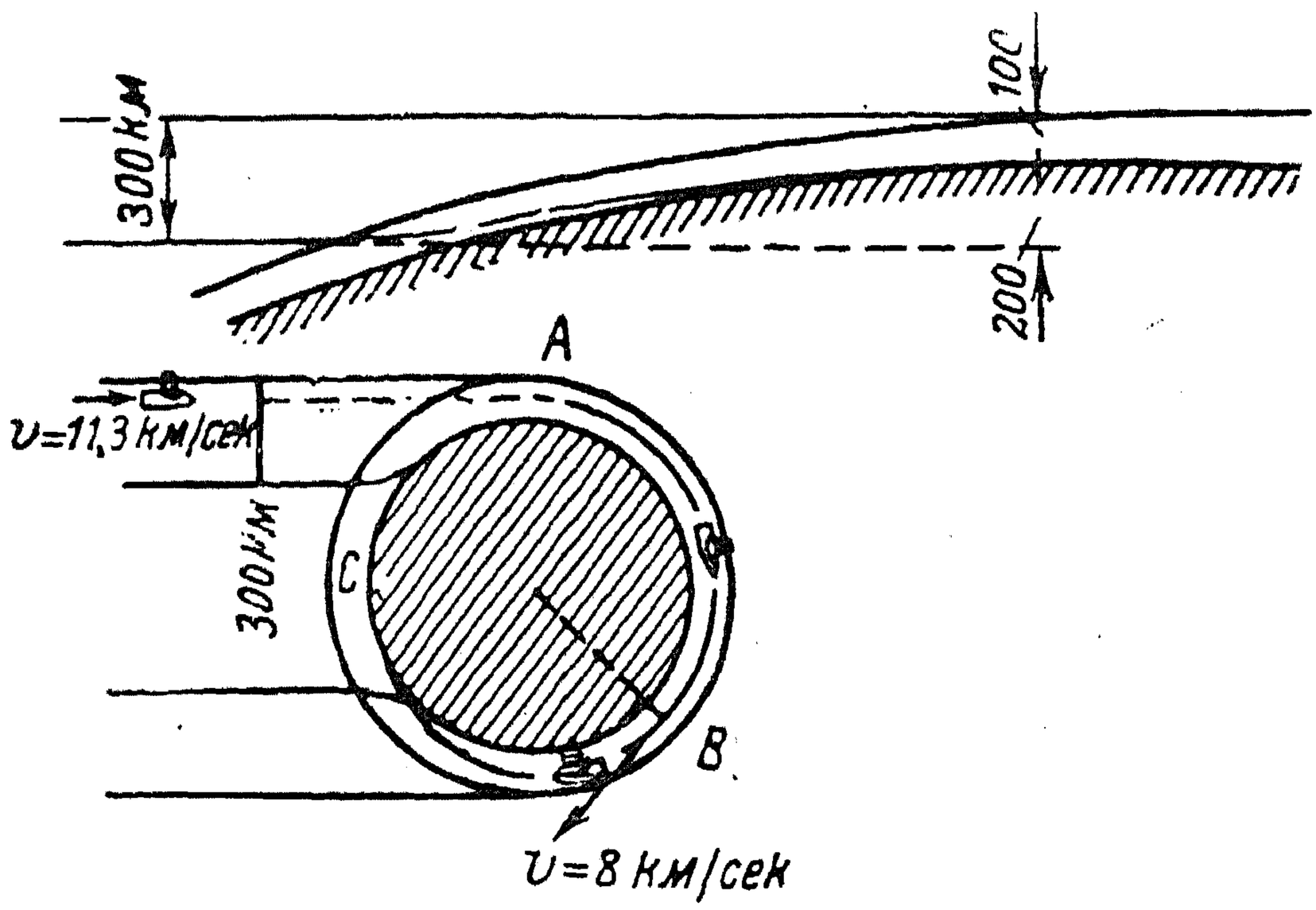
До высоты 35 *км* можно было бы еще лететь при помощи комбинации авиационного двигателя с ракетой, а на более низких высотах с одним двигателем. Мною вычислено, что при полете с вышеупомянутым двигателем внешнего сгорания, отчасти разработанным мною, не сам двигатель ставит предел мощности, применяемый при полете, а пропеллеры, которые выходят по диаметру весьма большими и которые при больших скоростях полета



Фиг. 30. Кривые полета ракетного аэроплана.

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 изменения пути полета при столь больших скоростях мною был получен такой результат (фиг. 31). Если прилететь даже со скоростью 11,3 *км/сек*, получающейся при па-



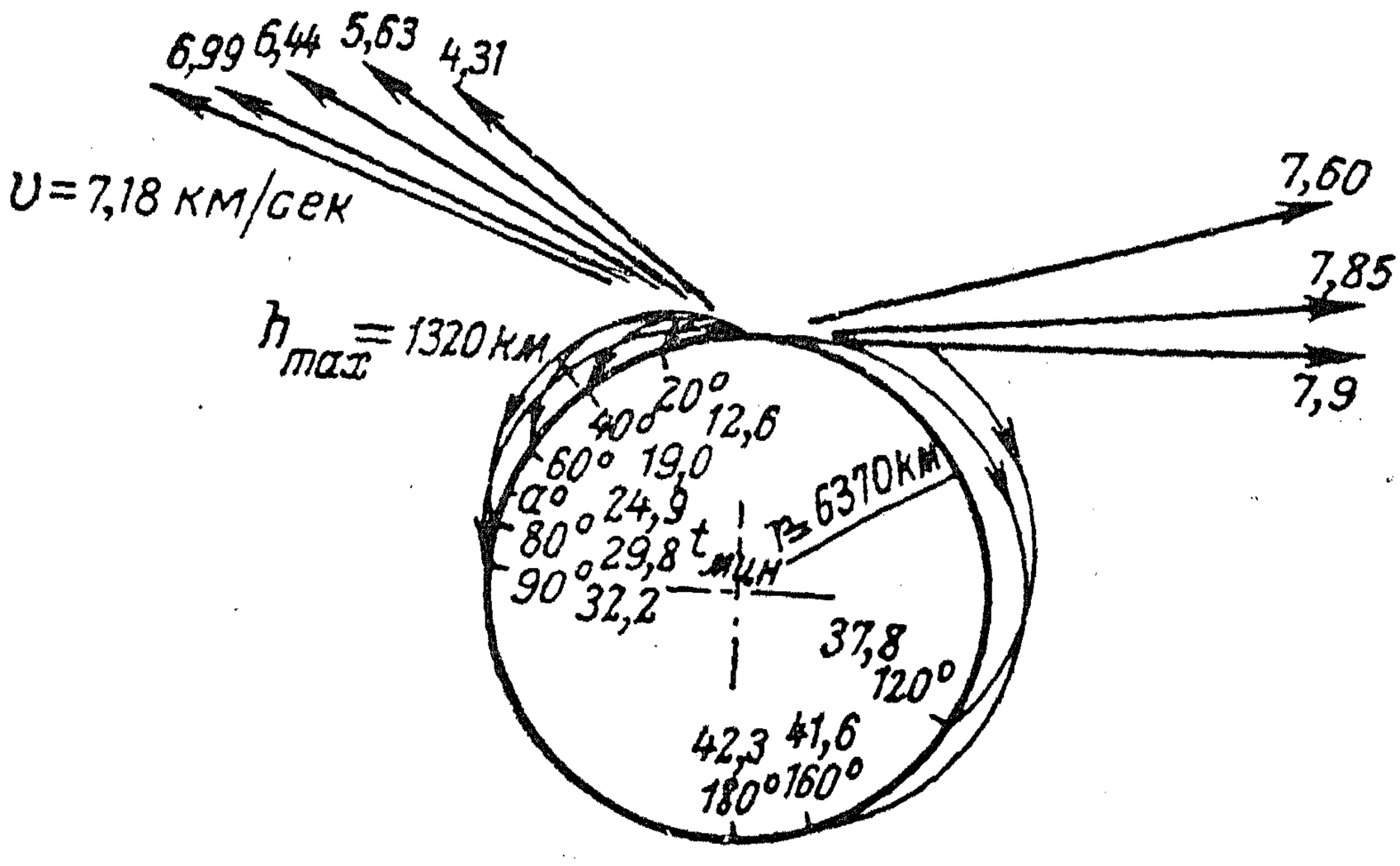
Фиг. 31. Планирующий спуск из межпланетного пространства на землю.

дении с бесконечности на Землю, то можно безопасно (кажущийся вес меньше пятикратного от силы тяжести) спускаться в пространство кольцеобразного сечения общей высоты 300 *км*. Из них высота 100 *км* приходится на атмосферу и высота 200 *км* на возможность огибания Земли. Шоферы автомобилей на земле должны при объезде огибать повозку или фонарный столб со скоростью приблизительно 25 *м/сек* (90 *км/час*). Наша скорость в $\frac{11\,300}{25} =$ $=450$ 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 11,3 *км/сек* она равна $\frac{10 \cdot 450}{100} = 4{,}5$ *км*, а у нас имеется в распоряжении ширина дороги 300 *км*; следовательно, такой спуск можно считать возможным. От «зарывания» в атмосферу аэроплан может предохраняться той же конструкцией крыльев и автоматически действующей перестановкой 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

Для неподвижной Земли мною вычислены радиусы действия ракет, имеющих заданную начальную скорость (фиг. 32), вне атмосферы. Наибольшая высота полета требуется для облета четверти земного шара (1330 *км*); начальная скорость ракеты при этом равна уже 7,2 *км/сек*. Видно, что более дальние расстояния



Фиг. 32. Радиусы действия далеко летающих ракет вне атмосферы.

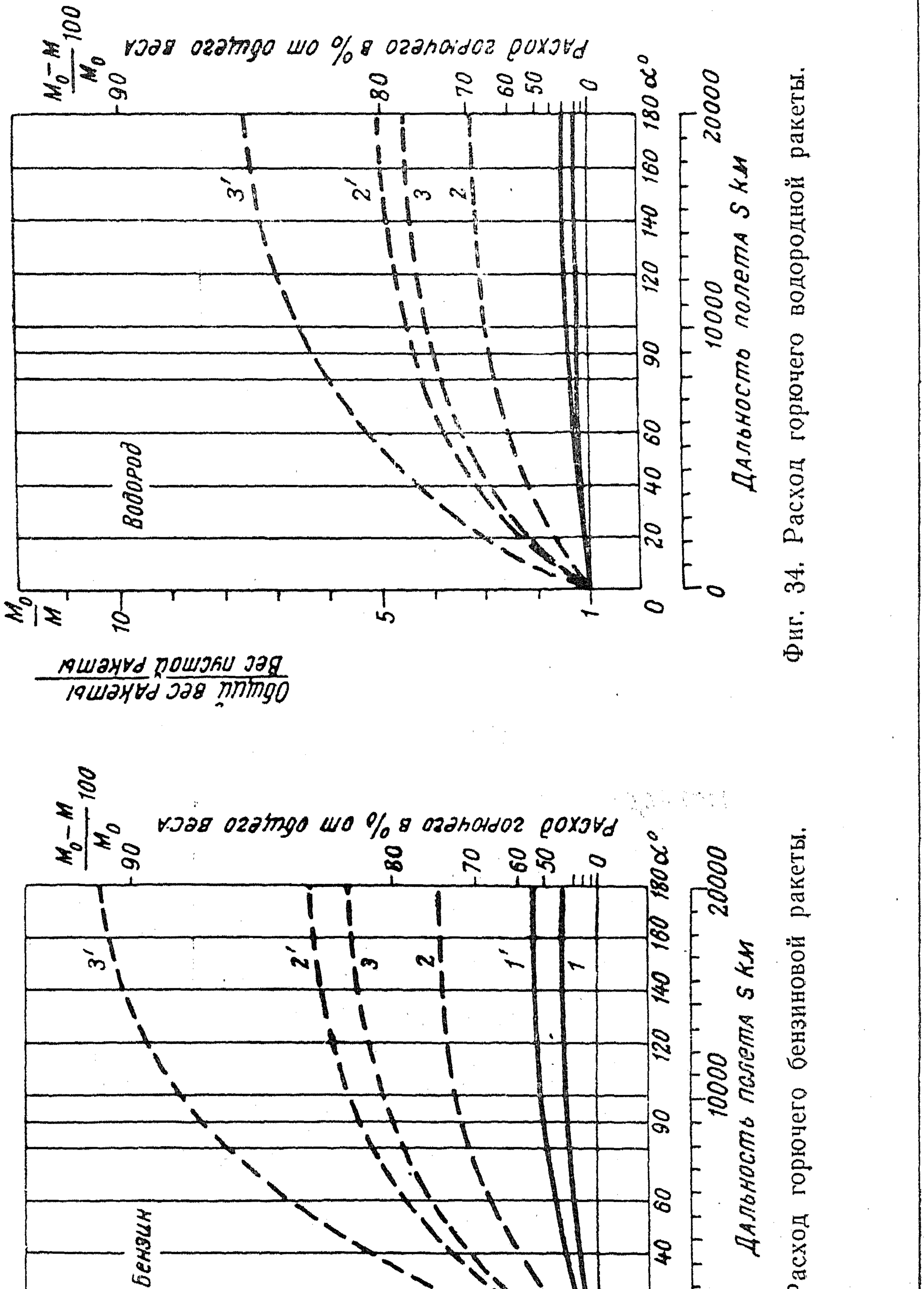
достигаются сравнительно легче, так как для облета всего земного шара требуется начальная скорость 7,9 *км/сек*, т. е. только на 0,7 *км/сек* больше. Для облета половины земного шара (если не выбирать ближнего пути) теоретически требуется также скорость 7,9 *км/сек*, а практически будут лететь по несколько растянутому эллипсу. На фиг. 33 дан расход горючего для бензиновой ракеты, а на фиг. 34 — для водородной; кривые без индекса означают расход горючего при теоретической скорости истечения для следующих случаев:

а) берется с собою только горючее, воздух заимствуется из атмосферы, т. е. имеется воздушный реактивный двигатель;

б) берется с собой горючее и жидкий кислород, а притягиваемый воздух употребляют для увеличения к. п. д. при малых скоростях полета;

в) берется с собой опять горючее и жидкий кислород, но наружного воздуха не используют для увеличения к. п. д., т. е. это применяется на случай обыкновенной ракеты.

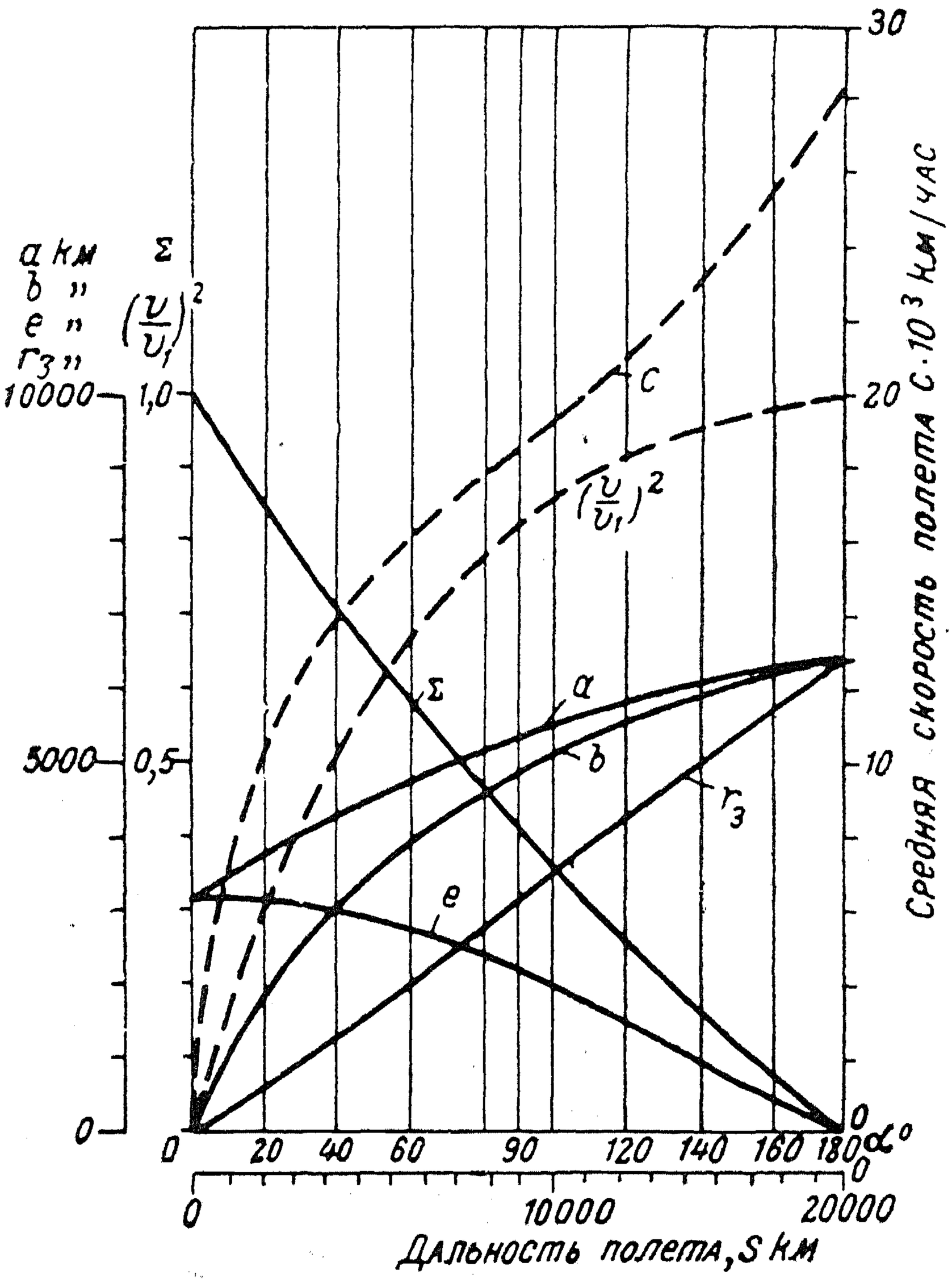
Кривые с индексом означают то же самое, но в предположении, что в третьем случае скорость истечения равна 0,75 от теоретической, т. е. теряется $(1-0{,}75^2)\ 100=44\%$ от всей тепловой энер-



Фиг. 34. Расход горючего водородной ракеты.

Фиг. 33. Расход горючего бензиновой ракеты.

гии, а в случаях первом и втором теряется столько же со всей энергии вообще. Видим, что для полета на расстояние, соответствующее 20° всей окружности земного шара, расход горючего (пренебрегая сопротивлением атмосферы и работой на поддержание навесу) требуется в первом случае 27%, во втором — 63% и в третьем — 73% от общего веса корабля; это расчет для бензина, а для водорода — соответственно 12, 56 и 67%.



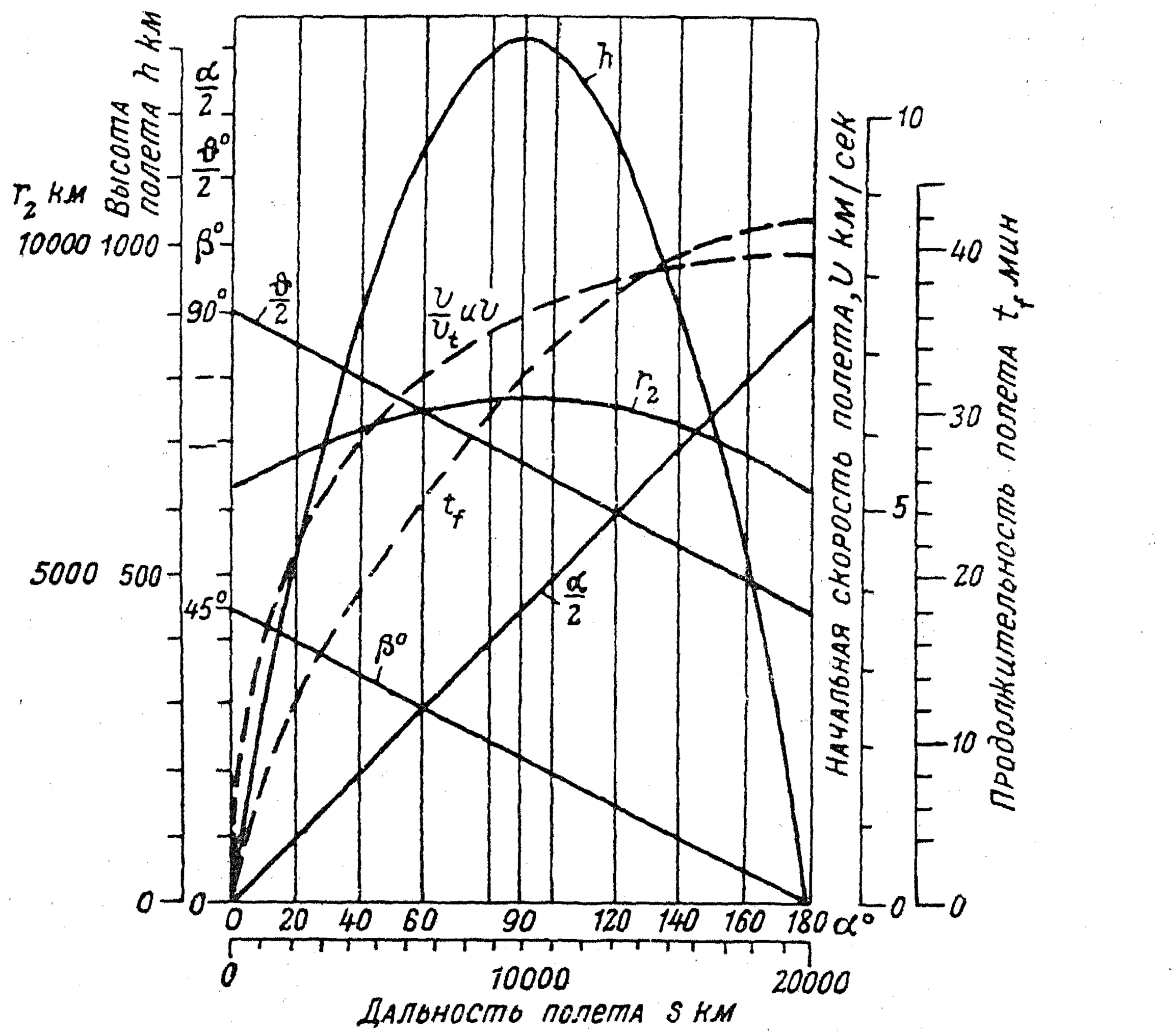
Фиг. 35. Элементы эллиптического пути далеко летающей ракеты.

На фиг. 35 и 36 изображены следующие элементы пути: большая и малая полуоси a и b эллиптического пути полета, наибольшее и наименьшее расстояние 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 перигелия $\vartheta°$, эксцентриситеты пути (Σ относительный и e абсолютный),

средняя скорость полета c, скорость в момент отлета v и длительность полета t.

Из графиков 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*) 10 500 *км/час*. Длительность облета половины земного шара составляет всего лишь 42,3 мин.

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



Фиг. 36. Элементы эллиптического пути далеко летающей ракеты.

Полет ракет в атмосфере, а также вертикальный подъем за атмосферу уже освещен рядом авторов, как Циолковским, Оберт том, Рыниным и др. 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 собой 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 горизонтам; 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 (фиг. 37).

Для данного участка пути введем обозначения:

r_1 — радиус-вектор эллипса в начальной и конечной точках полета;

$h = r_2 - r_1$ — 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/сек*);

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

α° — центральный угол с вершиной в центре Земли, соответствующий дальности полета S;

T — время полуоборота ракеты вокруг 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;

t_f — продолжительность полета ракеты от начальной до конечной точки;

E — эксцентрическая аномалия начальной точки полета.

Тогда получаем из закона площадей, по которому радиус-вектор в равные промежутки времени описывает равные площади:

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

Далее имеем уравнение эллипса в полярных координатах:

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

причем

$$e = \sum a; \qquad (3)$$

$$r_2 = a + e = a\left(1 + \sum\right), \qquad (4)$$

откуда

$$\sum = \frac{r_2 - a}{a} \qquad (4a)$$

и

$$b = \sqrt{a^2 - e^2} =$$

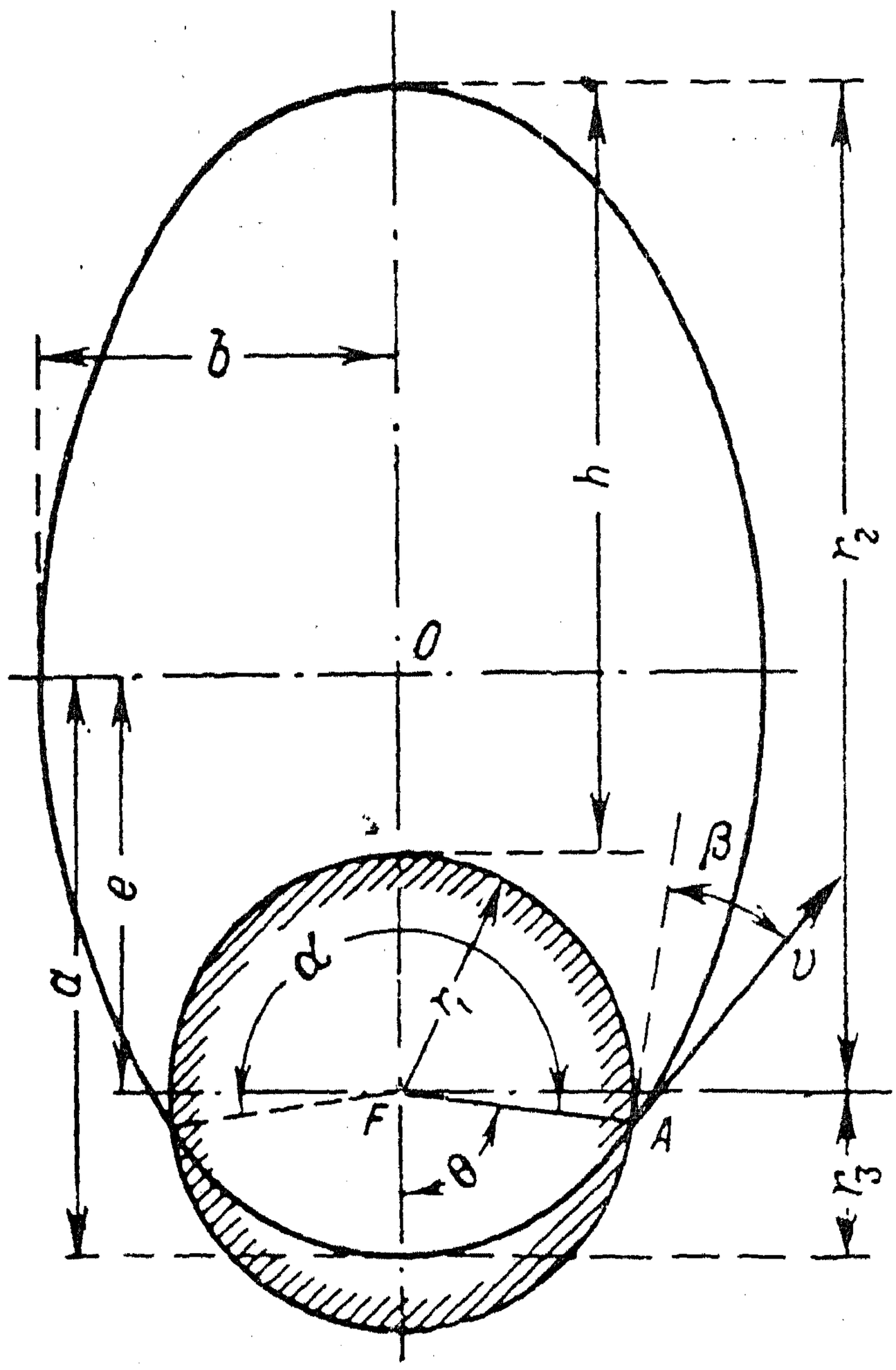
$$= \sqrt{r_2(2a - r_2)} = \sqrt{r_2 r_3}; \qquad (5)$$

далее, по третьему закону Кеплера,

$$\left(\frac{T}{T_1}\right)^2 = \left(\frac{a}{r_1}\right)^3. \qquad (6)$$

Подстановкой e из (3) во (2) и Σ из (4а) в образовавшуюся формулу получаем

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



Фиг. 37. К расчету пути полета далеко летающих ракет.

Ракета обхватывает при своем полете часть окружности земного шара, соответствующую центральному углу:

$$\alpha = 360° - 2\vartheta°, \qquad (8)$$

так что дальность полета, измеренная на шаре радиуса r_1, получается равной:

$$s = r_1 \alpha° \frac{\pi}{180°} = \frac{\pi r_1}{90}(180° - \vartheta°). \qquad (9)$$

Определим далее угол β подъема ракеты в начальной точке пути и начальную скорость v ракеты.

По свойствам эллипса нормаль AB (фиг. 38) к ее контуру делит угол между радиусами векторами AF_1 и AF пополам; искомый угол β равен BAF, так как угол между нормалями к эллипсу и кругу радиуса r_1 равен углу между соответствующими касательными. Далее сумма радиусов-векторов AF и AF_1, равна $2a$:

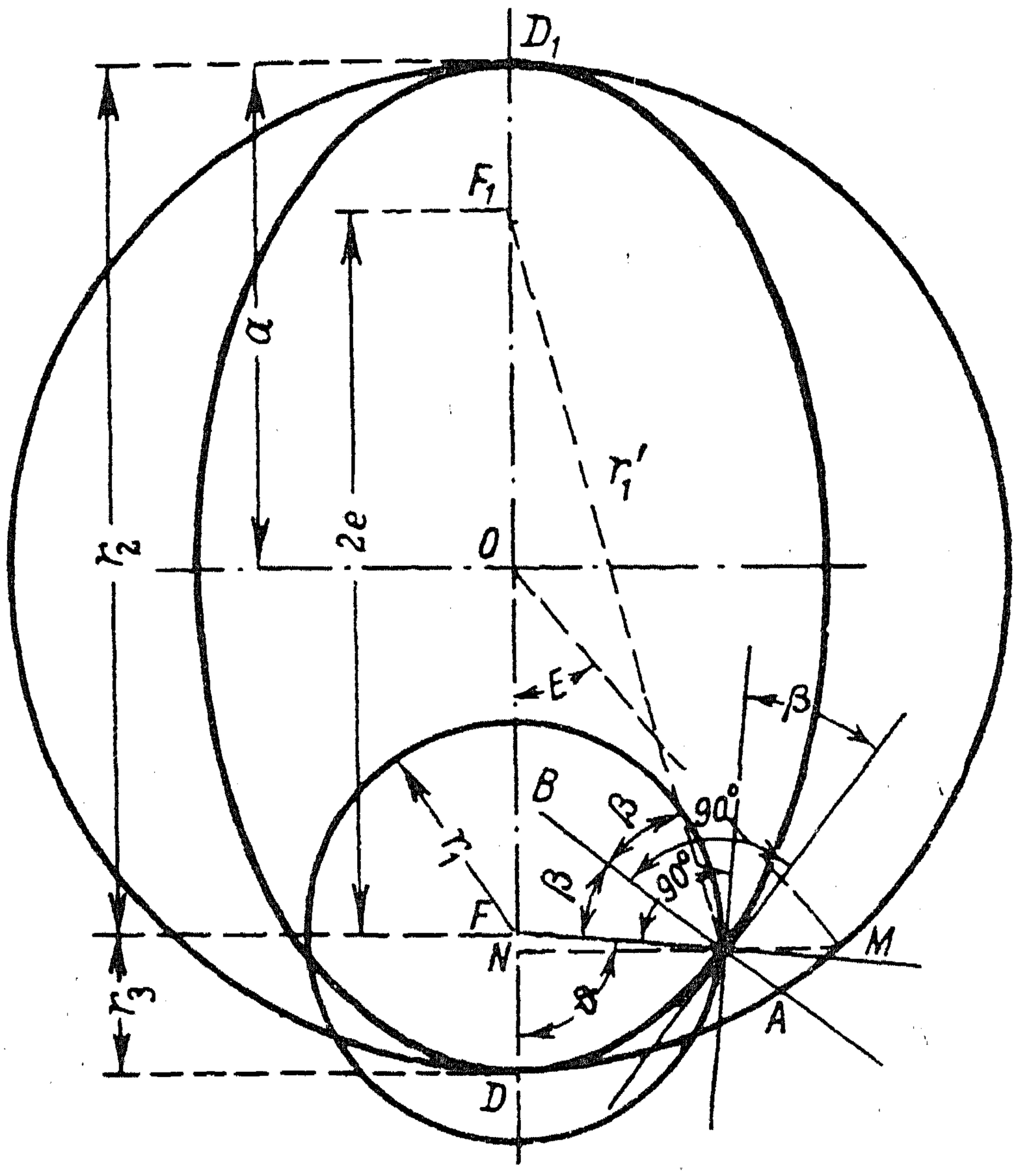
$$AF + AF_1 = 2a.$$

Если введем обозначение $AF_1 = r_1'$, то получаем

$$r_1' = 2a - r_1. \tag{10}$$

Далее находим из фиг. 38

$$F_1F = 2e = 2(a - r_3). \tag{11}$$



Фиг. 38. К расчету пути далеко летающих ракет.

Из треугольника F_1AF, в котором все три стороны известны, получаем полусумму сторон:

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

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

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

$$T_1 = \frac{\pi r_1}{v_3}, \tag{13}$$

получаем

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

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

$$e = r_2 - a, \quad (4)$$

$$\sum = \frac{r_2 - a}{a}, \quad (4a)$$

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

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

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

По этим уравнениям определяем семь величин: r_2, a, b, e, v, Σ и ϑ, имея для общего случая две независимые переменные.

Если мы рассмотрим наиболее выгодный случай наименьшей начальной скорости v для данной дальности полета или данного ϑ, то 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 вычислять 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. 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 $\vartheta = \text{const}$:

$$\frac{da}{dr_2} = \frac{(r_1 \cos\vartheta + 2r_2)(2r_2 - r_1 + r_1\cos\vartheta) - 2(r_1 r_2 \cos\vartheta + r_2^2)}{(2r_2 - r_1 + r_1\cos\vartheta)^2} =$$

$$= \frac{2r_2^2 - (r_1\cos\vartheta + 2r_2) r_1 (1 - \cos\vartheta)}{(2r_2 - r_1 + r_1\cos\vartheta)^2} . \qquad (16)$$

Дифференцируя уравнение (14) по a, получаем

$$\frac{dv}{da} = \frac{v_3 r_1 a^{-2}}{2\sqrt{2 - \frac{r_1}{a}}} .$$

Подстановкой (16) и (17) в (15), приравниванием к нулю и заменой a выражением (7а) получаем:

$$\frac{dv}{dr_2} = \frac{v_3 r_1}{2} \frac{2r_2^2 - (r_1\cos\vartheta + 2r_2)\cdot r_1(1-\cos\vartheta)}{(r_1 r_2\cos\vartheta + r_2^2)^{\frac{3}{2}} \left[2r_1 r_2\cos\vartheta + 2r_2^2 - 2r_1 r_2 + r_1^2(1-\cos\vartheta)\right]^{\frac{1}{2}}} . \qquad (15а)$$

Это уравнение дает нам значения для r_2, при которых v — максимум или минимум. Этому условию удовлетворяют $r_2 = \infty$, что соответствует наибольшему v, а если числитель выражения (15а) приравнивать нулю, то получаем

$$r_2^2 - r_2 r_1 (1 - \cos\vartheta) - \frac{r_1^2}{2}\cos\vartheta(1-\cos\vartheta) = 0 \qquad (17)$$

или

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

$$= \frac{r_2'}{r_2''} = \frac{r_1}{2}(1 - \cos\vartheta \pm \sin\vartheta) = \pm r_1\sqrt{2}\sin\frac{\vartheta}{2}\cos\left(\frac{\vartheta}{2} \mp 45^\circ\right) . \qquad (18)$$

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

В табл. 2 вычислены для $0^\circ \leqslant \alpha^\circ \leqslant 360^\circ$ 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 потребуется переправить ракету в самом межпланетном пространстве из одного места в другое с наименьшей начальной скоростью. Для случая $180° < \alpha° < 360°$ теоретически наиболее выгодным является полет по кругу вокруг земного шара; практически же можно в этом случае выбирать или круг, лежащий вне атмосферы, или эллипс, несколько возвышающийся над атмосферой.

Таблица 2

$\alpha°$	0	40	80	120	160	180
$\vartheta° : 2$	90	80	70	60	50	45
$r_2' : r_1$	1,000	1,140	1,206	1,184	1,080	1,000
$r_2'' : r_1$	1,000	0,800	0,562	0,318	0,094	0
$\alpha°$	200	240	280	320	360	
$\vartheta° : 2$	40	30	20	10	0	
$r_2' : r_1$	0,907	0,683	0,439	0,201	0	
$r_2'' : r_1$	—0,079	—0,183	—0,204	—0,141	0	

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

$$r_1' = r_2 = r_1 \sqrt{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \sin \left(45° - \frac{\vartheta}{2}\right). \qquad (18a)$$

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

истинная аномалия в момент отлета $\vartheta°$;

угол подъема в момент отлета $\beta°$;

начальная скорость полета v;

наибольшее расстояние ракеты от центра Земли r_2 и наибольшая высота подъема над точкой отлета h, причем имеем:

$$h = r_2 - r_1 = \frac{r_1}{2} (\sin \vartheta - \cos \vartheta - 1) = r_1 \sqrt{2} \cos \frac{\vartheta}{2} \sin \left(\frac{\vartheta}{2} - 45°\right). \qquad (19)$$

На фиг. 32 показаны наивыгоднейшие пути полета, соответствующие данным табл. 3.

Таблица 3

$\alpha°$	0	20	40	60	80	90
$\vartheta°/2$	90	85	80	75	70	67,5
$\beta°$	45	40	35	30	25	22,5
v/v_3	0	0,545	0,713	0,815	0,885	0,910
v, $км/сек$	0	4,305	5,63	6,14	6,99	7,18
r_2, $км$	6370	6875	7266	7535	7671	7690
$h=(r_2-r_1)$, $км$	0	505	896	1165	1301	1320

$\alpha°$	100	120	140	160	180
$\vartheta°/2$	65	60	55	50	45
$\beta°$	20	15	10	5	0
v/v_3	0,930	0,962	0,982	0,995	1
v, $км/сек$	7,35	7,60	7,75	7,85	7,90
r_2, $км$	7671	7535	7266	6875	6370
h, $км$	1301	1165	895	505	0

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

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

или

$$\operatorname{ctg}\frac{\vartheta}{2}=\operatorname{tg}\left(\frac{\vartheta}{2}-45°\right);\quad 90°-\frac{\vartheta}{2}=\frac{\vartheta}{2}-45°;$$

$$\frac{\vartheta}{2}=67°,5;$$

$$\alpha=360°-2\vartheta=360°-270°=90°.$$

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 $\vartheta/2=67°,5$ в уравнение (18a), получаем:

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

Принимая здесь $r_1 = 6370$ *км* для радиуса земного шара, получаем:

$$h_{max} = 0{,}208 \cdot 6370 = 1320 \text{ км}.$$

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

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

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

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

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

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

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

$$\sum = \frac{r_2}{a} - 1 = \frac{1 - \cos\vartheta + \sin\vartheta}{1+\sin\vartheta} - 1 = -\frac{\cos\vartheta}{1+\sin\vartheta};$$

$$\sum = \operatorname{tg}\left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ\right). \qquad (4b)$$

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

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

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

$$r_3 = 2a - r_2 = r_1(1+\sin\vartheta) - \frac{r_1}{2}(1 - \cos\vartheta + \sin\vartheta);$$

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

затем

$$b = \sqrt{r_2 r_3} = \frac{r_1}{2}\sqrt{(1+\sin\vartheta)^2 - \cos^2\vartheta} = r_1\sqrt{\frac{\sin\vartheta(1+\sin\vartheta)}{2}} =$$

$$= r_1\cos\left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ\right)\sqrt{\sin\vartheta}. \qquad (5a)$$

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

$$2a - r_1 = r_1\sin\vartheta; \qquad (21)$$

$$\cos\beta = \sqrt{\frac{(1-\cos\vartheta+\sin\vartheta)(1+\sin\vartheta+\cos\vartheta)}{2}} =$$

$$= \cos\left[\pm\left(45^\circ - \frac{\vartheta}{2}\right)\right]; \qquad (12a)$$

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

здесь $\frac{\vartheta}{2} \geqslant 45^\circ$ и $\beta > 0$, так что требуется взять нижний знак, т. е. имеем

$$\beta = \frac{\vartheta}{2} - 45^\circ. \qquad (12b)$$

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

$$\beta = \frac{180^\circ}{2} - 45^\circ = 45^\circ.$$

Принимая во внимание уравнение (8), получаем также:

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

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

Из (12c) 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:

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

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

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

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

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

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

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

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

$$\beta = \frac{\vartheta^\circ}{2} - 45^\circ; \quad (12b)$$

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

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

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

Особенно простые формулы получаются, если все величины вырезать через угол β. Из уравнения (12b) получаем

$$\frac{\vartheta}{2} = \beta + 45^\circ$$

или

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

Далее

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

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

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

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

$$b = r_1 \sqrt{\cos 2\beta} \cos \beta; \tag{5b}$$

$$e = \frac{r_1}{2} \sin 2\beta; \tag{4d}$$

$$\sum = \operatorname{tg} \beta; \tag{4e}$$

$$\alpha = 180^\circ - 4\beta; \tag{8a}$$

$$v = v_3 \frac{\sqrt{\cos 2\beta}}{\cos \beta}; \tag{14b}$$

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

Обыкновенно будет дана дальность полета s, тогда получаем из формулы (9a):

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

Далее уже нетрудно определить все важные величины, характеризующие полет.

Длительность полета ракеты определяется уравнением Кеплера; имеем:

$$t_f = 2(T - t) \tag{22}$$

и уравнение Кеплера:

$$t = \frac{T}{\pi} \left(E - \sum \sin E \right), \tag{23}$$

причем время полуоборота T вокруг земного шара определяется уравнением (6):

$$T = T_1 \left(\frac{a}{r_1} \right)^{\frac{3}{2}}. \tag{6a}$$

Эксцентрическая аномалия, встречающаяся в уравнении Кеплера, выражается через истинную аномалию ϑ и относительный эксцентриситет Σ формулой

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1 - \sum}{1 + \sum}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2}, \tag{24}$$

а геометрическое значение ее можно видеть из фиг. 38, если опустить из точки отлета A, лежащей на эллипсе, перпендикуляр A на большую ось DD_1 эллипса и продолжить его до пересечения в точке M с окружностью, описанной около центра O эллипса радиусом $OD = a$. Соединим точки M и O прямой; тогда имеем: $E = \sphericalangle MOD$.

Подстановкой a из уравнений (7b) и (7c) в (6a) получаем для случая наибольшей дальности полета при данной начальной скорости:

$$T = T_1 \cos^3\left(\frac{\vartheta}{2} - 45°\right) = T_1 \cos^3 \beta. \tag{6b}$$

Далее получаем подстановкой Σ из уравнений (4e) и ϑ из (12d) в (24)

$$\operatorname{tg}\frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-\operatorname{tg}\beta}{1+\operatorname{tg}\beta}\operatorname{tg}(\beta+45°)} = \sqrt{\operatorname{tg}(45°-\beta)\cdot\operatorname{tg}(\beta+45°)}$$

или

$$\operatorname{tg}\frac{E}{2} = \sqrt{\operatorname{tg}(\beta+45°)} = \sqrt{\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2}}. \tag{24a}$$

Отсюда можем еще вывести

$$\sin E = \frac{2\sqrt{\operatorname{tg}(\beta+45°)}}{1+\operatorname{tg}(\beta+45°)} = \frac{2\sqrt{\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2}}}{1+\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2}}, \tag{24b}$$

а из уравнений (22) и (23) находим:

$$t_f = \frac{2T}{\pi}\left(\pi - E + \sum \sin E\right). \tag{22a}$$

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 облета по кругу радиуса $r_1 = 6370$ *км* вокруг земного шара, получается из условия равенства силы тяжести и центробежной силы, развиваемой при движении по кругу.

$$g = \frac{v_3^2}{r_1}; \quad v_3 = \sqrt{g r_1} = \sqrt{\frac{9{,}81}{1000}\,6370} = 7{,}90 \text{ км/сек.}$$

Отсюда находим время полуоборота вокруг земного шара по кругу радиуса $r_1 = 6370$ *км*:

$$T_1 = \frac{\pi r_1}{v_3}; \quad T_1 = \frac{6370}{7{,}90 \cdot 60} = 42{,}3 \text{ мин.}$$

Пройденный путь s, соответствующий центральному углу α, равен по формуле (9)

$$s = r_1 \frac{\pi}{180°}\alpha = 6370 \frac{\pi}{180°}\alpha = 111{,}4\alpha.$$

Таблица 4

α	0°	20°	40°	60°	80°	90°
$\vartheta : 2$	90°	85°	80°	75°	70°	67,5°
$\sin E$	0	0,544	0,712	0,816	0,882	0,910
$180° - E$	0	32°53′	45°28′	54°40′	61°50′	65°30′
Σ	1	0,8391	0,7002	0,5774	0,4663	0,414
$T : T_1$	0,355	0,451	0,550	0,650	0,745	0,790
$T_{мин}$	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
$t_{f\,мин}$	0	12,6	19,0	24,9	29,8	32,2
s, км	0	2230	4450	6690	8910	10 000
$c\ \frac{1000\ км}{час}$	—	10,63	14,2	16,1	17,94	18,65

α	100°	120°	140°	160°	180°
$\vartheta : 2$	65°	60°	55°	50°	45°
$\sin E$	0,930	0,964	0,984	0,996	1
$180° - E$	68°30′	74°35′	79°40′	84°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

Соответствующая полету средняя скорость передвижения на земле равна $c = s/t_f$;

s и c также занесены в табл. 4.

Расход горючего

Наименьшее количество горючего, которое может потребоваться для данной 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.

Для этого предельного случая имеется уравнение

$$\frac{M_0}{M} = e^{v/w}, \tag{26}$$

где w — относительная скорость истечения газов по отношению к ракете;
M_0 и M — массы полной и порожней ракеты;
e — основание натуральных логарифмов (не смешивать с эксцентриситетом эллиптического пути полета!);
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 к. п. д. 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 раструбе 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 этой последней возможности, получаем для ракеты, приспособленной к летанию в воздухе, нижний предел для расхода горючего; приравнивая кинетическую энергию ракеты работе, эквивалентной теплоте, содержащейся в расходованном горючем, получаем:

$$\frac{H}{A}(M_0 - M)\,g = M\frac{v^2}{2}, \tag{27}$$

где H — теплотворная способность горючего на 1 *кг* продуктов горения, в случае если кислород для горения берут с собой, и на 1 *кг* самого горючего в случае, если инжекторным действием или иным способом нагнетают атмосферный воздух в пространство сгорания, беря с собой лишь горючее;
$A = 1/427$ — механический эквивалент тепла;
g — ускорение тяжести на поверхности земли.

В формулу (27) можно ввести максимальную скорость истечения

$$\frac{w^2}{2g} = \frac{H}{A}, \tag{28}$$

где w — реальная величина, если кислород берут с собой, а в случае если взято с собой только горючее, то w — чисто расчетная величина.

Из формул (27) и (28) получаем:

$$\frac{M_0 - M}{M} = \frac{v^2}{w^2} \text{ или } \frac{M_0}{M} = 1 + \frac{v^2}{w^2}, \tag{27a}$$

а из (28) находим

$$w = \sqrt{2gH/A} = \sqrt{2 \cdot 981 \cdot 427H} = 91{,}5\sqrt{H}. \tag{28a}$$

Количество израсходованного горючего равно $M_0 - M$, а его отношение к конечной массе ракеты:

$$\frac{M_0 - M}{M}.$$

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 на 1 *кг* $H_б = 10\,500$ *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:

$$H = \frac{10\,500}{14{,}9 \cdot 0{,}231 + 1} = 2370 \text{ кал/кг}.$$

Максимальные скорости истечения, соответствующие $H_б$ и H:

$$w = 91{,}5\sqrt{10\,500} = 9380 \text{ м/сек}$$

и

$$w = 91{,}5\sqrt{2370} = 4450 \text{ м/сек}.$$

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

$$w = 91{,}5\sqrt{28\,900} = 15\,520 \text{ м/сек}$$

$$w = 91{,}5\sqrt{3210} = 5180 \text{ м/сек}.$$

Таблица 5

	α	0°	20°	40°	60°	80°	90°
Бензин	v, км/сек	0	4,395	5,63	6,44	6,99	7,18
	3. $\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{4,45}}$	1	2,63	3,54	4,25	4,80	5,01
	2. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{4,45}\right)^2 + 1$	1	1,939	2,60	3,10	3,46	3,61
	1. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{9,38}\right)^2 + 1$	1	1,212	1,360	1,470	1,557	1,587
Водород	3. $\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{5,18}}$	1	2,29	2,96	3,46	3,85	3,96
	2. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{5,18}\right)^2 + 1$	1	1,833	2,18	2,55	2,82	2,92
	1. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{15,52}\right)^2 + 1$	1	1,077	1,132	1,172	1,203	1,214

	α	100°	120°	140°	160°	180°
Бензин	v, км/сек	7,35	7,60	7,75	7,85	7,90
	3. $\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{4,45}}$	5,20	5,51	5,69	5,83	5,89
	2. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{4,45}\right)^2 + 1$	3,73	3,94	4,04	4,13	4,16
	1. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{9,38}\right)^2 + 1$	1,616	1,658	1,683	1,700	1,710
Водород	3. $\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{5,18}}$	4,13	4,33	4,45	4,54	4,59
	2. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{5,18}\right)^2 + 1$	3,02	3,16	3,25	3,30	3,33
	1. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{15,52}\right)^2 + 1$	1,225	1,240	1,250	1,256	1,260

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 $(1-1/1{,}71)100=41{,}5\%$, а для водорода $(1-1/1.26)\cdot 100=20{,}6\%$ от общего начального веса ракеты.

Ракеты могут забрать с собой много больше горючего материала, в особенности если включить в это количество часть самой ракеты в качестве горючего материала [1].

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 собой. Тогда необходимо найти тот путь, те скорости и расходы взятого с собой 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. Оберта «Die Rakete zu den Planetenräumen», 1925, стр. 90—91), для пороха следующие: для бездымного пороха «Infallible» скорость истечения w — до 2434 *м/сек*, теплота сгорания $H=1238{,}5$ *кал/кг;* для пистолетного пороха № 3 скорость истечения $w=2290$ *м/сек;* теплота сгорания $H=972{,}5$ *кал/кг.*

Пользуясь этими данными, мы можем определить по формуле (28а) теоретические скорости истечения:

$$w_{max}=91{,}5\sqrt{H};$$

---

[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 Комитете 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. 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 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.

далее отношение практической скорости истечения к теоретической:

$$\xi = \frac{w}{w_{max}}, \tag{29}$$

а также термический к. п. д., равный

$$\eta_t = \left(\frac{w}{w_{max}}\right)^2. \tag{30}$$

Получаем для бездымного пороха

$$w_{max} = 91{,}5\sqrt{1238{,}5} = 3210 \text{ м/сек};$$

$$\xi = \frac{2434}{3210} = 0{,}76;$$

$$\eta_t = 0{,}76^2 = 0{,}577;$$

для пистолетного пороха № 3

$$w_{max} = 91{,}5\sqrt{972{,}5} = 2850 \text{ м/сек};$$

$$\xi = \frac{2290}{2850} = 0{,}803; \quad \eta_t = 0{,}803^2 = 0{,}645.$$

Если принимать для случаев сгорания бензина или водорода с кислородом $\xi = 0{,}75$, то получаем для практических скоростей истечения продуктов сгорания бензина с кислородом: $w = 0{,}75\sqrt{4450} = 3340$ *м/сек*; водорода с кислородом: $w = 0{,}75 \times \sqrt{5180} = 3380$ *м/сек*. Расчетные скорости в случае притягивания внешнего воздуха для горения: для бензина $w = 0{,}75\sqrt{9380} = 7040$ *м/сек*; для водорода $w = 0{,}75\sqrt{15\,520} = 11\,650$ *м/сек*.

С этими данными вычислена табл. 6, которая дает в связи с табл. 5 представление о влиянии термического к. п. д. на расход горючего.

С целью получения более полной картины относительно изменения всех величин с пройденным расстоянием в табл. 7 вычислены еще величины

$$a = r_1 \cos^2\beta = 6370\cos^2\beta; \quad b = r_1\sqrt{\cos^2\beta}\cos\beta = 6370\sqrt{\cos^2\beta}\cos\beta;$$

$$e = r_2 - a; \quad r_3 = 2a - r$$

и величина $(v/v_3)^2$, пропорциональная кинетической энергии, сообщенной ракете в начале полета.

На фиг. 35 и 36 представлены все величины, характеризующие наиболее дальний полет для определенного расхода горючего в их зависимости от дальности полета по данным табл. 3 и 7.

Из фиг. 36 усматриваем линейную зависимость между дальностью полета s и величинами α, ϑ и β; далее параболическую зави-

Таблица 6

	α	0°	20°	40°	60°	80°	90°
Бензин	$3'.\ \frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{3,34}}$	1	3,64	5,39	6,88	8,11	8,60
	$2'.\ \frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{3,34}\right)^2 + 1$	1	2,67	3,85	4,73	5,38	5,63
	$1'.\ \frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{7,04}\right)^2 + 1$	1	1,376	1,640	1,839	1,990	2,04
Водород	$3'.\ \frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{3,88}}$	1	3,04	4,27	5,25	6,05	6,35
	$2'.\ \frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{3,88}\right)^2 + 1$	1	2,24	3,10	3,75	4,25	4,43
	$1'.\ \frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{11,65}\right)^2 + 1$	1	1,138	1,235	1,306	1,360	1,381

	α	100°	120°	140°	160°	180°
Бензин	$3'.\ \frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{3,34}}$	9,02	9,75	10,18	10,48	10,66
	$2'.\ \frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{3,34}\right)^2 + 1$	5,85	6,20	6,40	6,54	6,61
	$1'.\ \frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{7,04}\right)^2 + 1$	2,09	2,165	2,22	2,24	2,26
Водород	$3'.\ \frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{3,88}}$	6,65	7,11	7,35	7,57	7,68
	$2'.\ \frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{3,88}\right)^2 + 1$	4,60	4,85	5,00	5,09	5,15
	$1'.\ \frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{11,65}\right)^2 + 1$	1,400	1,426	1,442	1,455	1,460

симость для h, а также сильное возрастание начальной скорости v для малых расстояний s и весьма незначительное для расстояний, бóльших 6000 *км*.

Таблица 7

α	0°	20°	40°	60°	80°	90°
a, *км*	3185	3738	4274	4777	5232	5436
b	0	2036	3050	3900	4635	4950
e	3185	3137	2992	2758	2439	2254
r_3	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	5943	6177	6321	6370
b	5245	5735	6090	6300	6370
e	2051	1592	1089	554	0
r_3	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

Величина $(v/v_3)^2$ пропорциональная кинетической энергии ракеты в момент отлета, сильно возрастает до пройденных расстояний в 7000—8000 *км* и мало для больших расстояний, откуда следует, что более дальние полеты будут на 1 *км* пройденного пути дешевле, чем полеты на короткие расстояния. Из табл. 7 видим, что для облета одной четверти земного шара $\alpha=90°$, $s=10\,000$ *км*, требуется сообщить ракете 83% той энергии, которую должна иметь ракета для облета половины земного шара.

На фиг. 33 и 34 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 к. п. д. пропорционален v, а для ракеты с постоянной скоростью истечения приближенно пропорционален v. Далее бросается в глаза большая выгода, которая получится от применения ракет, берущих воздух для горения из атмосферы, если это при более детальном рассмотрении полета ракеты в атмосфере окажется в достаточной степени возможным.

Далее видим из фиг. 33 и 34, что в данных пределах скоростей законы экспотенциальный 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:

$$\mu = \frac{M_0' - M}{M_0 - M} = \frac{\frac{M_0'}{M} - 1}{\frac{M_0}{M} - 1} = \frac{e^{\frac{v}{w}} - 1}{\frac{v^2}{3{,}34^2}},$$

где M_0' — начальная масса ракеты при экспоненциальном законе;
M_0 — при квадратичном 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 $e^{\frac{v}{w}}$ в ряд, можем для любого w вывести формулу

$$\mu = \frac{M_0' - M}{M_0 - M} = \frac{w}{v} + \frac{1}{2} + \frac{v}{6w} + \frac{1}{4}\left(\frac{v}{w}\right)^2 + \frac{1}{5}\left(\frac{v}{w}\right)^2 + \ldots \quad (31)$$

Для $v = 0$ и для $v = \infty$ получаем $\mu = \infty$.

Кривая имеет минимум, положение которого находим, приравнивая первую производную выражения $(M_0' - M) : (M_0 - M)$ по $v : w$ нулю.

Тогда получим

$$\frac{d\mu}{d\frac{v}{w}} = \frac{e^{\frac{v}{w}}\left(\frac{v}{w}\right)^2 - \left(e^{\frac{v}{w}} - 1\right)2\frac{v}{w}}{\left(\frac{v}{w}\right)^4} = 0$$

или

$$f\left(\frac{v}{w}\right) = e^{\frac{v}{w}}\frac{v}{w} - 2e^{\frac{v}{w}} + 2 = 0. \quad (32)$$

Это — трансцендентное уравнение, решение которого дает $\frac{v}{w} = 1{,}590$; $\mu_{min} = 1{,}542$.

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 $v = 1{,}590\ w$; она утилизировала тогда за период ускорения 64,8, т. е. $\approx 65\%$ 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 к. п. д. особенно сильно возрастает лишь для дальности полета, меньшей 2200 *км* ($\alpha=20°$).

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 — 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.

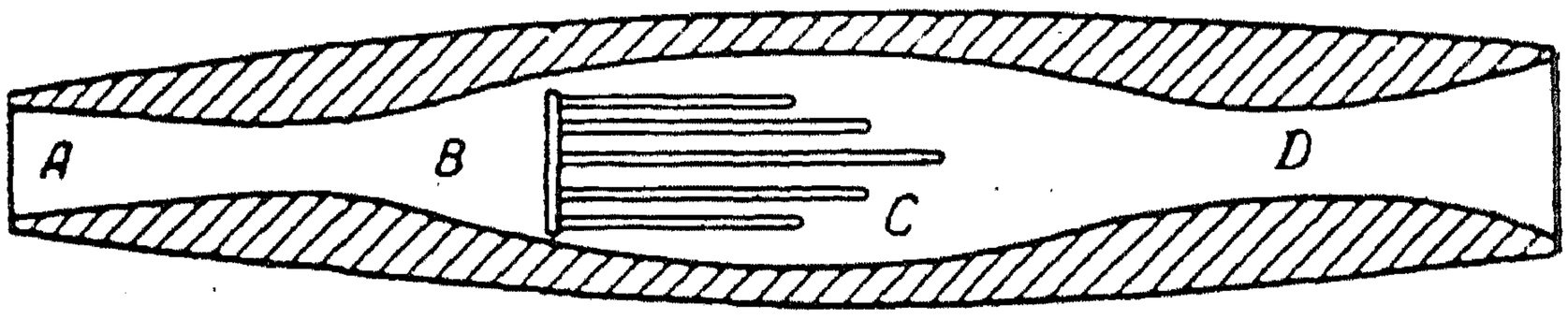
Полеты на восток, для которых суммируются относительная скорость и скорость вращения Земли, дают более дальние полеты, а на запад, наоборот, более короткие полеты, чем найденные выше. Угол подъема и начальная абсолютная скорость должны также несколько меняться для получения наиболее дальнего полета при 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 к. п. д. ракеты возможно взять с собой весь горючий материал в жидком виде, т. е. не требуется использования металлов в качестве топлива. В случае же использования металлов для части полета, лежащей 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.

РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ [1]

Наши обыкновенные авиационные двигатели обладают известными особенностями и недостатками, заставляющими нас искать новые виды двигателей, коренным образом отличающиеся от применяемых в настоящее время.

Такими новыми видами двигателей являются реактивные двигатели и газовые турбины. Между этими двумя видами машин располагается еще целый ряд комбинаций их. Такими являются: реактивные винты; двигатели, в которых используется тепло отхо-



Фиг. 1. Схема воздушного реактивного двигателя Лорена.

дящих газов или их давление для получения добавочной реактивной силы; затем газовые турбины, работающие отходящими газами двигателя и нагнетающие при сцеплении с центробежным нагнетателем воздух для питания двигателя или же приводящие в движение особый винт. В последнее время из ряда реактивных двигателей стали выделяться так называемые воздушные реактивные двигатели. Под этим названием объединяются два вида двигателей, а именно: в одном виде двигателей кислород или другой окислитель для поддержания горения не берут с собой, а впускают в прибор или нагнетают в него наружный атмосферный воздух, который и служит в дальнейшем для сгорания; в другом виде двигателей атмосферный воздух смешивается с готовыми продуктами сгорания разными методами с целью уменьшения потерь от выходящих газов, которые уносят с собой много тепла и кинетической энергии.

К первому виду двигателей относятся двигатели известного французского конструктора Ренэ Лорена. Три схемы этих двигателей, показаны на фиг. 1—3.

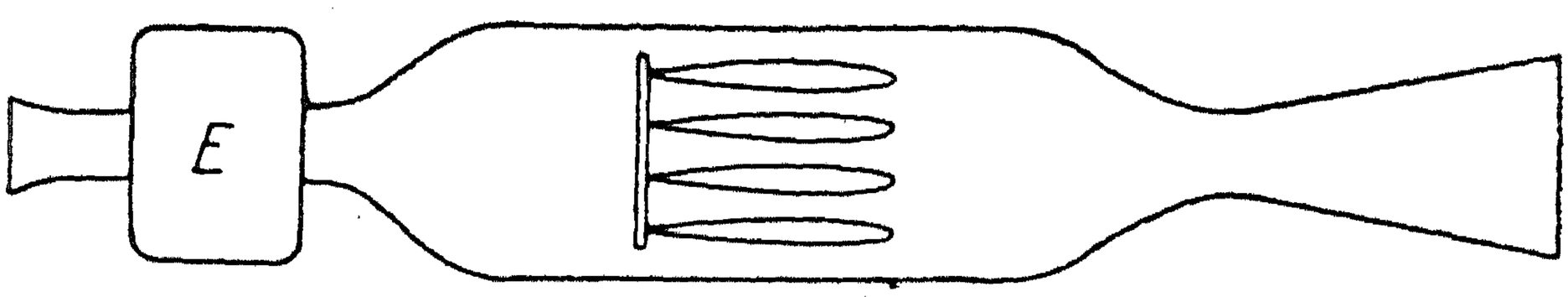
На фиг. 1 показана схема простого воздушного реактивного двигателя постоянного горения. Воздух входит через переднюю

---

[1] Статья была напечатана в журнале «Самолет», 1932, № 1.

часть *A* в прибор, сжимается в нем в полости *B*, затем смешивается в камере *C* с топливом, выходящим из жиклеров, и зажигается. Продукты сгорания при выходе из прибора расширяются до атмосферного давления и приобретают значительную скорость, достигающую в сечении *D* критической скорости, равной скорости звука для горячего состояния газов. Сила реакции выходящих продуктов сгорания толкает прибор вперед.

Разновидность воздушного реактивного двигателя постоянного горения показана на фиг. 2. В этом приборе отсек *E* представляет центробежный или поршневой нагнетатель. Если в первом приборе кинетическая энергия встречного воздуха, превращаясь струйным путем в потенциальную энергию, содержащуюся в сжатом воздухе, теряется только частично вследствие трения и уменьшает полезное



Фиг. 2. Схема воздушного реактивного двигателя с нагнетателем.

осевое давление, получаемое от прибора, то во втором приборе вся или почти вся живая сила, которой обладает воздух, входящий в прибор, уничтожается; поэтому этот последний применим лишь при меньших скоростях полета, когда живая сила встречного воздуха еще не играет большой роли. Часть живой силы встречного воздуха может быть использована лишь в случае, если строить нагнетатель для сжатия воздуха наполовину центробежным, наполовину осевым.

Но все же реактивные двигатели, построенные по схеме фиг. 2 будут иметь и при малых скоростях полета лишь малый коэффициент полезного действия вследствие большой скорости истечения, кинетическая энергия которого используется лишь в незначительной мере.

На фиг. 3 показана схема реактивного двигателя, в котором нагнетатель *E* подает сжатый воздух в камеру сгорания *H* не беспрерывно, а периодически. Смесь зажигается свечой *G*, и продукты сгорания периодически вырываются из дюзы *J*. Клапан *F* впускает новую порцию смеси в камеру сгорания лишь тогда, когда давление в камере сгорания делается меньше давления, имеющегося в пространстве за нагнетателем.

В случае, если нагнетатель не центробежный, а поршневой, клапан регулируется при помощи распределительного механизма.

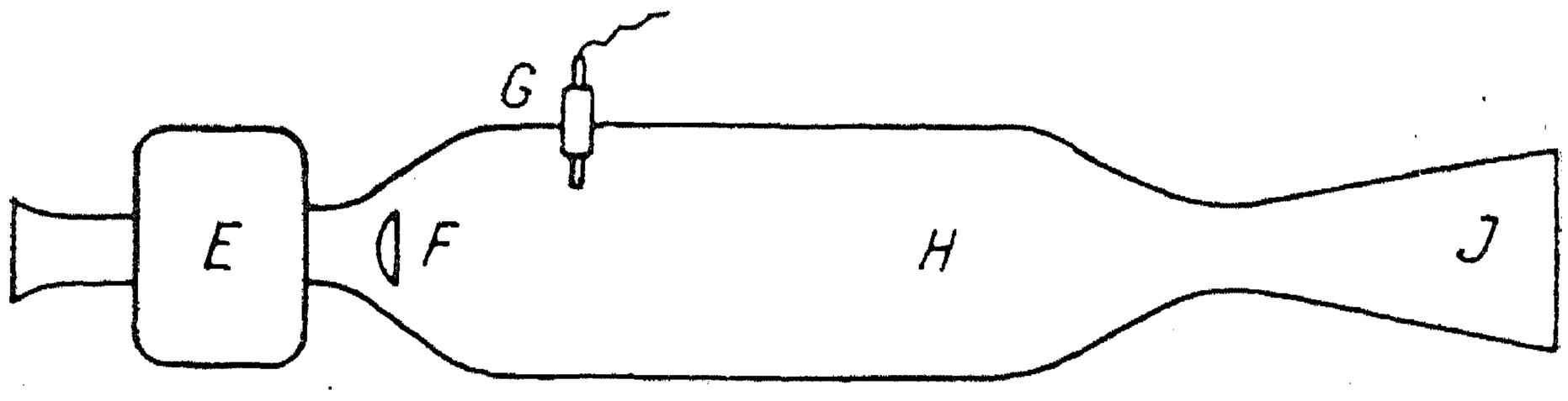
Камера сгорания, в которой давление и температура колеблются, легче охлаждается, чем камера сгорания двигателей с постоянным горением; но при колеблющемся давлении в камере и при

одном и том же среднем давлении струи напряжения в стенках двигателя будут больше, чем при постоянном давлении. Легко доказать, что количество затрачиваемой энергии в последнем случае меньше.

Кинетическая энергия струи пропорциональна квадрату относительной скорости, а импульс силы, пропорциональный полезной работе, пропорционален лишь первой степени этой скорости.

Введем обозначения:

w — относительная скорость, которую приобретают частицы продуктов сгорания внутри раструба реактивного прибора;



Фиг. 3. Схема воздушного реактивного двигателя непостоянного горения.

dm — бесконечно малая масса, которая в данный момент приобрела скорость w;

P — сила давления струи для данного момента времени;

dt — элемент времени;

C — скорость полета;

L — полезная работа, совершаемая за промежуток времени t;

E — работа, затраченная на ускорение продуктов сгорания;

M — израсходованная масса продуктов сгорания.

При ряде последовательных взрывов (фиг. 3) частицы газа, истекающие из раструба, при бóльшем давлении в камере сгорания будут иметь и бóльшую скорость. По мере уменьшения давления скорость истечения уменьшится, дойдя к концу цикла почти до нуля. Общая работа, затраченная на ускорение, равна живой силе:

$$E = \int_0^{m_1} \frac{w^2\, dm}{2}. \qquad (1)$$

Полезная же работа на продвижение реактивного прибора вперед равна для одного цикла продолжительности t:

$$L = \int_0^t P \cdot C\, dt = C \int_0^t P\, dt. \qquad (2)$$

По закону импульса силы имеем

$$\int_0^t P\, dt = \int_0^{m_1} w\, dm. \qquad (3)$$

Подстановкой $\int_0^t P\,dt$ из (2) и (3) получаем:

$$L = C\int_0^{m_1} w\,dm. \tag{2a}$$

Обозначим все величины для случая, когда скорость истечения w не меняется, индексом m.

Тогда получаем из (1)

$$E_m = \frac{m_1 w_m^2}{2} \tag{4}$$

и из (2а)

$$L_m = C w_m m_1 \tag{5}$$

Рассмотрим теперь два случая: с постоянным давлением (см. фиг. 2) и с переменным давлением в камере сгорания (см. фиг. 3). Пусть полезная работа, совершенная при данной скорости полета, в обоих случаях одинакова; тогда имеем

$$L = L_m$$

и из формул (5) и (2а) получаем

$$w_m m_1 = \int_0^{m_1} w\,dm. \tag{6}$$

Докажем, что кинетическая энергия E_m, которую необходимо развивать при постоянной скорости истечения, меньше, нежели кинетическая энергия E для случая переменного w. Среднюю скорость истечения, которая при том же расходе продуктов сгорания дала бы живую силу E, обозначим буквой w_1. Тогда

$$E = \frac{m_1 w_1^2}{2} \tag{7}$$

из (1) и (7) получаем

$$w_1^2 m_1 = \int_0^{m_1} w^2\,dm. \tag{8}$$

Сравним формулы (6) и (8). Ввиду того что малые значения w мало уменьшают интеграл $\int w^2 dm$, а большие w его сильно увеличивают, w_1 получается всегда больше, чем w_m.

Покажем это еще на примере. Пусть скорость истечения пропорциональна массе, уже выброшенной с начала цикла, т. е.

$$w = km. \tag{9}$$

Здесь k — коэффициент пропорциональности. Подстановкой в формулы (6) и (8) находим:

$$w_m m_1 = \frac{k_1 m_1^2}{2}; \quad w_m = \frac{k_1 m_1}{2}; \tag{10}$$

$$w_1^2 m_1 = \frac{k_1^2 m_1^3}{3}; \quad w_1 = \frac{k_1 m_1}{\sqrt{3}}. \tag{11}$$

Взяв отношение формул (4) к (7) и подставив w_m и w_1 из формул (10) и (11), получаем:

$$\frac{E_m}{E} = \frac{w_m^2}{w_1^2} = \frac{3}{4}. \tag{12}$$

Видим, что количество энергии, которое необходимо сообщать продуктам сгорания при постоянной и переменной скоростях, относится как 3 к 4.

В случае если половина массы истекает со скоростью в n раз большей, чем скорость истечения второй половины, получаем

$$\frac{E_m}{E} = \frac{n+1}{n^2+1}. \tag{13}$$

Если $n = 10$, то получаем $\frac{E_m}{E} = \frac{11}{101} = 0{,}109$.

Отсюда видим, что приборы с постоянной скоростью истечения будут в общем более выгодными, чем приборы с переменной скоростью.

Двигатели, предложенные Лореном, могут быть в сильнейшей степени улучшены введением кругового рабочего цикла, как это будет показано в дальнейшем изложении.

При тщательной проработке проектов реактивных двигателей можно обойти большое количество недостатков, которыми обладают наши авиационные двигатели.

ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ[1]

(Статья первая)

ВВЕДЕНИЕ

В данной статье мы рассмотрим расчет тепловых процессов, происходящих в ракетном двигателе прямой реакции, в котором горючее и окислитель сгорают под некоторым давлением в камере сгорания и продукты сгорания, расширяясь в сопле, прямо истекают в атмосферу с постоянной или почти постоянной скоростью относительно сопла.

Параметрами, характеризующими тепловые явления в ракетном двигателе, являются: давление в камере сгорания, температура сгорания рабочей смеси, температура, давление и скорость истечения в критическом и выходном сечениях сопла.

Эти параметры зависят, во-первых, от физико-химических свойств компонентов рабочей смеси и, во-вторых, от задаваемого давления в камере сгорания.

В данном случае в качестве горючего взят авиационный бензин первого сорта, а в качестве окислителя — жидкий воздух, обогащенный кислородом, причем в целях обобщения расчет произведен для различного содержания кислорода в жидком воздухе. которое меняется в пределах от 23 до 100%. Давление в камере задается также различное — в интервале от 3,5 до 11 *ат*.

Определение температуры сгорания

Приближенное определение температуры сгорания при переменных теплоемкостях и без учета диссоциации

Введем обозначения:

x_0 — весовое процентное содержание кислорода в расходуемом воздухе;

$(1 - x_0)$ — весовое процентное содержание азота в расходуемом воздухе;

L_0 — весовой расход воздуха на 1 *кг* горючего;

h — процентное содержание водорода в горючем;

---

[1] Статья была напечатана в сборнике «Ракетная техника», вып. 1, 1936.

c — процентное содержание углерода в горючем;
H_2O_{mol} — количество молекул водяного пара, которое получается от 1 *кг* горючего, *кг*;
CO_{2mol} — то же для углекислоты;
N_{2mol} — то же для азота, оставшегося от воздуха после горения;
M_{1mol} — количество молекул смеси на 1 *кг* горючего, *кг*;
R_O, μ_O — газовая постоянная и молекулярный вес кислорода;
R_N, μ_N — газовая постоянная и молекулярный вес азота;
R_2, μ_2 — газовая постоянная и молекулярный вес продуктов сгорания;
$\mu_{бенз}$ — молекулярный вес горючего;
T_0 — температура воздуха, подаваемого для горения;
T_i — температура сгорания;
H_u — теплотворная способность горючего;
$R_1\mu_1$ — газовая постоянная и молекулярный вес испаренного воздуха.

Примем в качестве горючего бензин следующего состава: $h=14{,}5\%$ по весу, $c=85{,}5\%$ по весу.

Количество кислорода, потребное для сжигания 1 *кг* горючего, определится из

$$x_0L_0=32\left(\frac{c}{12}+\frac{h}{4}\right)=32\left(\frac{0{,}855}{12}+\frac{0{,}145}{4}\right)=3{,}44\ кг.$$

Количество жидкого воздуха, потребное для сжигания 1 *кг* горючего, будет

$$L_0=\frac{3{,}44}{x_0}\ кг.$$

Газовая постоянная испаренного воздуха, принимая $R_O=26{,}5$ и $R_N=30{,}2$, равна

$$R_1=x_0R_0+(1-x_0)R_N=x_026{,}5+(1-x_0)30{,}2.$$

Средний молекулярный вес испаренного воздуха равен

$$\mu=\frac{848}{R_1}.$$

Количество *кг-мол* смеси на 1 *кг* горючего, принимая для бензина молекулярный вес $\mu_{бенз}=100$, будет

$$M_{1mol}=\frac{L_0}{\mu_1}+\frac{1}{100}.$$

Количество *кг-мол* продуктов сгорания, получаемое от 1 *кг* горючего, равно

для H_2O_{mol}

$$\frac{h}{2}=\frac{0{,}145}{2}=0{,}0725\ mol;$$

для CO_{2mol}

$$\frac{c}{12}=\frac{0,855}{12}=0,0712\ mol;$$

для N_{2mol}

$$\frac{(1-x_0)L_0}{\mu_N}=\left[\frac{(1-x_0)L_0}{28,08}\right]\ mol.$$

Обозначая количество молекул продуктов сгорания на 1 *кг* горючего через M_{2mol}, получим

$$M_{2mol}=H_2O_{mol}+CO_{2mol}+N_{2mol}=0,1437+\frac{(1-x_0)L_0}{28,08}.$$

Средний молекулярный вес продуктов сгорания

$$\mu_2=\frac{1+L_0}{M_{2mol}}.$$

Газовая постоянная продуктов сгорания

$$R_2=\frac{848}{\mu_2}.$$

Средняя теплоемкость продуктов сгорания:

H_2O

$$0,0725(6,67+15,2\cdot10^{-4}T)=0,584+1,102\cdot10^{-4}T;$$

CO_2

$$0,0712(9,55+10,2\cdot10^{-4}T)=0,679+0,726\cdot10^{-4}T;$$

суммы H_2O+CO_2

$$1,263+1,828\cdot10^{-4}T;$$

N_2

$$N_{2\,mol}(6,59+5,167\cdot10^{-4}T).$$

Общая теплоемкость M_{2mol} продуктов сгорания будет

$$A_2+B_2T=1,263+1,828\ 10^{-4}T+N_{2mol}(6,59+5,167\cdot10^{-4}T)=$$

$$=(2,163+N_{2mol}6,59)+(1,828+N_{2mol}5,167)\,10^{-4}T.$$

Теплота, содержащаяся в продуктах сгорания, равна

$$(A_2+B_2T_i)T_i.$$

Наконец, теплоту, содержащуюся в смеси до сгорания ее при температуре $T_0=288°$ К, принимая теплоту испарения бензина r около 90 *кал/кг*, аналогично предыдущему определим равенством:

$$(A_1+B_1T_0)T_0-r=M_{1mol}(6,59+5,167\cdot10^{-4}\ 288)\,288-90=$$

$$=(1940M_{1mol}-90)\ кал/кг.$$

Для определения температуры сгорания имеем уравнение

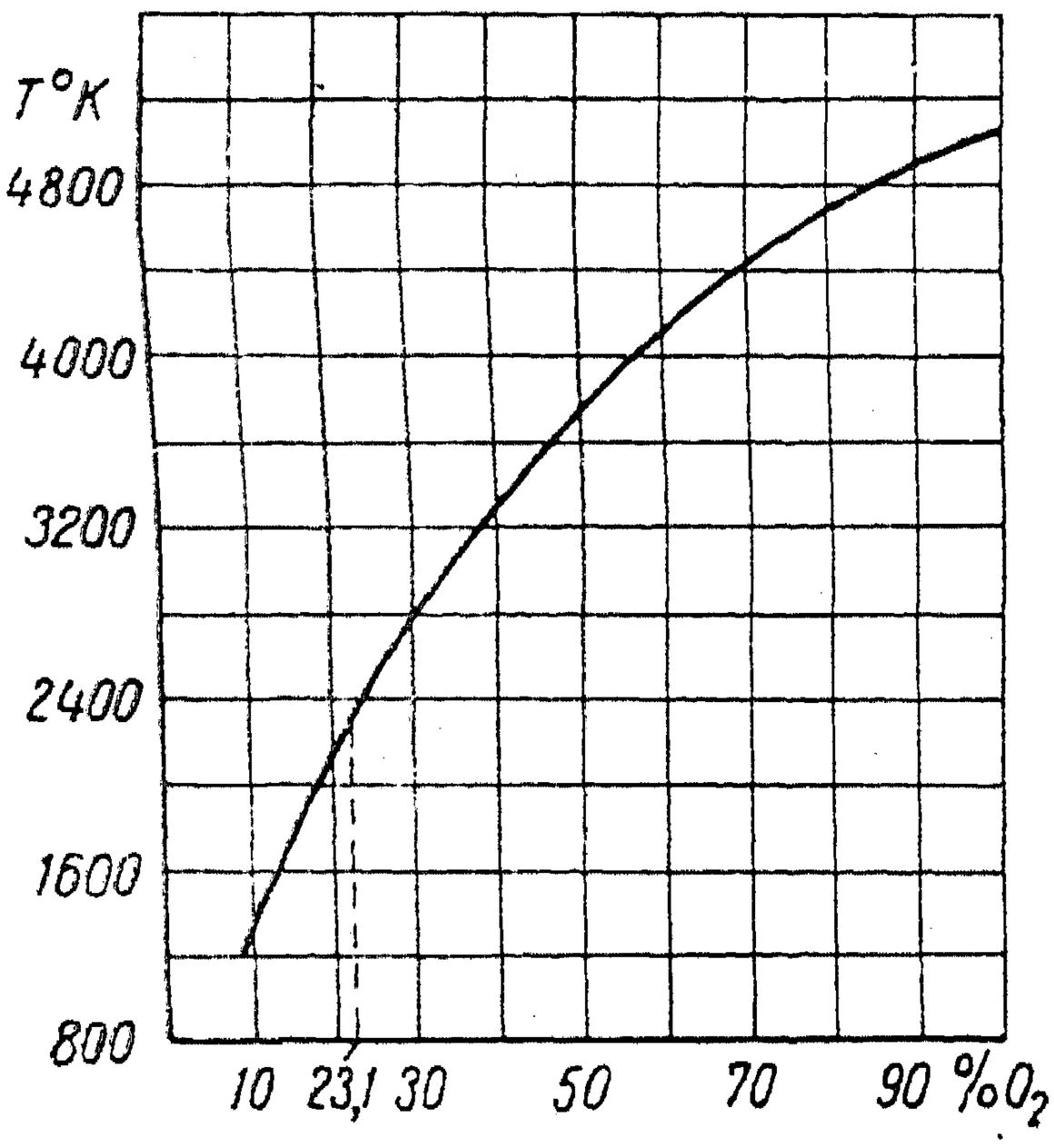
$$H_u + (A_1 + B_1 T_0) T_0 - r = (A_2 + B_2 T_i) T_i. \qquad (1)$$

Преобразуем его так:

$$T_i^2 + \frac{A_1}{B_2} T_i - \frac{1}{B_2} [H_u + (A_1 + B_1 T_0) T_0 - r] = 0. \qquad (1a)$$

Решая его относительно температуры сгорания T_i, получим

$$T_i = -\frac{A_2}{2B_2} = \sqrt{\left(\frac{A_2}{2B_2}\right)^2 + \frac{1}{B_2} [H_u + (A_1 + B_1 T_0) T_0 - r]}. \qquad (2)$$



Фиг. 1. Изменение температуры сгорания (без учета диссоциации) бензина в зависимости от содержания кислорода в воздухе.

На фиг. 1 нанесены значения T_i для сгорания бензина в воздухе с различным содержанием кислорода.

Из фигуры видно, что температура сгорания при большом содержании кислорода в обогащенном воздухе значительно выше, чем действительно наблюдаемая. Это объясняется тем, что здесь не учтено явление диссоциации газов. Диссоциация газов сопровождается поглощением тепла и, следовательно, понижением температуры, что особенно сильно сказывается при высоких температурах.

Однако уменьшение температуры за счет диссоциации оказывает влияние на скорость истечения лишь отчасти, так как при расширении газов в сопле температура газов падает и происходит процесс, обратный диссоциации (ассоциация), сопровождающийся выделением тепла, которое идет на увеличение скорости истечения газов.

Определение температуры сгорания с учетом диссоциации газов

В первом приближении расчета принимаем как допущение, что исходными веществами вместо бензина являются углерод и водород в пропорции, соответствующей химическому составу бензина.

Кроме того, пренебрегаем теплотой разложения бензина. Тогда тепловой эффект при сгорании бензина может быть определен по формуле

$$Q_T = Q_{CO_2}\frac{c}{12} + Q_{H_2O}\frac{h}{2}, \qquad (3)$$

где Q_{CO_2} — теплота образования CO_2;

Q_{H_2O} — теплота образования H_2O.

В общем случае теплотворная способность Q при любой температуре подсчитывается по формуле

$$Q = Q_0 + T(c_1 - c_2), \qquad (4)$$

где Q_0 — теплотворная способность при температуре абсолютного нуля;

c_1 и c_2 — средние теплоемкости реагирующих веществ до и после сгорания.

Теплота образования углекислоты будет равна [1]

$$Q_{CO_2} = (67\,300 + 27\,600 + 3{,}4T - 0{,}0036T^2)\ кал/кг\ mol\ CO_2 =$$

$$= (94\,900 + 3{,}4T - 0{,}0036T^2)\ кал/кг\ mol\ CO_2. \qquad (5)$$

Теплота образования водяного пара равна [2]

$$2Q_{H_2O} = 113\,900 + 4{,}067T + 3{,}5 \cdot 10^{-4}T^2 - 4 \cdot 10^{-10}T^4. \qquad (5а)$$

Уравнение для определения температуры сгорания получим, приравнивая теплоту реакции разности теплосодержаний продуктов сгорания и горючей смеси с учетом скрытой теплоты испарения бензина r и теплосодержанию его при температуре T_0, т. е. будем иметь

$$Q_u = Q_{CO_2}\frac{c}{12} + Q_{H_2O}\frac{h}{2} = (A_2 + B_2T_i)T_i - (A_1 + B_1T_0)T_0 +$$

$$+ r - c_{бенз}T_0. \qquad (6)$$

Если считать совершенно точно, то необходимо принимать во внимание, что состав продуктов сгорания при диссоциации иной, чем при ее отсутствии. Для упрощения можно принимать, что теплосодержание при этом мало изменяется. Кроме того, степень

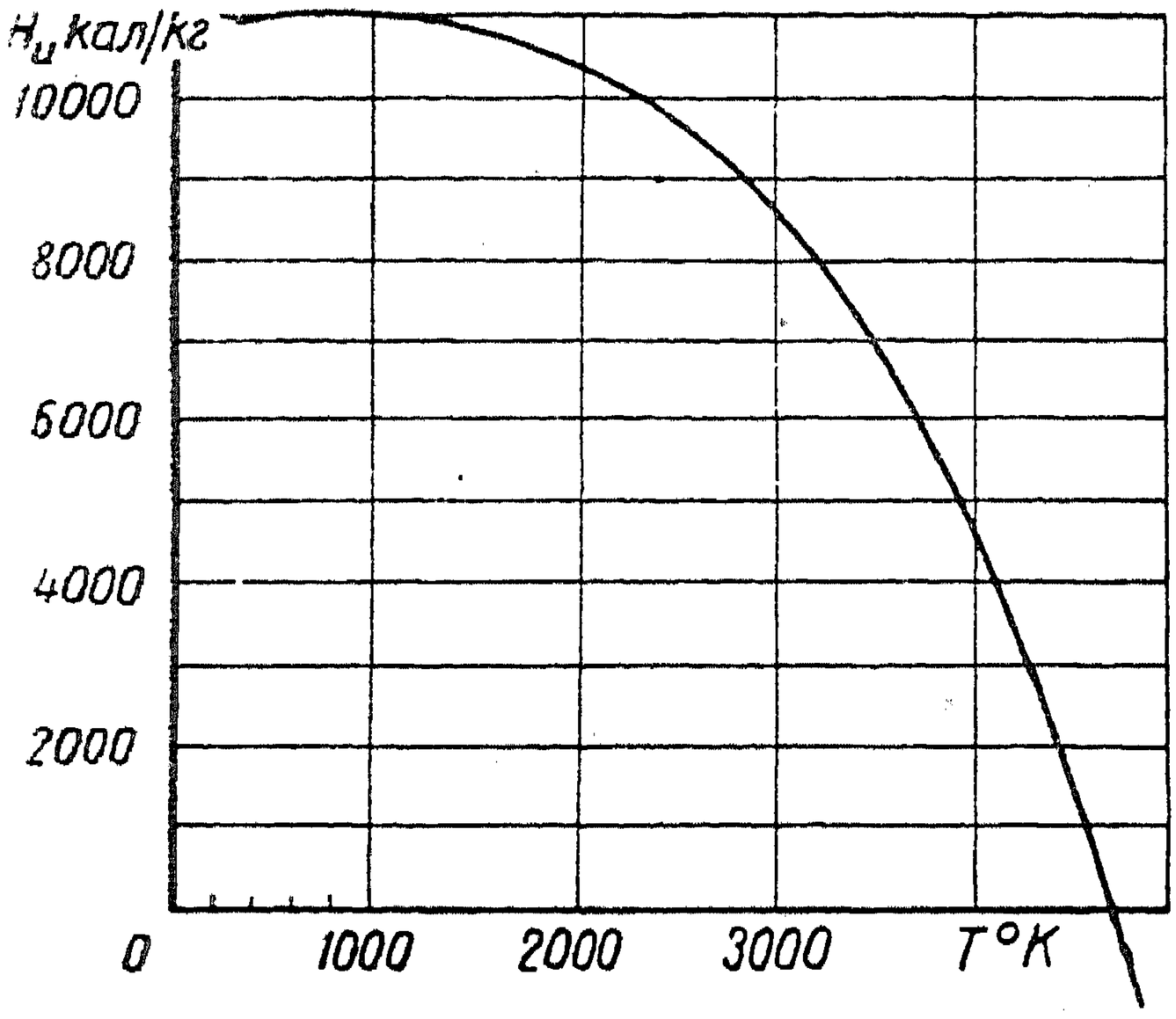
---

[1] См. Изгарышев, Химическая термодинамика, 1927, стр. 90—94. У Изгарышева дана теплота для сгорания CO в CO_2. Сюда прибавляем величину $2300 \cdot 0{,}2 = 27\,600$ *кал/кг mol* °C, которую принимаем постоянной ввиду незначительности диссоциации CO по сравнению с CO_2.

[2] Теплоемкость для водяного пара находим по формуле Пира, она равна

$$2(c_1 - c_2) = 4{,}155 + 3{,}5 \cdot 10^{-4} \cdot T - 4 \cdot 10^{-10}T^3.$$

диссоциации зависит от давления в камере, однако этого мы учитывать при расчете не будем *. Предыдущее уравнение для определения температуры сгорания решается графическим путем. Для этого определим сначала величину теплотворной способности бензина в зависимости от температуры. Затем определим теплосодержание продуктов сгорания для разных температур. Точки пересечения кривых дадут значение температуры сгорания.



Фиг. 2. Изменение теплотворной способности бензина H_u в зависимости от изменения абсолютной температуры бензина T.

Как было уже ранее указано, теплотворная способность в зависимости от температуры выражается [см. формулу (4)] так:

$$Q = Q_0 + T(c_1 - c_2).$$

Для бензина по уравнению (6) получаем

$$Q = 0{,}0712\,(94\,900 + 3{,}4T + 0{,}0036T^2) + \frac{0{,}0725}{2}\,(113\,900 + 4{,}07T + $$

$$+ 3{,}5 \cdot 10^{-4}T^2 - 4 \cdot 10^{-10}T^4) = 10\,875 + 0{,}3897T - 2{,}433 \cdot 10^{-4}T^2 =$$

$$= 2{,}433 \cdot 10^{-4}T^2 - 0{,}145 \cdot 10^{-10}T^4. \qquad (7)$$

На фиг. 2 представлено изменение величины теплотворной способности бензина в зависимости от изменения абсолютной температуры T.

Теплосодержание смеси, принимая теплоемкость бензина $c_{\text{бенз}} = 0{,}5$ *кал/кг* °C и начальную температуру бензина и воздуха или кислорода $T_0 = 288°$ K, определится равенством

$$(A_1 + B_1T_0)\,T_0 - r + c_{\text{бенз}}T_0 =$$

$$= 1940M_{1mol} - 90 + 0{,}50 \cdot 288 = 1940M_{1mol} + 54. \qquad (8)$$

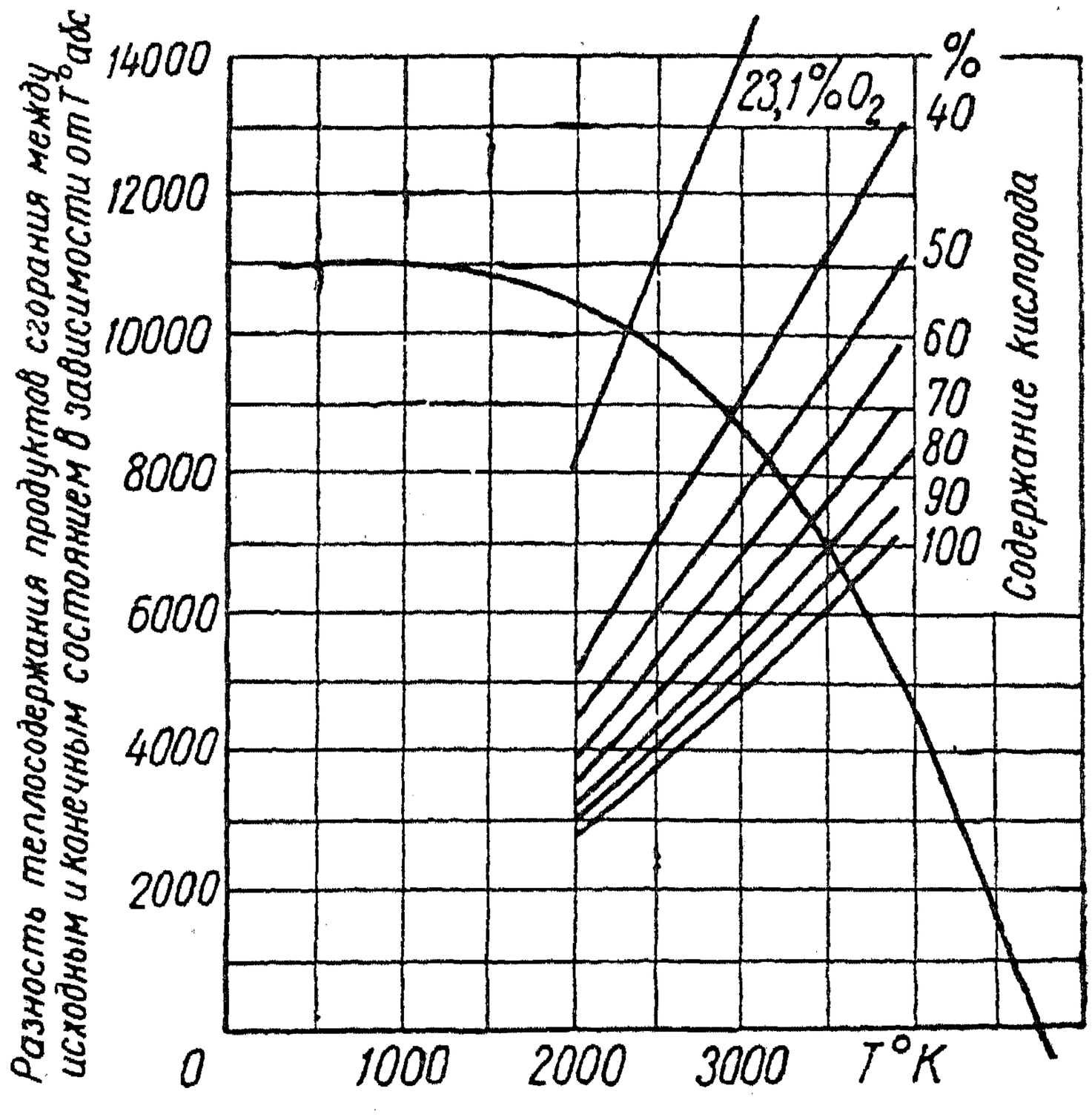
Теплосодержание продуктов сгорания равно

$$A_2 + B_2T_i)\,T_i = [1{,}163 + 1{,}828 \cdot 10^{-4}T_i + \mathrm{N}_{2oml}\,(6{,}59 +$$

$$+ 5{,}167 \cdot 10^{-4}T_i)]\,T_i. \qquad (9)$$

Нанося вычисленные по этим формулам разности теплосодержаний как функции от температуры для определенного процента

* Пренебрежение влиянием давления на степень диссоциации ведет к уменьшению точности расчета. Так как повышение давления ведет к уменьшению диссоциации, то ошибки при больших давлениях будут меньше, чем при малых. *Прим. ред.*

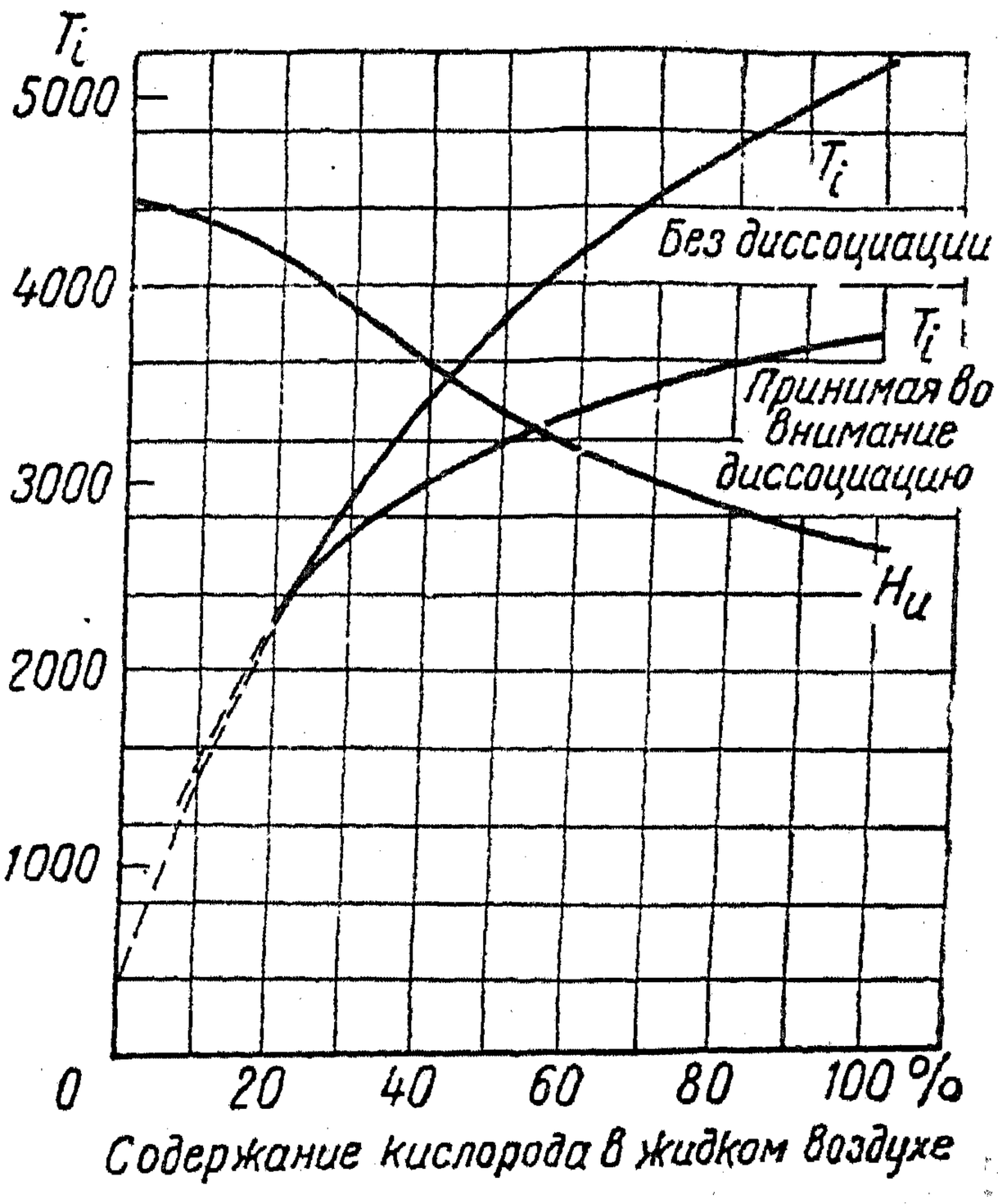


Фиг. 3. Определение температуры сгорания бензина в воздухе, обогащенном кислородом, с учетом диссоциации.

кислорода в воздухе и нанося Q так же, как на фиг. 1, получим в точках пересечения искомую температуру сгорания (фиг. 3). На фиг. 4 даны значения T_i с учетом диссоциации газов.

Наивысшая температура для случая сгорания бензина в чистом кислороде составляет 3650° абс. или приблизительно 3400° С. Эта температура на 1440° ниже температуры, которая получается без учета диссоциации. Таким образом при содержании кислорода больше 40—50% диссоциация продуктов сгорания делается настолько заметной, что ею уже нельзя пренебрегать.

При содержании кислорода в 23,1 30 и 40% температуру сгорания можно с достаточной степенью точности рассчитывать по формуле без учета диссоциации.



Фиг. 4. Выделение тепла при сгорании бензина. Температура сгорания бензина в зависимости от содержания кислорода в воздухе как с учетом диссоциации, так и без учета ее.

Формулы для определения закона расширения продуктов сгорания, размеров сечения сопла и скорости истечения

Выше было установлено, что при сгорании топлива в камере часть развиваемой теплоты затрачивается на диссоциацию продуктов сгорания, причем явление диссоциации тем сильнее, чем выше температура сгорания.

Но при расширении продуктов сгорания в сопле температура последних понижается и часть теплоты, затраченной на диссоциацию, выделяется обратно и идет на увеличение работы расширения газов.

Закон расширения газов в сопле с учетом выделения тепла из-за уменьшения диссоциации можно получить, исходя из уравнения энергии, которое в данном случае может быть написано в виде

$$\frac{A w\, dw}{2g} = dQ' - dQ_s - di = -AV\, dp - A\, dR_s, \qquad (10)$$

где A — механический эквивалент тепла:
w — скорость газа в данном сечении сопла;
dQ' — количество тепла, которое выделяется при изменении состояния газа на 1 *кг* газа;
dQ_s — количество тепла, ушедшее через стенки;
di — увеличение теплосодержания газа;
V — удельный объем;
dp — приращение давления газа;
dR_s — работа трения, развиваемая при расширении 1 *кг* газа.

Теплота dQ', которая при уменьшении диссоциации выделится на 1 *кг* бензина или на (L_0+1) *кг* продуктов сгорания, будет по предыдущему равна

$$dQ' = -\frac{dQ}{L_0+1} - (c_1 - c_2)\, dT. \qquad (11)$$

После подстановки dQ' в уравнение (10) и интегрирования его получим

$$\frac{A}{2g}(w_0^2 - w_i^2) = -\frac{1}{L_0+1}(Q_2 - Q_1) - \\ -(Q_{s_2} - Q_{s_1}) - (i_2 - i_1). \qquad (12)$$

Заменив $Q_2 - Q_1$ в формуле (12) его значением, получаемым после интегрирования формулы (11), получим

$$\frac{A}{2g}(w_0^2 - w_i^2) = -\frac{1}{L_0+1}\int_{T_1}^{T_2}(c_1 - c_2)\, dT - (Q_{s_2} - Q_{s_1}) - (i_2 - i_1), \qquad (13)$$

причем индекс 1 относится к начальному, а индекс 2 — к конечному состояниям.

Если пренебречь в первом приближении прохождением тепла через стенки, т. е. положить $Q_{s2}-Q_{s1}=0$, то скорость истечения w будет зависеть только от температуры.

Если учесть, что теплосодержание продуктов сгорания связано с истинной теплоемкостью c_2' реагирующих веществ после их сгорания зависимостью

$$di=\frac{c_2' dT}{L_0+1}, \tag{14}$$

которая после интегрирования имеет вид:

$$i_2-i_1=\frac{1}{L_0+1}\int_{T_1}^{T_2} c_2' dT, \tag{15}$$

то уравнение (13) после подстановки в него значения (i_2-i_1) из уравнения (15) и преобразования будет иметь вид

$$\frac{A}{2g}(w_0^2-w_i^2)=\frac{1}{L_0+1}\int_{T_1}^{T_2} c_1 dT-(Q_{s_2}-Q_{s_1}). \tag{16}$$

Отсюда следует, что приращение кинетической энергии продуктов сгорания как в случае наличия диссоциации, т. е. наличия выделения тепла при расширении газов, так и в обыкновенном рассматриваемом случае, равно разности двух величин: уменьшения теплосодержания исходных газов рабочей смеси (а не продуктов сгорания, как обычно принимается), взятых при начальной и конечной температурах, и количества тепла, ушедшего через стенки.

Так как теплоемкость паров бензина при высоких температурах мало изучена и при разложении бензина в условиях высоких температур будет выделяться или поглощаться теплота, что осложняет вывод формул, мы можем в первом приближении при вычислении теплоемкостей, как делалось в случае определения температуры сгорания, взять за исходные вещества углерод и водород вместо бензина, пренебрегая теплотой образования или разложения бензина.

Формулы для теплосодержания при высоких температурах также мало изучены и, возможно, являются не вполне точными.

Мы можем сказать, что в формулах (10), (12) и (13) величина di, соответствующая разности (i_2-i_1), должна относиться к истинным теплоемкостям продуктов сгорания, предполагая их недиссо-

цированными. Более точно изменение теплосодержания с учетом выделения тепла при уменьшении диссоциации будет равно

$$i_1' - i_2' = i_1 - i_2 + \frac{H_{u_2} - H_{u_1}}{L_0 + 1} = i_1 - i_2 + \frac{1}{L_0 + 1} \int_{T_1}^{T_2} (c_1' - c_2')\, dT. \quad (17)$$

При этом теплоемкость c_2' относится к диссоциированным продуктам сгорания, поэтому вычисления непосредственно по формулам (14) и (15) не могут быть произведены.

Не останавливаясь на специальном исследовании этого вопроса ввиду его сложности и отсутствия опытных данных, установим закон расширения газов в сопле, предполагая, что этот процесс будет протекать таким образом, что теплота, затраченная на диссоциацию продуктов сгорания, не выделяется обратно при расширении и охлаждении продуктов сгорания, так как трудно установить, какая часть тепла, затраченного на диссоциацию, возвратится обратно при расширении. Непосредственные опыты с ракетными двигателями дадут возможность уточнить этот вопрос. Пока мы можем найти низший предел скорости истечения, принимая, что формулы для теплоемкости применимы во всех случаях, а температура сгорания соответствует величине, определенной по методам, рассмотренным выше.

Итак, выведем формулы для определения скорости продуктов сгорания в разных сечениях сопла. Вместо уравнения (10) исходным будет уравнение

$$\frac{A w\, dw}{2g} = -di - dQ_s = -AV\, dp - A\, dR_s. \quad (18)$$

После интегрирования получаем

$$\frac{A}{2g}(w_2^2 - w_1^2) = i_1 - i_2 + (Q_{s_1} - Q_{s_2}). \quad (19)$$

Из уравнения (18), а именно

$$di + dQ_s = AV\, dp + A\, dR_s \quad (20)$$

после замены V по уравнению Клапейрона

$$V = \frac{RT}{p} \quad (21)$$

и, пренебрегая потерей тепла через стенки ($dQ_s = 0$) и работой трения ($dR_s = 0$), получаем второе уравнение:

$$\frac{AR\, dp}{p} = \frac{di}{T}. \quad (22)$$

Уравнения (18) и (22) являются исходными для определения величин w, T, p.

Пренебрегая в уравнении (18) силами трения dR_s, получим

$$\frac{w\,dw}{2g} = -V\,dp. \tag{23}$$

Заменяя удельный объем V через $\frac{1}{\gamma}$, имеем

$$\frac{w\,dw}{2g} = -\frac{dp}{\gamma}. \tag{23а}$$

Вся работа расширения газов от p_1 до p_2 равна

$$\int_{w_1}^{w_2} \frac{w\,dw}{2g} = -\int_{p_1}^{p_2} \frac{dp}{\gamma} = -\int_{p_1}^{p_2} V\,dp, \tag{24}$$

откуда

$$\frac{w_2^2 - w_1^2}{2g} = -\int_{p_1}^{p_2} V\,dp = -\int_{p_1}^{p_2} \frac{dp}{\gamma}. \tag{25}$$

Связь между p и γ зависит от теплового процесса, по которому происходит изменение состояния частицы при ее движении. В данном случае мы принимаем, что процесс проходит по адиабате.

Для адиабаты имеем

$$p = c\gamma^k, \tag{26}$$

и, следовательно,

$$dp = ck\gamma^{k-1}d\gamma, \tag{26а}$$

откуда

$$-\int_{p_1}^{p_2} \frac{dp}{\gamma} = -\int_{\gamma_1}^{\gamma_2} ck\gamma^{k-2}\,d\gamma = c\,\frac{k}{k-1}\gamma^{k-1}. \tag{27}$$

Подставляя вместо c его значение из уравнения (26), найдем

$$-\int_{p_2}^{p_1} \frac{dp}{\gamma} = -\left|\frac{k}{k-1}\,\frac{p}{\gamma}\right|_{p_2}^{p_1} = \frac{k}{k-1}\left[\frac{p}{\gamma_1} - \frac{p_2}{\gamma_2}\right]. \tag{28}$$

Принимая в уравнении (25) $w_1 = 0$, имеем из (28)

$$w_2 = \sqrt{2g\,\frac{k}{k-1}\,p_1V_1\left[1 - \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}. \tag{29}$$

Согласно закону термодинамики для адиабатического процесса имеем

$$\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^{k-1} = \frac{T_2}{T_1}. \tag{30}$$

Уравнение (29) можно написать в иной форме, а именно:

$$w_2 = \sqrt{2g\frac{k}{k-1}R_1T_1\left[1-\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}, \qquad (29\text{a})$$

или

$$w_2 = \sqrt{2g\frac{k}{k-1}R_1(T_1-T_2)}. \qquad (29\text{b})$$

Вывод формул для определения давлений, плотностей и температур в критическом и выходном сечениях сопла не представляет сложности и они могут быть получены из любого курса термодинамики для случая адиабатического процесса.

Размеры сечений сопла получим из уравнения непрерывности струи

$$G = \gamma_x f_x w_x, \qquad (31)$$

где G — секундный расход продуктов сгорания;
γ_x — удельный вес газов;
f_x — сечение сопла;
w_x — скорость продуктов сгорания.

Температура, давление и скорость продуктов сгорания в критическом сечении сопла

Определим сначала значение показателя степени адиабаты k пренебрегая изменением газовой постоянной вследствие диссоциации. Из термодинамики известно, что

$$k = \left(\frac{c_p}{c_v}\right)_2 = 1 + \frac{AR_{\mu_2}}{\mu_2 c_{v_2}}, \qquad (32)$$

причем $AR\mu_2 = 1{,}985$. Подставив это значение, получим

$$k = 1 + \frac{1{,}985}{\mu_2 c_{v_2}}. \qquad (32\text{a})$$

c_{p_2} и c_{v_2} — удельные теплоемкости продуктов сгорания при постоянном давлении и при постоянном объеме.

Для вычисления $\mu_2 c_{v_2}$ имеем формулу, которой пользовались ранее при определении температуры сгорания, а именно

$$\mu_2 c_{v_2} = \frac{1}{\mu_2}(A_2 + 2R_2T_1) - 1{,}985.$$

Критическая температура, т. е. температура в критическом сечении сопла, определяется по формуле, известной из термодинамики,

$$T_k = T_1\frac{2}{1+k}. \qquad (33)$$

При этом k является величиной переменной, зависящей от T_k. Значение k, необходимое для определения T_k, находим приближенно. Для этого принимаем критическую температуру приближенно равной

$$T_k = 0{,}90 T_1 . \tag{33a}$$

Средняя температура между температурой сгорания и критической температурой равна

$$T_{k\,\text{ср}} = 0{,}95 T_1 . \tag{33b}$$

Для этой температуры вычисляем $\mu_2 c_{v_2}$ и k, пользуясь вышеприведенными формулами. Затем по формуле (33) определяем критическую температуру T_k.

Более точно среднюю температуру $T_{k\,\text{ср}}$ для расширения от T_i до T_k, при котором принимаем значение k постоянным, можно определить по формуле

$$T_{k\,\text{ср}} = \frac{T_i + T_k}{2} . \tag{33c}$$

После этого точнее можно определить значения $\mu_2 c_{v_2}$ и k, а также T_k и действительное отношение $T_k : T_i$. Вычисления показывают, что это отношение $T_k : T_i$ равно 0,90 для воздуха, содержащего приблизительно 23—40% кислорода. При увеличении содержания кислорода отношение $T_k : T_i$ увеличивается и для чистого кислорода достигает величины 0,94.

На фиг. 5 даны значения K при различных температурах и давлениях; на фиг. 6 дано изменение величины T_k в зависимости от процентного содержания кислорода в воздухе.

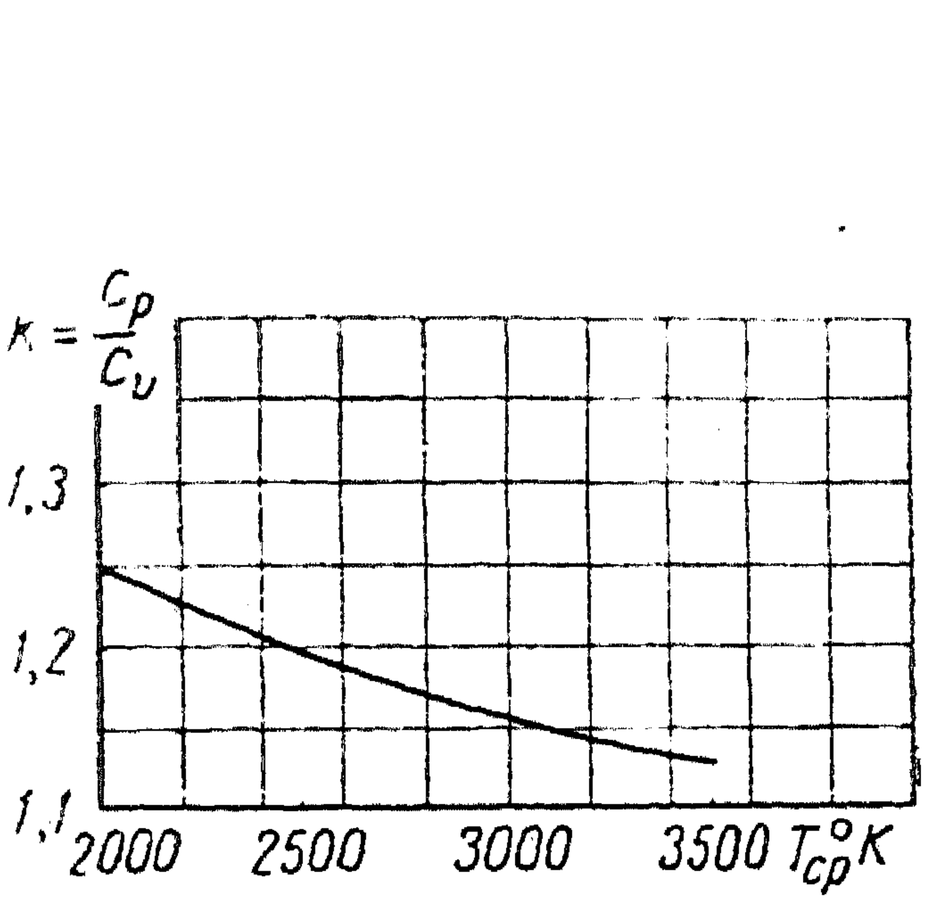
Определим теперь критическое давление p_k, т. е. давление в критическом сечении сопла, и отношение p_k/p_i по формулам

$$\frac{p_k}{p_i} = \left(\frac{T_k}{T_i}\right)^{\frac{k}{k-1}} \tag{34}$$

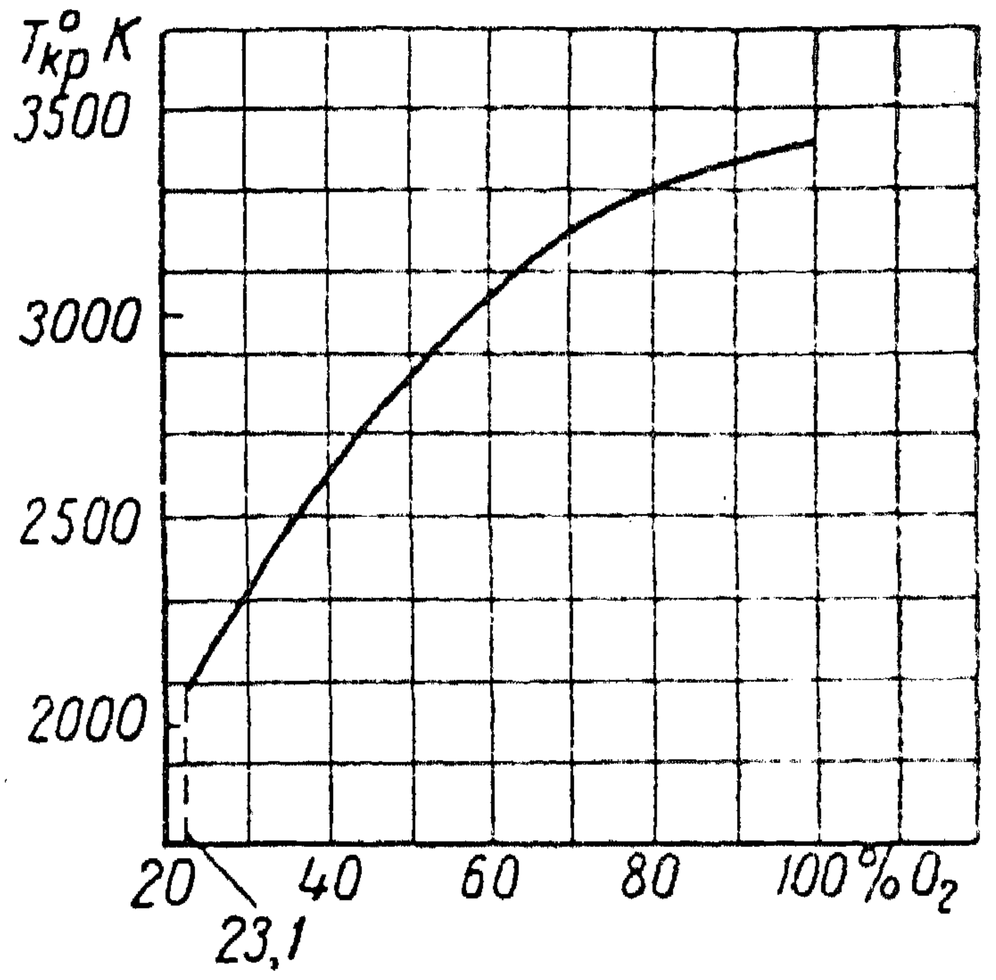
и

$$p_k = p_i \left(\frac{T_k}{T_i}\right)^{\frac{k}{k-1}} . \tag{34a}$$

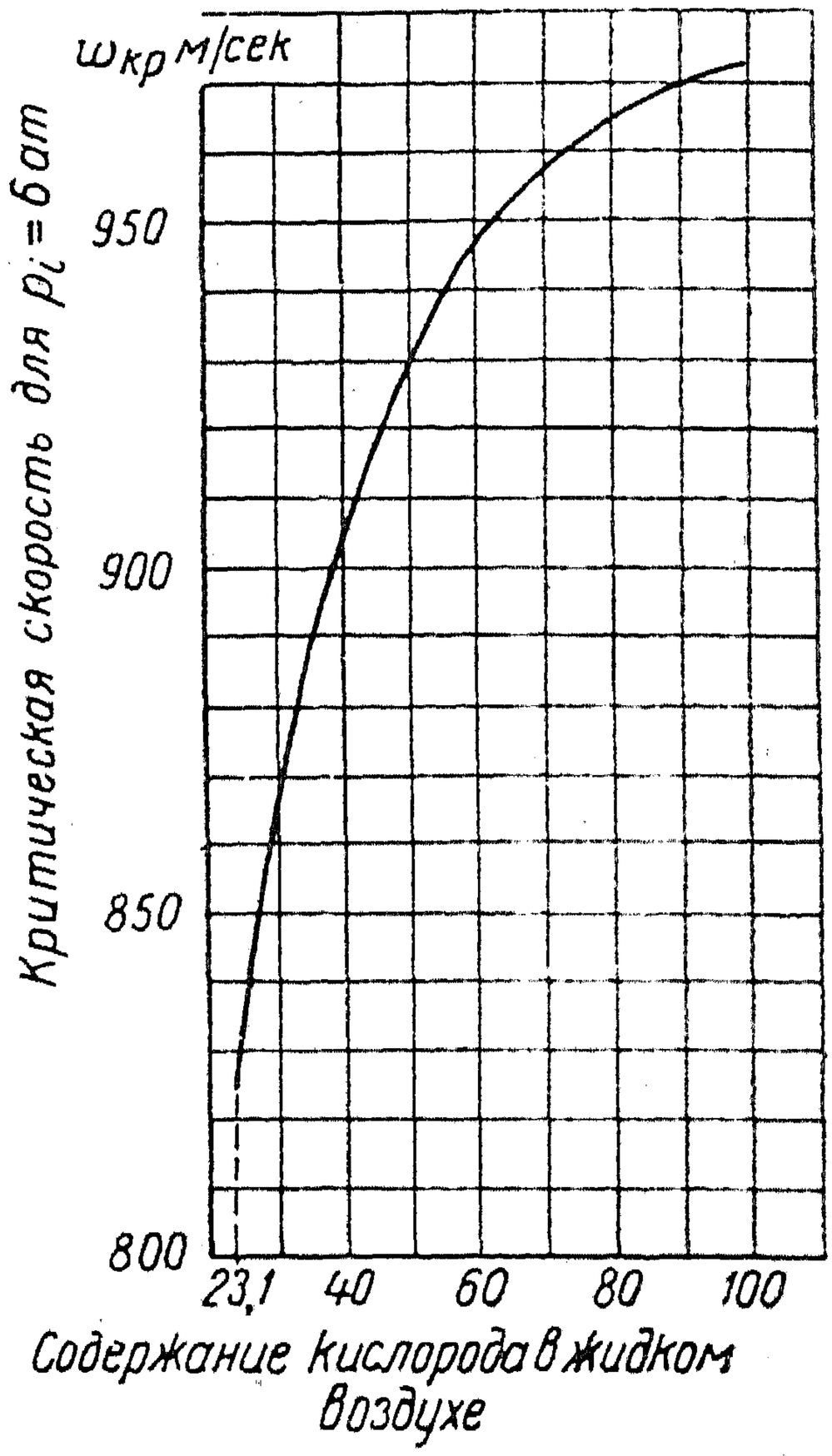
На фиг. 7 представлено изменение критического давления в зависимости от температуры и давления в камере. Отношение давлений p_k/p_i составляет приблизительно 0,56 и изменяется в зависимости от температуры незначительно, а именно: от 0,556 при $T_i = 2000°$ (при 23% O_2) до 0,579 при $T_i = 3500°$ (при 100% O_2), т. е. увеличение составляет 2,3%.



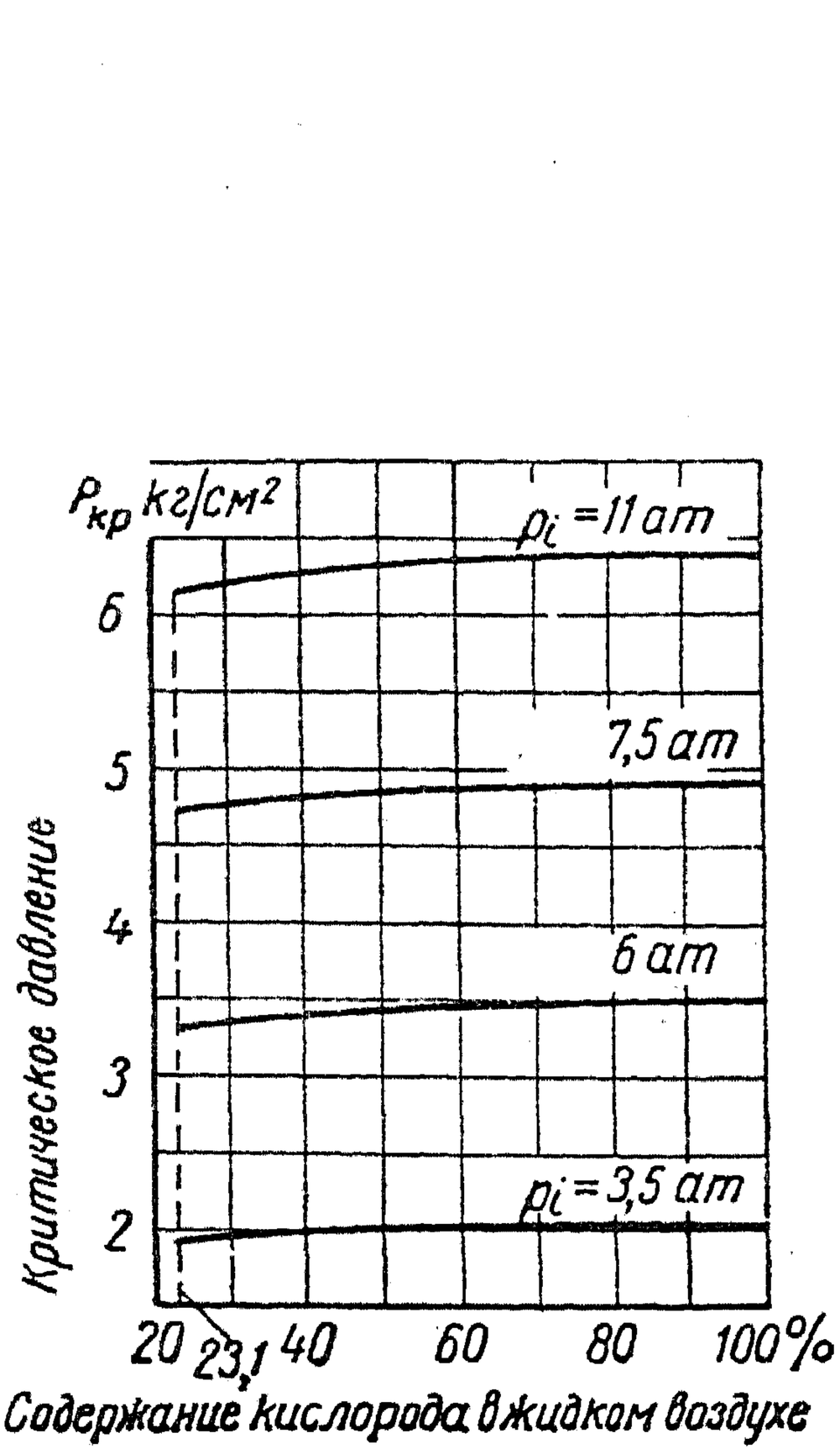
Фиг. 5. Изменение показателя степени адиабаты в зависимости от температуры.



Фиг. 6. Критическая температура в зависимости от содержания кислорода в воздухе.



Фиг. 8. Критическая скорость продуктов сгорания в зависимости от содержания кислорода в воздухе.



Фиг. 7. Изменение критического давления в зависимости от давления в камере сгорания и от содержания кислорода в воздухе.

Критическая скорость, т. е. скорость в критическом сечении сопла, определяется по формуле, также известной из термодинамики:

$$w_k = \varphi \sqrt{2g \frac{k}{k+1} RT_k}. \tag{35}$$

На фиг. 8 даны значения w_k, вычисленные по предыдущей формуле в зависимости от температуры и давления в камере.

Температура и скорость истечения продуктов сгорания у выхода из сопла

Температуру продуктов сгорания у выхода из сопла определяем, предполагая адиабатический процесс, по формуле

$$T_a = T_i \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{k-1}{k}}. \tag{36}$$

Давление в выходном сечении сопла задаем равным $p_a = 1$ *am*. Ход расчета тот же, что и для критического сечения сопла. Сначала T_a определяем приближенно при значении k, соответствующем T_k, т. е.

$$T'_a = T_i \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{k_{T_k}-1}{k_{T_k}}}; \tag{36a}$$

затем показатель адиабаты k определяем путем уточнения средней температуры, которая равна

$$T'_{a\,\text{ср}} = \frac{T_i + T'_a}{2}. \tag{36b}$$

Окончательно температура продуктов сгорания у выхода из сопла будет равна:

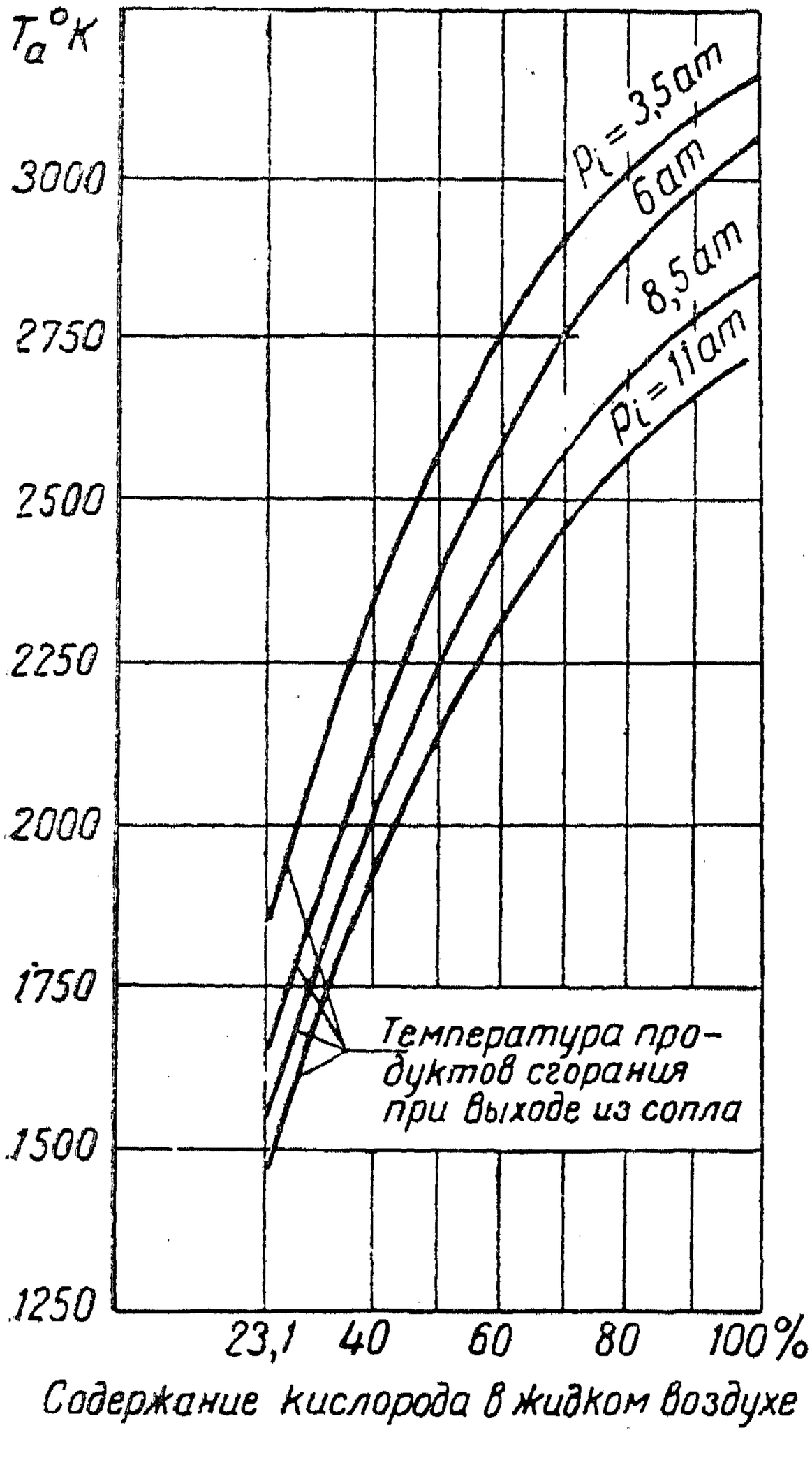
$$T_a = T_i \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{k'_{T'_{a\,\text{ср}}}-1}{k'_{T'_{a\,\text{ср}}}}}. \tag{36c}$$

На фиг. 9 представлено изменение T_a при различном содержании кислорода в воздухе и при различном давлении в камере p_i, равном 3,5; 6; 8,5 и 11 *am*.

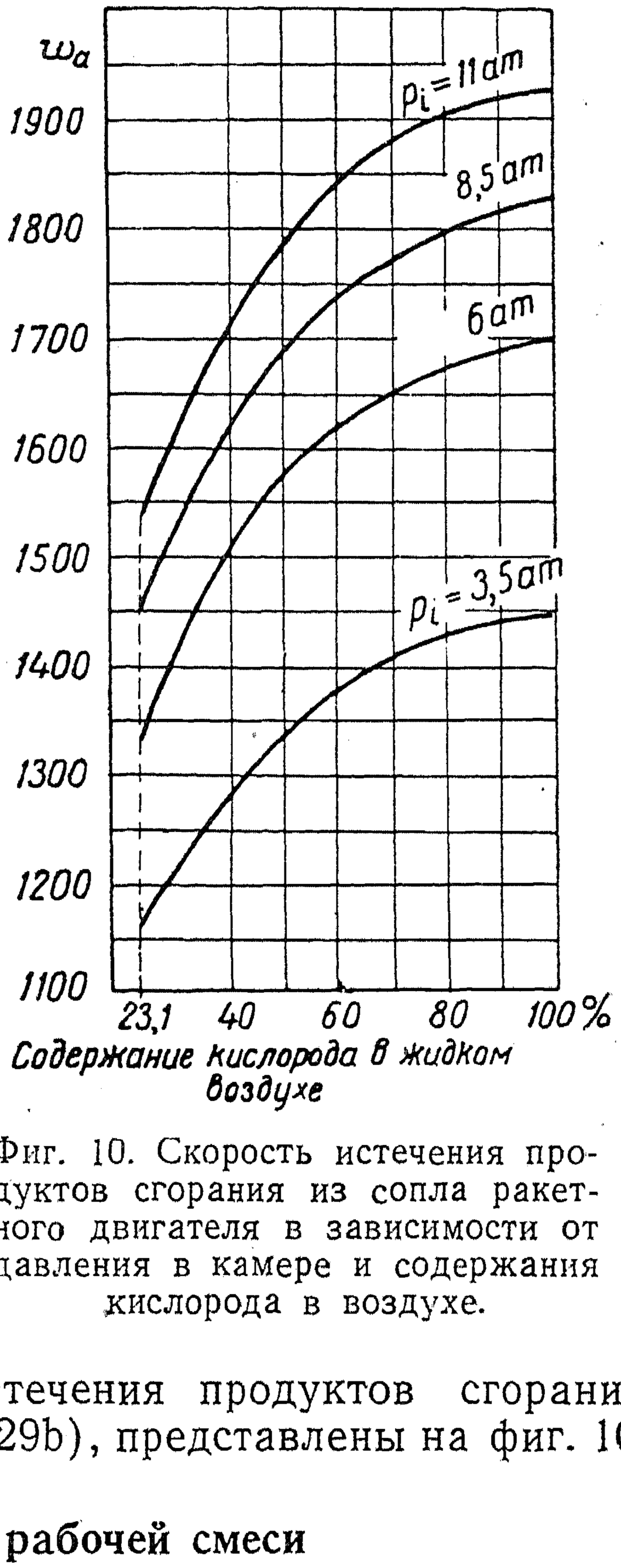
Скорость истечения продуктов сгорания может быть определена по формуле (29b):

$$w_a = \varphi \sqrt{2g \frac{k}{k-1} R_i (T_i - T_a)}.$$

Дополнительно здесь введен скоростной коэффициент истечения φ, в связи с потерей скорости за счет трения, принятый равным 0,95.



Фиг. 9. Изменение температуры продуктов сгорания у выхода из сопла в зависимости от давления в камере.



Фиг. 10. Скорость истечения продуктов сгорания из сопла ракетного двигателя в зависимости от давления в камере и содержания кислорода в воздухе.

Численные значения скорости истечения продуктов сгорания из сопла, вычисленные по формуле (29b), представлены на фиг. 10.

Определение расхода рабочей смеси в единицу времени

Задаваясь реактивной силой P и зная скорость истечения газов w_a из сопла ракетного двигателя, необходимый секундный расход топливной смеси G легко определяется из формулы реактивной силы

$$P = \frac{G}{g} w_a, \tag{37}$$

откуда общий секундный расход равен

$$G = \frac{Pg}{w_a}. \tag{38}$$

Секундный расход бензина

$$G_1 = \frac{G}{L_0 + 1} \tag{38a}$$

и секундный расход воздуха

$$G_2 = G - G_1 = \frac{GL_0}{L_0 + 1}. \tag{38b}$$

Определение размеров критического и выходного сечений сопла

Размеры критического и выходного сечений сопла определяются из уравнения непрерывности струи (31) и уравнения состояния газов, а именно

$$G = \gamma_x f_x w_x$$

и

$$\gamma_x = \frac{1}{V_x} = \frac{p_x}{RT_x}.$$

Из указанных уравнений находим

$$f_x = \frac{GRT_x}{p_x w_x}. \tag{39}$$

Для определения размера критического сечения сопла имеем формулу

$$f_k = \frac{GRT_x}{p_k w_k}. \tag{40}$$

Для определения размера выходного сечения сопла имеем

$$f_a = \frac{GRT_a}{p_a w_a}. \tag{41}$$

Соответствующие диаметры сечений сопла определяются по формулам

$$d_k = \sqrt{\frac{4}{\pi} f_k} \tag{40a}$$

и

$$d_a = \sqrt{\frac{4}{\pi} f_a}. \tag{41a}$$

Эффективный коэффициент полезного действия ракетного двигателя

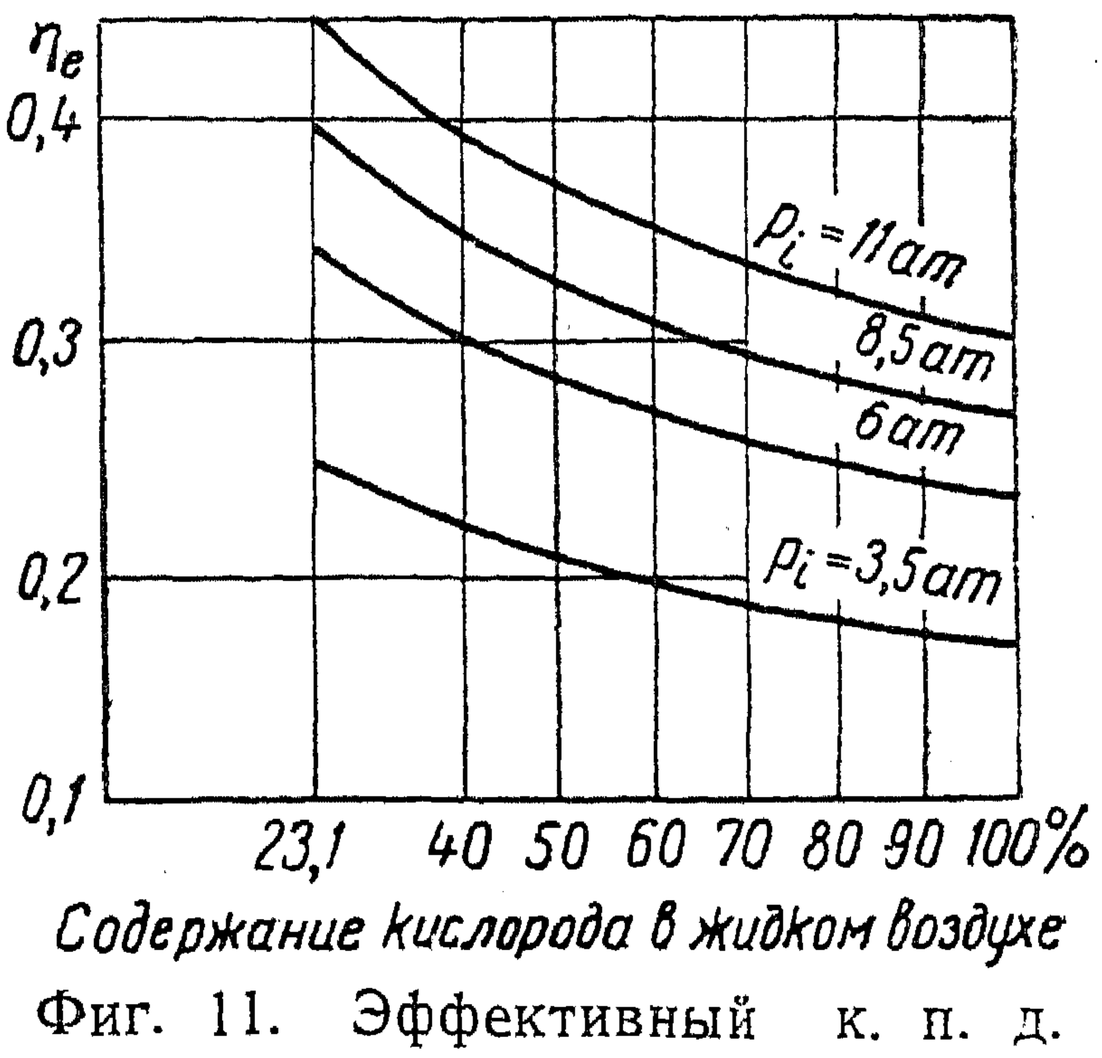
Эффективный к. п. д. η_e ракетного двигателя равен отношению кинетической энергии 1 *кг* продуктов сгорания, т. е. $\frac{w_a^2}{2g}$ к тепловой энергии, приходящейся на 1 *кг* топлива, равной

$$\frac{H_u}{A(L_0+1)}, \quad \text{где } A=\frac{1}{427}.$$

Таким образом имеем

$$\eta_e=\frac{w_a^2(L_0+1)A}{2gH_u}. \qquad (42)$$

На фиг. 11 даны значения эффективного к. п. д. ракетного двигателя при различном содержании кислорода в воздухе и различном давлении в камере сгорания.



Фиг. 11. Эффективный к. п. д. ракетного двигателя при различном содержании кислорода в воздухе и при различном давлении в камере сгорания.

Расчет температуры стенок камеры сгорания

Предположим, что при предварительном расчете уже определены указанным путем температура, плотность и давление газов, расход смеси и скорость газов внутри двигателя. Предположим также, что понижение температуры газов от прохождения тепла через стенки незначительно. В этом случае мы можем, зная начальную температуру и скорость охлаждающей жидкости или газа, определить температуру стенок и обмен тепла у стенок с охлаждающей средой.

Примем, что двигатель представляет собой цилиндрическую камеру сгорания с соплом, окруженную наружным кожухом такой же формы, как и сама камера. Кожух установлен таким образом, что между стенками камеры и кожуха имеется зазор для прохождения охлаждающей жидкости.

Расчет произведен в предположении, что стенка наружного кожуха в передаче тепла не участвует.

Для охлаждения двигателя используется окислитель, т. е. воздух, обогащенный кислородом. Температура воздуха перед входом в камеру принята равной $t_0=15^\circ$ С или $T_0=288^\circ$ К.

Коэффициент прохождения тепла через стенки выражается формулой

$$k=\frac{1}{\frac{1}{\alpha_1}+\frac{1}{\alpha_2}+\frac{\delta}{\lambda}}, \qquad (43)$$

где α_2 и α_1 — коэффициенты передачи тепла от газов стенке и от стенки свежему воздуху;
λ — теплопроводность стенки;
δ — толщина стенки.

Коэффициенты α_2 и α_1 определяются по формуле Нуссельта-Нернста:

$$\alpha_1 = \frac{15,9\,\lambda_{1ст}}{d_1^{0,214}} \left(\frac{w_1 b_1}{\lambda_1}\right)^{0,786} \tag{44}$$

и

$$\alpha_2 = \frac{15,9\,\lambda_{2ст}}{d_2^{0,214}} \left(\frac{w_2 b_2}{\lambda_2}\right)^{0,786}, \tag{45}$$

где w_1 — скорость воздуха в кольцеобразном пространстве между кожухом и камерой сгорания;
w_2 — скорость продуктов сгорания в пространстве сгорания;
b_1 — теплоемкость в *кал/м*^{3} для свежего воздуха;
b_2 — теплоемкость в *кал/м*^{3} для продуктов сгорания;
λ_1 — теплопроводность воздуха при температуре свежего воздуха;
$\lambda_{1ст}$ — теплопроводность воздуха при температуре стенок камеры;
λ_2 — теплопроводность продуктов сгорания при температуре сгорания;
$\lambda_{2ст}$ — теплопроводность продуктов сгорания при температуре, равной температуре стенок камеры;
d_1 и d_2 — средний расчетный диаметр для кольцеобразного пространства (приблизительно гидравлический радиус) и диаметр камеры сгорания.

Для толщины стенок $\delta = 2$ *мм* $= 0,002$ *м* и для

$$\lambda = 33 \frac{кал}{м^2\,час^\circ\,C}$$

(среднее значение для стали) получаем

$$\frac{\delta}{\lambda} = \frac{0,002}{33} = \frac{1}{16\,500}.$$

Это настолько малая величина по сравнению с $1/\alpha_1$ и $1/\alpha_2$, что ею можно пренебречь для данного расчета. Разность температуры наружной и внутренней поверхностей стенок камеры сгорания мала.

Поэтому можем в уравнении (43) член δ/λ опустить и определить среднюю температуру стенки камеры сгорания при помощи формулы

$$k = \frac{1}{\left(\frac{1}{\alpha_1} + \frac{1}{\alpha_2}\right)}. \tag{43а}$$

Количество Q/Fz тепла, проходящее через 1 $м^2$ поверхности F стенок в течение 1 часа, может быть выражено формулой

$$\frac{Q}{Fz} \approx \alpha_2 (t_i - \vartheta_{ср}) \approx \alpha_1 (\vartheta_{ср} - t) = k (t_i - t_0) = \frac{\lambda}{\delta} (\vartheta_2 - \vartheta_1), \quad (46)$$

где ϑ_1, ϑ_2 и $\vartheta_{ср}$ — соответственно наружная, внутренняя и средняя температуры стенок камеры сгорания.

Из формулы (46) получаем

$$\vartheta_{ср} = t_i - \frac{k}{\alpha_2} (t_i - t_0). \quad (47)$$

В формулах (44) и (45) для рассматриваемого сечения трубок лишь $\lambda_{1\ ст}$ и $\lambda_{2\ ст}$ являются переменными величинами. Они возрастают линейно с температурой $\vartheta_{ср}$. Поэтому можем написать

$$\alpha_1 = \alpha_{1_0} (1 + \beta_1 \vartheta_{ср}) \quad (44а)$$

и

$$\alpha_2 = \alpha_{2_0} (1 + \beta_2 \vartheta_{ср})^*. \quad (45а)$$

Здесь индекс 0 означает начальные значения α_1 и α_2.

Подставив значение k из выражения (43а) в формулу (47), получаем

$$(t_i - \vartheta_{ср}) = \frac{1}{\alpha_2 \left(\frac{1}{\alpha_1} + \frac{1}{\alpha_2} \right)} (t_i - t_0) = \frac{\alpha_1 (t_i - t_0)}{\alpha_1 + \alpha_2}.$$

Подставив сюда значения величин α_1 и α_2 из формул (44а) и (45а), получаем после преобразований

$$\vartheta_{ср}^2 - \frac{t_i \alpha_{2_0} \beta_2 + t_0 \alpha_{1_0} \beta_1 - \alpha_{1_0} - \alpha_{2_0}}{\alpha_{1_0} \beta_1 + \alpha_{2_0} \beta_2} \vartheta_{ср} - \frac{t_0 \alpha_{1_0} + t_i \alpha_{2_0}}{\alpha_{1_0} \beta_1 + \alpha_{2_0} \beta_2} = 0. \quad (48)$$

Обозначив член при $\vartheta_{ср}$ через a, а свободный член через b, получаем

$$\vartheta_{ср}^2 - a \vartheta_{ср} - b = 0,$$

откуда

$$\vartheta_{ср} = \frac{a}{2} \pm \sqrt{\frac{a^2}{4} + b}, \quad (49)$$

причем

$$a = \frac{\alpha_{1_0} (1 - \beta_1 t_0) + \alpha_{2_0} (1 + \beta_2 t_i)}{\alpha_{1_0} \beta_1 + \alpha_{2_0} \beta_2} \quad (50)$$

и

$$b = \frac{t_0 \alpha_{1_0} + t_i \alpha_2}{\alpha_{1_0} \beta_1 + \alpha_{2_0} \beta_2}. \quad (51)$$

---

* β_1 и β_2 — температурные коэффициенты теплопередачи. *Прим. ред.*

При помощи формулы (48) можно легко определить температуру стенок камеры сгорания $\vartheta_{ср}$, если задаться величинами t_i, t_0, β_1, β_2 и вычислить величины α_{1_0} и α_{2_0}.

Определение коэффициента теплопередачи α_{2_0} и его температурного коэффициента β_2 для передачи тепла от продуктов сгорания стенкам камеры сгорания

Коэффициенты теплопроводности отдельных газов N_2, CO_2 и H_2O равны

$$\left.\begin{aligned}\lambda_{N_2}&=0{,}0190(1+0{,}0035t),\\ \lambda_{CO_2}&=0{,}0119(1+0{,}00542t);\\ \lambda_{H_2O}&=0{,}01405(1+0{,}00369t).\end{aligned}\right\} \qquad (52)$$

В первом приближении для данного расчета была принята формула смешения, которая дает для λ слишком большие значения. Более точное значение может быть получено после проведения опытов.

Весовые количества CO_2 и H_2O, получающиеся при полном сгорании 1 *кг* бензина, были вычислены ранее и соответственно равны 3,145 и 1,305 *кг*.

Весовое количество азота N_2, которое получается при сгорании 1 *кг* бензина, равно

$$N_2=\frac{3{,}44(1-x_0)}{x_0}\ кг.$$

По правилу смешения теплопроводность смеси продуктов сгорания

$$(N_2+CO_2+H_2O)\lambda=N_2\lambda_{N_2}+CO_2\lambda_{CO_2}+H_2O\lambda_{H_2O}, \qquad (53)$$

причем можем также написать для общего веса продуктов сгорания, получающихся при сжигании 1 *кг* горючего:

$$N_2+CO_2+H_2O=L_0+1. \qquad (54)$$

Таким образом имеем

$$\lambda=\frac{N_2}{L_0+1}0{,}0190(1+0{,}0035t)+$$

$$+\frac{1}{L_0+1}[3{,}145\cdot 0{,}0119(1+0{,}00542t+1{,}305\cdot 0{,}01405)(1+0{,}00369t)]=$$

$$=\frac{N_2 0{,}0190+0{,}0557}{L_0+1}+\frac{N_2 66{,}5+271}{(L_0+1)\,10^6}t. \qquad (54а)$$

При помощи этой формулы определяем в формуле (45) λ_2 для температуры t_i и $\lambda_{2ст}$ для температуры $\vartheta_{ср}$.

Далее в формулу (45) входит теплоемкость продуктов сгорания b_2 при температуре t_i. Она получается по формуле

$$b_{2t_i} = \frac{\gamma_i}{\mu_2 M_2}(A_2 + 2B_2 t_i), \tag{55}$$

где по-прежнему

$$\mu_2 M_2 = L_0 + 1 \quad \text{и} \quad \gamma_1 = \frac{p_i}{R_2 T_i}.$$

Затем для диаметра камеры сгорания (беря внутренний диаметр $d_2 = 60$ *мм* $= 0{,}06$ *м*) имеем

$$\lg d_2^{0,214} = 0{,}2141 \lg 0{,}06 = -0{,}214 \cdot 1{,}2218 = -0{,}262 = \lg 0{,}548,$$

откуда получаем

$$d_2^{0,214} = 0{,}548.$$

Площадь поперечного сечения камеры сгорания равна

$$f_i = \frac{\pi}{4} 0{,}06^2 = 28{,}27 \text{ см}^2.$$

Скорость продуктов сгорания в камере получается из уравнения непрерывности струи и уравнения состояния газов, т. е. из уравнения

$$G = \gamma_i f_i w_i,$$

откуда

$$w_i = \frac{G}{\gamma_i f_i} = \frac{G R_i T_i}{p_i f_i}. \tag{56}$$

Ввиду того что λ_{2t_i} и b_{2t_i}, а также и w_i представляют собой самостоятельные важные величины, они должны быть вычислены, а затем уже подставлены в формулу (45).

α_{2_0} получим, если в формулу (45) подставим λ_{2_0}, полученное для $t = 0$, а температурный коэффициент β_2 определим просто из (54а), вынеся член, свободный от t, за скобку; тогда получаем для коэффициента при t

$$\beta_2 = \frac{N_2 66{,}5 + 271}{10^6 (N_2 0{,}0190 + 0{,}0557)}. \tag{57}$$

Можем также написать

$$\beta_2 = \frac{N_2\, 0{,}665 + 2{,}71}{N_2\, 190 + 557}. \tag{57а}$$

Определение коэффициента теплопередачи α_{1_0} и его температурного коэффициента β_1 для передачи тепла от стенок камеры сгорания свежему воздуху, движущемуся в кольцеобразном пространстве между наружным кожухом и стенками камеры сгорания

Коэффициент теплопроводности воздуха, получающегося из жидкого воздуха, был вычислен также по правилу смешения. Имеем

$$\lambda_1 = x\lambda_{N_2} + (1-x_0)\lambda_{N_2}. \tag{58}$$

Коэффициент теплопроводности азота дан в выражении (52), а для кислорода вычисляем его по формуле

$$\lambda_{O_2} = 0{,}0200\,(1+0{,}0035t), \tag{52a}$$

где t соответствует $\vartheta_{ср}$.

Подстановкой в выражение (58) получаем

$$\lambda_1 = x0{,}0200\,(1+0{,}0035t) + (1-x)\,0{,}0190\,(1+0{,}0035t) =$$

$$= (1+0{,}0035t)\,(0{,}0190+0{,}001x). \tag{58a}$$

По этой формуле определяются значения λ_1 для температуры, при которой воздух, по предположению, входит в кожух, а также и для температуры ϑ_1 самих стенок.

Для $t_0 = 15°$ С имеем

$$\lambda_1 = (1+0{,}0035\cdot 15)\,(0{,}0190+0{,}001x). \tag{58b}$$

При теплоемкостях кислорода и азота

$$c_{pO_2} = 0{,}217\ кал/кг\,°C \text{ и } c_{pN_2} = 0{,}247\ кал/кг\,°C$$

теплоемкость воздуха (1 *кг*) при температуре $t = 15°$ будет:

$$c_{p1} = x0{,}217 + (1-x)\,0{,}247. \tag{59}$$

Теплоемкость 1 $м^3$ воздуха при температуре t_0 равна

$$b_1 = \frac{\gamma_0 c}{p_0}\,p_i = \frac{1{,}188\cdot 29{,}26\,p_i\,[x\cdot 0{,}217 + (1-x)\,0{,}247]}{R_1 p_0}, \tag{60}$$

причем для плотности взята плотность атмосферного воздуха, измененная в обратном отношении газовых постоянных, т. е.

$$\gamma_0 = \frac{1{,}188\cdot 29{,}26}{R_1}.$$

Для кольцеобразных сечений труб нет прямой формулы для определения коэффициента передачи тепла. Предположим, что диаметры сечения равны $d_a \approx 88\ мм$ и $d_i = 64\ мм$.

Если принимать, что в формуле (44) значение d_1 соответствует удвоенному гидравлическому радиусу, то получаем

$$d_1 = d_a - d_i.$$

Если принять, что d_i равно расстоянию между наружной и внутренней стенками, то, введя здесь значок «штрих», получим

$$d_1' = \frac{d_a - d_i}{2},$$

так что

$$\frac{d_1}{d_1'} = 2.$$

Но для формулы (44) важна только величина $d_1^{0,214}$, поэтому имеем для отношения соответствующих коэффициентов теплопередачи

$$\frac{d_1'}{d_1} = 2^{0,214} = 1,160,$$

т. е., принимая первый случай, получаем d_1 лишь на 16% меньше и, значит, несколько более высокую расчетную температуру стенки камеры сгорания.

Итак, примем

$$d_1 = d_a - d_i. \tag{61}$$

Тогда имеем

$$d_1 = 88 - 64 = 24 \text{ мм}$$

и

$$d_1^{0,214} = 0,450.$$

Скорость воздуха определяем по формуле, аналогичной (56), а именно

$$w_1 = \frac{G_{\text{воз}} R_1 T_0}{p_i f_1}, \tag{62}$$

где $G_{\text{воз}}$ — расход воздуха в *кг/сек*;

R_1 — газовая постоянная воздуха при соответствующем содержании кислорода;

T_0 — температура воздуха в данном сечении.

Для определения температуры стенок камеры сгорания необходимо сначала задаться размерами камеры сгорания и секундным расходом. Вычислив все промежуточные значения, т. е. α_{1_0}, α_{2_0}, β_1, β_2 и др., необходимо подставить их в формулы (48а), (50), (51).

Величину λ_2 берем из формулы (58а), причем откидываем члены, зависящие от температуры, т. е. считаем, что

$$\lambda_1 = (\lambda_{ст})_0.$$

Кроме того, в формулу (44) подставляем $d_1^{0,214} = 0{,}450$. Температурный коэффициент β_1 принимаем согласно формуле (58а) равным 0,0035.

Приближенное определение размеров необходимого пространства сгорания

Длина пламени представляет собой в общем функцию многих переменных. Она зависит от следующих факторов: скорости передвижения газов; давления, температуры и избытка воздуха; состава воздуха или сорта окислителя; сорта горючего; степени смешивания; температуры [1] примешиваемого воздуха; степени подогрева горючего; степени его распыливания и испарения; температур стенок камеры сгорания; наличия в камере посторонних разбрызгивающих горючее частей, а также частей, которые сильно накалены; направления, в котором впрыскивается горючее в камеру сгорания, и наличия вихревого движения или искусственного перемешивания газов; наконец также от предварительного частичного карбюрирования горючего. Сама форма камеры сгорания также играет большую роль.

Диссоциация газов, сказывающаяся особенно резко при высоких температурах, и особенно диссоциация углекислого газа, удлиняют пламя, получающееся внутри камеры сгорания, настолько, что конец его высовывается через сопло наружу, где примешивается атмосферный воздух, снижающий температуру сгорания и дающий возможность закончить горение. Внутри камеры сгорания процесс горения будет асимптотически приближаться к теоретическому, т. е. при малой камере сгорания процент несгоревшего горючего будет больше.

Подойти к определению величины камеры сгорания можно различными путями. Можно, как это сделали за границей (см. журнал «Die Rakete», № 3, 1929), ограничиться скоростью испарения капель, определяя длину пути капли, пройденного до ее полного испарения. Но будет неправильно принимать, что испаренное горючее внезапно догорает; это имело бы место только при наиболее совершенном перемешивании.

Поэтому целесообразно исходить из опытных данных и вывести формулы, предусматривая возможность перехода от опытной камеры, удачно работавшей, к другой новой, подобной формы.

---

[1] Температура стенок камеры увеличивается от увеличения давления в камере за счет увеличения скоростей газов. Это увеличение настолько незначительно, что кривые для рассматриваемого интервала давлений практически совпадают.

Отношение длины пламени L к внутреннему диаметру камеры сгорания d_i дает первую зависимость для определения размеров пространства сгорания

$$\frac{L}{d_i} = x. \tag{63}$$

Вторую зависимость получим из уравнения непрерывности струи, а именно

$$G = \frac{\pi d_i^2 w_i p_i}{4RT_i}. \tag{64}$$

Третье уравнение можно составить, приняв, что независимо от сечения пространства сгорания длина пламени при данной температуре его приблизительно пропорциональна скорости передвижения газа, ввиду того, что при данной скорости реакции отдельные частицы сгорающей смеси будут перенесены при сгорании на расстояния, пропорциональные скорости газа в камере сгорания.

Далее естественно принимать, что длина пламени обратно пропорциональна плотности газа, или, что то же самое, при данной температуре обратно пропорциональна давлению его. При увеличенном давлении частицы газа находятся ближе друг к другу и пути отдельных молекул короче. Поэтому можно принимать, что интенсивность горения, т. е. количество молекул, соединяющихся в единицу времени в единице объема, пропорционально давлению газа, между тем как скорость горения не увеличится заметно, поскольку температура сгорания не увеличилась. Это означает, что объем, в котором происходит горение, будет при данной скорости движения газа обратно пропорционален давлению и прямо пропорционален расходу рабочей смеси в единицу времени, т. е.

$$\left.\frac{V}{V_0}\right|_{w=\text{const}} = \frac{p_0 G_x}{p_x G_0}. \tag{65}$$

Ввиду того что общий объем камеры сгорания также будет пропорционален (при постоянном давлении) скорости газа, умноженной на квадрат диаметра, получим новое уравнение, в котором обозначим индексом «0» величины для исходного случая. Объем камеры сгорания обозначим V.

При этом

$$V = \frac{\pi d_x^2}{4} L_x \tag{66}$$

и

$$V_0 = \frac{\pi d_0^2}{4} L_0. \tag{67}$$

Изменений температуры сгорания мы здесь рассматривать не будем, ввиду того что они почти постоянны, предполагая, что сорт горючего, окислителя и степень перемешивания не меняются.

Из выражения (64) находим

$$\frac{G_x}{G_0} = \frac{p_x d_x^2 w_x}{p_0 d_0^2 w_0}. \tag{68}$$

Подставляя значение $\frac{G_x}{G_0}$ из этого выражения в выражение (65), получаем для одинаковых давлений в камере

$$\frac{V}{V_0} = \frac{d_x^2 L}{d_0^2 L_0}\Bigg|_{p=\text{const}} = \frac{d_x^2 w_x p_x p_0}{d_0^2 w_0 p_x p_0} = \frac{d_x^2 w_x}{d_0^2 w_0}. \tag{69}$$

Для различных давлений опытной и проектируемой камеры имеем

$$\frac{V}{V_0} = \frac{w_x p_0 G_x}{w_0 p_x G_0}, \tag{70}$$

откуда, заменяя

$$V_0 = \frac{\pi d_0^2}{4} L_0,$$

получим формулу для определения объема в окончательном виде

$$V = \frac{w_x p_0 G_x}{w_0 p_x G_0} \frac{\pi d_0^2}{4} L_0. \tag{71}$$

Все выведенные формулы носят приближенный характер и нуждаются в уточнении на основе теоретических исследований и результатов опытов, непосредственно проведенных на ракетном двигателе.

ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ[1]

(Статья вторая)

Сила тяги ракеты

Из закона, по которому импульс силы равен изменению количества движения, следует, что полное осевое давление газов равно произведению массы газов, выходящих в единицу времени, на относительную скорость выхода газов из ракеты.

Примем обозначения:

P — осевое давление ракеты (реактивная сила);

dM — масса газов, выходящих из ракеты за время dt;

v — скорость полета ракеты;

c_1 — абсолютная скорость горючего материала до его пропульсивного действия;

c'_1 — абсолютная скорость газов у входа в сопло ракеты, считая ее положительной в направлении полета;

c_2 — абсолютная скорость выхода газов из сопла ракеты, считая ее положительной в направлении полета;

w_1 — относительная скорость горючего материала до его пропульсивного действия;

w'_1 — относительная скорость газов по отношению к ракете у входа в сопло ракеты, считая ее положительной в направлении, противоположном направлению полета;

w_2 — то же, что w_1, у выхода из сопла ракеты.

Если скорость ракеты увеличивается, то движется с ускорением, конечно, и горючий материал, находящийся в баках. Таким образом горючий материал приобретает некоторое количество кинетической энергии. Последняя впоследствии, при сгорании горючего в ракете, частью используется и поэтому при больших скоростях полета играет огромную роль. Абсолютная скорость c_1 горючего материала до его пропульсивного действия для ракет, не работающих атмосферным воздухом, а берущих весь запас горючего и кислорода с собой, всегда равна скорости полета v, а соответствующая относительная скорость w_1 всегда равна нулю. В момент вступления в сопло ракеты горючий материал в общем уже

---

[1] Статья была напечатана в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, 1937.

производил некоторую малую пропульсивную силу, соответствующую изменению относительной скорости от $w_1=0$ до w'_1 или, что то же, изменению абсолютной скорости от c_1 до c'_1.

Поэтому для определения осевого давления P необходимо принимать в расчет изменение абсолютной скорости газов от $c_1=v$ до c_2 или равное ему изменение относительной скорости от $w_1=0$ до w_2. Но (фиг. 1)

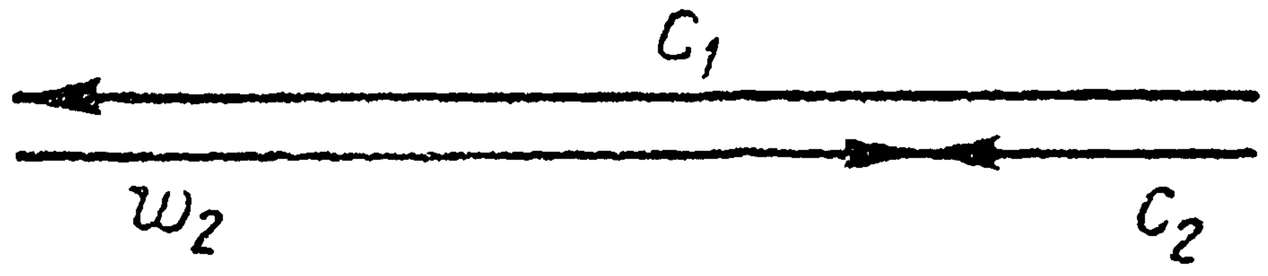
$$w_2=c_1-c_2; \tag{1}$$

тогда изменение количества движения массы dM будет

$$w_2 dM=(c_1-c_2)\,dM,$$

а равный ему импульс силы равен Pdt, т. е.

$$Pdt=w_2 dM, \tag{2}$$



Фиг. 1.

откуда

$$P=w_2\frac{dM}{dt}. \tag{3}$$

Обозначим еще через G_s расход топлива в единицу времени (в 1 сек.) в *кг* и через g_0 — ускорение силы тяжести на поверхности земли. Имеем

$$\frac{dM}{dt}=\frac{G_s}{g_0},$$

откуда

$$P=w_2\frac{G_s}{g_0}. \tag{4}$$

Скорость w_2 определима, если известны: теплотворная способность топлива, начальное и конечное состояния газов, а также данные для определения коэффициента теплоотдачи стенкам сопла и камеры сгорания.

Напишем общее уравнение энергии

$$\frac{i_1-i_2}{m}+Ab=AL+Q_s+A\left(\frac{c_2^2}{2g_0}-\frac{c_1^2}{2g_0}\right), \tag{5}$$

где m — молекулярный вес продуктов сгорания;

i_1 — теплосодержание топлива на 1 *кг-моль* продуктов сгорания до сжигания в ракете;

i_2 — теплосодержание продуктов сгорания на 1 *кг-моль* после сгорания их;

i_1-i_2 — носит название теплового напора (термин, аналогичный водяному напору);

L — работа в *кгм*, полезно отданная двигателем ракете и отнесенная к 1 *кг* топливной смеси;

A — 1 : 427 *кал/кгм* — тепловой эквивалент единицы работы;

Q_s — теплота, отданная стенкам ракеты на 1 *кг* топливной смеси;

b — кинетическая энергия, сообщенная 1 *кг* топлива при его подаче в камеру сгорания.

Уравнение (5) словами может быть выражено следующим образом: сумма изменения теплосодержания и теплоты, эквивалентной работе, произведенной внешними силами, равна сумме трех величин:

1) теплового эквивалента полученной работы AL;

2) теплоты Q_s, отданной стенкам ракеты;

3) кинетической энергии продуктов сгорания на 1 *кг* топливной смеси:

$$A\left(\frac{c_2^2}{2g_0}-\frac{c_1^2}{2g_0}\right).$$

Работа трения газов о стенки в эту формулу не введена. Мы можем написать, что работа G_sL, полученная ракетой в единицу времени, равна работе силы P, действующей на ракету при скорости v, т. е.

$$G_sL=Pv.$$

Подстановкой P из формулы (3) получаем

$$G_sL=\frac{w_2G_s}{g_0}v,$$

откуда

$$L=\frac{w_2c_1}{g_0}. \qquad (6)$$

Подстановкой L из формулы (6) и w_2 из формулы (1) в формулу (5) получаем

$$-Q_s+\frac{i_1-i_2}{m}+Ab=A\,\frac{w_2c_1}{g_0}+\frac{A}{2g_0}(c_2-c_1)(c_2+c_1)=$$

$$=\frac{A}{2g_0}[2w_2c_1-w_2(c_2+c_1)]=\frac{Aw_2}{2g_0}(c_1-c_2)=\frac{Aw_2^2}{2g_0};$$

отсюда

$$w_2=\sqrt{\frac{2g_0}{A}\left(\frac{i_1-i_2}{m}-Q_s+Ab\right)}. \qquad (7)$$

Если еще ввести коэффициент истечения φ, т. е. отношение действительной скорости истечения к теоретической, то получаем в общем

$$w_2=\varphi\sqrt{\frac{2g_0}{A}\left(\frac{i_1-i_2}{m}-Q_s+Ab\right)}. \qquad (8)$$

После подстановки численных значений $g_0 = 9{,}81$ *м/сек*^{2} и $A = \frac{1}{427}$ эта формула принимает вид

$$w_2 = 91{,}5\varphi \sqrt{\frac{i_1 - i_2}{m} - Q_s + Ab} \text{ м/сек}, \qquad (9)$$

причем i_2 взято из диаграммы iS, вычерченной без учета трения.

Весь тепловой напор, отнесенный к молекулярному весу продуктов сгорания $\frac{i_1 - i_2}{m}$, равен теплотворной способности $H_G = H/(1+x)$ 1 *кг* топливной смеси. Здесь H — теплотворная способность 1 *кг* горючего материала и x — вес кислорода или воздуха, необходимого для сжигания 1 *кг* горючего.

В частности, при использовании всего теплового напора, и если $\varphi = 1$, $Q_s = 0$ и $b = 0$, получаем для максимальной скорости истечения

$$w_{2\max} = \sqrt{\frac{2g_0}{A}\frac{i_1 - i_2}{m}} = 91{,}5\sqrt{H_0} \text{ м/сек}. \qquad (10)$$

Рассматривая формулы (9) и (4), видим, что, во-первых, относительная скорость истечения w_2 зависит лишь от уменьшения теплового напора $\frac{i_1 - i_2}{m}$, от количества Q_s тепла, прошедшего через стенки ракеты, и от некоторого коэффициента φ, который тем ближе к единице, чем меньше трение в ракете.

Далее видим, что толкающая сила P ракеты равна произведению скорости w_2 на массу газов, выброшенных из ракеты в единицу времени. При постоянной скорости w_2, постоянном давлении в камере сгорания и постоянном выходном сечении сопла эта масса является также постоянной величиной. Отсюда следует, что толкающая сила P не зависит от скорости полета. Ракета представляет собой аппарат, имеющий при данном постоянном расходе топлива постоянную пропульсивную (толкающую) силу. Так как мощность ракеты равна Pv, то она увеличивается пропорционально скорости полета и может увеличиваться беспредельно, но, как мы увидим из рассмотрения к. п. д., последний при больших скоростях (лежащих, впрочем, много выше 11 *км/сек*) стремится к нулю.

Коэффициенты полезного действия ракеты [1]

Обозначим через η_m отношение воспринятой ракетой за время dt работы $G_s L dt$ к работе, соответствующей теплоте, превращен-

[1] Этот параграф является более полным изложением гл. 7 книги Ф. А. Цандера «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов». В указанной главе Ф. А. Цандером были сообщены только окончательные формулы для коэффициентов полезного действия. Здесь дается подробный их вывод. *Прим. ред.*

ной за тот же промежуток времени в кинетическую энергию продуктов сгорания, т. е. к величине

$$dt\,\frac{G_s w_2^2}{2g_0} = G_s\left(\frac{i_1 - i_2}{Am} - Q_s\right)\varphi^2\,dt.$$

Тогда получаем [1]

$$\eta_m = \frac{G_s L\,dt}{\frac{G_s}{A}\,\frac{i_1 - i_2 - mQ_s}{m}\,\varphi^2\,dt} = \frac{LmA}{(i_1 - i_2 - mQ_s)\,\varphi^2}. \qquad (11)$$

Подставляя в (11) значения L из (6) и w_2 из (8), получаем также

$$\eta_m = \frac{w_2 c_1}{g_0}\cdot\frac{2g_0}{w_2^2}$$

или окончательно

$$\eta_m = \frac{2c_1}{w_2}. \qquad (12)$$

Из формулы (11) видно, что η_m при скоростях наших обыкновенных самолетов — очень малая величина; принимая, например, для водорода $H_u = 29\,000$ *кал/кг* и $x = 8$, получаем по предыдущим формулам: $H_0 = 29\,000 : 9 = 3220$ *кал/кг* и $w_{2\max} = 91{,}5\sqrt{3220} = 5200$ *м/сек* при $\varphi = 1$. Если в действительности w_2 принимать равным лишь 3000 *м/сек*, то при скорости полета $v = c_1 = 45$ *м/сек* (162 *км/час*) согласно формуле (12) получаем

$$\eta_m = \frac{2\cdot 45}{3000} = 0{,}03.$$

В связи с этим на малых высотах над поверхностью земли и при скоростях наших обыкновенных самолетов нельзя пользоваться ракетой, если она не приспособлена к использованию добавочного воздуха или если ей не сообщать огромных ускорений.

Термический к. п. д. η_t ракеты может быть представлен в виде отношения теплового напора $(i_1 - i_2)$, превращенного теоретически при адиабатическом расширении в энергию скорости w, к полному тепловому напору $(i_1 - i_0)$, т. е.

$$\eta_t = \frac{i_1 - i_2}{i_1 - i_0}. \qquad (13)$$

В случае если под полным тепловым напором подразумевается высшая теплотворная способность, то $i_0 = 0$; но в общем на сжижение воды, входящей в состав продуктов сгорания, после выбрасывания ее паров из сопла нет надежды и поэтому часто принимают $i_0 \neq 0$. Знаменатель формулы (13) $(i_1 - i_0)$ есть низшая теп-

[1] Здесь Ф. А. Цандер пренебрегает величиной Ab, т. е. кинетической энергией, сообщенной топливу при подаче в камеру сгорания. Это можно сделать в связи с тем, что обычно эта энергия невелика. *Прим. ред.*

лотворная способность, а i_0 — тепловой напор в момент начала сжижения.

Обозначая через η_i отношение энергии, переданной ракете, к работе, соответствующей полному тепловому напору для данного момента, будем иметь

$$\eta_i = \eta_m \varphi^2 \eta_t. \tag{14}$$

Если отнесем энергию, переданную аппарату за время dt, к сумме двух величин: 1) энергии, соответствующей всей теплоте, содержащейся в расходуемом за время dt топливе, и 2) абсолютной кинетической энергии, которая имелась в горючем в момент до его расхода, то получим полный к. п. д. Обозначим его через η_{i+E}. Напишем формулу для работоспособности 1 *кг* топливной смеси

$$L_0 = \frac{i_1 - i_0}{Am} + \frac{c_1^2}{2g_0} \tag{15}$$

и для работы, отданной двигателем ракете,

$$L = \frac{i_1 - i_2 - Q_s m}{Am} \varphi^2 + \frac{c_1^2 - c_2^2}{2g_0}; \tag{16}$$

тогда

$$\eta_{i+E} = \frac{L}{L_0} = \frac{(i_1 - i_2 - mQ_s)\varphi^2 2g_0 + (c_1^2 - c_2^2) Am}{(i_1 - i_0) 2g_0 + c_1^2 Am}. \tag{17}$$

В формуле (15) первый член представляет собой полный тепловой напор, второй член — кинетическую энергию, которую топливо имело до момента его расхода в ракете, когда оно еще находилось в баках. η_{i+E} не может быть больше единицы, между тем как другие, рассмотренные выше коэффициенты η_i и η_m при определенных больших скоростях имеют значения выше единицы и поэтому не представляют собой настоящих к. п. д.

Так как

$$G_s L = Pv = Pc_1$$

и

$$L = \frac{Pc_1}{G_s} = \frac{w_2 c_1}{g_0},$$

а также

$$\frac{i_1 - i_0}{Am} = \frac{w_{2\max}^2}{2g_0},$$

то

$$\eta_{i+E} = \frac{L}{L_0} = \frac{L}{\frac{i_1 - i_0}{Am} + \frac{c_1^2}{2g_0}} = \frac{2g_0 Pc_1}{G_s\left(w_{2\max}^2 + c_1^2\right)} =$$

$$= \frac{2g_0 L}{w_{2\max}^2 + c_1^2} = \frac{2w_2 c_1}{w_{2\max}^2 + c_1^2}. \tag{18}$$

Далее, принимая во внимание (11), (13) и (14), имеем

$$\eta_i = \eta_m \eta_t \varphi^2 = \frac{LAm}{(i_1 - i_2 - mQ_s)\varphi^2} \frac{(i_1 - i_0 - mQ_s)}{i_1 - i_0} \varphi^2 =$$

$$= \frac{LAm}{i_1 - i_0} = \frac{2g_0 L}{w_{2\,\max}^2} = \frac{2w_2 c_1}{w_{2\,\max}^2} = \frac{2g_0 P c_1}{G_s w_{2\,\max}^2}. \qquad (19)$$

Отсюда получаем

$$\eta_{i+E} = \frac{\eta_i}{1 + \frac{c_1^2}{w_{2\,\max}^2}} = \frac{\eta_m \eta_t \varphi^2}{1 + \frac{c_1^2}{w_{2\,\max}^2}} =$$

$$= \frac{\eta_m \eta_t \varphi^2}{1 + \frac{\eta_m^2}{4} \eta_t \varphi^2} = \frac{\eta_i}{1 + \frac{\eta_m \eta_i}{4}}. \qquad (20)$$

Максимальное значение $\eta_{i+E} = 1$ получается, как видно из формулы (18), при $w_2 = c_1$, при $\eta_t = 1$ и $\varphi = 1$. Из формулы (19) видно, что тогда $\eta_i = 2$, т. е. полезно произведенная работа равна двойному теплосодержанию горючего, и что, следовательно, полезно отданная кинетическая энергия равна теплосодержанию горючего. Абсолютная скорость выхода газов из ракеты в этом случае равна нулю; $c_2 = c_1 - w_2$.

Коэффициенты η_m, η_t и η_{i+E} дают наглядную картину выгодности полета ракеты при данной скорости полета v, а коэффициент η_t дает возможность определить: 1) как выгодно использована тепловая энергия и 2) как влияет на использование тепла противодавление (давление в конце расширения). Приравнивая последнее к давлению атмосферного воздуха на разных высотах над поверхностью земли, мы можем построить кривые η_t как функции высоты h над поверхностью земли для данного начального давления в камере сгорания.

По формуле (4) в ее комбинации с формулами (8) и (13) легко определить и осевое давление P в зависимости от η_t:

$$P = \frac{G_s}{g_0} \varphi \sqrt{\frac{2g_0}{A} \frac{i_1 - i_2}{m}} = \varphi G_s \sqrt{\frac{2(i_1 - i_2)\eta_t}{Amg_0}} =$$

$$= \varphi G_s \sqrt{\frac{2H_0}{Ag_0} \eta_t}. \qquad (21)$$

Например, при сжигании водорода в кислороде

$$P = \varphi G_s \sqrt{\eta_t} \sqrt{\frac{2 \cdot 3220 \cdot 427}{9{,}81}} = 530 \varphi G_s \sqrt{\eta_t}. \qquad (22)$$

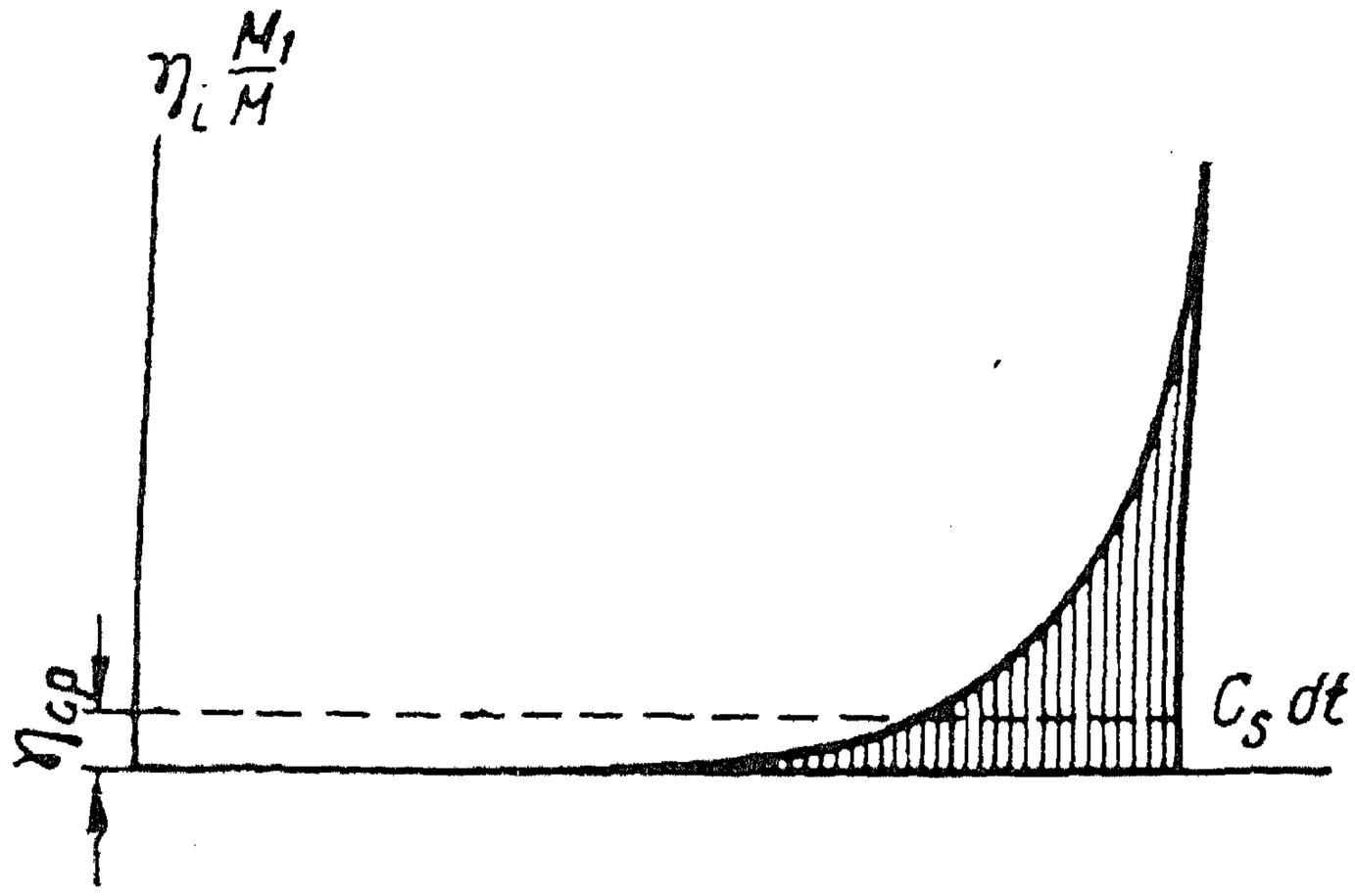
[Кривые, показывающие изменение η_t с h для водорода с кислородом, были даны автором в книге «Проблема полетов при помощи

реактивных аппаратов».][1]. При определении коэффициента η_t было принято, что расширение газов до внешнего давления было действительно произведено в ракете уменьшением наименьшего сечения сопла или увеличением наибольшего.

Все четыре коэффициента η_m, η_t, η_i и η_{i+E} вместе характеризуют действие ракеты в данный момент полета.

Однако, если проанализировать работу, передаваемую лишь той части ракеты, которая остается после всего периода действия двигателя, то, обозначая массу этой части через $M_1 = \frac{G_1}{g_0}$, где G_1 — вес, который будет иметь масса M_1 у поверхности земли, получаем, что работа, полезно затраченная за время dt на подъем и ускорение лишь массы M_1, меньше, чем $G_s L dt$. Пусть M означает массу всей ракеты в данный момент и dA — работу сопротивления воздуха за время dt. Тогда $G_s L dt - dA$ представит собой работу для подъема и ускорения всей ракеты, а

$$(GL\,dt - dA)\frac{M_1}{M}$$



Фиг. 2.

то же, но для массы M_1.

Следовательно, для той части пути, в которой можно пренебрегать сопротивлением воздуха, коэффициенты полезного действия, выведенные нами ранее, следует умножить на величину M_1/M. т. е. написать

$$\eta_m \frac{M_1}{M}; \quad \eta_t \frac{M_1}{M}; \quad \eta_i \frac{M_1}{M} \text{ и } \eta_{i+E} \frac{M_1}{M},$$

ибо, как и ранее, эти коэффициенты характеризуют действие ракеты в данный момент полета.

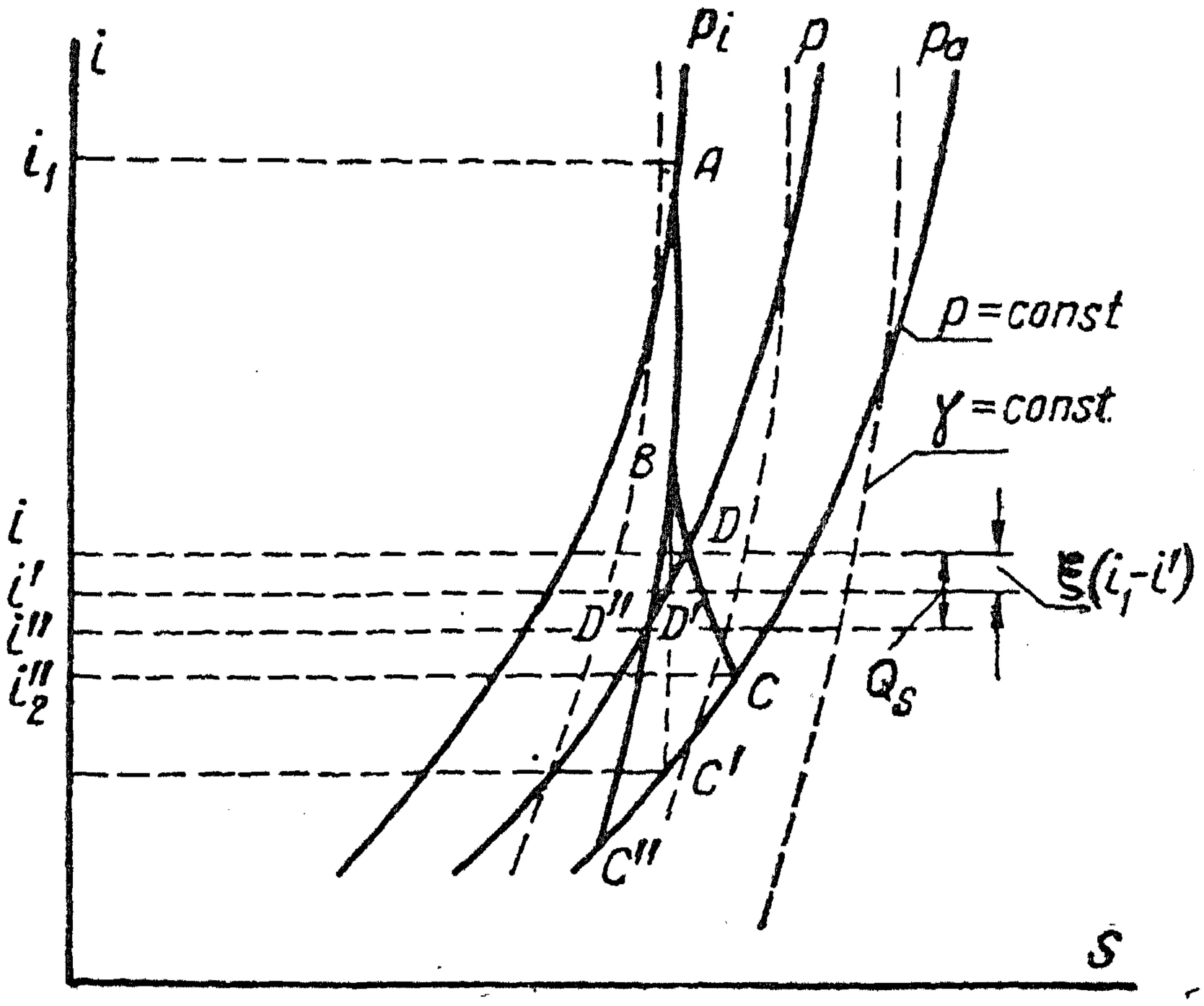
Если отложим $\eta_i M_1/M$ как ординаты и весь расход горючего $G_s dt$ как абсциссы, то ордината η_{cp}, т. е. высоты прямоугольника, имеющего площадь, равную площади, ограниченной кривой $\eta_i M_1/M$ по $G_s dt$, представляет собой средний к. п. д. для всего полета (фиг. 2). Имеем

$$\eta_{cp} = \frac{\int \eta_i \frac{M_1}{M} G_s\,dt}{\int G_s\,dt}.$$

[1] Фраза в тексте в квадратных скобках вставлена при редактировании. *Прим. ред.*

Тепловой расчет ракеты

Сопла паровых турбин представляют собой маленькие ракеты; поэтому весь расчет давлений, удельных весов газов, скоростей, температур, уменьшения теплосодержания для разных сечений, перпендикулярных продольной оси сопла, а также и расчет трения о стенки можно производить, как для сопел турбин, с той, однако, разницей, что при ракетах, работающих сильно раскаленными газами, следует еще принимать в расчет охлаждение газов стенками ракеты.



Фиг. 3.

Обращаясь к расчету явлений, происходящих внутри ракеты, приводим несколько обобщенный расчет, аналогичный расчету сопел паровых турбин. Ввиду того что рассматриваемое движение газов в двигателе будет установившимся, количество G_s газов, проходящих в единицу времени, будет одинаковым для всех сечений сопла, перпендикулярных к его оси. Обозначая через f площадь сечения сопла, p — абсолютное давление газов, γ — удельный вес газов, имеем

$$G_s = \gamma f w \quad \text{или} \quad f = \frac{G_s}{\gamma w}. \tag{23}$$

Далее имеем для уменьшения теплового напора формулу

$$\frac{i_1 - i_2}{m} = \frac{Aw^2}{2g_0} + Q_s. \tag{24}$$

Задаваясь начальным давлением p_i и зная полный тепловой напор i_1, находим в диаграмме iS (где S — энтропия) точку A (фиг. 3), соответствующую давлению p_i. Адиабатическому рас-

ширению соответствует тогда линия, параллельная оси ординат i. Если задано конечное давление в сопле p_a, причем соответствующий при передвижении по адиабате тепловой напор равен i_2', то, зная потери от трения о стенки, составляющие согласно данным проф. А. Стодола [1] от 0,05 до 0,15 от теплового напора $i_1 - i_2'$, можем определить действительный конечный напор i_2, передвигаясь по линии $p = \text{const}$ вверх до

$$i_2 = i_2' + \xi (i_1 - i_2'), \tag{25}$$

где ξ — коэффициент по Стодола.

Для начала пренебрегаем теплотой, отводимой через стенки ракеты. До критического давления в точке B можно принимать адиабату, дальше можно принимать при первом расчете кривую расширения газов, соединяя B и C плавной кривой. Таким образом для каждой точки кривой известны p, γ и i. При этом предполагается, что в диаграмме iS нанесены кривые $p = \text{const}$ и $\gamma = \text{const}$. Определяя w из уравнения (24) как функцию давления p, мы при помощи уравнения (23), при данном расходе G_s в единицу времени получим величину f тоже как функцию от p. Эта функция имеет минимум. Давление при $f_{\min}$ называется критическим.

Конечное давление p_a определяет наибольшее конечное сечение сопла ракеты, критическое же давление — наименьшее сечение. Ими и определяется сопло ракеты. При построении очертаний сопла необходимо сделать вблизи узкой части раструба плавный переход и не уширять сопло слишком резко, т. е. брать угол расширения в среднем равным 10° для предупреждения отделения струи от стенки (это явление происходит при больших углах расширения). Если же угол растворения взять слишком малым, то длина получается большой и вследствие этого потери на трение сильно увеличиваются. Температура зависит от i и может быть также определена.

При помощи полученных значений T, w и γ можно определить количество теплоты, которое необходимо отводить через стенки сопла ракеты, для того чтобы последнее не слишком нагревалось, а также, если известен коэффициент трения газов о стенки, определить общую величину работы трения о стенки.

Затем можно при вторичном, более точном расчете провести на диаграмме iS новую кривую $ABD''C''$ (см. фиг. 3), которая нужна для определения коэффициента трения ξ не только для конечной точки C, но и для любой точки кривой. Для этой цели откладываем для любого давления p, т. е. для точки D', величину $\xi (i_1 - i')$ вверх. Получаем точку D. Откладывая еще вниз вдоль оси ординат тепловой напор, соответствующий теплоте, отведенной через стенки к данному моменту, и передвигаясь по горизонтали до встречи

---

[1] A. Stodola, Die Dampf- und Gasturbinen, Ausgabe 6.

с линией $p=\text{const}$, получаем точку D'', т. е. точку искомой кривой расширения. Ввиду того что

$$-dQ_s+AR_s=di-AVdp,$$

а $dp=0$, то

$$di=-dQ_s+AR_s,$$

где R_s — работа трения.

Для каждой точки новой кривой будут известны p, γ и i. При определении площадей сечений сопла f мы должны пользоваться величинами γ, полученными из кривой $ABD''C''$, и ввиду того что теплота, ушедшая через стенки, не участвует в ускорении газов, определять w по разности i_1-i тепловых напоров в точках A и D кривой $ABDC$. Дальнейший расчет можно вести по предыдущему, причем температуры T'' следует определить по i'', соответствующему точке D'', лежащей на кривой $ABD''C''$.

В случае, если трение о стенки и отвод теплоты через них уже заметны до точки B, мы, конечно, получим расхождение кривых ADC и $AD''C''$ уже вблизи точки A. Впрочем, при опытах с соплами турбин Лаваля выявилось [1], что практически потери от трения до критического сечения незаметны. То же самое получается и теоретически из диаграммы $w:d$ (см. далее в разделе 5 о трении). Из опытов следует далее, что в случае, если противодавление у конца сопла велико, то внутри ракеты происходит сначала расширение, а в дальнейшем — сжатие газов, сопровождающееся ударом, причем общее количество газов, проходящих в единицу времени через сечение, не меняется. Если противодавление достигает величины, близкой начальному давлению, то наблюдается уменьшение расхода горючего. Гутермут для этого случая наблюдал сосущее действие сопел [2].

Совершенные газы

Если мы имеем дело с совершенными газами, то получаем для насадок формы сопел Лаваля, как прежде,

$$G_s=\frac{fw}{V_x}, \tag{26}$$

где $V_x=\frac{1}{\gamma}$ — удельный объем газов в сечении f.

Примем далее обозначения:

n — показатель политропы расширения;

k — показатель адиабаты расширения;

p_i, V_i, T_i, f_i — давление, удельный объем, температура газов и площадь сечения камеры до сопла;

p_x, V_x, T_x, f_x — то же в сечении f сопла;

[1] Zerkowitz, Thermodynamik der Turbomaschinen, 1913, S. 39.
[2] Guthermuht, VDI, 1904.

p_a, V_a, T_a, f_a — то же после расширения в конечном сечении сопла;
p_k, w_k, f_k — давление, скорость газов и площадь сопла в критическом сечении;
L' — работа, соответствующая приращению энергии при расширении от p_i до p_x.

Имеем

$$w_a = \varphi w_{\text{теор}} = \varphi \sqrt{2g_0 \frac{k}{k-1} p_i V_i \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]}; \tag{27}$$

$$G_z = \varphi f_x \sqrt{\frac{2g_0 k}{k-1} \frac{p_i}{V_i} \left[\left(\frac{p_x}{p_i}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_x}{p_i}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]}; \tag{28}$$

$$p_k = p_i \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}; \tag{29}$$

$$w_k = \varphi \sqrt{2g_0 \frac{k}{k+1} p_i V_i}; \tag{30}$$

$$G_{s\,\max} = \varphi f_k \sqrt{2g_0 \frac{k}{k+1} \left(\frac{p_k}{p_i}\right)^{\frac{2}{k}} \frac{p_i}{V_i}}; \tag{31}$$

$$L'_{\text{теор}} = -\int_{p_i}^{p_x} V_x \, dp = \frac{ck}{k-1} \left(p_i^{\frac{k-1}{k}} - p_x^{\frac{k-1}{k}}\right), \tag{32}$$

где

$$c = p_i^{\frac{1}{k}} V_i;$$

$$T_x = T_i - \frac{A}{c_p} \frac{w^2}{2g_0}; \tag{33}$$

$$V_x = V_i \left(\frac{p_i}{p_x}\right)^{\frac{1}{k}} + \frac{k-1}{k p_x} \left(\frac{1}{\varphi^2} - 1\right) \frac{w^2}{2g_0}. \tag{34}$$

Сопла, рассчитанные по этим формулам, имеют скоростной коэффициент истечения

$$\varphi = \frac{w}{w_{\text{теор}}} = 0{,}975 \div 0{,}92.$$

Приведенные здесь формулы даны у Стодола[1] для адиабатического расширения, причем принято в расчет лишь трение, ввиду того что при рассматриваемых им насадках потерей тепла через

[1] A. Stodola, Die Dampf- und Gasturbinen, Ausgabe 6.

стенки пренебрегали; но формулы применимы также для расчета сопел ракет в случае, если мы примем во внимание политропическое расширение.

Расчет можно производить по следующему методу. Задаемся, например, начальным и конечным давлениями p_i и p_a и определяем температуру горения по общим правилам [1], после чего удельный объем газов до расширения может быть найден из уравнения

$$V_i = \frac{RT_i}{p_i}. \tag{35}$$

Задаемся далее показателем политропы, о котором можно сказать, что он при больших ракетах будет лежать ближе к показателю адиабаты, нежели в двигателях внутреннего сгорания, а при малых, наверное, дальше от адиабаты.

Сила тяги ракеты по уравнениям (4), (27) и (28) равна

$$P = 2g_0\varphi^2 f_a \frac{n}{n-1} p_i \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right] \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{1}{n}}. \tag{36}$$

Здесь в формуле (28) величины f_x и p_x были заменены их значениями f_a и p_a для конечного сечения сопла ракеты.

Задаваясь силой тяги P ракеты, можем по формуле (36) определить f_a; далее по формулам (27) и (34) определим w_a и V_a, а затем из формулы (26) расход топлива G_s. Формулы (29), (30) и (31) дают p_k, w_k и f_k для самого узкого места сопла. По формулам (27), (28), (33) и (34) можем еще для любых давлений определить w_x, f_x, T_x и V_x. Строя, как в предыдущем случае, расширяющуюся часть сопла в виде конуса, мы можем, как будет показано дальше, определить трение и прохождение теплоты через стенки сопла для любого сечения, а затем уже определить общую потерю от трения и общее количество теплоты, проходящей через стенки до данного сечения.

Между коэффициентом φ и относительной потерей скоростной энергии ξ от трения существует зависимость

$$\varphi = \sqrt{1-\xi}, \tag{37}$$

которую можно вывести из уравнений (25) и (8). Таким образом мы можем для второго, более точного расчета определить φ для любого сечения; кроме того, можем определить для любого сечения показатель степени политропы. [1]

---

[1] Для определения n можно воспользоваться двумя способами. Во-первых, определить его при помощи уравнения теплового баланса процесса истечения из сопла.

$$Q = q_1 + q_2 + q_3,$$

где Q — алгебраическая сумма теплот, участвующих в процессе;
q_1 — теплота догорания;

Разбивая кривую расширения на отрезки, для которых φ и n почти постоянны, мы можем определить точнее кривую расширения. В случае надобности можно подобным образом получить в третье приближение.

Трение о стенки ракеты

Теплота, соответствующая работе трения в ракетном двигателе, выражается формулой

$$z = A \int \frac{U\xi}{4F} \frac{w^2}{2g_0} dl \; кал/кг, \qquad (38)$$

где ξ — коэффициент, имеющий значение от 0,02 до 0,03 для водяного пара при гладких стенках;
U — периметр поперечного сечения сопла;
F — площадь поперечного сечения;
dl — дифференциал длины, измеренной вдоль образующей сопла;
$A = 1:427$ — тепловой эквивалент работы.

При круглом сечении имеем

$$\frac{U}{4F} = \frac{1}{d},$$

где d — диаметр поперечного сечения.

Для этого случая получаем

$$z = A \int \xi \frac{w^2}{2g_0 d} dl = \frac{A\xi}{2g_0} \int \frac{w^2}{d} dl. \qquad (39)$$

В случае если стенки очень гладкие, получаем, принимая $\xi = 0{,}02$,

$$z = \frac{0{,}02}{2 \cdot 9{,}81 \cdot 427} \int \frac{w^2}{d} dl = 2{,}39 \cdot 10^{-6} \int \frac{w^2}{d} dl. \qquad (40)$$

---

q_2 — теплота ассоциации;
q_3 — тепло, отведенное через стенки.

$$Q = c_v \frac{n-k}{n-1} (T - T_1).$$

Во-вторых, n можно определить из соотношения теоретической и действительной скоростей; если в уравнении (27) заменим k через n, то можем написать

$$\varphi = \sqrt{2g_0 \frac{k}{k-1} p_i V_i \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} =$$

$$= \sqrt{2g_0 \frac{n}{n-1} p_i V_i \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{n-1}{n}}\right]},$$

откуда и определяется n. (См. статью «Тепловой расчет ракетного двигателя», статья первая). *Прим. ред.*

Если мы произведем сравнение двух подобных ракет разных размеров при условии, что они имеют одинаковые кривые изменения состояния газов по диаграмме iS, но вместе с тем имеют разные расходы G_s, то величины сечений f сопла будут пропорциональны расходу G_s горючего в единицу времени. Диаметры сечений сопел двух сравниваемых ракет будут относиться друг к другу как $\sqrt{f} : \sqrt{f_1}$ или так же, как $\sqrt{G_s} : \sqrt{G_{s1}}$. Работы же трения, как видно из уравнения (39), для одинаковой величины дифференциала dl будут относиться как $d_1 : d = \sqrt{G_{s1} : G_s}$. При одинаковом для обеих ракет угле конуса α полные длины сопел этих двух ракет относятся как диаметры сечений; поэтому в этом случае имеем

$$\frac{dl_1}{dl} = \frac{d_1}{d},$$

и, следовательно, для таких сопел работы трения на 1 *кг* топлива одинаковы.

Поэтому можем сказать, что для больших ракет в общем относительная потеря на трение будет та же, что для малых ракет, если начальное и конечное состояния газов одинаковы.

[Далее в рукописи Ф. А. Цандера имеется черновик примера расчета водородо-кислородной ракеты. Расчет произведен методами, данными в этой статье, с учетом потерь на трение. Результаты этого расчета помещены Ф. А. Цандером в его книге «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов», гл. 5.]

Результаты расчета теплоты, проходящей через стенки камеры сгорания

Предположим, что при предварительном расчете уже определены температура, плотность, давление, расход и скорость газов для случая вполне теплонепроницаемых стенок.

Предположим далее, что понижение температуры газов в камере от потери тепла через стенки не очень значительно; в этом случае мы можем, зная начальную температуру и скорость охлаждающей жидкости или при охлаждении газами начальную температуру, плотность, расход и скорость газов, охлаждающих стенки, определить температуру стенок и обмен тепла у стенок. В случае если понижение температуры горючих газов по расчету получится значительным, мы можем сказать, что из-за слишком большой разницы температур газов и охлаждающей среды действительное понижение температуры будет меньше, чем было найдено при расчете. Необходимо делать второй расчет, исходя из только что полученных данных, который даст новые, более точные данные. Полученные результаты можно уточнять и дальше.

При выборе конструкции охлаждающей системы особенно важен метод охлаждения: можно охлаждать стенки, пуская охлаждающую среду вдоль стенок в том же направлении, в каком идут

продукты сгорания, или в противоположном. Можно ее пускать по спирали вокруг стенок двигателя, можно самые опасные места охлаждать одним веществом (например, жидким), а остальные — другим (например, газообразным).

Для того чтобы холодная жидкость (или газ) приходила в соприкосновение со стенками около критического сечения сопла ракеты, где охлаждение требуется больше всего, выберем направления движения газов внутри сопла и охлаждающей среды одинаковыми. Это одновременно облегчает расчет.

Затем примем, что скорость охлаждающей среды — постоянная величина. Этого можно достигнуть при помощи соответствующего промежутка между рубашкой и камерой сгорания.

В начале теплового расчета ракеты мы пренебрегали количеством Q_s теплоты, отданной стенкам ракеты на 1 *кг* горючей смеси [см. формулу (24)]. Перейдем теперь к определению количества теплоты, отданной стенкам двигателя.

В случае если охлаждающая среда тоже газ, можно для него написать формулу, аналогичную (24), причем, однако, вместо Q_s надо писать — Q_s и, кроме того, скоростью w_1, т. е. скоростью движения охлаждающей среды относительно ракеты, пренебрегать нельзя. Для газа, используемого в качестве охлаждающей среды, будем иметь, если величины, относящиеся к нему, обозначим индексом a:

$$\frac{i_{1a} - i_{2a}}{m_a} = \frac{A_1 \left(w_{2a}^2 - w_{1a}^2 \right)}{2g_0} - Q_s. \qquad (41)$$

Если бы мы взяли в качестве охлаждающей среды жидкий кислород, то можно было бы, держа его под давлением 20 *ат*, сначала испарить его (температура —141° Ц), затем подогреть в газообразном состоянии и, наконец, использовать его в ракете для горения. Можно также охлаждать водой, используя скрытую теплоту парообразования, причем пар снова конденсировать в воду с охлаждением от жидкого кислорода, жидкого водорода или другого горючего с низкой температурой кипения. Для оценки охлаждающего действия, которое может быть произведено жидким кислородом, определим количество калорий, которое можно снять при помощи 1 *кг* жидкого кислорода. Оно равно скрытой теплоте испарения, т. е. 51 *кал/кг*, в том случае если мы имеем кислород под давлением 1 *ат* и нагреванием превращаем его в пар.

Для водяного пара легко получаем количество калорий из диаграммы iS, если подогрев происходит при постоянном давлении, идя по линии p=const от начальной температуры воды t_1 до конечной выбранной нами температуры t_2 и отсчитывая на диаграмме разность [1] теплосодержаний $i_2 - i_1$. Водяной пар может

[1] W. Schüle, Technische Thermodynamik, Ausgabe 4, Bd 1. 2, 1923, табл. III и IV a — для водяного пара, табл. IIa — для атмосферного воздуха и двухатомных газов.

быть, конечно, снова сжижен, между тем как кислород и водород (или другие вещества) после подогрева будут лучше использованы в процессе горения.

Теплоту, проходящую через стенки двигателя ракеты, определим, пользуясь формулой Нуссельта:

$$\alpha_1 = 19{,}23 \frac{\lambda_{ст}}{d^{1{,}786}} \left(\frac{G_s c_p}{\lambda}\right)^{0{,}786} = 15{,}9 \frac{\lambda_{ст}}{d^{0{,}214}} \left(\frac{w c_p}{\lambda}\right)^{0{,}786} \quad кал\,кг/м^2\,час^\circ\,C,$$

где $\lambda_{ст}$ — теплопроводность газа при температуре стенки трубы;
λ — теплопроводность газа при средней температуре в трубе;
w — средняя скорость газов, *м/сек*;
c_p — теплоемкость газа для 1 $м^3$ при постоянном давлении и при данном состоянии газа в трубе;
d — диаметр трубы, *м*;
G_s — вес газа, проходящего в 1 сек. через трубу.

Предположим, что стенки пространства сгорания изготовлены из дуралюмина. Определим потерю тепла для пространства сгорания. Охлаждающей средой пусть будет быстротекущая вода. Площадь $F=1{,}965$ $м^2$; секундный расход $G_s=3{,}33$ *кг/сек*. Топливом являются водород и кислород.

Необходимо заметить, что если температура внутренней стороны стенок ниже, чем температура насыщенного пара (при $p=20$ *ат* $t_{нас}=211{,}33^\circ$), то может произойти частичное сжижение газа; в этом случае, вероятно, α_1 будет значительно больше, чем следует по формуле Нуссельта.

Опуская все вычисления и обозначая через ξ процентную потерю тепла через стенки, т. е.

$$\xi = \frac{100q}{q_0},$$

где q_0 — теплосодержание топлива, расходуемого в 1 сек., и q — количество тепла, отдаваемого газами в 1 сек., получим при дуралюминовых стенках $\xi=0{,}39\%$, причем температура стенок получается около $+100^\circ$ C.

Ввиду того что в пространстве сгорания происходит сильное перемешивание смеси, лучше принимать, что α_1 к началу трубы увеличивается; для этого случая $\xi=0{,}63\%$.

Определим теперь прохождение тепла через стенки той же камеры сгорания в случае, если они изготовлены из стали и имеют изнутри огнеупорную футеровку. Материал футеровки асбест[1] толщиной 2 *мм*. Охлаждение, как и раньше, водяное. Величина α_1

---

[1] Асбест, вообще говоря, не может считаться огнеупором для камер сгорания ракетных двигателей, так как он имеет сравнительно низкую точку плавления и, что самое важное, при 800° С крошится. Результаты расчета Ф. А. Цандера имеют относительный интерес, показывая, как сказывается плохая теплопроводность материала камеры на температуру стенок. *Прим. ред.*

в этом случае будет незначительной. Опуская по-прежнему все вычисления, получим процентную потерю тепла $\xi=0{,}97\%$, а при увеличенном значении α_1 в начале трубы $\xi=1{,}207\%$. При этом температура асбеста достигает 2500° С, тогда как температура плавления его 1500° С. Необходимо брать изоляционный материал с большим коэффициентом λ (для асбеста по Хютте $\lambda=0{,}186$ для 300° С и 0,180 для 200° С) или толщину футеровки еще более уменьшить. Неравномерность толщины, являющаяся следствием способа ее производства, вызывает опасность местного перегрева и, следовательно, расплавления футеровки.

Таким образом выгоднее делать пространство сгорания без огнеупорной футеровки, однако, в этом случае температура стенок должна быть такой, чтобы исключить возможность сжижения перегретого пара, находящегося в продуктах сгорания, так как в противном случае вероятно, что количество проходящей теплоты сильно увеличится. Особенно это важно в случае водородо-кислородной ракеты. Слой охлаждающей воды должен быть такой толщины, чтобы он нагрелся по мере прохождения трубы от 0 до 100° С. Чем больше скорость воды, тем меньше воды требуется, однако при больших скоростях воды потери от трения могут достичь такой величины, при которой станет необходимой подача ее при помощи насоса; при малых же скоростях можно будет обходиться самотеком.

Проделанные мною расчеты показывают, что, по всей вероятности, удастся воспользоваться самотеком для приведения воды в движение.

РАСЧЕТ ОПЫТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ОР-1 *

ОТ РЕДАКЦИИ

Ф. А. Цандер занимался не только теоретическими исследованиями реактивных двигателей и рабочими процессами в них. Очень много времени он уделял также чисто инженерной работе по расчету и организации испытаний опытных образцов двигателей и по обработке экспериментальных данных.

Для того чтобы дать представление об этой стороне деятельности Ф. А. Цандера ниже печатаются наиболее характерные выдержки из расчета первой модели ракетного двигателя ОР-1 (15 из 145 страниц рукописи), построенный им в 1929 г. Расчеты были начаты лично Ф. А. Цандером в октябре 1929 **.

Испытательная база по реактивным двигателям в эти годы только начала создаваться и материальные возможности были очень скудными. Поэтому размеры двигателя по современным масштабам были приняты весьма малыми (секундный расход горючего и окислителя составил 1,69 *г*). В качестве окислителя для простоты был выбран атмосферный воздух. Тем не менее схема, методика расчета и испытания двигателя характерны для ЖРД.

Впоследствии, развивая идею об использовании атмосферного воздуха для улучшения термодинамического цикла ЖРД, Ф. А. Цандер пришел к схеме двигателя с прямым и обратным конусом (см. статью «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов»).

Двигатель ОР-1 был построен и с ним было проведено более 50 испытаний. Последующие двигатели в варианте ЖРД были завершены уже после смерти Ф. А. Цандера его учениками.

Основные данные двигателя ОР-1

Основой двигателя является бензино-воздушная горелка со следующими данными:

емкость бака для бензина	~ 1 *л*
расход горючего	350—400 *г/час*

---

* Статья подготовлена к печати доктором технических наук Е. С. Щетинковым. *Прим. ред.*

** Указанная дата взята из рукописи, однако в стенографических записях Ф. А. Цандера 1922—1929 гг. (не расшифрованных до сих пор) встречаются формулы по расчету двигателя ОР-1. Более точная дата производства расчета по двигателю ОР-1 будет установлена после расшифровки его трудов.

воздушный насос:

диаметр поршня	16 *мм*
ход	107 *мм*
выходной диаметр насадки в свету	22 *мм*

Подогрев бензина производится в медной трубке с наружным диаметром 8 *мм*.

Насадка была перестроена: она была окружена кожухом, в который впускается воздух под давлением, внутри кожуха при помощи особой трубки устроено пространство для сгорания; на конце этой трубки приделана коническая сменяемая насадка (сопло) для получения скоростей истечения, больших скорости звука. Медная трубка для подогрева бензина заменена более длинной, обхватывающей витками коническую новую насадку.

Бак снабжен манометром и ниппелем для выпуска воздуха. К баку приделан при помощи особой державки термометр для измерения температуры крышки бака.

Бак снабжен предохранительной проволокой, впаянной верхним концом в крышку бака. Имеется кран для регулировки расхода горючего.

Для дальнейшего расчета на основании предварительных испытаний горелки примем:

Расход бензина $Q=400$ *г/час* при избыточном давлении

$$p_{изб}=2 \text{ ат'м.}$$

Длину пламени, считая от выходного отверстия насадки

$$L=14 \text{ см.}$$

Теоретический расход воздуха на 1 *кг* бензина

$$G_в=14{,}2 \text{ кг.}$$

Емкость бака для бензина 1 *л*.

Удельный вес бензина 0,720 *кг/л*.

Тогда получаем:

расход бензина в сек.: $\frac{Q}{3600}=\frac{0{,}400\cdot 10^3}{3600}=\frac{1}{9}$ *г/сек*;

расход воздуха в сек.: $G_в=14{,}2\cdot\frac{Q}{3600}=\frac{14{,}2}{9}=1{,}58$ *г/сек*;

расход воздуха в час: $14{,}2\cdot Q=14{,}2\cdot 0{,}4=5{,}69$ *кг/час*;

продолжительность горения:

$$\frac{1\cdot 720\cdot 9}{60}=108 \text{ мин}=1 \text{ час } 48 \text{ мин.}$$

количество продуктов сгорания в *сек* и в *час*:

$$0{,}111+1{,}58=1{,}691 \text{ г/сек или } 0{,}4+5{,}69=6{,}09 \text{ кг/час.}$$

Мощность, которую дал бы двигатель внутреннего сгорания при данном расходе Q бензина и удельном расходе в 240 *г/э. л. с. ч.*

$$\frac{400}{240}=1{,}67 \text{ } э.\ л.\ с.$$

Мощность, развиваемая винтом двигателя внутреннего сгорания при коэффициенте полезного действия винта в $\eta_в=0{,}75$,

$$N_{винт}=\eta_в N_{дв}=0{,}75\cdot 1{,}67=1{,}25 \text{ } э.\ л.\ с.$$

Продолжительность действия сосуда для сжатого воздуха, емкостью 20 *л* при давлении 150 *атм*, т. е. емкостью в $\frac{20\cdot 150}{1000}=$ $=3$ *м*^{3}, воздушном давлении 760 *мм* рт. ст., температуре $t=15°$ С и удельном весе воздуха $\gamma_0\approx 1{,}23$ *кг/м*^{3}, равна

$$\frac{1{,}23\cdot 3000}{1{,}58\cdot 60}=38{,}9 \text{ мин.}$$

Количество сосудов со сжатым воздухом, потребных для использования бензина в баке ракетного двигателя:

$$\frac{108}{38{,}9}=2{,}78, \text{ т. е. } 3.$$

То же при применении кислорода: $2{,}78\cdot 0{,}209=0{,}58$.

Определение температуры сгорания при постоянном давлении

Нижняя теплотворная способность бензина:

$$H_u=10\,400 \text{ } кал/кг.$$

Состав бензина:

водорода $H=14{,}5\%$;

углерода $C=85{,}5\%$.

Продукты сгорания при полном сгорании 1 *кг* бензина:

Вода (H_2O) $\frac{H}{2}=0{,}0725$ *моль* $=0{,}0725\cdot 18=1{,}306$ *кг*;

Азот (N_2) $0{,}79\,L_0=0{,}79\,\frac{14{,}2}{28{,}95}=0{,}79\cdot 0{,}490=0{,}388$ *моль*;

Углекислый газ (CO_2) $\frac{C}{12}=\frac{0{,}855}{12}=0{,}0712$ *моль*.

Всего $M_2=0{,}5317$ *моль* $=15{,}2$ *кг*.

Количество кг-молей на 1 *кг* бензина до сгорания

$$M_1=L_0+b_V=\frac{14{,}2}{28{,}95}+\frac{1}{100}=0{,}500 \text{ } моль,$$

считая молекулярный вес бензина равным 100.

Коэффициент молекулярного изменения:

$$\beta_m = \frac{M_2}{M_1} = \frac{0{,}5317}{0{,}500} = 1{,}0634.$$

Разность между молекулярными теплоемкостями при постоянном давлении и постоянном объеме равна:

$$AR = \frac{848}{427} = 1{,}985 = \mu (c_p - c_v).$$

Средние молекулярные теплоемкости при постоянном давлении для газов (см. проф. Бриллинг «Тепловой расчет авиационного двигателя», 1927 г., стр. 39—40). Для температуры $T = 300°\,\text{C} \div 750°$ абс.:

двухатомные газы: $(\mu c_p)_m = 1{,}985 + 4{,}605 + 5{,}167 \cdot 10^{-4} T = 6{,}590 + 5{,}167 \cdot 10^{-4} T$; CO_2 $(\mu c_p)_m = 1{,}985 + 5{,}035 + 32{,}5 \cdot 10^{-4} T = 7{,}020 + 32{,}5 \times 10^{-4} T$; H_2O $(\mu c_p)_m = 1{,}985 + 6{,}08 + 4{,}5 \cdot 10^{-4} T = 8{,}065 + 4{,}5 \cdot 10^{-4} T$.

Для температур $T = 1600°$—$2100°$ абс: двухатомные газы: $(\mu c_p)_m = 1{,}985 + 4{,}605 + 5{,}167 \cdot 10^{-4} T = 6{,}590 + 5{,}167 \cdot 10^{-4} T$;

$CO_2 (\mu c_p)_m = 1{,}985 + 7{,}565 + 10{,}2 \cdot 10^{-4} T = 9{,}550 + 10{,}2 \cdot 10^{-4} T$;

$H_2O (\mu c_p)_m = 1{,}985 + 4{,}685 + 15{,}2 \cdot 10^{-4} T = 6{,}670 + 15{,}2 \cdot 10^{-4} T$.

Средняя теплоемкость M_2 *mol* после сгорания:

для N_2 $0{,}388 (6{,}59 + 5{,}167 \cdot 10^{-4} T) = 2{,}555 + 2{,}006 \cdot 10^{-4} T$;

для CO_2 $0{,}0712 \cdot (9{,}55 + 10{,}2 \cdot 10^{-4} T) = 0{,}679 + 0{,}726 \cdot 10^{-4} T$;

для H_2O $0{,}0725 \cdot (6{,}67 + 15{,}2 \cdot 10^{-4} T) = 0{,}484 + 1{,}102 \cdot 10^{-4} T$.

Всего $A_2 + B_2 T = 3{,}718 + 3{,}834 \cdot 10^{-4} T$.

Средняя теплоемкость M_1 *mol* до сгорания:

для L_0 $0{,}490 \cdot (6{,}59 + 5{,}167 \cdot 10^{-4} T) = 3{,}23 + 2{,}535 \cdot 10^{-4} T$—$A_1 + B_1 T$.

При $T = T_0 = 288°$ получаем здесь:

$$A_1 + B_1 T_0 = 3{,}23 + 2{,}535 \cdot 10^{-4} 288 = 3{,}303.$$

Для сравнения из $c_p = 0{,}238$ получаем

$$A_1 + B_1 T_0 = L_0 \cdot c_p = 28{,}95 \cdot 0{,}490 \cdot 0{,}238 = 3{,}38,$$

ввиду того что $T_0 < 300°$, примем это последнее значение.

Теоретическая температура сгорания

$$H_u + (A_1 + B_1 T_0) T_0 = (A_2 + B_2 T_z) T_z.$$

$$T_z^2 + \frac{3{,}718 \cdot 10^4}{3{,}834} T_z - \frac{10\,400 + 3{,}38 \cdot 288}{3{,}834 \cdot 10^{-4}} = T_z^2 + 9698 T_z - 2966 \cdot 10^4 = 0.$$

$$T_z = -4849 + \sqrt{4849^2 + 29{,}66 \cdot 10^6} = -4819 + 7290 = 2441°.$$

Ввиду того, что $T_z > 2100°$ при полном сгорании, повторим расчет для теплоемкостей, имеющих место в пределах $T = 2000 \div 3000°$ абс.

Двухатомные газы:

$$(\mu c_p)_m = 6{,}59 + 5{,}167 \cdot 10^{-4} T;$$

$$CO_2 (\mu c_p)_m = 10{,}16 + 7{,}333 \cdot 10^{-4} T;$$

$$H_2O (\mu c_p)_m = 5{,}28 + 21{,}65 \cdot 10^{-4} T.$$

Средняя теплоемкость M_2 *mol* после сгорания:

для N_2 $0{,}388 \cdot (6{,}59 + 5{,}167 \cdot 10^{-4} T) = 2{,}555 + 2{,}006 \cdot 10^{-4} T$;

для CO_2 $0{,}0712 \cdot (10{,}16 + 7{,}333 \cdot 10^{-4} T) = 0{,}723 + 0{,}522 \cdot 10^{-4} T$;

для H_2O $0{,}0725 \cdot (5{,}28 + 27{,}65 \cdot 10^{-4} T) = 0{,}3825 + 1{,}57 \cdot 10^{-4} T$.

Всего $A_2 + B_2 T = 3{,}661 + 4{,}098 \cdot 10^{-4} T$.

Температура сгорания:

$$T_z^2 + \frac{3{,}661}{4{,}098} \cdot 10^4 \cdot T_z - \frac{11\,375 \cdot 10^4}{4{,}098} = T_z^2 + 8936 \cdot T_z - 2775 \cdot 10^4 = 0.$$

$$T_z = -4468 + \sqrt{4468^2 + 27{,}75 \cdot 10^6} = -4468 + 6910 = 2442°.$$

Разница, как видно, ничтожная (2442°—2441°=1°). Желая получить при наконечнике (сопле) № 1 в выходном сечении скорость около критической, получаем приближенное значение начального давления, p_z при адиабатическом расширении $k = 1{,}3$

$$\frac{p_0}{p_z} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}} = \left(\frac{2}{2{,}3}\right)^{0{,}3} = \beta.$$

$$\lg \beta = \frac{1{,}3}{0{,}3} \cdot \lg \frac{2}{2{,}3} = \frac{1{,}3}{0{,}3} \cdot \lg 0{,}8696 = -\frac{1{,}3}{0{,}3} \cdot 0{,}06068 =$$

$$= -0{,}2629 = \bar{1}{,}7371 = \lg 0{,}5459;$$

$$p_z \cong p_0 : 0{,}546.$$

Температура T_0 у выходного сечения приблизительно при адиабатическом расширении:

$$T_0 = T_z \beta^{\frac{k-1}{k}} = T_z \frac{2}{k+1} = 2442 \cdot \frac{2}{2{,}3} = 2123°.$$

Средняя температура газов в наконечнике:

$$T_{ср} = \frac{T_0 + T_z}{2} = \frac{2442 + 2123}{2} = 2283°.$$

Показатель степени адиабаты:

$$k = \frac{c_p}{c_v} = 1 + \frac{AR}{\mu c_v}.$$

$$\mu c_p = \frac{1}{M_2}(A_2 + 2B_2T) = \frac{3,661}{0,5317} + \frac{2 \cdot 4,098}{0,5317} \cdot 10^{-4}T =$$

$$= 6,888 + 15,42 \cdot 10^{-4}T.$$

$$k = 1 + \frac{1,985}{4,903 + 15,42 \cdot 10^{-4}T} = 1 + \frac{1,985}{4,903 + 15,42 \cdot 0,2283} = 1,236.$$

Вторичной подстановкой получаем:

$$T_0 = 2442 \cdot \frac{2}{2,236} = 2184°; \quad T_{ср} = \frac{2442 + 2184}{2} = 2313°;$$

$$k = 1 + \frac{1,985}{4,903 + 15,42 \cdot 0,2313} = 1,235.$$

Отсюда окончательно: $\beta^{\frac{k-1}{k}} = \frac{2}{2,235} = 0,895;$

$$T_0 = 2442 \cdot 0,895 = 2185°;$$

$$\lg \beta = \frac{1,235}{0,235} \cdot \lg 0,895 = -\frac{1,235}{0,235} \cdot 0,04818 = \bar{1},7469 = \lg 0,5583;$$

$$\beta = 0,5583.$$

Начальное давление при адиабатическом расширении, точно:

$$p_z = \frac{p_0}{\beta} = \frac{1,033}{0,5583} = 1,855 \approx 1,86 \ кг/см^2.$$

Термический к. п. д. при постоянных теплоемкостях:

$$\eta_t = 1 - \frac{T_0}{T_z} = 1 - 0,895 = 0,105.$$

То же самое, предполагая переменные теплоемкости:

$$\eta_t = \frac{(\mu c_{pz})_m T_z - (\mu c_{p0})_m T_0}{(\mu c_{pz})_m T_z} = 1 - \frac{(\mu c_{p0})_m T_0}{(\mu c_{pz})_m T_z};$$

$$(\mu c_p)_m = 6,888 + 7.71 \cdot 10^{-4}T;$$

$$(\mu c_{pz})_m = 6,888 + 7,71 \cdot 0.2442 = 8,771;$$

$$(\mu c_{p0})_m = 6,888 + 7,71 \cdot 0.2185 = 8,575;$$

$$\eta_t = 1 - \frac{8,575}{8,771} \cdot 0,895 = 1 - 0,979 \cdot 0,895 = 1 - 0,875 = 0,125.$$

Теоретическая скорость истечения:

$$w_1 = \sqrt{2g\frac{k}{k+1}p_z V_z};$$

при этом средний молекулярный вес продуктов сгорания:

$$\mu_2 = \frac{14,2+1}{M_2} = \frac{15,2}{0,5317} = 28,59.$$

Газовая постоянная продуктов сгорания:

$$R_2 = \frac{848}{28,59} = 2967 \ кгм.$$

Удельный объем продуктов сгорания при давлении

$p_z = 1,86 \ кг/см^2$ и $T_z = 2442°$ абс:

$$V_z = \frac{R_z T_z}{p_z} = \frac{29,67 \cdot 2442}{1,86 \cdot 10^4} = 3,90 \ м^3/кг.$$

Тогда теоретическая скорость истечения равна:

$$w_1 = \sqrt{2 \cdot 9,81 \cdot \frac{1,235}{2,235} \cdot 29,67 \cdot 2442} = \sqrt{78,7 \cdot 10^4} = 887 \ м/сек.$$

Практическая скорость истечения, считая, что 5% от скорости или 10% от кинетической энергии теряется от трения в насадке:

$$w = \varphi w_1, \ \varphi = 0,95, \ w = 0,95 \cdot 887 = 843 \ м/сек.$$

Осевое давление ракетного двигателя:

$$P_a = \frac{G}{g}; \quad w = \frac{1,691}{9,81} 843 = 145,2 \ г.$$

Мощности N при разных скоростях «c» передвижения:

$$N = \frac{P_a c}{75} = \frac{0,1452c}{75} = \frac{1,935c}{1000} \ л. с.$$

Скорость c $м/сек$	3,89	13,9	27,8	55,6	843
Скорость c $км/час$	14	50	100	200	3030
Мощность N $л. с.$	0,0075	0,027	0,054	0,107	1,63
Механический кажущийся к. п. д. $\eta_к$	0,0094	0,033	0,066	0,132	2,0
Общий к. п. д. $\eta_{общ}$	0,00104	0,0037	0,0074	0,0149	0,226

Механический кажущийся коэффициент полезного действия, отнесенный к кинетической энергии относительного движения газов:

$$\eta_к = \frac{N}{N_{отн}}; \quad N_{отн} = \frac{sw^2}{75 \cdot 2g};$$

$$\eta_к = \frac{Gws}{75g}; \quad \frac{Gw^2}{75 \cdot 2g} = \frac{2c}{w}.$$

Общий коэффициент полезного действия:

$$\eta_{общ} = \eta_t \cdot \eta_к \cdot \varphi^2.$$

Коэффициент $\eta_к$ только при малых скоростях передвижения является действительным коэффициентом полезного действия, так как при больших скоростях передвижения часть кинетической энергии горючего, получившего при взлете скорость передвижения c, превращается в полезную работу.

Для опытов по определению температуры трубки (камеры) сгорания и наконечника (сопла) конструкция годится. Для практических целей же требуется:

1) увеличивать начальное давление воздуха;

2) устроить приспособление для притягивания наружного воздуха для уменьшения средней выходной скорости;

3) увеличивать расход горючего в единицу времени. Для быстролетающих ракет достаточно применение п. 1; для передвижения на земле, по воде, снегу или льду и при полетах на аэропланных моделях — пп. 1 и 2, для достижения больших мощностей — также и п. 3.

Данная опытная конструкция без изменений годится также для распыливания и сжигания расплавленных сплавов металлов (например, электрона) в струе продуктов сгорания при избыточном воздухе, так как температура выходящих газов весьма большая.

Наконечник (сопло) опытного ракетного двигателя ОР-1

Наконечник (сопло) охлаждается трубкою для подогрева бензина и теплота от него отводится еще лучеиспусканием и теплопроводностью воздуха.

Количество теплоты, потребное на подогрев бензина, принимая удельную теплоту, как для керосина равной $c=0{,}50$ *кал/кг.град*; расход бензина: $Q=400$ *г/час*, и вычисляя температуру подогрева бензина, равную приблизительно температуре насыщенных паров под давлением в баке для бензина по формуле:

$$\ln p_1 = \ln p_2 - \frac{\mu r}{2} \frac{(T_2 - T_1)^*}{T_2 T_1}.$$

Здесь p_1 и T_1 — искомые давления и температура;

* (См. Бриллинг, Исследование авиамоторных топлив, 1922 г.).

p_2 и T_2 — начальные давление и температура;
r — скрытая теплота испарения;
μ — кажущийся молекулярный вес топлива;

$$\mu = 107; \quad r = 74; \quad p_2 = \frac{100}{735{,}5} = 0{,}136 \text{ атм}; \quad T_2 = 273 + 51 = 324^\circ.$$

При давлении в трубке (камере) сгорания, равном $p_z = 1{,}86$ *атм* и при $p_{изб} = 2$ *атм* имеем:

$$p_1 = p_z + p_{изб} = 3{,}86 \text{ ат}.$$

Тогда получаем:

$$\frac{2}{\mu r} \ln \frac{p_2}{p_1} = \frac{T_2 - T_1}{T_2 T_1}; \quad T_2 - T_1 = \left(\frac{2T_2}{\mu r} \ln \frac{p_2}{p_1}\right) T_1;$$

$$T_1 = \frac{T_2}{\frac{2T_2}{\mu r} \ln \frac{p_2}{p_1} + 1} = \frac{T_2}{\frac{4{,}605 T_2}{\mu r} \lg \frac{p_2}{p_1} + 1},$$

а у нас

$$T_1 = \frac{324}{1 - \frac{4{,}605 \cdot 324}{107 \cdot 74} \lg \frac{3{,}86}{0{,}136}} = \frac{324}{1 - 0{,}1885 \cdot 1{,}454} = \frac{324}{0{,}726} = 446^\circ \text{ абс.};$$

$$t_1 = 446^\circ - 273^\circ = 173^\circ \text{ C}.$$

Теплота, необходимая для подогрева бензина с $t_0 = 25^\circ$ C до $t_1 = 173^\circ$ в течение 1 часа

$$q_t = cQ(t_1 - t_0) = 0{,}50 \cdot 0{,}400 \cdot (173 - 25) = 29{,}6 \text{ кал/час}.$$

Теплота, необходимая для испарения бензина в течение 1 часа,

$$q_r = rQ = 74 \cdot 0{,}4 = 29{,}6 \text{ кал/час}.$$

Всего до полного испарения требуется:

$$q = q_t + q_r = 29{,}6 + 29{,}6 = 59{,}2 \text{ кал/час}.$$

Размер насадки (сопла):
начальный диаметр $d_4 = 2{,}2$ *см*;
конечный диаметр $d_5 = 0{,}40$ *см*;
угол наклона внутренней поверхности $\alpha = 10^\circ 31'$;

длина насадки $l = \frac{d_4 - d_5}{2} \operatorname{ctg} \alpha = \frac{2{,}2 - 0{,}4}{2} \operatorname{ctg} 10^\circ 31' = 4{,}85$ *см*.

Коэффициент теплопередачи стенкам от газов, приближенно принимая везде средние величины, именно:

Средняя температура газов в насадке:

$$T_{ср} = \frac{2442 + 2185}{2} = 2314^\circ\,C;$$

$$t = 2314^\circ - 273^\circ = 2041^\circ\,C.$$

Средняя скорость газов в насадке

$$W_{ср} = \frac{17{,}3 + 843}{2} = 430 \ м/сек.$$

Среднее давление газов в насадке

$$p_{ср} = \frac{1{,}86 + 1{,}0}{2} = 1{,}43 \ ат м.$$

Средний внутренний диаметр насадки (по обхвату)

$$d_{ср} = \frac{2{,}2 + 0{,}4}{2} = 1{,}3 \ см.$$

Поверхность насадки

$$F = \frac{\pi}{2}(2{,}2 + 0{,}4)\,4{,}85 = 19{,}81 \ см^2.$$

Отсюда получаем.
Коэффициент теплопроводности при температуре газов:

$$\lambda = 0{,}01894 \cdot (1 + 0{,}00228 \cdot 2041) = 0{,}1070 \ ккал/м.час^\circ C.$$

Удельный вес газов

$$\gamma = \frac{p}{RT} = \frac{1{,}43 \cdot 10^4}{29{,}67 \cdot 2314} = 0{,}208 \ кг/м^3.$$

Теплоемкость газов при постоянном давлении

$$b = \frac{\gamma}{\mu} \cdot (6{,}888 + 15{,}42 \cdot 10^{-4} T) = \frac{0{,}208}{28{,}59} \cdot (6{,}888 +$$

$$+ 15{,}42 \cdot 0{,}2314) = 0{,}0761 \ кал/м^3,$$

далее,

$$\lg d^{0{,}214} = 0{,}214 \lg 0{,}013 = -0{,}214 \cdot 1{,}886 = -0{,}404 = \lg 0{,}394;$$

$$d^{0{,}214} = 0{,}394.$$

Коэффициент теплопередачи от газов стенкам насадки:

$$\alpha_1 = 15{,}9 \frac{0{,}01894 \cdot (1 + 0{,}00228 \cdot \vartheta_1)}{0{,}394} \cdot \left(\frac{430 \cdot 0{,}0761}{0{,}107}\right)^{0{,}786} 0{,}786 \cdot \lg 306 =$$

$$= 0{,}786 \cdot 2{,}486 = 1{,}955 = \lg 90;$$

$$\alpha_1 = 68{,}8\,(1 + 0{,}00228 \cdot \vartheta_1).$$

Количество теплоты, прошедшей через стенки насадки в 1 час, принимая температуру стенок равной $t_1 = 173° = \vartheta_1$.

$$q_1 = \alpha_1 F (t - t_1) =$$

$$= 68{,}8 \cdot (1 + 0{,}00228 \cdot 173) \cdot 19{,}81 \cdot 10^{-4} \cdot (2041 - 173) = 355 \text{ кал/час}.$$

Видим, что количество тепла, потребное для подогрева и испарения бензина, равно лишь $\frac{59{,}2 \cdot 100}{355} = 16{,}7\%$ от общего количества тепла, проходящего через стенки.

Средняя температура стенки насадки, при которой излучается q_1 *кал/час*

$$q_1 = \frac{F\left[\left(\frac{\theta_1}{100}\right)^4 - \left(\frac{\theta_0}{100}\right)^4\right]}{\frac{1}{b_1} + \frac{1}{b_2} - \frac{1}{b}},$$

где $b = 4{,}61$ — коэффициент лучеиспускания абсолютно черного тела;

$b_1 = 4{,}40$ — коэффициент лучеиспускания для железа поверхность матовая, оксидированная;

$b_2 \approx 4{,}61$ — коэффициент лучеиспускания окружающей среды, если считать ее пустым пространством.

Принимая $\theta_0 = 288°$, получаем:

$$\left(\frac{\theta}{100}\right)^4 = \frac{q_1}{b_1 F} + \left(\frac{\theta_0}{100}\right)^4 = \frac{355 \cdot 10^4}{4{,}40 \cdot 19{,}81} + 2{,}88^4 = 40\,700 + 68 = 40\,770;$$

$$\theta = 1420°; \quad \vartheta = 1420 - 273 = 1147°.$$

Повторяя этот расчет, принимая $\vartheta_1 = 1147°$, получаем:

$$\frac{q_1}{F} = \alpha_1 (t - t_1) = 68{,}8 \cdot (1 + 0{,}00228 \cdot 1147) \cdot (2041 - 1147) =$$

$$= 68{,}8 \cdot 3{,}62 \cdot 894 = 222\,000 \text{ кал/час} \cdot м^2;$$

$$q_1 = 222\,000 \cdot \frac{19{,}81}{10^4} = 440 \text{ кал/час};$$

откуда

$$\left(\frac{\theta}{100}\right)^4 = \frac{222 \cdot 10^3}{4{,}40} + 70 = 50\,570; \quad \theta = 1500°;$$

$$\vartheta = 1500° - 273° = 1227°.$$

Температура при одном лишь лучеиспускании повысилась бы более, чем до $\vartheta = 1227°$ С.

Принимая во внимание также и теплэпередачу воздуха, имеем по опытам Валилера и Гинлейна для передачи от горизонтальной трубы неподвижному воздуху:

$$\alpha_2 = 1{,}02 \sqrt[4]{\frac{(\vartheta_2 - t_0)}{d}},$$

где d — диаметр трубы в *м*,

$$\sqrt[4]{0{,}013} = \sqrt{0{,}114} = 0{,}338;$$

$$\alpha_2 = \frac{1{,}02}{0{,}338} \sqrt[4]{\vartheta_2 - t_0} = 3{,}02 \sqrt[4]{\vartheta_2 - t_0}.$$

При

$$\vartheta_2 = \vartheta = 1227^\circ \text{ получаем:}$$

$$\alpha_2 = 3{,}02 \sqrt[4]{1227 - 15} = 3{,}02 \cdot 5{,}90 = 17{,}8,$$

и теплота, отводимая в 1 час с 1 $м^2$, равна:

$$\alpha_2 (\vartheta_2 - t_0) = 17{,}8 \cdot (1227 - 15) = 21\,600 \ кал/час.м^2,$$

что составляет приблизительно 0,1 от количества излучаемой теплоты. Наружная поверхность насадки несколько больше внутренней и равна:

$$F_a = \frac{\pi}{2} (2{,}71 + 0{,}63) \cdot 4{,}85 = 25{,}4 \ см^2.$$

Принимая во внимание все три рода охлаждения, получаем для определения температуры стенки:

$$q = 68{,}8 (1 + 0{,}00228\vartheta) F (t - \vartheta) =$$

$$= q_\delta + F_0 b_1 \left[\left(\frac{\vartheta + 273}{100} \right)^4 - \left(\frac{\theta_0}{100} \right)^4 \right] + 3{,}02 \sqrt[4]{\vartheta - t_0} F_a (\vartheta - t_0).$$

$$q_1 = 68{,}8 \cdot 19{,}81 \cdot 10^{-4} \cdot (2041 - \vartheta) \cdot (1 + 0{,}00228\vartheta) =$$

$$= 59{,}2 + 25{,}4 \cdot 10^{-4} \cdot 4{,}40 \cdot \left[\left(\frac{\vartheta + 273}{100} \right)^4 - 70 \right] +$$

$$+ 25{,}4 \cdot 10^{-4} \cdot 3{,}02 \cdot \sqrt[4]{\vartheta - 15} \cdot (\vartheta - 15);$$

$$q_1 = 0{,}1362 (2041 - \vartheta) (1 + 0{,}00228\vartheta) =$$

$$= 59{,}2 + 0{,}01118 \cdot \left[\left(\frac{\vartheta + 273}{100} \right)^4 - 70 \right] +$$

$$+ 0{,}00766 \cdot \sqrt[4]{\vartheta - 15} (\vartheta - 15) = q_\delta + q_{изл} + q_{пр}.$$

Таблица 1

Определение температуры стенок насадки

Температура стенок $\vartheta°$ C	900	1000	1100	1200	800	700
$2041-\vartheta$	1141	1041	941	841	1241	1341
$1+0{,}00228\vartheta$	3,05	3,28	3,51	3,74	2,825	2,596
q_1 *кал/час*	474	465	451	429	479	475
$\vartheta+273$	1173	1273	1373	1473	1073	973
$\left(\frac{\vartheta+273}{100}\right)^4-70$	19 800	26 100	35 200	46 800	13 130	8900
$q_{изл}$	221	292	394	523	146,9	99,5
$\vartheta-15$	885	985	1085	1185	785	685
$\sqrt[4]{\vartheta-15}$	5,46	5,60	5,75	5,88	5,30	5,13
$q_{пр}$	37	42	48	53	31,9	26,9
$59{,}2+q_{изл}+q_{пр}$	317	393	501	635	238	185,6
$3(q_{изл}+q_{пр})$	774	1602	1326	1728	536,4	379,2

Искомая температура равна $\vartheta_x=1065°$ C.

Количество теплоты, проходящей при этом через стенки в час, равно $q_1=456$ *кал/час* или $\frac{156\cdot100}{4160}\approx11\%$ от общего количества тепла (фиг. 1). Если же подогрев бензина получить излучением, а не непосредственно прикосновением к насадке, то температура стенок увеличивается до $\vartheta_x=1085°$.

Уменьшение температуры можно получить разными способами.

1) Можно приделать ребра, увеличивающие поверхности излучения и теплоотдачу воздуху.

2) Можно от трубопровода высокого давления устроить воздушное охлаждение потоком сжатого воздуха, ускоряющегося так же, как и сгоревшие газы, для этой цели можно устранить наружный конический кожух над насадкою, и внутреннюю насадку снабжать щелями для уравновешивания давлений.

3) Можно устроить воздушное охлаждение сжатым воздухом, идущим затем в трубку сгорания для сжигания топлива.

4) Можно устроить наружное сопло, в которое втягивается атмосферный воздух для охлаждения насадки.

5) Можно, увеличивая действие ракеты, втягивать наружный воздух в пространство низкого давления, до одинаковых скоростей воздуха и продуктов сгорания, а в дальнейшем увеличивать опять давление («прямой и обратный конус Цандера»).

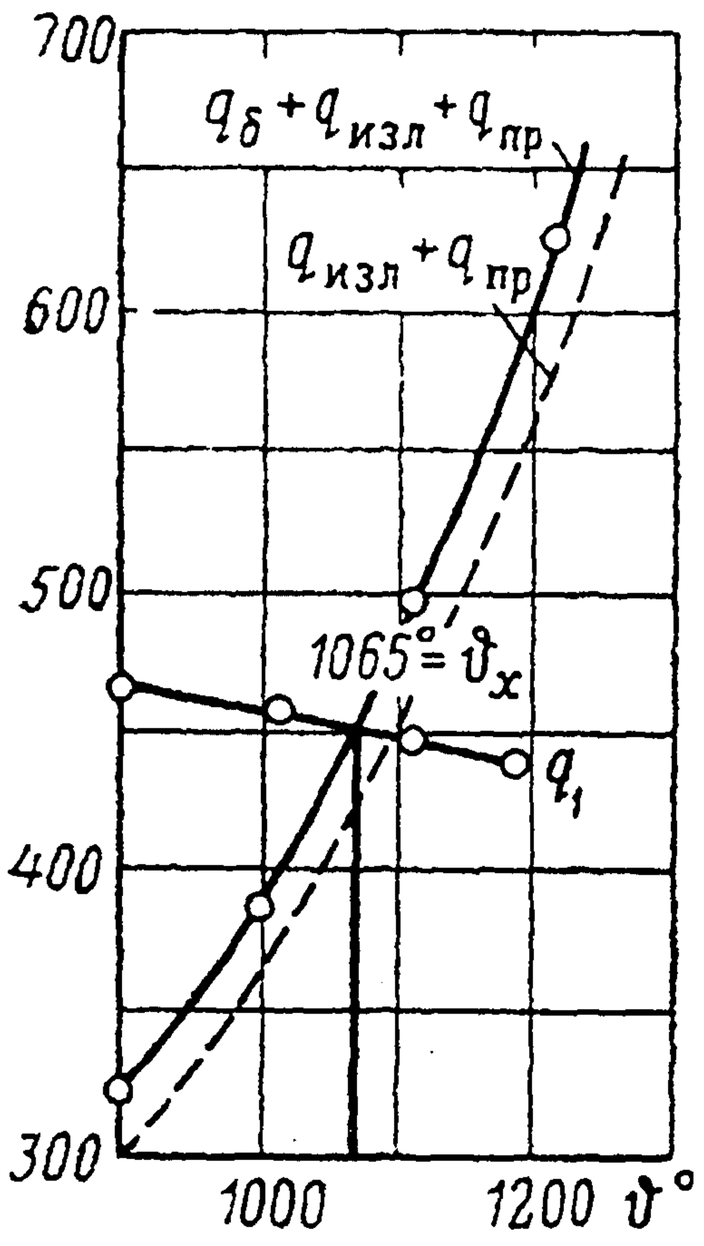
6) Можно устроить охлаждение жидким металлом или расплавленной солью и бак для металла снабжать ребрами для охлаждения (атмосферным воздухом).

7) Можно устроить водяное охлаждение с образованием водяного пара, могущего в дальнейшем служить для сжигания магния.

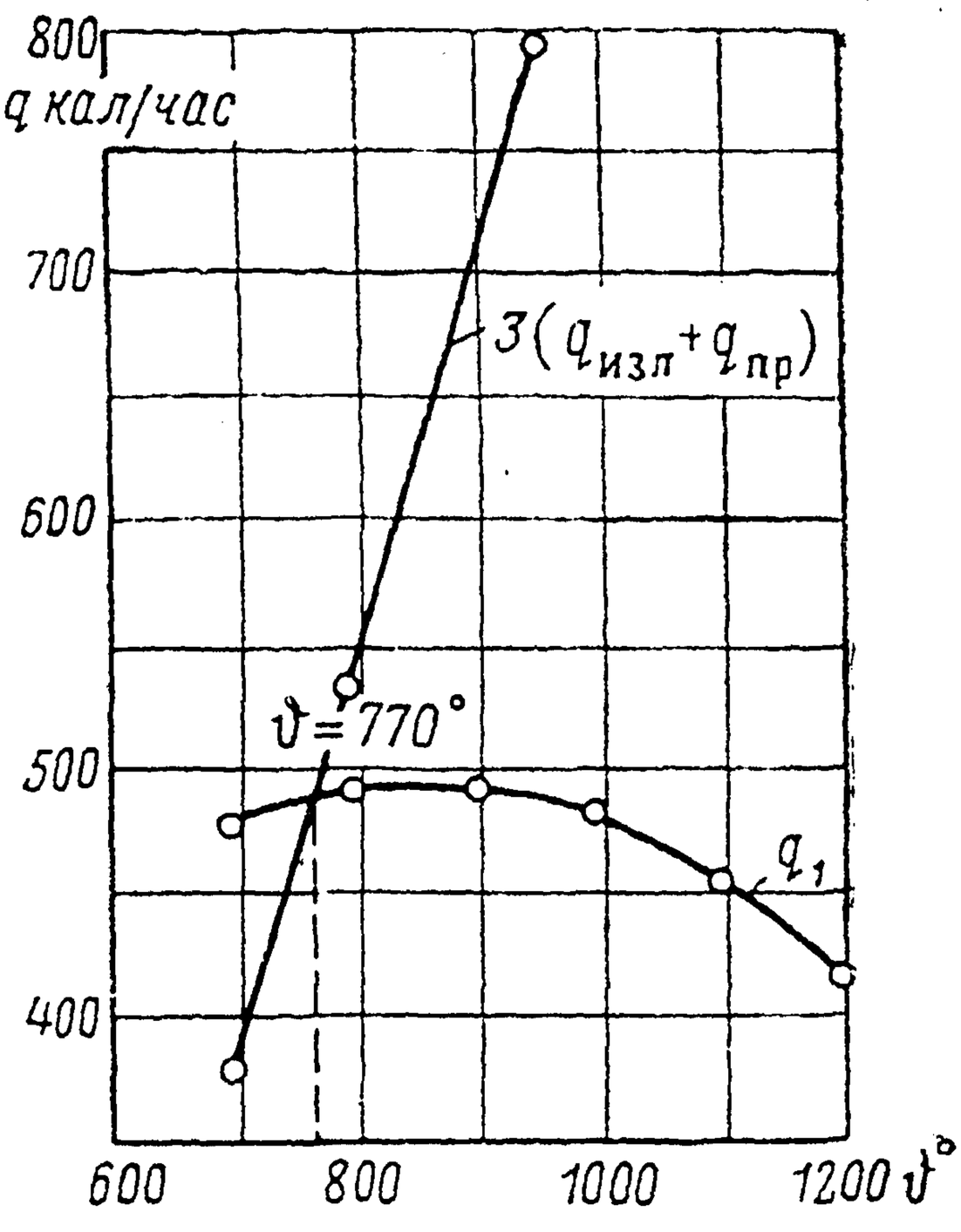
8) Можно при испытании уменьшить:

а) начальное давление,

б) количество горючего,



Фиг. 1. Расход тепла через стенки (без ребер).



Фиг. 2. Расход тепла при наличии ребер, увеличивающих поверхность теплообмена в три раза.

в) отношение количества горючего к количеству воздуха или наоборот.

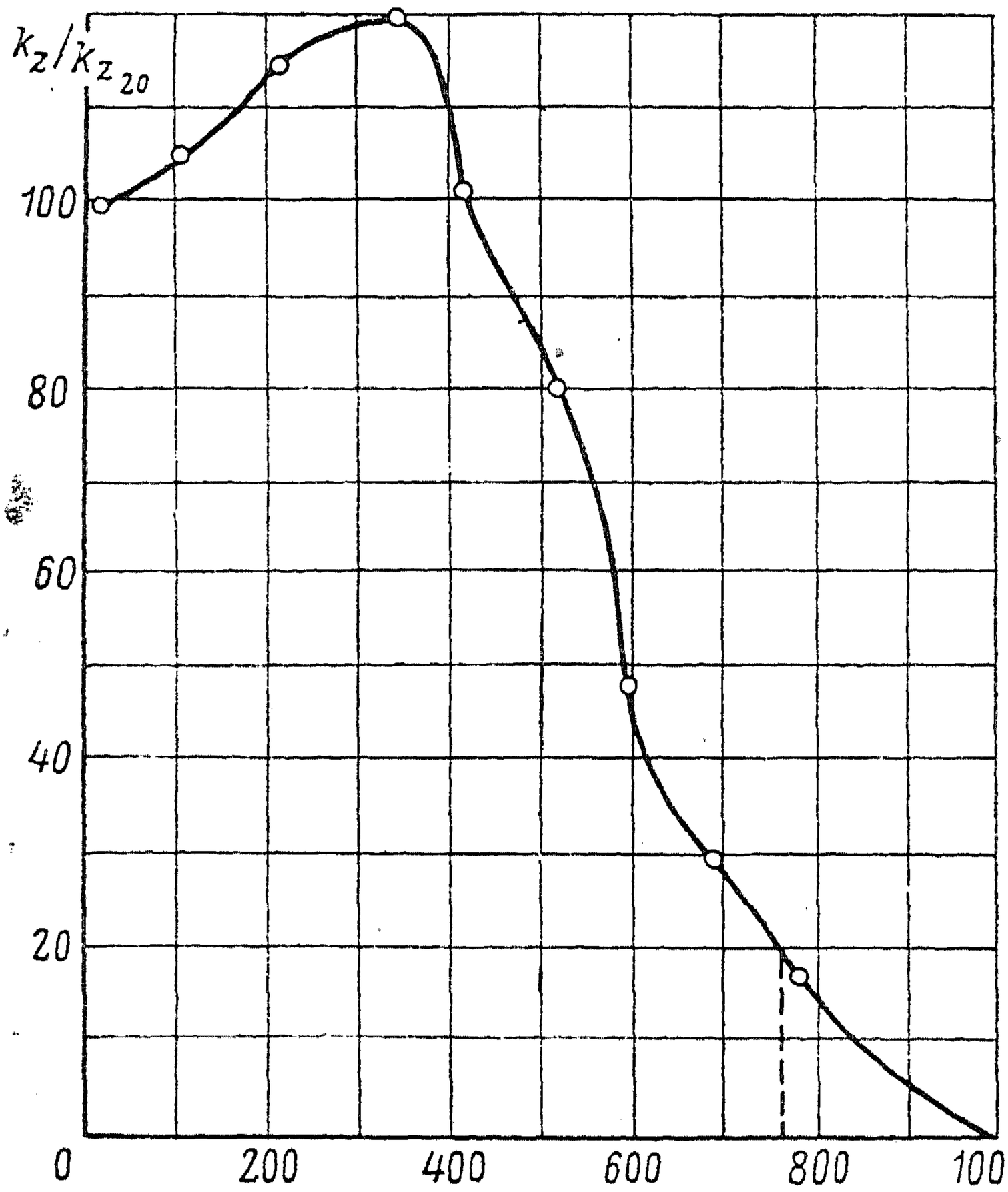
9) Можно делать насадку с весьма толстыми стенками для увеличения поверхности охлаждения, распределения одинаковой температуры вдоль всей насадки для того, чтобы уменьшить напряжения от внутреннего давления.

На фиг. 2 изображены кривые теплоты q_1, которую необходимо отвести и $3(q_{изл}+q_{пр})$, отводимой излучением и конвекцией, при устройстве ребер, увеличивающих в 3 раза поверхность охлаждения;

из графика видим, что температура стенок равна при этом $\vartheta = 770°$. Крепость сварочного железа по Хютте (XI изд., стр. 537), составляет в % от сопротивления K_{z20} при $t = +20°$ C.

Таблица 2

t	100	200	300	400	500	600	700	800
$K_z : K_{z20}$	104	112	116	96	76	42	25	15



Фиг. 3. Крепость сварочного железа при различных температурах по отношению к крепости при 20° С.

Принимая $K_{z20}=3300$ *кг/см²*, получаем $K_{z770}=0{,}18\cdot 3300=$ $=596$ *кг/см²*. Необходимая толщина стенок насадки у входа, при $d_4=2{,}2$ *см* и $\sigma_z=60$ *кг/см²* равна

$$\delta=\frac{pd}{2\sigma_z}=\frac{(1{,}86-1)\cdot 2{,}2}{2\cdot 60}=0{,}016 \text{ см}.$$

Принимаем:

$$\delta=\frac{27{,}1-22{,}0}{2}=2{,}55 \text{ кг/см},$$

причем

$$\sigma_z=60\cdot\frac{0{,}0158}{0{,}255}=3{,}7 \text{ кг/см}^2.$$

Напряжение у выходного диаметра равно нулю, так как избыточное давление равно нулю.

Если же считать избыточное давление равным $p=0{,}86$ *ат*, то напряжение при выходном диаметре, равном $d_5=4$ *мм*,

$$\delta=\frac{0{,}63-0{,}4}{2}=0{,}115 \text{ см};$$

$$\sigma_z=\frac{0{,}86\cdot 0{,}4}{2\cdot 0{,}115}=1{,}5 \text{ кг/см}^2.$$

К этим напряжениям необходимо прибавить напряжения от температурных влияний.

Разница между наружной и внутренней температурами получается из:

$$\frac{q_1}{F}=\frac{\lambda}{\delta}(\vartheta_1-\vartheta_2) \quad \text{или} \quad \vartheta_1-\vartheta_2=\frac{q_1\delta}{F\lambda}.$$

Здесь

$$q_1=478 \text{ кал/час}, \quad F\approx\frac{25{,}4+19{,}8}{2}=22{,}6 \text{ см}^2,$$

$\lambda\approx 33$ для стали.

Тогда разность температур у входа в насадку:

$$\vartheta_1-\vartheta_2=\frac{478\cdot 10^4\cdot 0{,}255}{22{,}6\cdot 33\cdot 100}=16{,}3^\circ\text{ C},$$

а у выхода из насадки

$$\vartheta_1-\vartheta_2=\frac{478\cdot 10^4\cdot 0{,}115}{22{,}6\cdot 33\cdot 100}=7{,}35^\circ\text{ C}.$$

Напряжение от неравномерного расширения равно:

$$\sigma_t=E\varepsilon=E\frac{\Delta d}{d}=E\beta\left(\frac{\vartheta_1-\vartheta_2}{2}\right)=\frac{E\beta}{2}\frac{q_1\delta}{F\lambda}.$$

Принимая для стали: $E=2{,}2\cdot 10^6$ *кг/см*^{2}; $\beta=11\cdot 10^{-6}$ получаем: у входа в насадку;

$$\sigma_t=2{,}2\cdot 10^6\cdot 11\cdot 10^{-6}\cdot\frac{16{,}3}{2}=197 \text{ кг/см}^2;$$

$$\frac{1}{s}=\frac{\sigma_t+\sigma_z}{k_z}=\frac{197+3{,}7}{596}\approx\frac{1}{3};$$

а у выхода из насадки:

$$\sigma_t = \frac{2{,}2 \cdot 11}{2} \cdot 7{,}35 = 89 \ кг/см^2,$$

$$\frac{1}{s} = \frac{\sigma_t + \sigma_z}{k_z} = \frac{89 + 1{,}5}{596} = \frac{1}{6{,}6}.$$

Отсюда видим, что у входа в насадку уменьшение толщины δ дает еще уменьшение напряжения, но ребра, у которых наружная часть холоднее, изменят напряжения.

Точный расчет для разных мест насадки и разных температур стенок позволит получить более точные данные.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ТОПЛИВА В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ[1]

ОТ РЕДАКЦИИ

В исследованиях Ф. А. Цандера по ракетным двигателям и применению их для космических полетов мысль об использовании металла в виде топлива, высказанная им впервые еще в 1909 г., проходит на протяжении всей его многолетней деятельности в этой области.

Смысл применения металлического топлива для ракетных двигателей по идее Цандера состоит в том, что это топливо может быть использовано, во-первых, для увеличения скорости истечения продуктов сгорания жидкого топлива путем сжигания последнего совместно с металлами, обладающими большой теплопроизводительностью, например, с алюминием, магнием, литием, бериллием и др. в виде коллоидного раствора металла в жидком топливе; во-вторых, для увеличения весового содержания горючего в ракете по отношению к конечному весу ракеты путем использования металлических частей конструкции ракеты в качестве топлива, после того как надобность в них отпадает как для дальнейшего полета, так и для посадки.

Идея использования частей конструкции ракеты в качестве топлива является чрезвычайно важной, если принять во внимание, что при современных топливах, дающих ограниченную скорость истечения продуктов сгорания, обусловленную сравнительно небольшой теплопроизводительностью топлив, достижение больших высот даже в пределах атмосферы требует настолько большого относительного запаса топлива, что практическое осуществление такой ракеты становится невозможным.

Таким образом эта идея Цандера представляет собой оригинальное решение задачи о возможности осуществления ракет, в которых общее количество горючего может доходить до 90% от начального веса ракеты, что позволяет осуществить полеты на недосягаемые в настоящее время высоты.

В составных ракетах, в которых освобождаемые от работы части ракеты сбрасываются, отношение начальной массы к конеч-

---

[1] Эта статья Цандера была подготовлена к печати в сборнике «Ракетная техника», 1936, № 1 Л. С. Душкиным. В настоящем издании предисловие Л. С. Душкина и статья печатаются без изменений. *Прим. ред.*

ной также может быть сделано бо́льшим. Однако составные ракеты далеко уступают ракетам, сжигающим части конструкции, так как в последних запас энергии при одном и том же начальном весе благодаря дополнительному сжиганию металла значительно больше, чем в составных ракетах.

Цандер придавал огромное значение ракетам, использующим части конструкции в качестве горючего, и считал, что они будут первыми аппаратами, которым удастся преодолеть притяжение Земли и улететь в мировое пространство.

Но проблема металлического топлива не должна рассматриваться только с точки зрения космической ракеты. Необходимость изыскания для высотных ракет наиболее эффективного топлива ясна и много раз подчеркивалась в технической литературе по ракетной технике.

Применение высококалорийных металлов как одной из составных частей горючего является общей проблемой ракетной техники. Неудивительно поэтому, что, несмотря на огромную трудность технического применения металлического топлива, Ф. А. Цандер с первых же дней, как только представилась возможность практической работы над ракетами на жидком топливе, занялся этим вопросом.

Неожиданная смерть Цандера 28 марта 1933 г. не дала возможности развернуться в полном объеме его большому таланту и обогатить ракетную технику новыми идеями.

Печатаемая статья Ф. А. Цандера в его рукописи носит название «Реактивные двигатели, работающие материалами, дающими не только летучие, но и твердые продукты сгорания» и является одной из многочисленных его работ в области реактивного движения. В этой работе он рассматривает влияние твердых продуктов сгорания в смеси с газообразными на характер изменения реактивной силы.

В своих рассуждениях Цандер задается целью получить грубую оценку возможных результатов, поэтому выводы формул носят приближенный характер и не учитывают ряд факторов, которые, впрочем, не могут изменить качественной стороны этих результатов.

В других рукописях Ф. А. Цандера имеются ссылки на выполненные им более точные исследования, которые, к сожалению, до сих пор не найдены.

Статья печатается без существенных изменений; внесены некоторые стилистические исправления, а также произведена замена некоторых малоупотребительных обозначений.

ВВЕДЕНИЕ

Рассмотрим реактивные двигатели, в которых при нормальной работе часть продуктов сгорания выделяется в твердом или капельно-жидком состоянии. К этим реактивным двигателям можно

отнести все пороховые [1] и фейерверочные ракеты: к ним же относятся ракетные двигатели, которые, по мнению автора, будут, вероятно, первыми, при помощи которых удастся вполне отделиться от земного шара и улететь в космическое пространство, благодаря тому что в них часть конструкции может быть использована как дополнительное горючее для ракеты.

В качестве материала для изготовления ракетного двигателя и связанных с ним частей могут быть применены легкие металлы и их сплавы: алюминий, магний, бериллий, литий, а также ряд других элементов, которые могут быть употреблены затем в качестве горючего.

При сгорании металлов (в кислороде, который берется с собой) на 1 *кг* продуктов сгорания выделяется громадное количество тепла, значительно превосходящее то, которое получается при горении водорода в кислороде (см. таблицу).

Теплотворная способность некоторых металлов по сравнению с теплотворной способностью водорода и бензина

Горючее	Теплотворная способность смеси *кал/кг*	Теоретическая скорость истечения *м/сек*
Литий	4780	6330
Алюминий	3700	5560
Бериллий	5430	6750
Магний	3600	5500
Водород	3240	5170
Бензин	2350	4430

Примечание. Теплотворные способности металлов взяты по Landolt.

Если в ракете сжигать какое-либо вещество, дающее твердые продукты сгорания, совместно с веществами, дающими летучие (газообразные) продукты сгорания [2], то образующийся «дым», ускоряясь по мере приближения к выходному отверстию ракеты, будет принимать все более и более неоднородное строение, вследствие того что твердые продукты сгорания будут увлекаться газообразными лишь до некоторой степени даже при весьма малых

---

[1] Здесь речь идет об обычных ракетах на черном порохе.

[2] Необходимость сжигания веществ, дающих твердые продукты сгорания, совместно с другими, дающими газообразные продукты сгорания, обусловливается тем, что твердые продукты сгорания не обладают молекулярными скоростями, как газы, поэтому они не способны давать реактивную силу. Газообразные продукты сгорания, вылетая из сопла ракеты, будут уносить с собой и твердые частицы. *Прим. Л. С. Душкина.*

величинах твердых частиц из-за наличия громадных ускорений, имеющих место в сопле. Но ввиду того что разность скоростей твердых и газообразных продуктов сгорания велика, теплота от твердых частиц будет быстро передаваться газообразным, и «дым» будет иметь почти однородную температуру.

В общем молекулярный вес твердых частиц будет значительно превышать молекулярный вес газообразных, и, ввиду того что молекулярная теплоемкость одинаково построенных соединений приблизительно постоянная величина, теплосодержание твердых частиц будет составлять, как правило, лишь малую долю от теплоемкости газов. Поэтому почти вся теплота перейдет от твердых частиц к газообразным еще в камере сгорания и температура газов вследствие этого сильно увеличится. Таким образом, применение материалов, дающих твердые продукты сгорания, даст благоприятные результаты, в особенности если принять во внимание, что наши ракеты пока еще не в состоянии взять с собой достаточного количества жидкого горючего, необходимого для полного отделения ракеты от земного шара.

Приближенное определение реактивной силы, получаемой от двигателя, из сопла которого извергаются одновременно частицы с двумя существенно отличающимися скоростями

Молекулы газов в различные моменты времени движутся не только в камере сгорания, но и в сопле ракеты с весьма различными скоростями. Скорость истечения представляет лишь среднюю величину скоростей молекул, и, только в том случае когда конечное давление весьма мало по отношению к начальному, относительное движение отдельных молекул делается вследствие падения температуры столь малым по сравнению со скоростью истечения, что можно говорить о более или менее одинаковой скорости движения всех молекул.

Если вылетающие частицы разнородны, то полного выравнивания скоростей вообще не может быть, и при неупругих ударах, происходящих между молекулами газа и частицами твердых или жидких продуктов сгорания, часть энергии всегда превращается в теплоту.

То же самое, но в значительно меньшей степени должно происходить и в том случае, когда газ, вырывающийся из сопла, состоит из газов с весьма различными атомными весами. Как увидим ниже, неодинаковость скоростей движения частиц влечет за собой уменьшение реактивной силы при данной кинетической энергии всех частиц. Некоторое уменьшение реактивной силы, в особенности при малых избыточных давлениях в пространстве сгорания, замечается также и при однородном газе, ввиду того что импульс силы за единицу времени равен произведению массы одной молекулы на арифметическую сумму всех скоростей молекул, а кинети-

ческая энергия всех взятых вместе молекул, по которой вычисляется средняя скорость истечения, равна произведению массы половины молекулы на сумму квадратов всех скоростей молекул.

Исследуем вопрос о двух материальных системах, частицы которых вылетают с неодинаковыми средними скоростями.

Примем обозначения:

g — ускорение силы тяжести на поверхности земли;

m_1 и m_2 — массы частиц первой и второй среды (газов и твердых частиц), вылетающих из сопла в единицу времени;

G_1 и G_2 — соответствующие веса;

w_1 и w_2 — скорости этих частиц у выхода из сопла;

E_1 и E_2 — кинетическая энергия масс m_1 и m_2 у выхода из сопла;

$E_0 = E_1 + E_2$ — сумма энергий E_1 и E_2;

w_3 — общая скорость масс m_1 и m_2 после выравнивания скоростей и в том предположении, что при ударе не меняется количество движения и выделяется теплота;

E' — кинетическая энергия всей массы m_1 и m_2, вылетающей из сопла со скоростью w_3;

Δt — приближенное повышение температуры обеих систем, получаемое вследствие выделения тепла при выравнивании скоростей;

P — реактивная сила (предполагается, что m_1 и m_2 — секундные расходы);

$A = \frac{1}{427}$ — механический эквивалент тепла;

w_4 — общая скорость масс m_1 и m_2 после выравнивания скоростей для случая, когда вся теплота, развившаяся при постепенном выравнивании скоростей у выхода сопла, превращена в кинетическую энергию;

H_1 и H_2 — теплотворные способности материальных систем в калориях на 1 *кг* продуктов сгорания соответственной системы;

P_{max} — максимальная реактивная сила, которая может получиться только при полном использовании всего теплового эффекта и при равенстве скоростей w_1 и w_2;

P_{min} — реактивная сила, которая может получиться для одного частного значения $q = w_2/w_1$ (далее будут указаны условия, при которых реактивная сила имеет наименьшее значение);

c_1 и c_2 — величины удельной теплоты обеих систем при процессе выравнивания скоростей.

Мы можем для кинетической энергии движения относительно ракетного двигателя написать:

$$E_1 = \frac{m_1 w_1^2}{2} \tag{1}$$

и

$$E_2 = \frac{m_2 w_2^2}{2}. \tag{2}$$

Следовательно[1],

$$E_0 = E_1 + E_2 = \frac{m_1 w_1^2 + m_2 w_2^2}{2}. \tag{3}$$

Предположим, что более быстро летающие частицы увлекают медленно летающие таким образом, что при этом происходит только удар между частицами, а давление на стенки сопла не меняется. Это явление связано с потерей энергии движения частиц по направлению к выходу сопла, но одновременно с этим получается еще движение частиц во все стороны, т. е. образуется некоторое количество тепла.

В данном случае имеем некоторую аналогию с неупругим ударом двух шаров. Поэтому скорость, которую примут частицы, будет наименьшей, которую можно ожидать.

Общее количество движения до выравнивания скоростей равно $m_1 w_1 + m_2 w_2$, а после него $(m_1 + m_2) w_3$.

Отсюда получаем

$$w_3 = \frac{m_1 w_1 + m_2 w_2}{m_1 + m_2}. \tag{4}$$

Кинетическая энергия всей массы после выравнивания скоростей равна

$$E' = (m_1 + m_2) \frac{w_3^2}{2}. \tag{5}$$

После подстановки значения w_3 из выражения (4) в выражение (5) получаем

$$E' = \frac{(m_1 w_1 + m_2 w_2)^2}{2 (m_1 + m_2)}. \tag{6}$$

Величина кинетической энергии, превращенной в теплоту, определяется по формуле

$$E_0 - E' = \frac{1}{2 (m_1 + m_2)} [(m_1 w_1^2 + m_2 w_2^2)(m_1 + m_2) - (m_1 w_1 + m_2 w_2)^2] = \frac{m_1 m_2 (w_2 - w_1)^2}{2 (m_1 + m_2)}. \tag{7}$$

---

[1] Формула (2) носит условный характер, так как в действительности окиси металлов не обладают кинетической энергией, как газы, поэтому смысл ее состоит в том, что она определяет запас тепловой энергии, содержащейся в металлическом топливе. *Прим. Л. С. Душкина.*

Вопрос о том, какое количество тепла передается каждой из материальных систем, остается открытым. Для случая двух газов можно было бы принимать, что оба газа нагреваются одинаково, но для рассматриваемого случая, а именно при наличии, кроме газовых молекул, еще относительно больших и очень горячих частиц окиси металла вернее принимать, что почти вся кинетическая энергия, освобождаемая в виде тепла, будет сосредоточена в газовых молекулах.

Ради общности пишем

$$m_1 c_1 \Delta t_1 + m_2 c_2 \Delta t_2 = (E_0 - E')\, A =$$

$$= \frac{A m_1 m_2}{2(m_1 + m_2)} (w_2 - w_1)^2,$$

откуда получаем

$$\Delta t_1 = \frac{A m_1 m_2 (w_2 - w_1)^2}{2(m_1 + m_2)\left(m_1 c_1 + m_2 c_2 \dfrac{\Delta t_2}{\Delta t_1}\right)}. \qquad (8)$$

При этом в каждом отдельном случае необходимо исследовать, какое изменение состояния газов происходило при выравнивании скоростей.

Вычисленная скорость w_3 представляет собой ту среднюю скорость движения продуктов сгорания, которой определяется величина реактивной силы струи. Действительно, по закону количества движения для промежутка времени, равного единице, получим

$$P = m_1 w_1 + m_2 w^2 = (m_1 + m_2)\, w_3. \qquad (4a)$$

Бóльшую среднюю скорость мы могли бы получить, если бы удалось превратить теплоту, соответствующую $E_0 - E'$, в кинетическую энергию при выравнивании скоростей. Но это возможно лишь в том случае, если скорости w_1 и w_3 будут получены не у выхода из сопла, а внутри сопла. В этом случае вся кинетическая энергия E превратилась бы в энергию скорости [1] однородной струи и тогда мы имели бы

$$\frac{(m_1 + m_2)\, w_4^2}{2} = E = \frac{m_1 w_1^2 + m^2 w_2^2}{2}$$

или

$$w_4 = \sqrt{\frac{m_1 w_1^2 + m^2 w_2^2}{m_1 + m_2}}. \qquad (9)$$

---

[1] В действительности такая скорость [формула (9)] не может быть достигнута, так как окислы металлов, не обладающие энергией движения, будут отдавать свою энергию в виде тепла газообразным продуктам сгорания и в то же время будут частично поглощать энергию движения газообразных частиц, когда последние будут сталкиваться с твердыми частицами. Эта потеря здесь не учтена. *Прим. Л. С. Душкина.*

Максимальная реактивная сила, которая при этом получится, равна

$$P_{\max} = (m_1 + m_2)\, w_4. \tag{10}$$

Подставляя сюда значение w_4 из выражения (9), получаем

$$P_{\max} = \sqrt{(m_1 w_1^2 + m_2 w_2^2)(m_1 + m_2)}. \tag{10a}$$

Для удобства введем еще следующие обозначения:

$$q_0 = \frac{w_2}{w_1}$$

и

$$p = \frac{m_2}{m_1}.$$

Обозначим, кроме того, силу реакции, получающуюся от массы, истекающей со скоростью w_1, через P_1; тогда

$$P_1 = m_1 w_1. \tag{11}$$

Вынося $m_1 w_1$ в формуле (10a) за знак радикала, получаем после подстановки g, p и P_1

$$P_{\max} = P_1 \sqrt{(1 + pq^2)(1 + p)}. \tag{10b}$$

Аналогичным путем получаем из формулы (4a) для фактической силы

$$P = P_1\, (1 + pq). \tag{4}$$

Деля выражение (4b) на выражение (10b), получаем важную формулу, дающую отношение фактической тяги, достигаемой при известном отставании частиц одной системы от материальных частиц другой системы, к теоретической силе реакции, которая имела бы место в случае, если бы скорости частиц сравнялись и вся теплота превратилась также в энергию истечения.

Эта формула имеет вид

$$\frac{P}{P_{\max}} = \frac{1 + pq}{\sqrt{(1 + pq^2)\,(1 + p)}}. \tag{12}$$

Исследуем эту формулу детальнее. Для

$$q = \frac{w_2}{w_1} = 1$$

находим

$$\frac{P}{P_{\max}} = 1,$$

т. е. если обе скорости одинаковы, то и фактическая сила равна максимальной, как это и должно быть.

Далее для

$$q = \frac{w_2}{w_1} = 0$$

получаем

$$\frac{P}{P_{max}} = \frac{1}{\sqrt{1+p}}. \qquad (13)$$

Эта формула дает величину фактической тяги для случая, когда скоростью частиц одной системы можно пренебречь ($w_2=0$) или когда одна система служит только для подогрева частиц другой системы. Из выражения (13) видим (помня, что $p=m_2/m_1$) довольно быстрое падение величины осевого давления P по отношению к величине максимального давления P_{max} для относительно малого количества твердых частиц. Для малого p имеем приближенно после разложения в ряд

$$\frac{P}{P_{max}} = 1 - 0{,}5p.$$

Для бо́льших значений p, как видно из выражения (13), для отношения P_{max}/P имеет место параболический закон. Сила P, будучи небольшой, убывает крайне медленно. Например, если масса подогревающего вещества в три раза превышает массу вылетающих частиц ($p=3$), то

$$\frac{P}{P_{max}} = \frac{1}{\sqrt{1+3}} = \frac{1}{2},$$

т. е. фактическая сила P составляет половину от той максимальной силы P_{max}, которая получилась бы, если бы оба вещества вылетали из сопла с одной и той же скоростью. Если же $p=100$, то

$$\frac{P}{P_{max}} \approx 0{,}10.$$

Для общего случая, т. е. для любого значения $q=w_2/w_1$, построена диаграмма (фиг. 1). Здесь по оси абсцисс отложены отношения масс, а по оси ординат — отношения тяг. При рассмотрении мы видим, во-первых, что кривые

$$p = f\left(\frac{P}{P_{max}}\right)$$

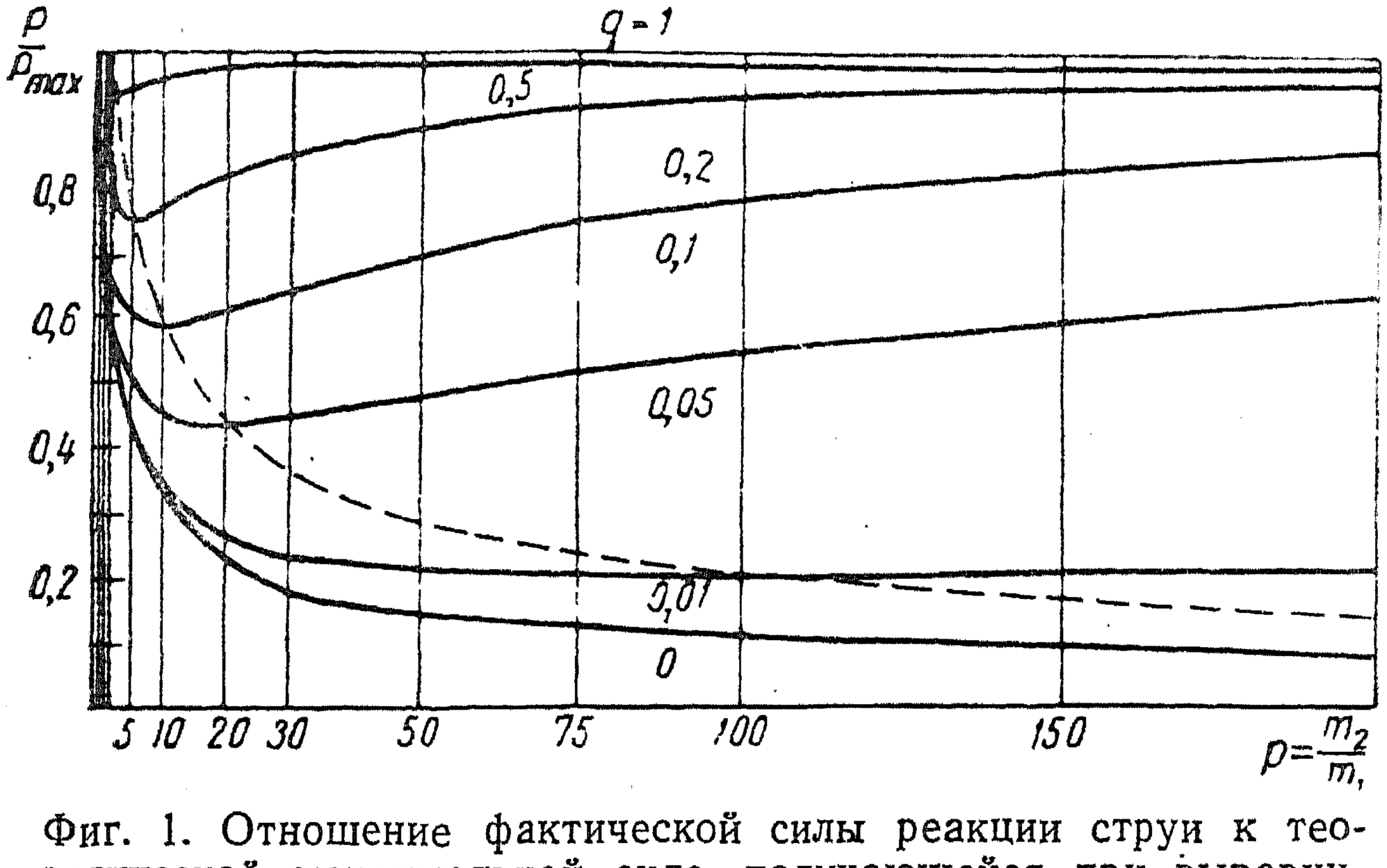
имеют определенный минимум и, во-вторых, что при малом отставании частиц одного вещества от частиц другого достигаемая сила реакции P почти равна максимальной силе, которая получилась бы, если бы скорости выравнивались без потери энергии. Если даже отставание достигает 50% ($q=50\%$), то потеря в силе составляет в этом наиболее невыгодном случае 5,5%.

Положение минимума отношения P/P_{max} для определенного $q=w_2/w_1$ легко определяется вычислением первой производной P/P_{max} по p и приравниванием ее нулю. Из формулы (12) получаем

$$\frac{d}{dp}\left(\frac{P}{P_{max}}\right)=\frac{q\sqrt{(1+pq^2)(1+p)}}{(1+pq^2)(1+p)}-$$

$$-\frac{(1+pq)\frac{1}{2}[(1+pq^2)(1+p)]^{-1/2}[q^2(1+p)+(1+pq^2)]}{(1+pq^2)(1+p)}=$$

$$=\frac{2q(1+pq^2)(1+p)-(1+pq)(1+q^2+2pq^2)}{2[(1+pq^2)(1+p)]^{\frac{3}{2}}}=0. \qquad (14)$$



Фиг. 1. Отношение фактической силы реакции струи к теоретической максимальной силе, получающейся при выравнивании скоростей, в зависимости от отношения масс.

Здесь числитель содержит p во второй степени, а знаменатель — p в третьей степени, поэтому для $p=\infty$ имеем

$$\frac{d}{dp}\left(\frac{P}{P_{max}}\right)=0,$$

т. е., как видно из диаграммы, здесь имеет место максимум. Этот результат можно формулировать следующим образом.

Если масса твердых частиц, вылетающих из сопла, во много раз больше, чем масса газа, т. е. если $p=\frac{m_2}{m_1}\to\infty$, то сила реакции струи приближается к максимально возможной силе, имеющей место при выравнивании скоростей.

Здесь необходимо, однако, заметить, что практически как раз при $p\to\infty$ много тепла останется в твердых частицах и не будет

использовано, а в данной формуле было предположено, что сумма кинетических энергий обоих веществ есть величина постоянная.

Если в формуле (14) числитель приравняем нулю, то получим

$$2q(1+pq^2)(1+p)-(1+pq)(1+q^2+2pq^2)=0,$$

или после раскрытия скобок

$$p(q-2q^2+q^3)=1+q^2-2q,$$

откуда

$$pq=1. \tag{15}$$

Подставляя в эту формулу значения для p и q, получаем

$$m_1w_1=m_2w_2. \tag{15a}$$

Для этих значений q и p получается минимум отношения P/P_{max}, как видим из диаграммы, представленной на фиг. 1.

Этот результат можно формулировать следующим образом. Реакция струи, в которой имеются два рода частиц, обладающих разными скоростями движения, делается наименьшей по отношению к максимальной (которая получилась бы при полном использовании всего теплового эффекта) в том случае, если количества движения обоих родов частиц равны между собой.

Подстановкой выражения (15) в выражение (12) получаем также значение для наименьшего отношения сил:

$$\frac{P_{min}}{P_{max}}=\frac{2\sqrt{q}}{1+q}=\frac{2\sqrt{p}}{1+p}. \tag{16}$$

Далее представляет интерес для общего случая отношение силы P, получаемой от всей струи, к силе P_1, развиваемой одной массой m_1. Из формулы (4b) усматриваем, что для данного q величина P/P_1 есть линейная функция от p и для данного p — линейная функция от q. При этом мы можем задавать постоянные значения *или для p, или для q.*

Если отыскивается наибольшая теоретическая сила, которая вообще может получиться, то необходимо исходить из максимальных скоростей истечения, которые получились бы, если бы вся теплота, соответствующая теплотворной способности, превратилась в энергию скорости истечения. Для твердых частиц, которые не могут приобретать скорости движения самостоятельно, эта величина имеет условный характер.

Введя для этих скоростей обозначения w_{1max} и w_{2max}, можем, принимая во внимание выражения (1) и (2), написать

$$E_1=\frac{m_1w_{1max}^2}{2}=qm_1\frac{H_1}{A}, \tag{17}$$

откуда получаем

$$w_{1max}=\sqrt{\frac{2gH_1}{A}}=91{,}5\sqrt{H_1}. \tag{17a}$$

Аналогично имеем для скорости $w_{z\,\max}$

$$E_{2\max}=\frac{m_2 w_{2\,\max}^2}{2}=g w_2 \frac{H_2}{A}, \tag{18}$$

откуда

$$w_{2\max}=\sqrt{\frac{2gH_2}{A}}=91{,}5\sqrt{H_2}. \tag{18a}$$

Деля выражение (18a) на выражение (17a), получаем

$$\frac{w_{2\max}}{w_{1\max}}=\frac{\sqrt{H_2}}{\sqrt{H_1}}$$

или, обозначая

$$x=\frac{H_2}{H_1}$$

и зная, что

$$\frac{w_2}{w_1}=q,$$

имеем

$$q_{\max}^2=x. \tag{19}$$

Подставляя это значение для $q_{\max}$ в (4b), получаем для фактически появляющейся реактивной силы формулу

$$P=P_1\left(1+px^{\frac{1}{2}}\right), \tag{20}$$

а в случае выравнивания скоростей с полным использованием тепла, соответствующим теплотворной способности, подстановкой $q_{\max}$ в выражение (10b) получим формулу

$$P_{\max}=P_1\sqrt{(1+px)(1+p)}, \tag{21}$$

при этом

$$P_1=m_1 w_{1\max}=91{,}5 m_1\sqrt{H_1}. \tag{11a}$$

Подставляя в выражения (20) и (21) вместо x и p их значения:

$$x=\frac{H_2}{H_1},$$

$$p=\frac{m_2}{m_1},$$

а вместо P_1 — выражение из формулы (11a), находим также

$$P=91{,}5\left(m_1\sqrt{H_1}+m_2\sqrt{H_2}\right) \tag{20a}$$

и

$$P_{\max}=91{,}5\sqrt{(m_1H_1+m_2H_2)(m_1+m_2)}. \tag{21a}$$

Принимая во внимание, что

$$m_1 = \frac{G_1}{g} \tag{22a}$$

и

$$m_2 = \frac{G_2}{g}, \tag{22b}$$

а также, что

$$p = \frac{G_2}{G_1},$$

получаем формулы для реактивной силы в виде

$$P = 91{,}5 \frac{1}{g} (G_1 \sqrt{H_1} + G_2 \sqrt{H_2}) \tag{20b}$$

и соответственно

$$P_{max} = 91{,}5 \frac{1}{g} \sqrt{(G_1 H_1 + G_2 H_2)(G_1 + G_2)}. \tag{21b}$$

Приближенное определение разности скоростей летучих и твердых продуктов сгорания у выхода из сопла

Примем обозначения:

$w' = w_1 - w_2$ — разность между скоростями летучих и твердых продуктов сгорания у выхода из сопла, *м/сек*;

γ_1 — средний удельный вес летучих продуктов у выхода из сопла, *кг/м*^{3};

γ_2 — удельный вес твердых продуктов во время их пребывания в раструбе сопла, *кг/м*^{3};

F_2 — наибольшее (миделевое) сечение твердых частиц, *мм*^{2};

d_2 — средний диаметр твердых частиц, *мм*;

t — время в секундах;

M_2 — средняя масса одной твердой частицы;

W — среднее аэродинамическое сопротивление одной твердой частицы.

Среднее аэродинамическое сопротивление одной твердой частицы определяется формулой [1]

$$W = \psi \gamma_1 \frac{(w')^2}{2g} F_2, \tag{24}$$

где ψ_1 — коэффициент сопротивления воздуха для твердых частиц.

---

[1] Это — общепринятая экспериментальная формула для сопротивления тел при движении их в воздухе со звуковыми скоростями. Она не проверена для рассматриваемого случая, т. е. для мельчайших частиц диаметром порядка 0,001 *мм*. *Прим. Л. С. Душкина.*

С целью определения формы твердых частиц и их приближенных размеров был проделан опыт для случая применения магния в качестве горючего, дающего окись магния. Была зажжена лента магния и получившийся при этом дым был нанесен на стеклышко микроскопа. Затем под микроскопом были определены форма и размеры осевших частиц. Оказалось, что частицы имеют сфальную и шарообразную форму диаметром от 0,001 до 0,0005 *мм*.

По мере удаления твердых частиц от места горения температура их быстро уменьшается и свет гаснет. Это явление указывает на то, что теплота от окиси действительно быстро передается окружающему воздуху. Тот же результат получается при сгорании магниевого порошка, например, для фотографических целей: вспышка получается кратковременной и теплота быстро передается окружающей среде.

Опыт дает нам право в первом приближении считать частицы шарообразными.

Исследуем случай, когда ускорение частиц окиси при их движении есть постоянная величина.

Ускорение j равно $\frac{dw_2}{dt}$ и, если скорость движения частиц в сопле увеличивается на длине сопла l от нуля до w_2, то

$$i_2 = \frac{w_2^2}{2l}. \tag{24}$$

Принимая, что частицы окиси получают ускорение за счет силы аэродинамического сопротивления, находим

$$W = M_2 \frac{dw_2}{dt}. \tag{25}$$

Масса и поперечное сечение для частицы окиси шарообразной формы подсчитываются по формулам

$$M_2 = \frac{\gamma_2}{g} \frac{1}{6} \pi d_2^3 \tag{26}$$

и

$$F_2 = \frac{\pi d_2^2}{4}. \tag{27}$$

Исключая величину W из выражений (25) и (23) и подставляя в полученное уравнение выражения для M_2, F_2 и $\frac{dw_2}{dt}$ из выражений (26), (27) и (24), находим

$$\frac{\gamma_2}{g} \frac{1}{6} \pi d_2^3 \frac{w_2^2}{2l} = \psi \gamma_1 \frac{(w')^2}{2g} \frac{\pi}{4} d_2^2$$

или

$$\frac{(w')^2}{w_2^2} = \frac{2\gamma_2 d_2}{F \gamma_1 \psi l}. \tag{28}$$

Принимая во внимание, что $w' = w_1 - w_2$, получаем окончательно для отношения скорости движения частиц окиси к скорости движения газовых частиц следующее выражение:

$$\frac{w_2}{w_1} = \frac{1}{1 + \sqrt{\frac{2\gamma_2 d_2}{3\gamma_1 \psi l}}}. \tag{29}$$

В виде примера рассмотрим случай увлечения окиси магния продуктами сгорания гремучего газа. Средний диаметр частиц окиси примем равным $d_2 = 0{,}00075$ *мм* $= 0{,}75 \cdot 10^{-6}$ *м*.

Удельный вес частиц, как для магнезии, примем равным $\gamma_2 = 3{,}2 \cdot 10^3$ *кг/м*^{3}. Для шара имеем $\psi = 0{,}60$. Для кислородо-водородной ракеты можно в первом приближении пользоваться теоретическими кривыми расширения газов, данными мною в 1932 г. [1]. Эти кривые рассчитаны для ракеты, в которой начальное давление газов 20 *ат*, секундный расход смеси 3,33 *кг/сек*, угол между осью и образующей конуса 10°.

Предположим, что количество окиси так мало, что температура, а значит, и удельный вес газов для заданного давления не меняются заметным образом. Тогда из диаграммы расширения газов находим, что для давлений в конце сопла от 1 до 0,01 *ат* среднее произведение $\gamma_1 l$, встречающееся в знаменателе формулы (29), принимает значения для всего процесса расширения газов в пределах от 0,014 до 0,0073 *кг/м*. Подставляя все означенные выше численные значения в формулу (29), находим, что отношение w_2/w_1 колеблется в пределах от 0,70 до 0,62.

Из формулы (12) для указанных значений $q = w_2/w_1$ находим весьма важный результат, а именно: фактическая тяга при данных условиях составляет около 97% от той максимальной тяги, которая получилась бы, если бы скорость частиц окиси была равна скорости газовых частиц. При малом количестве окиси ($p < 1{,}5$) потеря будет меньше 3%.

Из формулы (29) видим, что отношение скоростей движения частиц окиси и газовых частиц будет тем ближе к единице, чем больше длина сопла и средний удельный вес газа, а также чем меньше удельный вес и средний диаметр частиц окиси. Следовательно, у ракет с большим расходом горючего и малым углом конусности отставание окиси будет мало.

При удобообтекаемой форме частиц относительное отставание твердых частиц будет, конечно, больше, чем отставание частиц шаровидной формы. Если же частицы окиси имеют кристаллическую структуру, например форму снежинок, то относительное отставание будет еще меньше, чем вычисленное выше.

---

[1] См. статью «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов». *Прим. ред.*

Для частиц окиси нешаровидной формы из формул (23), (24) и (25) легко определяем:

$$W = \psi\gamma_1 \frac{(w')^2}{2g} F_2 = M_2 \frac{w_2^2}{2l},$$

откуда находим

$$\frac{(w')^2}{w_2^2} = \frac{M_2 g}{F_2 \gamma_1 \psi l} = \frac{G_2}{F_2 \gamma_1 \psi l}, \tag{30}$$

где $G_2 = M_2 g$ — средний вес одной твердой частицы.

Здесь можно еще ввести отношение

$$\delta = \frac{G_2}{F_2}, \tag{31}$$

представляющее собой удельную нагрузку от собственного веса частицы, приходящуюся на единицу наибольшего поперечного сечения частицы. Вводя опять относительную скорость $w' = w_1 - w_2$ между твердыми и летучими продуктами сгорания, получаем для отношения w_2/w_1 формулу

$$\frac{w_2}{w_1} = \frac{1}{\sqrt{\frac{\delta}{\gamma_1 \psi l} + 1}}. \tag{32}$$

Сравнивая формулу (32) с формулой (29), видим, что для шара

$$\delta = \frac{2}{3} \gamma_2 d_2. \tag{33}$$

Ускорения, которым подвергаются твердые частицы в раструбе, очень велики, ввиду того что скорости движения на сравнительно небольшой длине сильно возрастают.

Значения всех величин, которые могут быть получены на основании выведенных формул, представляют только первое приближение, ввиду того что мы пренебрегали, с одной стороны, влиянием диссоциации, уменьшающей скорость газовых частиц, а с другой — увеличением коэффициента ψ в формуле (23), имеющим место при сверхзвуковых скоростях. При большом процентном содержании твердых или жидких частиц и большом противодавлении у выхода из сопла относительная скорость не очень велика, и поэтому в первом приближении лучше исходить не из скорости движения газовых частиц, а из скорости движения, которая получалась бы при выравнивании скоростей.

Кроме ускорения твердых частиц, необходимо также определить замедление газообразных. Пользуясь приближенными данными, полученными при первом расчете, можно второй расчет вести точнее.

Время пребывания газов и твердых частиц в раструбе ракеты в общем случае определяется по формулам:

$$t_1 = \int_0^l \frac{dl}{w_1} \tag{34}$$

и

$$t_2 = \int_0^l \frac{dl}{w_2}, \tag{35}$$

причем w_1 и w_2 меняются в этих двух формулах от нуля до максимального значения. В случае же когда ускорение постоянно, получим формулы

$$t_1 = \frac{2l}{w_1} \tag{34a}$$

и

$$t_2 = \frac{2l}{w_2}, \tag{35a}$$

причем здесь w_1 и w_2 — значения скоростей у выхода из сопла. Вычисления показывают, что время пребывания частиц в сопле крайне мало. Для рассматриваемого большого сопла оно составляет для частиц окиси магния величину от $^1/_{5000}$ до $^1/_{570}$ сек.

Падение температуры частиц окиси во время их пребывания в сопле [1]

Ввиду крайне высокой температуры в сопле излучение будет преобладать над передачей тепла конвекционными токами. Поэтому для упрощения рассмотрим сначала передачу тепла излучением.

Примем обозначения:

T_1 и T_2 — абсолютные температуры газов и окиси в данный момент;

dQ — количество тепла, отданное одной частицей окиси за время dt;

c_2 — теплоемкость твердых (или жидких) частиц;

C_s — коэффициент излучения в формуле Стефан-Больцмана.

Рассмотрим случай, когда частица окиси имеет шарообразную форму. В этом случае отношение ее поверхности к объему — наименьшее из всех возможных и, следовательно, частица будет охлаждаться менее всего.

---

[1] Изложение этого параграфа не вполне закончено, так как Ф. А. Цандер предполагал более точный и окончательный расчет произвести после ряда опытов, программа которых была им разработана. *Прим. Л. С. Душкина.*

Количество тепла, отданное газом при понижении температуры на dT_2, равно для одной частицы

$$dQ = -c_2\gamma_2 \frac{\pi d_2^3}{6} dT_2. \tag{36}$$

С другой стороны, шарообразная поверхность πd_2^2 излучает за время dt теплоту

$$dQ = C_s \pi d_2^2 (T_2^4 - T_1^4)\, dt. \tag{37}$$

Из формул (36) и (37) получаем

$$-c_2\gamma_2 \frac{\pi d_2^2}{6} dT_2 = C_s \pi d_2^2 (T_2^4 - T_1^4)\, dt$$

или

$$dt = -\frac{c_2\gamma_2 d_2}{6C_s} \frac{dT_2}{T_2^4 - T_1^4}. \tag{38}$$

В случае когда T_1 мало по сравнению с T_2, мы можем вместо переменной величины T_1 принимать среднюю величину T_{1m} и интегрировать. Тогда получим

$$t = -\frac{c_2\gamma_2 d_2}{6C_s} \int_{T_2'}^{T_2''} \frac{dT_2}{T_2^4 - T_{1m}^4}. \tag{39}$$

Здесь t — время, в течение которого температура окиси уменьшается от T_2' до T_2''.

Вычисление интеграла последней формулы дает

$$t = \frac{c_2\gamma_2 d_2}{24 C_s T_{1m}^3}\left[2 \operatorname{arc\,tg} \frac{T_2''}{T_{1m}} - 2 \operatorname{arc\,tg} \frac{T_2'}{T_{1m}} + \right.$$

$$\left. + \ln \frac{(T_2'' + T_{1m})(T_2' - T_{1m})}{(T_2'' T_{1m})(T_2' + T_{1m})} \right]. \tag{39a}$$

Задаваясь значениями теплоемкости c_2 твердых частиц, их плотностью γ_2, коэффициентом излучения C_s, диаметром d_2, а также средней температурой газа и начальной температурой твердых частиц T_2' до передачи тепла газам, можно вычислить время t в зависимости от T_2'', а затем и T_2'' в зависимости от времени t.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрение всего изложенного выше указывает на определенные выгоды, получаемые в результате применения металлов как дополнительного горючего для ракетного двигателя. Возможно сжигание металла в таких пропорциях с жидким горючим, при которых уменьшение тяги наблюдаться не будет. Мы не учитываем того, что окиси металлов (как, например, Al_2O_3 и MgO), вероятно, будут находиться в камере и частично в сопле в газообразном состоянии, поскольку температура сгорания превышает температуру парообразования некоторых окисей. Этот вопрос требует дополнительного исследования.

Мы совсем не рассмотрели вопросы динамики ракеты, в которой часть конструкции, сделанная из высококалорийных металлов, используется в качестве горючего. Если включить в рассмотрение все эти вопросы, то выгода от применения металлического топлива получится больше той, которую мы показали в данной статье.

ВОПРОСЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ РАКЕТЫ, ИСПОЛЬЗУЮЩЕЙ МЕТАЛЛИЧЕСКОЕ ТОПЛИВО[1]

Сплавы металлов, применяемые в конструкции и используемые в качестве горючего

В случае если сжигаемый металл до расплавления составляет часть конструкции ракеты, то от него необходимо требовать одновременного наличия следующих качеств:

1) достаточно низкой температуры плавления;

2) достаточной крепости при температурах, которым он подвержен до попадания в сосуд для расплавления;

3) теплота, требуемая для подогрева и расплавления металла, должна быть не слишком большой, для того чтобы время, необходимое для расплавления, было по возможности коротким;

4) теплотворная способность металла должна быть по возможности большой;

5) температура воспламенения металла должна быть по возможности низкой.

К п. 1 можно добавить, что в случае если в конструкции встречаются боковые сосуды для расплавления металлов, то и эти сосуды должны в свою очередь тоже расплавляться в одном или нескольких центральных сосудах[2], и, следовательно, целесообразно применение металлов, различающихся температурами плавления:

а) для баков для жидкого кислорода могут быть применены сплавы, плавящиеся при температурах от 50 до 200°;

б) для частей, подверженных приблизительной средней температуре в 28—50°,—сплавы, плавящиеся при 200—500°;

в) для сосудов, служащих для расплавления частей, указанных в п. а,—сплавы, плавящиеся при 500—700°;

г) для сосудов, предназначенных для расплавления частей, указанных в п. б,—сплавы, плавящиеся при 500—900°; эти сплавы могут быть применены также для сильно охлажденных стенок сопел ракеты;

---

[1] Статья была напечатана в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, 1937.

[2] Пример такой конструкции см. статью «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. *Прим. ред.*

д) для сосудов, служащих для расплавления частей, указанных в пп. в и г,—сплавы, плавящиеся при 900—2000°; эти сплавы могут быть применены для стенок камер сгорания ракет и слабо охлажденных частей сопел ракет, а также и для носовых частей ракет [1].

Для сильно нагреваемых частей ракет, которые не подлежат расплавлению, можно взять огнеупорные материалы и весьма тугоплавкие сплавы. В конструкциях, расплавляемых при низкой температуре, могут встречаться и сплавы, плавящиеся при высокой температуре, в случае если они не мешают расплавлению. Эти части могут впоследствии расплавляться вместе с сосудами, в которые они попали, или они могут быть удалены из сосуда особыми автоматическими сетками, приделанными к рычагам.

К п. 4 необходимо добавить следующее:

а) в случае если воздух для сгорания берется из атмосферы, должна быть наибольшей теплотворная способность, отнесенная к 1 *кг* самого сплава;

б) в случае если берут с собой чистый жидкий кислород для горения, необходимо принимать во внимание теплотворную способность, отнесенную к 1 *кг* окиси металла;

в) в случае если берут с собой материал, содержащий лишь отчасти кислород [например, жидкий воздух с 85% O_2 или H_2O_2 или $Al(NO_3)_3$], то теплотворная способность должна быть определена для всех продуктов сгорания, взятых вместе.

К п. 5 можно добавить, что в случае если предполагается одновременно сжигать бензин или нефть, или, например, целлулоид, то можно расплавленный металл распыливать при помощи горелки, в которой сгорает бензин или нефть с большим избытком кислорода.

Определение зависимости между весами металла, водорода, твердых и летучих продуктов горения, твердых и жидких горючих (включая кислород)

[Ввиду того что при сжигании металла необходимо одновременно с ним сжигать какие-либо другие вещества, дающие при сгорании летучие продукты, ракета, приспособленная к сжиганию своих металлических частей, должна нести с собой также другое жидкое горючее (например, сжиженный водород, бензин, нефть и т. п.) или твердое (например, целлулоид и др.). Интересным и важным является определение весовых соотношений между отдельными компонентами топлива в этом случае.]

Для примера возьмем ракету, которая приводится в действие жидким кислородом, жидким водородом и алюминием.

---

[1] Эти части могут сильно нагреваться при полете с большими скоростями в атмосфере. *Прим. ред.*

Примем обозначения:

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 $\left(a_H = 2;\ a_{Al} = \frac{2}{3}\right)$ соответственно формулам H_2O и Al_2O_3;

G_O, G_{OH}, $G_{O\,Al}$ — общий и частичные веса кислорода, необходимого для горения, *кг*;

G_H, G_{Al} — веса водорода и алюминия, необходимых для горения, *кг*;

G, $G_к$ — начальный и конечный веса далеколетающей ракеты (до и после получения всей кинетической энергии), *кг*;

G_{H_2O}, $G_{Al_2O_3}$ — веса образованной воды и окиси алюминия, *кг*;

$G_в$ — вес всего топлива, включая и кислород.

Тогда можем написать

$$G_O = G_{OH} + G_{O\,Al}, \tag{1}$$

$$G = G_O + G_H + G_{Al} + G_к = G_{H_2O} + G_{Al_2O_3} + G_к, \tag{2}$$

$$G_в = G - G_к = G_O + G_H + G_{Al}, \tag{3}$$

$$G_{H_2O} = H_{OH} + G_H, \tag{4}$$

$$G_{Al_2O_3} = G_{O\,Al} + G_{Al}, \tag{5}$$

$$G_{OH} = G_H \frac{A_O}{A_H a_H}, \tag{6}$$

$$G_{O\,Al} = G_{Al} \frac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}. \tag{7}$$

Теплотворная способность гремучего газа на 1 *кг* H_2O составляет 3230 *кал/кг*, а окиси алюминия Al_2O_3 3690 *кал/кг* (см. «Chimiker Kalender»). Принимая, что коэффициент использования для Al_2O_3 несколько меньше, чем для водорода, вследствие необходимости перехода тепла от частиц Al_2O_3 к газам, можем в первом приближении Al_2O_3 и H_2O предполагать равноценными горючими. Равноценными горючими будем считать такие, которые по формуле для скорости, приобретаемой ракетой,

$$v = w \ln \frac{G}{G_к},$$

дают одинаковую величину v; в данном случае мы это можем считать, так как скорость w истечения газов и твердых продуктов горения при колебаниях процентного содержания Al_2O_3 мало изме-

няется. Если $G/G_к$ дано, то при данном w получается и определенное v.

Итак, при изменении количества используемого алюминия можно принимать при данном конечном весе $G_к$, что вес всего топлива $(G—G_к)$ не меняется, так что и начальный вес G является постоянной величиной.

Из уравнений (1), (2), (3), (6) и (7) получаем

$$G-G_к=G_O+G_H+G_{Al}=G_H\left(1+\frac{A_O}{A_H a_H}\right)+$$

$$+G_{Al}\left(1+\frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}\right), \qquad (8)$$

откуда

$$G_{Al}=\frac{(G-G_к)-G_H\left(1+\frac{A_O}{A_H a_H}\right)}{1+\frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}}. \qquad (9)$$

[Далее в рукописи Ф. А. Цандера находится вывод формул стоимости ракеты в зависимости от варьирования в ней количества водорода, кислорода и алюминия. Ф. А. Цандер пишет:

«Цены, а также и требуемые количества жидкого кислорода, жидкого водорода или бензина, алюминия или магния и прочих горючих материалов весьма различны. Если отчасти воспользоваться в ракете в качестве горючего расплавленным металлом или другим веществом, который до расплавления находился в ракете не в качестве болванок или порошка, а в виде стоек, лонжеронов, нервюр самолета, частей двигателя, винтов и т. д., то цены будут варьировать еще более и возникнет весьма серьезный вопрос: окупится такое использование частей ракеты или нет. Найдем поэтому, при каких условиях будет экономно пользоваться металлами в качестве горючего в ракете и насколько изменится цена ее по отношению к случаю, в котором сжигается лишь жидкий горючий материал».

Следующий далее расчет не имеет актуальной ценности, но результаты его любопытны. При цене жидкого кислорода 0,15 руб. за 1 *кг* и при цене обработанных алюминиевых частей ракеты в 10 руб. за 1 *кг* получается, что в случае если 1 *кг* жидкого водорода стоит больше чем 46,8 руб., то ракета, использующая в качестве топлива алюминиевые части конструкции, будет дешевле чисто водородо-кислородной ракеты. В противном случае — наоборот. Если представить себе ракету на кислороде и алюминии, то при

$$\frac{G_в}{G}=\frac{19}{20}$$

получается стоимость 1 *кг* ракеты на старте 5,6 руб. Сюда входит только стоимость материала, топлива и изготовления.]

Пусть означают

$$V_{Al}=\frac{G_{Al}}{G_в};\quad V_н=\frac{G_н}{G_в};\quad V_o=\frac{G_o}{G_в}$$

отношения соответственно весов алюминия, водорода и кислорода ко всему весу топлива (включая и кислород).

Обозначим через

$$\xi=\frac{G_{Al}+G_{o\,Al}}{G_н+G_{oн}}=\frac{G_{Al_2O_3}}{G_{H_2O}}$$

отношение веса окиси алюминия к водяному пару (отношение между твердыми и летучими продуктами горения) и, наконец, через

$$\beta=\frac{G_o+G_н}{G_{Al}}=\frac{G_o+V_н}{V_{Al}}$$

отношение суммы весов кислорода и водорода к весу сжигаемого алюминия (отношение между весами жидких и твердых горючих).

Из формулы (3) получаем

$$\frac{G_o}{G_в}+\frac{G_н}{G_в}+\frac{G_{Al}}{G_в}=V_o+V_н+V_{Al}=1. \qquad (10)$$

Разделив обе части уравнения (1) на $G_в$ и введя соотношения (6) и (7), получим

$$V_o=A_o\left(\frac{V_н}{A_н a_н}+\frac{V_{Al}}{A_{Al}a_{Al}}\right). \qquad (11)$$

Подстановкой в уравнение (10) получаем

$$V_o=1-V_н-V_{Al}=\frac{A_o V_н}{A_н a_н}+\frac{A_o V_{Al}}{A_{Al}a_{Al}}$$

или

$$V_н\left(\frac{A_o}{A_н a_н}+1\right)+V_{Al}\left(\frac{A_o}{A_{Al}a_{Al}}+1\right)=1, \qquad (12)$$

откуда

$$V_{Al}=\frac{1-V_н\left(\frac{A_o}{A_н a_н}+1\right)}{\frac{A_o}{A_{Al}a_{Al}}+1}. \qquad (13)$$

Далее имеем, деля (6) и (7) на $G_в$:

$$\frac{G_{OH}}{G_в} = V_H \frac{A_O}{A_H a_H} \tag{14}$$

и

$$\frac{G_{O\,Al}}{G_в} = V_{Al} \frac{A_O}{A_{Al} a_{Al}} . \tag{15}$$

Подстановкой в выражение для ξ получаем

$$\xi = \frac{V_{Al} + \dfrac{G_{O\,Al}}{G_в}}{V_H + \dfrac{G_{OH}}{G_в}} = \frac{V_{Al}\left(1 + \dfrac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}\right)}{V_H\left(1 + \dfrac{A_O}{A_H a_H}\right)} . \tag{16}$$

Подставляя в (16) V_{Al} из (13), получаем

$$\xi = \frac{1}{V_H\left(1 + \dfrac{A_O}{A_H a_H}\right)} - 1. \tag{17}$$

Исходя из этого уравнения, можно определить V_H, V_{Al} и V_0 как функции ξ. Непосредственно находим

$$V_H = \frac{1}{(\xi+1)\left(1 + \dfrac{A_O}{A_H a_H}\right)} . \tag{18}$$

Подстановкой V_H в уравнение (13) получаем

$$V_{Al} = \frac{\xi}{(\xi+1)\left(1 + \dfrac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}\right)} . \tag{19}$$

Наконец получаем V_O из уравнений (11) подстановкой найденных значений V_H и V_{Al}:

$$V_O = \frac{\xi\left(1 + \dfrac{A_O}{A_H a_H}\right)\dfrac{A_O}{A_{Al} a_{Al}} + \left(1 + \dfrac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}\right)\dfrac{A_O}{A_H a_H}}{(\xi+1)\left(1 + \dfrac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}\right)\left(1 + \dfrac{A_O}{A_H a_H}\right)} . \tag{20}$$

Далее из (10) имеем

$$V_O + V_H = 1 - V_{Al};$$

подставляя последнее равенство в выражение для β, получаем

$$\beta = \frac{1 - V_{Al}}{V_{Al}}.$$

Подстановкой V_{Al} из (19) имеем

$$\beta = \frac{(\xi+1)\left(1+\frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}\right)-\xi}{\xi} = \frac{(\xi+1)\frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}+1}{\xi}. \qquad (21)$$

Теперь мы можем определить по формуле (18) величину V_H, по (19)—V_{Al}, по (20)—V_O и по (21) — β как функции от ξ. Отношение между весами окиси алюминия и водяным паром, которое мы обозначили через ξ, играет решающую роль при расчете работы ракеты: чем больше окиси алюминия примешано к водяному пару, тем больше теплоты уйдет с окисью из ракеты неиспользованной.

Отношение между весами жидких и твердых горючих, т. е. β, играет роль при выборе напряжений в материале ракеты: чем больше имеется жидких горючих, тем больше должны быть напряжения в материале.

Отношение весового количества жидких горючих, включая и кислород, к начальному весу ракеты обозначим через δ. Оно равно

$$\delta = \frac{G_H + G_O}{G} = (V_H + V_O)\frac{G_в}{G} = (1 - V_{Al})\left(1 - \frac{G_к}{G}\right) =$$

$$= \frac{1+\frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}(\xi+1)}{(\xi+1)\left(1+\frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}\right)}\left(1-\frac{G_к}{G}\right). \qquad (22)$$

Из этого уравнения можем определить ξ:

$$\xi = \frac{1-\frac{G_к}{G}}{\left(1+\frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}\right)\delta - \frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}\left(1-\frac{G_к}{G}\right)} - 1. \qquad (23)$$

Зная механические качества материала, из которого должна быть построена ракета, из конструктивных соображений получаем δ и определяем ξ по уравнению (23). Затем, как было выше указано, находим V_H, V_{Al}, V_O и β.

Если же исходить из расчета ракеты, то лучше все величины выразить через β, тогда из уравнения (21)

$$\xi = \frac{1+\frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}}{\beta - \frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}}. \qquad (24)$$

Отсюда

$$\xi + 1 = \frac{1+\beta}{\beta - \dfrac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}}. \qquad (25)$$

Подставляя значения $(\xi+1)$ и ξ в уравнения (18), (19) и (10), получаем

$$V_H = \frac{\beta - \dfrac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}}{(1+\beta)\left(1 + \dfrac{A_O}{A_H a_H}\right)}, \qquad (26)$$

$$V_{Al} = \frac{1}{1+\beta}, \qquad (27)$$

$$V_O = \frac{\beta \dfrac{A_O}{A_H a_H} + \dfrac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}}{(1+\beta)\left(1 + \dfrac{A_O}{A_H a_H}\right)}. \qquad (28)$$

Пользуясь формулами (25) и (23), выражаем β как функцию δ:

$$\xi + 1 = \frac{1+\beta}{\beta - \dfrac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}} = \frac{1 - \dfrac{G_к}{G}}{\left(1 + \dfrac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}\right)\delta - \dfrac{A_O}{A_{Al} a_{Al}}\left(1 - \dfrac{G_к}{G}\right)}, \qquad (29)$$

откуда

$$\beta = \frac{\delta}{1 - \dfrac{G_к}{G} - \delta}. \qquad (30)$$

С другой стороны,

$$\delta = \frac{\beta\left(1 - \dfrac{G_к}{G}\right)}{1+\beta}. \qquad (31)$$

Зная допускаемые пределы для δ, находим пределы для β по формуле (30) и пределы для V_H, V_{Al}, V_O и ξ соответственно по формулам (26), (27), (28) и (24).

Мы можем теперь, подставляя числовые значения, определить все указанные величины и начертить диаграммы для всех случаев, так как имеется лишь одна переменная независимая.

Как было указано, алюминий мы взяли в качестве примера. Если применяется другой металл, дающий лишь окись, то можно

обозначения A_{Al} и a_{Al} заменить соответственными величинами для этого металла, оставив формулы без изменения.

В случае если водород заменяется бензином или другим горючим, дающим лишь летучие продукты горения, необходимо преобразовать формулы соответственным образом [1].

Предположим сначала, что в ракете мы совсем не брали водорода. Весь кислород шел на сгорание только алюминия.

Легко определить, какое значение примут при этом ξ, β и δ.

Положим для этой цели в выведенных выше формулах $V_H=0$. Тогда получим $\xi=\infty$. Из формулы (26)

$$\beta=\frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}};$$

из формулы (31) получаем

$$\delta=\frac{A_O}{A_{Al}a_{Al}+A_O}\left(1-\frac{G_к}{G}\right). \qquad (32)$$

Далее из формулы (19) имеем

$$V_{Al}=\frac{1}{1+\dfrac{A_O}{A_{Al}a_{Al}}} \qquad (33)$$

и из формулы (10)

$$V_O=1-V_{Al}.$$

Аналогично, в случае когда расходуются исключительно кислород и водород, $V_{Al}=0$; при этом значении V_{Al} получаем $\xi=0$.

Тогда из формулы (18) получаем

$$V_H=\frac{1}{1+\dfrac{A_O}{A_Ha_H}} \qquad (34)$$

и из выражения (10)

$$V_O=1-V_H=\frac{1}{\dfrac{A_Ha_H}{A_O}+1}. \qquad (35)$$

Кроме того, для этого случая $\beta=\infty$. Из формулы (30) найдем

$$\delta=1-\frac{G_к}{G}. \qquad (36)$$

Между пределами $V_H=0$ и $V_{Al}=0$ находятся все рассматриваемые случаи.

---

[1] Так как необходимо учесть еще другие продукты сгорания. В случае бензина, кроме H_2O, при полном сгорании получится также CO_2. *Прим ред.*

Если $V_H > 0$ и $V_{Al} > 0$, то получаем в виде функций от δ значения для ξ, V_H, V_{Al}, V_O и β согласно формулам (23), (18), (19), (10) и (21), которые после подстановки чисел для нашего примера при $\frac{G_к}{G} = \frac{1}{20}$ принимают вид

$$\xi = \frac{1}{1{,}985\delta - 0{,}885} - 1; \quad V_{Al} = \frac{\xi}{(\xi+1)\,1{,}885};$$

$$V_H = \frac{1}{(\xi+1)\,8{,}95}; \quad V_O = 1 - V_H - V_{Al}; \quad \beta = \frac{1 - V_{Al}}{V_{Al}}.$$

Числовые значения всех этих величин даны в табл. 1.

Таблица 1

$\delta = \frac{G_O + G_H}{G}$	0,446	0,50	0,55	0,60	0,65	0,70	0,75	0,80	0,85	0,90	0,95
$\xi = \frac{G_{Al_2O_3}}{G_{H_2O}}$	∞	8,18	3,84	2,26	1,47	0,98	0,656	0,421	0,246	0,110	0
$100\,V_H\,\%$	0	1,22	2,31	3,42	4,52	5,64	6,74	7,85	8,95	10,05	11,16
$100\,V_{Al}\,\%$	53,0	47,4	42,0	36,8	31,6	26,2	21,05	15,70	10,38	5,25	0
$100\,V_O\,\%$	47,0	51,78	55,7	59,8	63,9	68,2	72,2	76,5	80,6	84,7	88,8
$\beta = \frac{G_O + G_H}{G_{Al}}$	0,885	1,128	1,380	1,717	2,16	2,82	3,75	5,37	8,55	18,05	∞

Если мы желаем знать, сколько процентов от начального веса G ракеты имеется водорода, алюминия или кислорода, то числа $100V_H$, $100V_{Al}$ и $100V_O$ таблицы необходимо в нашем примере умножить на $G_в/G = 0{,}95$.

Нас должны интересовать здесь значения δ и V_0. Мы видим, что для сжигания алюминия требуется количество кислорода, равное 47% от веса образующейся окиси алюминия.

Если конечный вес ракеты $G_к$ составляет $^1/_{20}$ начального веса, то требуется 44,6% жидкого вещества от начального веса; мы видим далее, что при $\delta > 0{,}446$ ракета должна поднять больше чем 44,6% жидкого горючего, так как необходимо расходовать, кроме алюминия, еще и водород, дающий летучие продукты горения.

Для уменьшения запасов жидкого горючего можно было бы, конечно, давать кислород в недостаточном для полного сгорания количестве или применять отчасти другие металлы, например, сталь, требующие для сгорания мало кислорода; кроме того, можно было бы взамен водорода частично применять легкий несгораемый газ. Все это уменьшает действие ракеты, однако ввиду большой теплотворной способности алюминия (или магния, лития и некоторых других металлов) этот метод может найти применение.

[Далее чрезвычайно важными являются значения δ и ξ. Первое показывает, какую часть по весу от начального веса ракеты должны составлять жидкие горючие. Этим коэффициентом как раз определяется техническая возможность осуществления ракеты].

Самолеты могут взять с собой от 40 до 60% жидкого горючего, т. е. полный вес их может быть в $1{,}67 \div 2{,}5$ раза больше веса неснаряженного самолета. Принимая, что ракета может взять с собой до 75% жидкого горючего, получим, что полный вес ее может быть в 4 раза больше веса порожней ракеты.

[Таким образом технически реальными в нашем примере должны считаться ракеты, использующие металлическое топливо со значениями $\delta \leqslant 0{,}75$. С другой стороны, величина ξ, дающая отношение между твердыми и летучими продуктами сгорания, также определяет выбор δ. Величина ξ может быть определена только опытом. В случае если она будет меньше 0,656, ракета на металлическом горючем с отношением $G_к/G = 1/20$, взятая нами как пример, будет практически невыполнимой при современном состоянии авиационной техники.]

Опыты по изготовлению и сжиганию легких сплавов для высоко летающих ракет

Осенью 1928 г. мною совместно с сотрудниками были произведены опыты по изготовлению легких сплавов, содержащих магний, и по испытанию их на сжигаемость в воздухе. Побуждением к производству опытов служила моя мысль использовать в качестве горючего для ракет, высоко летающих самолетов полуракетного типа и для межпланетных кораблей наряду с жидким горючим также и металлы, ввиду того что одного жидкого горючего нехватает для достижения крайних высот и скоростей полета. Наиболее же радикальный метод — использование в качестве добавочного горючего частей ракеты или самолета, изготовленных для указанных целей, например, из магналия или электрона, — может дать настолько большое количество горючего по отношению к весу порожней ракеты или самолета, что при соответствующей конструкции переброска грузов и человека в межпланетное пространство и даже на другие планеты уже теперь становится вполне реализуемой.

Поэтому первостепенную важность представляет задача доказать, что сплавы, годные для постройки ракет, хорошо горят и дают в ракете большую отдачу. Последнее мною теоретически доказано.

Сила тяги ракеты

$$P = \frac{dM_г}{dt} w_г + \frac{dM_0}{dt} w_0,$$

где $\frac{dM_г}{dt}$ и $\frac{dM_0}{dt}$ — массы газа и твердых частиц (окиси металлов), выбрасываемых в единицу времени;

$w_г$ и w_0 — соответственные скорости вылета.

Ввиду того что при соударениях частиц газов с твердыми частицами общее количество движения не изменяется, т. е.

$$dM_{\text{г}}w_{\text{г}} + dM_0w_0 = \text{const},$$

при заданных расходах

$$P = \text{const},$$

т. е. тяга ракеты не изменится, даже если твердые частицы будут более или менее отставать. При этом предположено, что частицы газов и окиси металла будут отталкиваться друг от друга как вполне упругие тела, и что энергией вращения твердых частиц около их собственной оси можно пренебрегать.

Далее мы приводим перечень сплавов, представляющих интерес с точки зрения использования их в конструкции ракеты и для сжигания (табл. 2).

Таблица 2

№ по пор.	Сплав	Температура плавления, °С	Примечание
1	65% Sn, 35% Pb	182	Эвтектика
2	95% Zn, 5% Mg	335	Эвтектика $\gamma=6{,}15$
3	60% Zn, 40% Mg	338	Эвтектика $\gamma=2{,}85$
4	75% Mg, 20% Al, 1,7% Cu, 3,3% Zn	—	Алюминий вполне выгорает
5	88% Mg, 8% Al, 2% Cu, 2% Zn		Электрон вполне сгорает
6	59% Sn, 32% Pb, 5% Zn, 4% Mg	—	Загорается, но выгорает не вполне
7	63% Sn, 34% Pb, 3% Mg	—	Сгорает лишь в порошкообразном виде
8	80% Al, 20% Cu	—	
9	50% Al, 50% Cu	—	Лигатура
10	92% Al, 8% Cu	638	Хрупкий сплав, алюминий выгорает не вполне
11	59% Al, 41% Mg		
12	87% Zn, 10% Mg, 3% Al	—	Хрупкий сплав, горит хорошо
13	90,5% Zn, 4,75% Mg, 4,75% Al	—	Горит лишь в тонких листах
14	93,5% Zn, 3,2% Al, 3,3% Mg	—	Высокие механические качества, немного хрупок, плохо горит

Затруднения при изготовлении сплавов

1. Легкая окисляемость магния требовала изготовления смеси его под защитной пленкой из NaCl и $MgCl_2$ (γ=2,17 и 2,32, температуры плавления 800 и 708°) или в атмосфере инертного газа. Электрон удалось изготовить хорошо, причем пламя убиралось из-под тигля перед каждым новым вводом магния с последующим прибавлением $MgCl_2$ для образования предохраняющей пленки MgO.

Ф. Регельсбергер [1] дает следующие указания: «Для плавки магния и сплавов с большим содержанием магния применяют железные тигли с плотно закрывающимися железными крышками (рекомендуется брать для плавки легких металлов U-образный сосуд). Тиглей из глины или графита следует избегать, ввиду того что магний может соединяться с кремнием, содержащимся в них, образуя кремнистый магний, который считается у металлургов нежелательным. Кроме того, вследствие выделения других кремнистых солей может произойти изменение структуры металла и появиться опасность брака отливаемого предмета».

Для изготовления литейной формы применяют, однако, еще часто песок, очень мелкозернистый и свободный от глинистых частей, а также кокили, состоящие, например, из алюминиевой латуни (62% Cu, 31% Zn, 5% Al, 2—3,25% Fe), с целью достижения быстрого охлаждения или при оставлении в теплом состоянии медленного затвердевания.

2. При расплавлении магния, цинка и алюминия всегда образуются окиси (например, MgO, ZnO). Интересно, что карбиды магния, цинка и алюминия при обливании водой дают ацетилен C_2H_2, а при обливании HCl (γ = 1,12) еще больше ацетилена и водород. Карбид алюминия дает метан CH_4.

3. Пропусканием над расплавленным цинком, а также над сплавом 60% Zn с 40% Mg бензиновых паров, которые загораются в тигле, удавалось металл удержать от загорания, но при высокой температуре образовывался карбид. Лучше в качестве защиты от загорания металла применять водород.

4. Чтобы предотвратить перегрев металла, были изготовлены тигли, вложенные друг в друга, и промежуток между ними был заполнен расплавленным свинцом; этим удалось удержать металл в тигле без крышки мало окисляющимся.

5. Наложением крышки на тигель можно было всегда прекратить самозагорание металла, даже магния.

Испарение металлов

1. Опыты по испарению магния, цинка и кадмия предполагались, но мною еще не сделаны. Согласно указаниям Керла и Стомана с магнием могут быть получены хорошие результаты [2].

---

[1] Regelsberger, Chemische Technologie der Leichtmetalle, S, 307, 1926.
[2] Kerl u. Stohman, Enziklopäd. Handbush d. Technischen Chemie, B. II, S. 1047—1057.

2. Интересным является следующее указание [1]. Для изготовления окиси цинка его нагревают в ретортах до белого каления; пары цинка при выходе из реторты встречают воздух, подогретый до 300° С, и сгорают в ZnO.

3. Сжиганием магния, находящегося в сплаве, подогреваются другие металлы, которые после испарения сгорают; этот метод легче приводит к цели, чем предыдущий.

Сжигание сплавов в твердом состоянии

1. Как известно, лента магния горит хорошо. Если она смазана, например, гаргойлем, то ее можно через сальник подавать в пространство высокого давления и использовать в ракете.

Имеются лампы для сжигания лент магния для целей сигнализации на море и для туманных фонарей. Таким образом подача ленты может быть механизирована.

2. Много других сплавов горит в воздухе хорошо; таковы, например, сплавы, обозначенные в табл. 2 номерами 2, 3, 4 и 5.

Далее надо заметить, что прибавление к сплавам 5% или более магния делает их во многих случаях сжигаемыми. Прибавление цинка тоже увеличивает сжигаемость. Прибавление же меди, олова и свинца мало изменяет сжигаемость.

Наоборот, прибавление алюминия в больших количествах затрудняет сжигание вследствие образования предохраняющей пленки из Al_2O_3.

3. Сжигаемость в чистом кислороде или в подогретом воздухе будет лучше, чем в холодном воздухе, ввиду большого подогрева и испарения металла.

4. Расплавляя одновременно алюминий и хорошо горящий сплав, можно получать сжигание также и алюминия. Этот метод применим и к другим металлам.

5. Мною был испытан продырявленный конус (сопло ракеты), в котором сжигалась лента магния или другого сплава, причем через наружный стальной конус выпускались через отверстия газы от бунзеновской горелки [2].

Был получен осадок 23% в первой модели и 13% во второй модели. Вероятно, возможна постройка сопла без продырявленного конуса, так как температура испарения магния 2800°, а температура горения его в воздухе 4500°.

Распыливание жидкого металла

[Распыливание жидкого металла может быть произведено при помощи распылителя, устроенного так, что жидкий металл, поступающий по трубке, встречает на пути газовый поток большой ско-

---

[1] P a r t h e i l, Lehrbuch d. Chemie, S. 403, 1903.

[2] Более подробные данные об опытах с этим конусом см. статью «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов». *Прим. ред.*

рости, который и производит распыливание. Соответствующие диаметры выходных отверстий трубок распылителя, а также скорости истечения как жидкого металла, так и газа легко могут быть подсчитаны.]

Примем обозначения:

d_1 и d_2 — диаметры выходных отверстий трубок, подводящих кислород (или воздух) и расплавленный металл к месту распыления металла;

h_1 и h_2 — избыточные давления в *мм* вод. ст. у выходных отверстий;

γ_1 и γ_2 — удельные веса кислорода (или воздуха) и расплавленного металла;

ξ_1 и ξ_2 — коэффициенты потери напора от сопротивлений у выходных отверстий трубок;

v_1 и v_2 — скорости истечения соответственно в отверстиях с диаметрами d_1 и d_2;

V_1 и V_2 — объемы кислорода (или воздуха) и жидкого металла, израсходованные в единицу времени;

G_1 и G_2 — соответственные веса, израсходованные в единицу времени;

$a = G_1/G_2$ — отношение весов кислорода (или воздуха) и жидкого металла, распыленного им.

Скорости газа и металла могут быть выражены формулами:

$$v_1 = \sqrt{\frac{2gh_1}{\gamma_1(1+\xi_1)}}; \tag{37}$$

$$v_2 = \sqrt{\frac{gh_2}{\gamma_2(1-\xi_2)}}; \tag{38}$$

а так как

$$V_1 = \frac{\pi}{4} d_1^2 v_1;$$

$$V_2 = \frac{\pi}{4} d_2^2 v_2;$$

$$G_1 = \gamma_1 V_1 = \frac{\pi}{4} d_1^2 v_1 \gamma_1, \tag{39}$$

$$G_2 = \gamma_2 V_2 = \frac{\pi}{4} d_2^2 v_2 \gamma_2, \tag{40}$$

то, деля (39) на (40), получим

$$a = \frac{d_1^2 v_1 \gamma_1}{d_2^2 v_2 \gamma_2}.$$

Подстановкой сюда v_1 и v_2 из уравнений (37) и (38) получаем

$$\frac{d_1^2}{d_2^2} = \frac{a\gamma_2}{\gamma_1}\sqrt{\frac{h_2}{\gamma_2(1+\xi_2)}\frac{\gamma_1(1+\xi_1)}{h_1}} = a\sqrt{\frac{h_2\gamma_2(1+\xi_1)}{h_1\gamma_1(1+\xi_2)}}$$

или

$$\frac{d_1}{d_2} = \sqrt{a}\cdot\sqrt[4]{\frac{h_2\gamma_2(1+\xi_1)}{h_1\gamma_1(1+\xi_2)}}. \qquad (41)$$

Далее находим подстановкой значений v_1 и v_2 в формулы (39) и (40):

$$G_1 = \frac{\pi}{4}d_1^2\sqrt{\frac{2gh_1\gamma_1}{(1+\xi_1)}}, \qquad (42)$$

$$G_2 = \frac{\pi}{4}d_2^2\sqrt{\frac{2gh_2\gamma_2}{(1+\xi_1)}}. \qquad (43)$$

Отсюда непосредственно находим d_1 и d_2:

$$d_1 = \sqrt{\frac{4G_1}{\pi}\sqrt{\frac{1+\xi}{2gh_1\gamma_1}}}. \qquad (44)$$

$$d_2 = \sqrt{\frac{4G_2}{\pi}\sqrt{\frac{1+\xi_2}{2gh_2\gamma_2}}}. \qquad (45)$$

[Следует в качестве газа, производящего распыливание, брать или воздух (для первоначальных опытов), или кислород и производить сжигание металла сразу после выхода его из распылителя.]

1. *При первых опытах может быть применен сплав состава* 65% Sn и 35% Pb. Здесь мы должны получить однородное расплавление, так как этот состав приблизительно представляет собой эвтектику и вполне расплавляется при 182° С. Другое процентное соотношение между металлами дало бы лишь частичное расплавление при определенной температуре, что могло бы привести к закупориванию небольшого сравнительно выходного отверстия трубки распылителя или к израсходованию более легкоплавкой части в первую очередь, а это могло бы сильно отразиться на горении распыленного металла.

В табл. 3 даны физико-химические величины, характеризующие составные элементы указанного сплава.

О л о в о окисляется при плавлении на поверхности; при нагревании до белого каления сгорает в окись олова, испуская сильный белый свет.

С в и н е ц при плавлении с доступом воздуха покрывается свинцовым «пеплом», состоящим из смеси окиси свинца с закисью. При

Таблица 3

Материал	Точка плавления °С	Точка кипения °С	Атомный вес	Теплотворная способность *кал/моль*	Реакция горения
Олово	231,8	2200	118,7	141,3	$Sn+O_2$
Свинец	327,4	1600	207,2	50,8	Pb+O

продолжительном плавлении с доступом воздуха свинец может быть полностью переведен в окись.

Оловянные сосуды, обтянутые войлоком, могут с успехом применяться для хранения жидкого кислорода. Так как свинец при температуре жидкого кислорода делается упругим и приобретает механические качества серебра, его также можно было бы применять для этой цели. Это касается также указанного выше сплава (65% Sn+35% Pb). Подсчитывая теоретическое количество кислорода, необходимого для сгорания 1 *кг* указанного сплава, найдем, что сплав требует для этого 20,19% кислорода. Если сплав сжигать в воздухе, то при содержании в последнем 23,1% кислорода потребуется для полного сгорания 87,3% воздуха.

При опытах удалось распыливать сплав 65% Sn+35% Pb с холодным воздухом и кислородом. Сгорания при этом получено не было, а образовались крупинки диаметром 0,1—0,3 *мм* в виде нитей и капель. Эти данные были получены при помощи микрофотографии. Причиной неполучения сгорания явилось остывание сплава в холодном воздухе [1].

[2. Далее Ф. А. Цандер упоминает о своих опытах по распыливанию сплава 60% Zn+40% Mg, затем чистого цинка и антифрикционного металла. Все эти опыты имели целью установить условия удовлетворительной конструкции распылителя. Они показали необходимость подогрева воздуха и уменьшения длины пути расплавленного металла от тигля (или другого сосуда) к распылителю [2].

Ф. А. Цандером построен специальный тигель с непосредственной подводкой жидкого металла к распылителю и с подогревом

---

[1] В рукописи Ф. А. Цандера имеется подробный анализ сравнения ракеты, использующей сплав 65% Sn+35% Pb, с ракетой на бензине. Ввиду того что конечные выводы вполне совпадают с выводом раздела 3 настоящей статьи, этот анализ опущен. *Прим. ред.*

[2] Так как современная техника уже имеет удовлетворительно работающие аппараты для распыливания металла (например, известный аппарат Шоопа), то мысль Ф. А. Цандера о возможности такого распыливания является реальной.

Также вполне реально и последующее сжигание металла. Здесь можно сослаться на алюминиево-кислородную сварочную горелку (см. «Новости техники, № 232 от 20 ноября 1932 г., заметка 5555, или Тихонравов, Ракетная техника, ОНТИ, 1935, стр. 21). Эта горелка работала на алюминиевой пыли. *Прим. ред.*

воздуха в медной трубке, окруженной жестяным кожухом. С этим прибором им велись только предварительные опыты.]

3. Интересным является распыливание металла с воздухом и азотнокислым аммонием, серой или другим веществом, развивающим достаточно теплоты.

4. Кроме того, вполне мыслимо использование металлов в виде порошка или в виде порошка, распределенного в другом веществе: например, магниевые опилки в канифоли или в целлулоиде.

[5. Ф. А. Цандер всегда обращал большое внимание на экономическую сторону вопроса и поэтому далее в рукописи он приводит сводку цен на металлы, которые можно использовать в качестве горючего в ракете. Эта сводка в настоящее время не представляет интереса, так как составлена на основании источников 1900—1924 гг. по книге Regelsberger «Technologie d. Leichtmetalle», S. 347.]

О проектировании высоко летающих ракет

[Здесь Ф. А. Цандер упоминает ракеты с боковыми сосудами для жидкого топлива, которое используется в первую очередь, а затем сосуды сгорают в главной ракете, оборудованной метеорографом и гироскопом [1]. Далее в качестве приложения приводятся две таблицы теплотворных способностей некоторых металлов и других соединений при горении в кислороде или фторе. Выборка из этих таблиц опубликована в настоящем издании (см. стр. 120)].

Ракетный двигатель, работающий на металлическом или вообще твердом горючем

Конструкция такого двигателя должна иметь целью исследование и первое применение твердого горючего, главным образом металлического и пластических масс. В дальнейшем предполагается ввиду невозможности достижения больших высот и дальностей полета с помощью одного лишь жидкого горючего делать ракету специальной конструкции, позволяющей использовать бóльшую или меньшую часть самой ракеты в качестве горючего. Эта часть должна изготовляться или из металла или из пластических масс. Как подробнее указано в моей книге «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов» на стр. 43—51 и 71—72, возможны конструкции, при которых почти вся масса реактивного прибора служит горючим материалом. Предел крепости материалов при указанных конструкциях не связывает нас более,—все зависит от уменья конструктора, и, по моему убеждению, ракеты, использующие большую

[1] Этот параграф, очевидно, являлся заключением к докладу Цандера и касался ближайших перспектив использования металлического топлива. Как видно из приведенного перечисления пунктов, которых коснулся Цандер, это применение мыслилось им для стратосферной ракеты с гироскопом для сохранения устойчивости. *Прим. ред.*

часть своей конструкции в качестве горючего, будут первыми, при помощи которых удастся практически перебросить аппараты на громадные расстояния, через океаны и даже вполне отделиться от земного шара.

Отсюда вытекает важность опытного конструирования ракетных двигателей указанного типа. Первый опытный двигатель должен быть приспособлен к установке на ракете. Горючее для него составляет, с одной стороны, пылевидное твердое топливо, например, пыль магния, бериллия, алюминия, угольная пыль и т. д. С другой стороны, предполагается расплавлять их сплавы, пластмассы, а в дальнейшем в летающей ракете — части ее конструкции для увеличения дальности полета. В помощь вышеуказанному горючему в целях предупреждения загрязнения камеры сгорания и входной части сопла должно быть применено некоторое количество жидкого горючего: бензина, этилового спирта, керосина и т. п.

В качестве окислителя предполагается применять жидкий кислород или тетроксид азота.

Пылевидное топливо предполагается частично использовать в качестве термоизоляции для кислородных баков.

В соответствии с вышеизложенным, необходимы три бака: один — для жидкого кислорода и окружающего его пылевидного топлива, второй — для жидкого горючего и третий — для кускового твердого горючего. Внутри этого последнего бака должны быть предусмотрены дымогарные трубки для расплавления кускового горючего. В дымогарных трубках происходит также горение жидкого горючего; как на вариант можно указать на камеру сгорания, окруженную рубашкой, внутри которой производится расплавление твердого горючего; в этом случае специальное отопление бака для него отпадает.

Жидкое горючее и окислитель, вероятно, можно будет подавать в камеру сгорания при помощи центробежных насосов, а расплавленный металл — при помощи инжектора, работающего испаренным окислителем. Привод центробежных насосов следует попробовать осуществить либо от ветрянки, либо от специальной газовой турбинки, или, наконец, используя для вращения турбинки дутье сопла.

Для лучшего испарения окислителя можно его пускать вокруг камеры сгорания. Можно будет также заменить систему водяного охлаждения сопла и подогрев водой окислителя аналогичной системой, в которой, однако, циркулирует не вода, а жидкое горючее.

В трубопроводах должны быть устроены краны, служащие для регулирования или выключения тех или иных частей двигателя.

Задняя часть камеры сгорания и сопло могут иметь кожух такой формы, что получится притягивание наружного воздуха, который увеличивает реакцию струи, действуя как воздушный ракетный двигатель.

СРАВНЕНИЕ РАСХОДА ТОПЛИВА ДЛЯ СЛУЧАЯ, КОГДА КИСЛОРОД БЕРЕТСЯ ИЗ АТМОСФЕРЫ, И ДЛЯ СЛУЧАЯ, КОГДА ОН ЗАПАСЕН В РАКЕТЕ[1]

Можно себе представить летательный аппарат в виде самолета, который разгоняется в атмосфере Земли до скоростей, необходимых для вылета за пределы атмосферы. При скорости полета 8 *км/сек* центробежная сила, развиваемая при облете вокруг Земли, равна притяжению последней. Поэтому самолет при скоростях полета, больших 8 *км/сек*, должен лететь на спине, чтобы воздух производил давление на поверхности крыла сверху вниз, а не снизу вверх; иначе аппарат улетит из земной атмосферы и его нельзя будет дальше ускорять, если его двигатели устроены так, что необходимый кислород берется из атмосферы.

Такими двигателями могли бы быть поршневые двигатели, турбины или ракеты, а также такие комбинации двигателей с ракетами, при которых последние работают как инжекторы в паровых котлах. Кроме того, двигатели могут подавать в ракету жидкое горючее и некоторое количество атмосферного воздуха под давлением, остальное количество воздуха может притягиваться в ракеты со всех сторон. Если при этом в ракете образуется достаточный скоростной напор, то в самой ракете можно сжигать горючую смесь и получать к работе двигателей большую добавочную работу от давления и расширения сгоревших газов в ракете.

Выгодную сторону этого метода полета представляет малый расход горючего по сравнению со случаем, в котором берут кислород с собой; но большое затруднение представляет вес двигателей и пропеллеров, которые при больших скоростях полета выходят большими и весьма тяжелыми.

При комбинации двигателей с ракетой, в особенности если в последней сжигать также твердый строительный материал, получим метод полета, который может иметь большое значение.

Примем обозначения:

g_0 — ускорение силы тяжести на поверхности Земли;
G_0 — полный вес аппарата до полета;

---

[1] Эту статью Ф. А. Цандер написал в 1925 г. *Прим. ред.*

G_1 — вес аппарата после периода действия двигателей и ракеты при условии, если вес определять при ускорении g_0;
$G_г$ — вес горючего материала, необходимого для полета, за исключением веса кислорода;
$G_к$ — вес кислорода, необходимого для полета;
$x = G_к/G_г$ — отношение веса кислорода к весу горючего;
H — теплотворная способность 1 *кг* горючего в *кал*;
A — работа для поднятия веса G на известную высоту;
R — радиус земного шара.

Тогда работа поднятия груза G_1, которую необходимо совершить для того, чтобы удалить его от поверхности Земли до бесконечности, будет

$$A_0 = RG_1,$$

а работа на сообщение весу G_1 скорости, необходимой для вечного кружения вокруг Земли, будет

$$A_{кр} = \frac{1}{2} RG_1.$$

Если A выражено в *кгм*, то

$$A = \eta H G_г \cdot 427, \tag{1}$$

где η — средний к. п. д. аппарата, т. е. отношение полезно произведенной им работы ко всей затраченной энергии, содержащейся в горючем материале.

Вес необходимого горючего

$$G_г = \frac{A}{\eta H \cdot 427}, \tag{1a}$$

а вес кислорода

$$G_к = xG_г = \frac{xA}{\eta H \cdot 427}. \tag{2}$$

Отсюда общий вес горючего и кислорода

$$G_г + G_к = (1 + x) G_г = \frac{(1 + x) A}{\eta H \cdot 427}. \tag{3}$$

В случае, если кислород не был взят с собой, получаем для полного веса аппарата выражение

$$G_0 = G_1 + G_г = G_1 \left(1 + \frac{A}{G_1} \frac{1}{427 H \eta}\right), \tag{4}$$

а для случая, в котором кислород взят с собой,

$$G_0' = G_1 + G_г + G_к = G_1 \left(1 + \frac{A}{G_1} \frac{1 + x}{427 H \eta}\right). \tag{5}$$

Определим отношения полных весов аппарата к его конечному весу, т. е. величины G_0/G_1 и G'_0/G_1 для аппарата, в котором топливо состоит из водорода с кислородом. Предположим, что требуется преодолеть силу земного притяжения.

Тогда

$$R = 6370 \cdot 10^3 \text{ м},$$

$$H = 34\,000 \text{ кал/кг}$$

и

$$x = \frac{G_к}{G_г} = \frac{16}{2} = 8.$$

Подстановкой этих значений R, H и x в формулы (4) и (5) получаем

$$\frac{G_0}{G_1} = 1 + \frac{6370 \cdot 10^3}{427 \cdot 34\,000\eta} = 1 + \frac{0{,}439}{\eta} \qquad (4a)$$

и

$$\frac{G'_0}{G_1} = 1 + \frac{(1+8)\,0{,}439}{\eta} = 1 + \frac{3{,}95}{\eta}. \qquad (5a)$$

Если требуется лишь достижение кружения вокруг земного шара, то, как было указано выше, необходимая полезная работа будет

$$A = \frac{1}{2} RG_1.$$

Следовательно,

$$\frac{G_0}{G_1} = 1 + \frac{0{,}439}{2\eta} \qquad (4b)$$

и

$$\frac{G'_0}{G_1} = 1 + \frac{3{,}95}{2\eta}. \qquad (5b)$$

Отношение веса горючего к полному весу аппарата будет в первом случае:

$$\frac{G_г}{G_0} = 1 - \frac{G_1}{G_0} = \frac{\frac{A}{G_1}}{\frac{A}{G_1} + 427 H\eta} \qquad (6)$$

и во втором случае

$$\frac{G_г + G_к}{G_0'} = 1 - \frac{G_1}{G_0'} = \frac{\frac{A}{G_1}}{\frac{A}{G_1} + \frac{427 H \eta}{1 + x}}. \qquad (7)$$

По формулам (4)—(7) подсчитаны отношения полного веса аппарата к конечному весу аппарата и веса топлива к полному весу для случаев, когда кислород берется с собой и когда он заимствуется из атмосферы. Эти отношения определялись как в первом, так и во втором случаях в предположении, что требуется получить скорости, соответствующие вылету из сферы земного тяготения в одном случае и кружению вокруг Земли подобно Луне в другом.

Все подсчеты проведены при различных к. п. д. аппарата. Результаты сведены в табл. 1.

Эта таблица дает наглядное представление о том, сколько необходимо взять горючего с собой и во сколько раз конечный вес аппарата меньше его начального веса, если средний к. п. д. всех двигателей, включая и ракету, известен. В будущем при указанном горючем, может быть, и можно будет осуществить кружение вокруг Земли при $\eta = 0{,}2$, что соответствует $G_г : G_0 = 0{,}523$ для случая I; все же этот случай весьма трудно осуществим. Случай II требует, как видно из таблицы, еще бо́льшего расхода горючего, и применение исключительно водорода с кислородом встретит большие затруднения, так как при $\eta = 0{,}2$ для кружения вокруг Земли необходимо взять с собой горючего и окислителя 90,8% от полного веса корабля.

Из формул (4) и (6) видно, что в случае I требуется горючее, у которого теплотворная способность H — возможно большая величина. Этому может соответствовать водород. Из формул же (5) и (7) видно, что в случае II необходимо топливо, для которого величина $H : (1 + x)$, т. е. теплотворная способность 1 *кг* смеси является наибольшей.

Имеется несколько смесей металлов с кислородом, для которых $H : (1 + x)$ больше, чем для водорода с кислородом. Используя твердый материал, т. е. металлические части аппарата, не нужные для дальнейшего полета, мы будем в состоянии при $\eta = 0{,}2$ полностью преодолеть притяжение земли, израсходовав (как это видно из табл. 1) 95,2% полного веса аппарата в качестве горючего.

Конечный вес аппарата тогда будет приблизительно в 20,8 раз меньше начального.

Ниже приводим таблицу теплотворных способностей разных металлов и других горючих (табл. 2), которые отличаются или большой теплотворной способностью на единицу смеси с кислородом или легкостью их применения.

Таблица 1

		Преодоление всего земного притяжения $A/G_1 = R$				Кружение вокруг Земли $A/G_1 = R/2$			
Коэффициент полезного действия		1,0	0,5	0,2	0,1	1,0	0,5	0,2	0,1
Случай I Взято только горючее (без кислорода)	Отношение полного начального веса к конечному весу G_0/G_1	1,439	1,878	3,195	5,39	1,220	1,439	2,098	3,195
	Отношение расхода горючего к полному начальному весу аппарата $G_г/G_0$	0,305	0,467	0,687	0,814	0,180	0,305	0,523	0,687
Случай II Взяты и горючее и кислород	Отношение полного начального веса к конечному весу аппарата G_0'/G_1	4,95	8,90	20,75	40,5	2,98	4,95	10,89	20,75
	Отношение общего расхода горючего и кислорода к полному начальному весу аппарата $(G_г + G_к)/G_0'$	0,798	0,8875	0,9518	0,9753	0,666	0,798	0,908	0,9518

Таблица 2

Название	Составляющие	Соединение	Молекулярный вес	Теплотворная способность на 1 *кг* смеси
Окись лития	Li_2+O	Li_2O	30	4 710
Ангидрид бора (аморфного)	B_2+O_3	B_2O_3	70	3 900
Окись алюминия	Al_2+O_3	Al_2O_3	102	3 730
Окись магния	$Mg+O$	MgO	40	3 690
Вода (продукты—газ)	H_2+O	H_2O	18	3 240
Вода (продукты — жидкость)	H_2+O	H_2O	18	3 830

Если будет возможно применение озона взамен кислорода, то на каждый грамм его в 1 *кг* соединения прибавляются 0,640 *кал* теплотворной способности.

ПЕРЕЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ [1]

(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.

Мною 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».

При парашюте отпадает возможность свободного выбора места спуска и дальнейшего полета в случае временной остановки двигателя, так что его следовало бы применять лишь для полетов без людей. Ту часть ракеты, которою управляет человек, необходимо снабжать аэропланом. Для спуска 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.

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

---

[1] Напечатано в журнале «Техника и жизнь», № 13, 1924.

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 бóльшим числом оборотов. Взамен винтомоторной группы можно применять ракету, приспособленную к летанию в воздухе и действующую своей толкательной силой по направлению полета.

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/сек.*

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 получаются больше, чем при обыкновенной ракете, для которой коэффициент полезного действия при скоростях полета до 400 *м/сек* очень мал.

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

5. Во время полета ракетой необходимо втягивать 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.

6. При скоростях, близких к 8 *км/сек,* выгодно вылететь из земной атмосферы под малым уклоном к горизонту, так как при этой скорости центробежная сила, развиваемая от кружения вокруг земного шара, равна 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/сек.* 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.

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

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 не в комбинации 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 $^{1}/_{3}$ до $^{1}/_{7}$ 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 бо́льшие 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, необходи-

мых 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, в виду 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 строительного 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 Я. И. 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.

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 10 000 *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 геликоптером, 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. Последняя поэтому выходит меньших размеров. 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/сек*). С помощью такой ракеты можно легко вылететь из земной атмосферы, а потом перелететь на другие планеты.

Эти ракеты должны давать толкающую силу не бóльшую, 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/сек,* 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/сек,* 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 это важно, 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 — втягивать или складывать крылья самолета, втягивать шасси внутрь фюзеляжа, устроить открытый или закрывающийся котел и расплавлять в нем втянутые части самолета, а также и двигатель [1], причем все предполагается состоящим по возможности из дуралюмина 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. По моим расче-

---

[1] Здесь речь идет о двигателе внутреннего сгорания, которым снабжается самолет, для того, чтобы преодолеть нижние, более плотные слои атмосферы. *Прим. ред.*

там огромная теплота, получаемая при горении алюминия в кислороде, большей частью передается летучим продуктам горения 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, магналием. Алюминий кипит под давлением одной атмосферы при 1800°, 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 и магний развивают больше теплоты, нежели водород: 3730 калорий против 3240 калорий на 1 *кг* при низшей теплотворной способности водорода, а литий развивает 4710 калорий, т. е. в 1,45 раз больше теплоты, нежели водород с кислородом. Мною было далее расчетом установлено, что, во-первых, частицы окиси алюминия успеют отдать еще в самой ракете бóльшую 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 немного меньше, нежели при материалах с одними летучими продуктами.

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 ракеты. 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—1918 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 10 000 *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, приспособленной к движению в воздухе, например, конструкции Мело, либо, как в исследуемом мною случае, на самолете с двигателем высокого давления, питающемся жидким кислородом взамен атмосферного воздуха, и подниматься под некоторым углом вверх, регулируя скорость полета в зависимости от высоты полета так, чтобы сила сопротивления воздуха оставалась 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, вытянуть 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/сек*, то на высоте 28 *км* по моим расчетам он должен вследствие уменьшения плотности атмосферы лететь уже со скоростью приблизительно 400 *м/сек*. 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/сек* будет достигнута таким путем на высоте приблизительно 85—90 *км* над поверхностью земли. Но уже при скорости 8 *км/сек* 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.

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 стр. 77 (4—5 изд. 1923 г.) он говорит: «Главное, пожалуй, даже единственное препятствие к немедленному осуществлению реактивного небесного дирижабля — это отсутствие достаточно сильного взрывчатого вещества. Мы не знаем источни-

ка, 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 примешан магний или сплав металлов к летучим продуктам горения.

В настоящее время уже делают аэропланы, весом много превосходящие 10 000 *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, 30 000 *кг*, то коэффициент полезного действия всех двигателей мог бы быть намного меньшим, нежели в случае, если начальный вес равен 10 000 *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 раке-

тах. 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 10 000 *кг*.

Лететь при помощи ракеты выгодно только до скорости 8 *км/сек*, 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/сек*, но для достижения, например, Марса, как показывают расчеты, по меньшей мере еще 2,7 *км/сек*, так что всего требуется $\sqrt{11{,}18^2+2\cdot 7^2}=11{,}5$ *км/сек*. Для другой ближайшей планеты — Венеры — требуется 2,3 *км* добавочной скорости или всего 11,4 *км/сек*; для достижения других планет — еще больше.

При этих условиях ракета в каждый перелет расходует излишне огромное количество горючего. Даже если она работает водородом и кислородом, мы получаем следующие цифры: если вес аппарата на земле равнялся 10 000 *кг*, то он при достижении скорости 8 *км/сек* будет равен вследствие расхода горючего приблизительно 1000 *кг*, а 11,18 *км/сек* — только 500 *кг*. При дальнейшем увеличении скорости вес уменьшается в геометрической прогрессии.

Если, с другой стороны, рассчитать вес алюминиевого зеркала площадью 100 000 $м^2$ и толщиной 1 : 1000 *мм*, которое может дать межпланетному кораблю весом 500 *кг* силу светового давления (даже при невыгодном направлении этого давления), 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 лишь 1 : 2400 *мм* (см., например, статью в журнале «Успехи физических наук» под ред. проф. Лазарева, стр. 144, том I, вып. 2, 1918). Толщины, при которых листы серебра уже начинают пропускать свет, еще меньше (см. статью в журнале «Annalen der Physik», 1915, № 14, стр. 763—790, про опыты, касающиеся коэффициента преломления в просвечиваемых тонких слоях металлов). Эдиссон уже изготовил никелевые листы толщиной 1 : 1000 *мм* размерами 1600 *м* × 2 *м* (см. Циолковский, Гондола металлического

дирижабля, стр. 24). Если бы Эдиссону предложили изготовить из этих листов вышеописанного типа зеркало для межпланетного корабля, то он эту задачу, по всей вероятности, легко решил бы конструктивно [1].

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. В дальнейшем можно при помощи еще бо́льших 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 растет в арифметической, а вес зеркала увеличивается лишь пропорционально квадрату скорости аппарата. Для достижения скорости 100 *км/сек* требуется зеркало в 100 раз больше, нежели для достижения 10 *км/сек,* конечно, при условии, если длина пути в обоих случаях одинакова. А для достижения ракетой скорости 100 *км/сек* требуется в 37 000 миллионов раз больший начальный вес, нежели для достижения скорости 10 *км/сек.*

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/сек,* а в дальнейшем лишь для быстрых изменений пути при облете метеорных потоков. В комбинации с самолетом ракета дает 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 помощью тончайших зеркал, которые вращаются для придания им жесткости, как, например, мягкие винты дирижабля системы Парсеваля.

По отношению к применению тонких зеркал инж. Я. И. 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 рассмотренном 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 самом межпланетном пространстве в том

---

[1] Пешехонские золотобои расплющивают золото для покрытия до толщины 0,0001 *мм. Прим. ред.*

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 газообразное, 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 материалов 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/сек* будет совершаться в атмосфере Земли и поэтому по крайней мере часть кислорода для горения может быть заимствована из атмосферы; отсюда следует, что не исключена возможность получения скорости 8 *км/сек* 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 дуралюмина, 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, затраты 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 устройством сосуда для плавки металла, а также над выработкой наибо-

лее 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.

ОПИСАНИЕ МЕЖПЛАНЕТНОГО КОРАБЛЯ СИСТЕМЫ Ф. А. ЦАНДЕРА [1]

В предложенных до сих пор проектах высотных ракет имелись следующие недостатки:

1. Огромная величина ракеты увеличивает опасность возможного взрыва ее, так как вес горючего и окислителя составляет бо́льшую часть веса всей ракеты.

2. Необходимость расходовать огромное количество горючего в ракете при обратном спуске на землю при помощи реактивного действия во много раз увеличивает вес и сильно удорожает перелет.

3. Применение динамической поддержки ракеты вырывающимися из нее газами в случае несвоевременной остановки ракеты даже с применением парашюта может привести к катастрофе.

4. При спуске в атмосферу при помощи парашюта или действием ракеты, или обоими способами вместе нет возможности свободного выбора места посадки, ракета же требует расхода добавочного горючего.

5. Для достижения космических скоростей необходимо применять огромные ускорения, оказывающие отрицательное физиологическое действие на организм человека.

6. Наконец, необходимость иметь малое отношение $G_к/G_0$, где $G_к$ — вес конструкции, а G_0 — начальный вес, делает все проекты неосуществимыми по конструктивным соображениям.

В предлагаемой мною конструкции ракета связана конструктивно с двумя самолетами: одним большим для подъема и вторым, во много раз меньшим, для спуска.

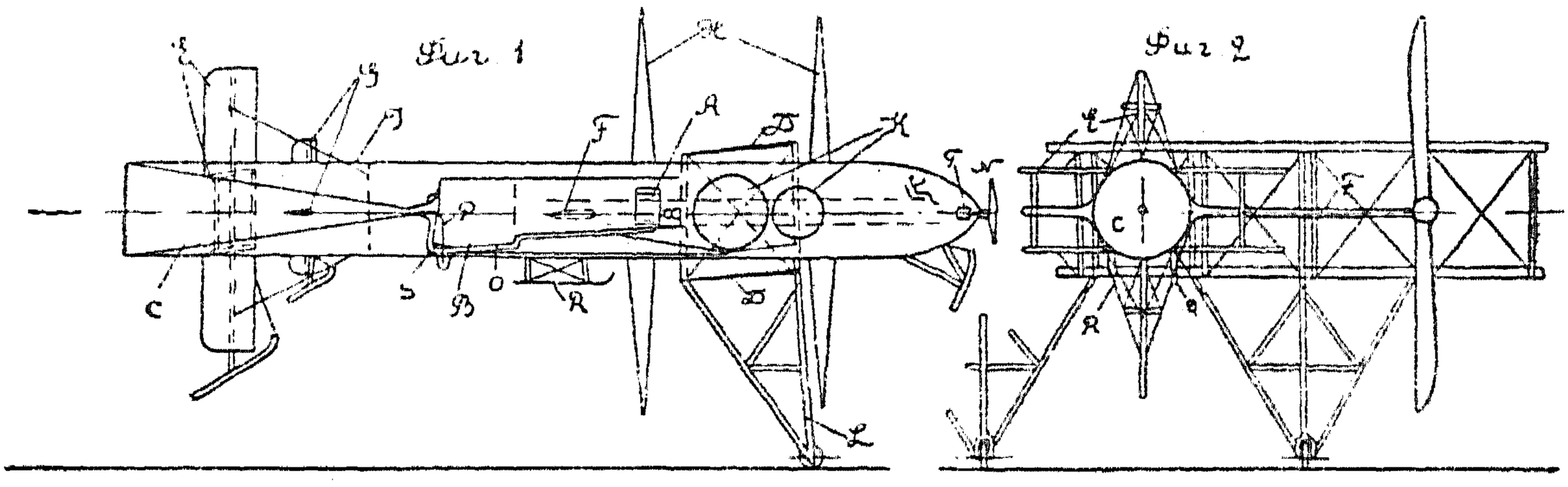
На малых высотах ракета приводится в движение двигателем особой системы, так как ракета при малых скоростях полета имеет малый к. п. д.

Части конструкции большого самолета используются в качестве добавочного горючего вместе с жидким горючим, ввиду того что последнего для достижения космических скоростей нехватает. Самолет при этом предполагается строить из дуралюмина, электрона или другого подобного сплава металлов.

---

[1] Впервые напечатана в сборнике «Ракетная техника», вып. 5, 1937. В сборнике статей Ф. А. Цандера (Оборонгиз, 1947 г., стр. 24—29) эта статья опубликована под названием «Конструкция далеко летающей ракеты».

Предлагаемая ракета (фиг. 1) состоит из корпуса, снаружи похожего в данном выполнении на снаряд. К корпусу прикреплены крылья большого складываемого самолета с убирающимся шасси и с двигателем особой системы, приводящим в движение винты. Сзади к корпусу прикреплены рули большого самолета, которые, так же как и крылья с пропеллерами, могут быть втяну-



Фиг. 1. Межпланетный корабль системы Ф. А. Цандера (проект).

ты внутрь корпуса. Внутри корпуса заключен малый самолет с рулями, шасси, добавочным винтом и двигателем к нему. Внутри корпуса помещаются также баки для горючего, котел для расплавления втягиваемых частей самолета и ракета, в которой работают сгоревшие газы и сгоревший металл. Под котлом находится топка. Газы, охлаждая сначала камеру сгорания, поступают из баков в топку, расплавляют металл и поступают затем в горло ракеты. Расплавленный металл поступает через специальную трубу в камеру сгорания либо инжекторным действием, либо нагнетаемый особым насосом, подогреваясь в той части трубы, которая входит в камеру сгорания. Затем жидкий металл распыливается, отчасти испаряется и смешивается с подаваемым кислородом, сгорая в камере. Сгорание металла большой теплотворной способности увеличивает

температуру газообразных продуктов и поэтому сильно увеличивает эффективность ракеты. Части самолета (винты, шасси, рули и др.) втягиваются в корпус через щели, имеющиеся в вертикальных боковых выступах корпуса.

В случае большой потребности в горючем (для достижения космических скоростей) в котле могут расплавляться и баки для горючего, а также и двигатель [1], причем особая сетка задерживает части, состоящие из более тугоплавких материалов, от попадания в отводную трубу.

Можно применять самолеты разных систем, а также использовать корпус ракеты в качестве поддерживающей поверхности.

Предлагаемая ракета поднимается с земли как обыкновенный самолет. Особый двигатель высокого давления, использующий жидкий кислород, дает самолету возможность подниматься до высоты примерно 25—30 *км* над поверхностью земли.

Скорость полета при этом должна по мере убывания плотности воздуха возрастать таким образом, чтобы угол атаки крыльев, необходимый для удерживания самолета на данной высоте, не сильно менялся. На высоте приблизительно 28 *км* над поверхностью земли достигается скорость 350—450 *м/сек*; здесь следует привести в действие ракету, через которую до высоты 28 *км* для усиления тяги можно пускать отработанные газы двигателя. Теперь или спустя некоторое время после пуска ракетного двигателя следует двигатель остановить, так как пропеллеры не выдерживают слишком больших окружных скоростей; при меньших же окружных скоростях они будут иметь низкий к. п. д.

Потом втягивается шасси в котел, расплавляется и используется как горючий материал для ракеты. Последняя при этом поднимается все выше, ускоряя полет. По мере уменьшения веса ракеты крылья втягиваются, причем это производится сначала только для двух крайних наружных секций крыльев и притом симметрично. Через некоторое время то же производится для второй секции, затем для третьей и т. д.

Втягивание может производиться разнообразными способами, например, так, как укорачивается телескоп, что легко осуществимо при монопланах. Тогда наружные секции могут быть втянуты в котел через все остальные секции крыльев, и особое сматывание покрытия с крыльев отпадает.

Затем втягиваются рули большого самолета и расплавляются. Подаются также в котел двигатель и его баки и сокращается длина корпуса корабля. То же производится и с самими механизмами для втягивания частей самолета.

К концу периода ускорения ракеты при достижении скоростей, необходимых для вылета из пределов земной атмосферы, для вра-

---

[1] Здесь под двигателем следует понимать двигатель большого самолета, который предназначен для вращения пропеллеров. *Прим. ред.*

щения вокруг Земли или даже для перелета на другие планеты, остается маленький самолет с крыльями, рулями, котлом, собственно ракетой, укороченным корпусом, пропеллером, двигателем, шасси и необходимым внутренним оборудованием.

Для передвижения в пространстве, начиная со скорости 8 *км/сек* (необходимой для вращения вокруг земного шара), взамен ракеты можно пользоваться особыми маловесными зеркалами большой площади, изменяя скорость и направление полета давлением света, падающего на них [1].

Для того чтобы снизиться на Землю или на планету, обладающую атмосферой, необходимо лететь так, чтобы полет в атмосфере имел горизонтальное направление. При скоростях, больших 8 *км/сек*, полет в атмосфере на постоянной высоте должен совершаться так, чтобы самолет летел на спине и чтобы давление воздуха на крылья было направлено к Земле. При скоростях, меньших 8 *км/сек*, можно лететь в обыкновенном положении, описывая кривую для спуска в желаемом месте. Этому еще может способствовать маленький двигатель с пропеллером.

Главными преимуществами предложенных здесь конструкций по сравнению с предложенными до сих пор конструкциями являются следующие факторы технического и экономического характера, не считая предложения об использовании металлического топлива:

1. Применение маленького самолета с крыльями дает возможность спуска планирующим полетом на Землю и планеты, обладающие атмосферой. Этим уменьшается общий вес межпланетного корабля в 15—20 раз по сравнению с кораблем, спускающимся действием ракеты (если вес корабля после обратного спуска на Землю считать в обоих случаях одинаковым).

2. Применение самолета для подъема и спуска на Землю или планеты, обладающие атмосферой, гарантирует безопасность пассажиров в большей степени, нежели применение парашютов и подъемных ракет. При подъеме можно при случайной остановке двигателя перейти в безопасный планирующий спуск и снова запускать двигатель. При ракете же с парашютом будет весьма затруднительно втягивать поддерживающий парашют и снова запускать двигатель. Поэтому в предложенных прежде конструкциях остановка ракеты будет связана с необходимостью спуска на Землю. а остановка непосредственно после отлета или при больших скоростях, немного меньших 8 *км/сек*, будет связана, по всей вероятности, даже с гибелью пассажиров. При остановке сразу после отлета парашют не успеет раскрыться, а при снижении на больших скоростях парашют легко может оторваться. Это в предлагаемой мною

---

[1] Ниже (стр. 361—381) помещена специальная работа Ф. А. Цандера, под названием «Использование силы давления света для полетов в межпланетном пространстве. Давление света на комбинированные зеркала». *Прим. ред.*

комбинации самолета с ракетой и двигателем не имеет места. Поддержка ракеты на весу вырывающимися газами мною заменена поддержкой крыльями самолета. В этом случае ракета во всякий момент безопасно покоится на своем самолете, чего нет у подъемной ракеты с парашютом. Сильно развитая авиационная техника и разработанность самолетных конструкций позволяют преодолеть затруднения, могущие встретиться при полете.

3. Возвращаясь на Землю, мы используем огромное количество кинетической энергии, приобретенное ракетой при подъеме. Мы можем облететь с этим запасом энергии при планирующем спуске на маленьком самолете половину земного шара и спуститься в любом месте.

4. Необходимая толкающая сила (тяга) ракеты в моей конструкции равна лишь $^1/_6$—$^1/_3$ веса всего корабля, между тем как при подъемных ракетах необходимая сила составляет 4—10-кратный начальный вес корабля.

5. Вследствие меньшей кажущейся тяжести пилот может свободно управлять ракетой, между тем как при подъемных ракетах он должен в течение периода ускорения подвергаться вредному действию этого последнего. Кроме того, большие ускорения затрудняют наблюдение за работой машины.

6. Уход за предлагаемой здесь ракетой, которая в 10—60 раз меньше соответственной подъемной ракеты, легче, нежели уход за огромной ракетой. Опасность для пассажиров в случае порчи или взрыва малой ракеты меньше, нежели при взрыве большой ракеты.

7. При помощи предлагаемой здесь конструкции весьма легко производить опытные полеты ввиду возможности ежеминутно пускать или останавливать двигатель или ракету.

Вопросы подъема и спуска далеко летающих ракет моей системы также мною разработаны.

Предложенные здесь конструкции ракет могут служить, кроме межпланетных путешествий, также и для спешных перелетов на земле в высших слоях атмосферы и над нею; они могут перевозить тяжести и пассажиров.

ПОЛЕТЫ НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ

(Теория межпланетных путешествий)

ОТ РЕДАКЦИИ

Настоящая статья, написанная Ф. А. Цандером в 1924—1925 гг. [1], действительно является базой для расчета любого космического полета.

Статья состоит из девяти более или менее связанных разделов, посвященных ряду проблем, с которыми придется столкнуться космонавтам при выборе траектории полета к планетам.

Ф. А. Цандер подробно рассматривает движение межпланетного корабля в гравитационном поле Солнца; дает метод определения величины и направления добавочной скорости, которую нужно сообщить межпланетному кораблю, движущемуся вместе с планетой старта по ее орбите, для того, чтобы корабль достиг планеты назначения с минимальными затратами топлива. Рассматривается изменение траектории полета действием гравитационных полей планет и изменение при этом кинетической энергии межпланетного корабля: его разгон или торможение. Одновременно автор разбирает вопрос корректирования траектории полета при приближении к планете назначения. В этой работе Ф. А. Цандер показывает влияние момента старта на другую планету на величину добавочной скорости и продолжительность полета, а также дает весьма подробный расчет ряда возможных траекторий полета на Марс.

1. Определение траектории межпланетного полета и величин добавочных скоростей, необходимых для его осуществления

Пути, проходимые межпланетным кораблем при перелетах на другие планеты, могут быть условно разделены на ряд не вполне резко очерченных областей.

Первая область простирается от поверхности Земли до пределов земной атмосферы.

---

[1] Эти даты (1924—1925 гг.) указаны в статье, отпечатанной Ф. А. Цандером на пишущей машинке. Однако в его стенографических записях 1922 г. также имеются формулы, относящиеся к данной статье. Точная дата составления публикуемого труда будет установлена после расшифровки стенограмм.

Статья подготовлена к печати инженером В. И. Севастьяновым. *Прим. ред.*

При подъеме аэроплана для вылета из земной атмосферы на него действуют аэродинамические силы, из которых подъемная сила облегчает вылет, а лобовое сопротивление ему препятствует. В низких слоях атмосферы, когда скорость аппарата еще мала, в качестве движущей силы, можно применять либо двигатель особой конструкции с винтами, либо такую ракету, у которой скорость выходящих газов мала. В более высоких слоях атмосферы может быть применена ракета с большой скоростью истечения газов, так как малое сопротивление воздуха дает здесь возможность быстрого развития больших скоростей полета, при которых такая ракета обладает уже достаточным коэффициентом полезного действия.

Для случая подъема непосредственно с Земли с помощью ракеты имеется возможность применения ракеты с большой скоростью истечения газов. Как показал К. Э. Циолковский, это выгодно в случае, если применять ускорения полета, в несколько раз превышающие ускорение силы тяжести.

Вторая область начинается в верхних слоях атмосферы, примерно на высоте в 70—100 *км* над поверхностью Земли, и кончается там, где кончается сфера преобладающего притяжения Земли по отношению к притяжению Солнца или Луны. Граница этой сферы может быть указана лишь приблизительно.

Аэродинамическими силами в этой области можно пренебрегать, но зато при полете по траектории, форма которой следует за кривизной земной поверхности, возникает центробежная сила. Эта сила при скоростях полета 5÷6 *км/сек* и более играет решающую роль; она дает кажущуюся относительную подъемную силу, облегчающую вылет в межпланетное пространство. До скорости полета 8 *км/сек* для ускорения требуется ракета, так как существует еще опасность обратного падения на Землю. При скорости 8 *км/сек* в горизонтальном полете притяжение Земли равно центробежной силе, и межпланетный корабль опишет окружность вокруг центра Земли.

При дальнейшем увеличении скорости траектории полета межпланетного корабля может быть изменена таким образом, что она не будет пересекать атмосферу Земли. В этом случае могут быть применены методы ускорения межпланетного корабля, существенно отличающиеся от методов, которые применялись для подъема с Земли. Во-первых, можно воспользоваться давлением света или других лучей [1], дающих лишь самые ничтожные ускорения, которые, однако, действуя в течение длительного времени, могут разгонять межпланетный корабль до значительных скоростей. Во-вторых, можно в межпланетном пространстве развернуть огромной величины вогнутые вращающиеся зеркала, которые, собирая солнечные лучи, направляют пучок почти параллельных лучей извне

---

[1] Этому вопросу посвящена отдельная статья Ф. А. Цандера (см. стр. 361—381). *Прим. ред.*

на зеркала, соединенные с межпланетным кораблем. После прекращения действия ракетного двигателя или лучей траектория полета будет эллипсом, параболой или гиперболой, один из фокусов которых находится в центре Земли. Если скорость полета при этом увеличится выше известного предела, то аппарат, удаляясь от Земли, попадает в следующую область (если его не удержит тяга ракетного двигателя, которая в таком случае должна быть направлена в сторону Земли).

Третья область существенно отличается от второй тем, что здесь на межпланетный корабль действуют своим притяжением два и три небесных тела: Земля, Солнце и Луна. Изменять траекторию полета можно теми же методами, как и во второй области. Аппарат, предоставленный самому себе, опишет сложную кривую [1].

Далее следует *четвертая область,* в которой преобладает притяжение Солнца. Эта область по протяженности в пространстве превосходит все остальные и простирается на всю солнечную систему за исключением указанных зон действия планет, их спутников, а также пространств, занимаемых кометами или метеорными потоками. Изменение траектории полета может производиться теми же методами, что и в областях второй и третьей, но при этом траектория аппарата, представленного самому себе (т. е. в случае, если ракетный двигатель или лучи не действуют), будет эллипсом, параболой или гиперболой, с фокусом в центре Солнца. Первые три области (при отсутствии атмосферы — вторая и третья) окружают всякое небесное тело.

Движение межпланетного корабля в области действия гравитационного поля Солнца

Переходя к определению времени, пути и скорости полета, остановимся на перелете на другую планету и рассмотрим явления, происходящие в четвертой области, так как полет через эту область занимает наибольший промежуток времени. В областях первой и третьей можно будет легко получить нужное направление и скорость полета, так что во время вылета из третьей области в четвертую будет обеспечено достижение данной планеты желаемым путем. Для траектории, определенной в предположении, что четвертая область занимает все пространство солнечной системы, участки, лежащие в областях первой и третьей, следует заменить кривыми, рассчитанными особо.

Для упрощения предположим, что Земля и планета, которую желают достигнуть, двигаются по окружностям, в общем центре которых находится Солнце. При этом во многих случаях можно получить средние величины для дальности полета, добавочной скорости и продолжительности полета.

---

[1] Эти кривые отчасти исследованы Стремгреном в Копенгагене механической квадратурой. Его исследования длятся уже 12 лет.

При выборе того или другого пути полета будут играть роль различные соображения. Останавливаясь сначала на полете, осуществленном при помощи ракеты, дающей необходимую начальную скорость в непосредственной близости к Земле, можем сказать следующее:

а) Требуется по возможности уменьшить количество расходуемого топлива или, что то же самое, добавочную скорость, полученную от ракеты [1].

б) Время перелета необходимо сокращать, с одной стороны, для уменьшения опасности встреч с метеорами и, с другой стороны для уменьшения срока пребывания в пути вообще.

в) Уменьшение опасности встреч с метеорами требует также сокращения длины пути.

г) Кроме отдельных спорадических метеоров, на пути межпланетного корабля могут встречаться целые рои метеоров, которые нам еще неизвестны вследствие того, что они не пересекают земной орбиты. В таком случае может потребоваться огибание по возможности всего роя метеоров. Можно будет также выпускать навстречу метеорам катодные лучи малой скорости; если при этом сам межпланетный корабль поместить в наэлектризованный шар, то наэлектризованные лучами (электронами) метеоры будут отклоняться электрическими силами от корабля, не достигая его. Этот вопрос подробнее рассмотрен ниже (см. стр. 429). Применением вязкого материала для наружных стенок при достаточной их прочности, отделенных друг от друга отсеков и автоматически действующих приспособлений, закрывающих проходы между отдельными отсеками в случае падения давления воздуха, а также передвигающимися внутренними стенками можно будет также до некоторой степени обезопасить межпланетный корабль от спорадических метеоров. В каждом отдельном случае необходимо определить путь полета таким образом, чтобы опасность встречи с метеорами была по возможности меньше. Принимая во внимание количество наблюдаемых «падающих звезд», мною определено, что межпланетный корабль встретит в среднем приблизительно каждые 10 лет один метеор среднего веса 6 *г*, если корабль не попадает в метеорный поток.

д) Неточное выведение межпланетного корабля на орбиту может привести после отклонения пути полета планетой, которую желали достигнуть, либо к вылету его из солнечной системы, либо к падению в область, лежащую вблизи Солнца. Если межпланетный корабль будет попадать на точку пересечения пути полета с орбитой планеты позже нее, то путь его будет отклоняться в сторону, противоположную вращению часовой стрелки. Если же он придет в эту точку раньше планеты, то отклонение произойдет

---

[1] Имеется в виду от ракеты-носителя. *Прим. ред.*

в обратную сторону. Величина отклонения пути полета разными планетами мною исследована и будет рассмотрена ниже.

При выборе траектории полета всегда необходимо определить, не в состоянии ли данная планета отклонить путь полета настолько, что будет иметь место один из указанных случаев. Таких траекторий полета необходимо по возможности избегать: трудно будет догнать корабль, уже далеко отлетевший от Солнца, и можно не успеть спасти корабль, летящий в сторону Солнца.

Естественным кажется такой полет, при котором афелий (точка пути, наиболее удаленная от Солнца) не лежит дальше, чем необходимо, т. е. орбита межпланетного корабля касается орбиты достигаемой планеты. Но, как показывает расчет, этот случай выгоден лишь вблизи наименьшей возможной добавочной скорости.

е) Рассматриваемый здесь путь полета по эллипсу, параболе или гиперболе, выгоден в том смысле, что при этом вся скорость, необходимая для достижения данной планеты, сообщается в начале полета. Но этот путь полета при данном расходе топлива не будет наиболее коротким: он требует также большего времени полета, нежели наивыгоднейший. Наиболее выгодный путь можно определить методом вариационного исчисления. При этом, однако, необходимо предполагать, что двигатель работает в течение всего времени полета. Но в этом случае повреждение двигателя ракеты (например, пробивание метеорами) может не позволить межпланетному кораблю достичь планеты назначения.

При полете с использованием в качестве движущей силы давления света, которое вызывает лишь чрезвычайно малые ускорения, выбор наивыгоднейшего (с точки зрения продолжительности перелета) пути имеет первостепенное значение.

Обращаясь к расчетам траекторий полетов межпланетных кораблей с одной планеты на другую или в межпланетное пространство вообще, рассмотрим сначала те траектории, для которых достигаемая планета находится в афелии эллиптического пути полета. Формулы при этом будут иметь более общее значение. В общем случае скорости и их направления для достижения данного афелия остаются прежними, но планета будет достигаться до или после прохождения через афелий.

Введем следующие обозначения (фиг. 1):

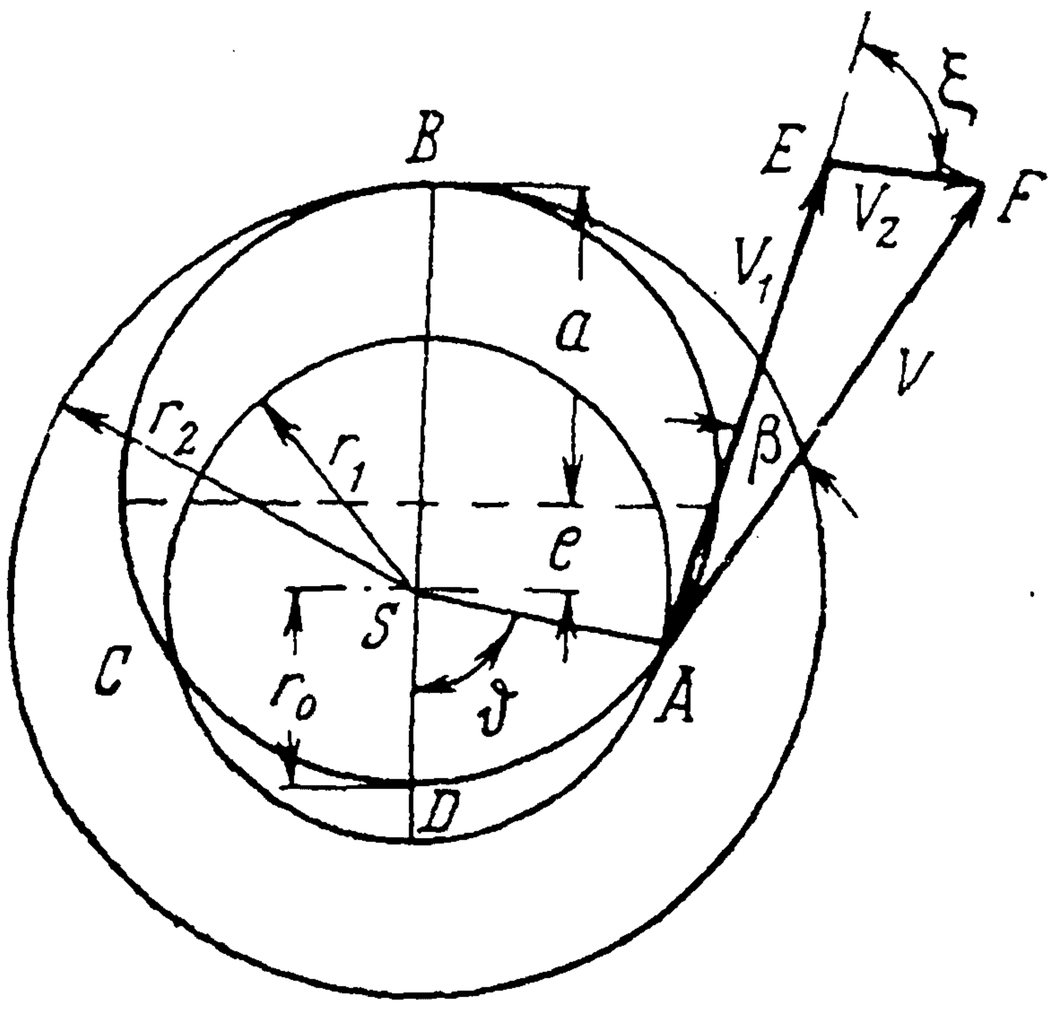
r_0 и r_2 — радиусы перигелия и афелия траектории полета;
r_1 — радиус орбиты планеты отправления (Земли);
a — большая полуось траектории полета;
b — малая полуось траектории полета;
e — линейный эксцентриситет траектории полета;
Σ — относительный эксцентриситет траектории полета;
V — абсолютная скорость полета в момент отлета;
V_1, V_2 — скорости планет отправления и назначения на их орбитах;

V_z — относительная скорость полета межпланетного корабля по отношению к Земле в момент отлета; этой добавочной скоростью должен обладать межпланетный корабль после вылета из сферы притяжения Земли;

β — угол между V и V_1 в момент отлета с орбиты Земли;

ξ — угол между V_z и V_1 в момент отлета с орбиты Земли;

ϑ — угол между большой осью эллипса, считая от перигелия и радиусом-вектором во время отлета с Земли (истинная аномалия межпланетного корабля);



Фиг. 1.

α — угол между большой осью и нормалью к эллипсу во время отлета с Земли;

τ — время полуоборота межпланетного корабля вокруг Солнца;

τ_1, τ_2 — времена полуоборотов планет отправления и назначения по окружностям радиусов r_1, r_2;

m — масса межпланетного корабля;

M — масса Солнца;

k — гравитационная постоянная Ньютона;

K — сила притяжения между Солнцем и межпланетным кораблем;

$$p = r_1/a;\ \gamma = r_2/r_1;$$

$$\gamma_0 = r_0/r_1;\ u = V_2^2/V_1^2;$$

V_p, V_a — скорости межпланетного корабля в перигелии и афелии траектории полета;

t — время, потребное для полета межпланетного корабля от перигелия траектории полета до точки встречи с орбитою Земли;

t_f — время, потребное для перелета на другую планету;

E — эксцентрическая аномалия межпланетного корабля.

Тогда при равномерном движении планет по круговым орбитам имеем:

$$\tau_1 = \frac{\pi r_1}{V_1}; \tag{1}$$

$$\tau_2 = \frac{\pi r_2}{V_2}, \tag{2}$$

и далее, по третьему закону Кеплера:

$$\left(\frac{\tau_1}{\tau_2}\right)^2 = \left(\frac{r_1}{r_2}\right)^3. \tag{3}$$

Отсюда

$$\frac{V_2^2}{V_1^2}=\frac{r_1}{r_2}. \tag{4}$$

Аналогично выражению (3) можем написать

$$\left(\frac{\tau}{\tau_1}\right)^2=\left(\frac{a}{r_1}\right)^3. \tag{5}$$

Для эллипса имеем

$$a+e=r_2; \tag{6}$$

$$\sum=\frac{e}{a}=\frac{r_2-a}{a}; \tag{7}$$

$$b=\sqrt{r_2(2a-r_2)}. \tag{8}$$

Из закона площадей, согласно которому радиус-вектор в равные промежутки времени описывает равные площади, находим

$$r_1V\cos\beta=\frac{\pi ab}{\tau}, \tag{9}$$

а из ΔAEF (см. фиг. 1) получаем

$$V\cos\beta=V_1+V_z\cos\xi, \tag{10}$$

и

$$\frac{V_z}{\sin\beta}=\frac{V}{\sin\xi}. \tag{11}$$

Из этих двух уравнений, исключая V_1, имеем

$$V_z\sin\xi\operatorname{ctg}\beta=V_1+V_z\cos\xi,$$

или

$$V_z=\frac{V_1}{\sin\xi\operatorname{ctg}\beta-\cos\xi}=\frac{V_1\sin\beta}{\sin(\xi-\beta)}. \tag{12}$$

Подстановкой $V\cos\beta$ из выражения (10) в уравнение (9) и заменой b и τ в уравнении (9) через величины, входящие в уравнения (8), (5) и (1), находим:

$$r_1(V_1+V_z\cos\xi)=\frac{\pi ab}{\tau}=$$

$$=\frac{\pi a\sqrt{r_2(2a-r_2)}r_1^{3/2}}{\tau_1 a^{3/2}}=\frac{V_1\sqrt{r_1r_2(2a-r_2)}}{\sqrt{a}};$$

или

$$V_z=\frac{V_1}{\cos\xi}\left(\sqrt{\frac{r_2(2a-r_2)}{r_1a}}-1\right). \tag{13}$$

Исключая из уравнений (12) и (13) величину V_z, получаем зависимость между углами ξ и β:

$$\operatorname{tg}\xi = \operatorname{tg}\beta\left(1+\frac{\sqrt{r_1 a}}{\sqrt{r_2(2a-r_2)}-\sqrt{r_1 a}}\right). \tag{14}$$

Далее, из основных свойств эллипса можно легко вывести следующую формулу:

$$\operatorname{tg}\beta = \sqrt{\frac{\sum^2 a^2-(a-r_1)^2}{\left(1-\sum^2\right)a^2}}, \tag{15}$$

или, принимая во внимание выражение (7),

$$\operatorname{tg}\beta = \sqrt{\frac{(r_2-r_1)(r_2+r_1-2a)}{r_2(2a-r_2)}} \tag{16}$$

и

$$\cos\beta = \sqrt{\frac{r_2(2a-r_2)}{r_1(2a-r_1)}}. \tag{17}$$

Из уравнений (14) и (16) получаем:

$$\operatorname{tg}\xi = \frac{\sqrt{(r_2-r_1)(r_2+r_1-2a)}}{\sqrt{r_2(2a-r_2)}-\sqrt{r_1 a}}, \tag{18}$$

и, следовательно,

$$\cos\xi = \frac{\sqrt{r_2(2a-r_2)}-\sqrt{r_1 a}}{\sqrt{3ar_1-r_1^2-2\sqrt{r_2 r_1 a(2a-r_2)}}}. \tag{19}$$

Подстановкой выражений (19) в уравнение (13) окончательно получим:

$$V_z = V_1\sqrt{3-\frac{r_1}{a}-2\sqrt{\frac{r_2}{r_1}\left(2-\frac{r_2}{a}\right)}}. \tag{20}$$

Из уравнений (13), (10) и (17), подстановкой $\cos\beta$ из выражения (17) и $V_z\cos\xi$ из уравнения (13) в выражение (10) получим:

$$V = V_1\sqrt{2-\frac{r_1}{a}}. \tag{21}$$

Далее нас интересует угол ϑ (см. фиг. 91), т. е. истинная аномалия межпланетного корабля в момент старта.

Из уравнения эллипса в полярных координатах

$$r_1 = \frac{a-\sum e}{1+\sum\cos\vartheta}; \tag{22}$$

с учетом выражения (7) получаем

$$\cos\vartheta = \frac{a(2r_2 - r_1) - r_2^2}{r_1(r_2 - a)}. \tag{23}$$

Обратимся к исследованию величины добавочной скорости V_z, определяемой формулой (20). При известных радиусах r_1 и r_2 здесь имеется лишь одна независимая переменная величина a. Найдем условие для минимума добавочной скорости V_z. Для этой цели найдем минимум величины

$$u = \frac{V_z^2}{V_1^2} = 3 - \frac{r_1}{a} - 2\sqrt{\frac{r_2}{r_1}\left(2 - \frac{r_2}{a}\right)}. \tag{24}$$

Величина u примет значение минимума, если $\frac{du}{da} = 0$;

$$\frac{du}{da} = \frac{1}{V_1^2} 2V_z \frac{dV_z}{da},$$

или

$$\frac{dV_z}{da} = \frac{V_1^2}{2V_z} \frac{du}{da}.$$

Следовательно, если $\frac{du}{da} = 0$, то и $\frac{dV_z}{da} = 0$.

Особое исследование требуется только в случае, если при этом $V_z = 0$.

Но при $V_z = 0$ межпланетный корабль, очевидно, остается на орбите Земли, т. е. $a = r_1$ и $r_2 = r_1$, как легко доказать подстановкой этих значений в уравнение (20), так что случай $V_z = 0$ отпадает.

Если $V_z \neq 0$, то получаем, дифференцируя уравнение (24) по a,

$$\frac{du}{da} = \frac{r_1}{a^2} - \sqrt{\frac{r_2}{r_1}} \frac{r_2}{a^2\sqrt{2 - \frac{r_2}{a}}} =$$

$$= \frac{1}{a^2}\left(r_1 - \sqrt{\frac{r_2}{r_1}} \frac{r_2}{\sqrt{2 - \frac{r_2}{a}}}\right). \tag{25}$$

Из этого уравнения находим, что $du/da = 0$, а следовательно, $dV_z/da = 0$, во-первых, при $a \to \infty$.

Но из уравнения (6) следует, что $a < r_2$, так как $e > 0$; т. е. случай $a \to \infty$ при конечном r_2 отпадает.

Остается уравнение

$$r_1 - \sqrt{\frac{r_2}{r_1}}\,\frac{r_2}{\sqrt{2-\frac{r_2}{a}}} = 0$$

или

$$a = \frac{r_2}{2-\left(\frac{r_2}{r_1}\right)^3}. \tag{26}$$

Подстановкой в уравнение (20) находим:

$$V_z = V_1\sqrt{-\frac{r_2+2r_1}{r_2}\left(\frac{r_2}{r_1}-1\right)};$$

что всегда — мнимая величина.

Отсюда следует, что во всей рассматриваемой области du/da, а следовательно, и dV_z/da не меняет своего знака, т. е. V_z при возрастающем a или беспрерывно возрастает или беспрерывно убывает. Докажем, что имеет место последнее.

Радиус-вектор в перигелии r_0 — наименьший из всех радиусов; следовательно r_0 меньше нежели r_1. В пределе при $\vartheta = 0$ мы получим $r_{0\,\max} = r_1$; в общем случае

$$r_0 = a - e, \tag{27}$$

наименьшее же значение r_0 равно $r_{0\,\min} = 0$.

Из уравнений (27) и (6) имеем:

$$r_0 + r_2 = 2a; \quad a = \frac{r_0 + r_2}{2}, \tag{28}$$

что дает при $r_{0\,\max} = r_1$

$$a_{\max} = \frac{r_1 + r_2}{2}; \tag{29}$$

при $r_{0\,\min} = 0$

$$a_{\min} = \frac{r_2}{2}. \tag{30}$$

Тогда для первого случая ($r_{0\,\max} = r_1$) получаем, подставляя $a_{\max}$ из выражения (29) в уравнение (25) и пользуясь обозначением,

$$\gamma = \frac{r_2}{r_1}; \tag{31}$$

$$\left.\frac{du}{da}\right|_{a=a_{\max}} = \frac{4}{(1+\gamma)^2 r_1}\left[1 - \gamma\sqrt{\frac{\gamma(1+\gamma)}{2}}\right]; \tag{32}$$

а для второго случая ($r_{0\,min}=0$)

$$\left.\frac{du}{da}\right|_{a=a_{min}} \to -\infty.$$

Для $\gamma>1$ получаем $1<\gamma<\sqrt{\frac{\gamma(1+\gamma)}{2}}$, и значит $\left.\frac{du}{da}\right|_{a=a_{max}}<0$, откуда $\frac{du}{da}<0$, т. е. с уменьшением a, значения u и V_z непрерывно увеличиваются; наименьшее значение V_z получится при

$$a_{max}=\frac{1}{2}(r_1+r_2).$$

Для этого случая находим из уравнений (16) и (18):

$$\operatorname{tg}\beta=0;\ \beta=0;\ \operatorname{tg}\xi=0;\ \xi=0.$$

Далее из уравнения (23)

$$\cos\vartheta=1;\ \vartheta=0;$$

из выражения (8)

$$b=\sqrt{r_1 r_2};$$

из выражения (7)

$$\sum=\frac{r_2-r_1}{r_2+r_1};$$

из уравнений (20) или (13):

$$V_{z\,min}=V_1\left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1+r_2}}-1\right). \qquad (33)$$

Итак имеет место следующий закон:

Для того чтобы достичь другой планеты с наименьшей добавочной скоростью (V_z) или наименьшей затратой энергии, необходимо вылететь с орбиты планеты отправления по направлению движения ее вокруг Солнца ($\beta=0, \xi=0$) с добавочной скоростью:

$$V_{z\,min}=V_1\left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1+r_2}}-1\right),$$

тогда в перигелии траектория будет касаться орбиты планеты отправления, а в афелии — орбиты планеты назначения: путь равен половине эллипса.

Этот закон относится лишь к круговым орбитам планет. При эллиптических орбитах можно найти такие взаимные положения

планет, при которых длина пути и продолжительность полета будут несколько сокращены. Наклон плоскостей орбит планет друг к другу требует придания ракете еще некоторой добавочной скорости, перпендикулярной к плоскости орбиты планеты отправления.

Вывод был проведен для полета на внешнюю планету, но легко можно произвести этот вывод и для случая полета на внутреннюю планету. Добавочная скорость V_z при этом будет направлена в сторону, противоположную направлению движения планеты отправления.

Из условия $du/da \neq 0$ следует, что соответствующие изменения u и a — величины одинакового порядка. Определим еще величины: $d\vartheta/da$ и $d\beta/da$. Из формулы (23) получаем, дифференцируя по a,

$$-r_1 \sin\vartheta\, d\vartheta = \frac{(2r_2 - r_1)(r_2 - a) + a(2r_2 - r_1) - r_2^2}{(r_2 - a)^2} da,$$

или

$$r_1 \frac{d\vartheta}{da} = \frac{r_2(r_2 - r_1)}{(r_2 - a)^2 \sin\vartheta}. \tag{34}$$

Аналогично из уравнения (17) получаем

$$-2\cos\beta \sin\beta \frac{d\beta}{da} = \frac{r_2[2(2a - r_1) - 2(2a - r_2)]}{r_1(2a - r_1)^2},$$

или

$$r_1 \frac{d\beta}{da} = -\frac{2r_2(r_2 - r_1)}{\sin 2\beta\,(2a - r_1)^2}. \tag{35}$$

При $\vartheta = 0$ и $\beta = 0$ получаем $da/d\vartheta = 0$ и $da/d\beta = 0$, т. е. вблизи $V_{z\,min}$ величины ϑ и β изменяются много быстрее, чем a.

Имеем также:

$$\frac{du}{d\vartheta} = \frac{du}{da}\frac{da}{d\vartheta}; \quad \left.\frac{du}{d\vartheta}\right|_{\vartheta=0} = 0.$$

Угол ϑ пропорционален времени передвижения Земли по орбите. Мы видим, что u, а следовательно и V_z, весьма мало меняются вблизи $V_{z\,min}$. Угол β, напротив, меняется довольно быстро.

В математическом смысле V_z будет настоящим минимумом по отношению к функции ϑ, но только наименьшей величиной по отношению к функции a.

Вычислим скорости, которые межпланетный корабль будет иметь в перигелии и афелии своего пути. Обозначая их через V_p и V_a из закона площадей получаем

$$\frac{1}{2} r_1 V \cos\beta = \frac{1}{2} r_2 V_a = \frac{1}{2} r_0 V_p,$$

откуда при помощи формул (17) для $\cos\beta$, (21) для V и (28) для r_0 легко получаем:

$$V_a = V_1\sqrt{\frac{r_1}{r_2}\left(2-\frac{r_2}{a}\right)} \tag{36}$$

и

$$V_p = V_1\sqrt{\frac{r_1 r_2}{a(2a-r_2)}}. \tag{37}$$

Найдем все интересующие нас величины для двух случаев:
1) При $a_{\min}=r_2/2$ получаем:

$$\operatorname{tg}\beta=\infty;\quad \beta=90^\circ;\quad \operatorname{tg}\xi=-\sqrt{\frac{2(r_2-r_1)}{r_2}}; \tag{38}$$

$$\cos\vartheta=-1;\quad \vartheta=180^\circ;\quad V_z=V_1\sqrt{3-\frac{2r_1}{r_2}}; \tag{39}$$

$$b=0;\quad \Sigma=1;\quad V=V_1\sqrt{2\left(1-\frac{r_1}{r_2}\right)}; \tag{40}$$

$$V_a=0;\quad V_p=\infty.$$

Этот случай соответствует кратчайшему пути полета: межпланетный корабль летит, удаляясь от Солнца, по радиусу-вектору от одной планеты к другой. Эллипс превращается в отрезок прямой линии, в одном конце которого находится планета назначения, а в другом — Солнце. Угол ξ, определяющий направление скорости V_z по отношению к скорости Земли V_1, больше прямого. Скорость V_z значительно больше нежели $V_{z\min}$. Результирующая скорость V направлена радиально от Солнца.

2) Для некоторого среднего случая, когда скорость V_z направлена в сторону, противоположную Солнцу, имеем по условию $\xi=90^\circ$, т. е. $\operatorname{tg}\xi=\infty$ и из уравнения (18) находим:

$$a=\frac{r_2^2}{2r_2-r_1}.$$

Далее из уравнения (23)

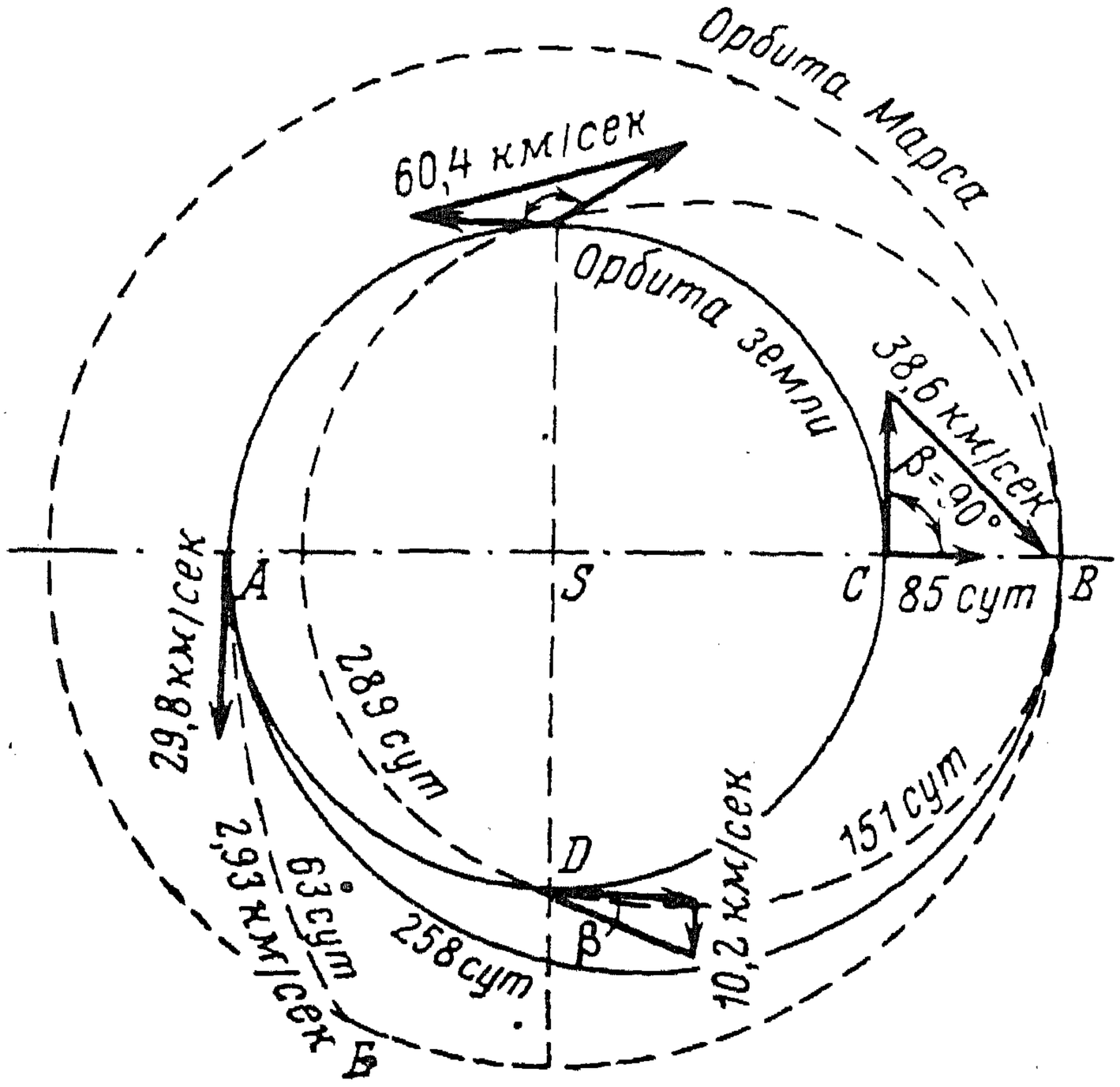
$$\cos\vartheta=0;\quad \vartheta=90^\circ;$$

из уравнения (16)

$$\operatorname{tg}\beta=1-\frac{r_1}{r_2};$$

из уравнения (20)

$$V_z=V_1\left(1-\frac{r_1}{r_2}\right);$$



Фиг. 2.

из уравнения (8)

$$b = r_2 \sqrt{\frac{r_1}{2(r_2 - r_1)}};$$

из уравнения (7)

$$\sum = 1 - \frac{r_1}{r_2};$$

из уравнения (21)

$$V = V_1 \sqrt{1 + \left(1 - \frac{r_1}{r_2}\right)^2};$$

из уравнения (36)

$$V_a = V_1 \frac{r_1}{r_2};$$

из уравнения (37)

$$V_p = V_1 \left(2 - \frac{r_1}{r_2}\right);$$

из уравнения (28)

$$r_0 = \frac{r_1 r_2}{2(r_2 - r_1)}.$$

На фиг. 2 показаны пути перелета, а также треугольники скоростей V_1, V_z и V, которые имеют место в момент старта с орбиты Земли, для случая полета с Земли на Марс, полагая, что Марс находится на среднем расстоянии от Солнца, т. е. для $\gamma = 1{,}52$.

Определение продолжительности перелета

Рассмотрим сразу общий случай, полагая, что достигаемая планета находится в любой точке эллипса.

Продолжительность перелета определяется в рассматриваемом случае уравнением Кеплера, которое легко вывести. Выразим радиус-вектор r и угол ϑ в уравнении эллипса

$$r = \frac{a - e\sum}{1 + \sum \cos\vartheta} \tag{22}$$

через угол E, который принято называть эксцентрической аномалией траектории и геометрическое значение которого видно из фиг. 3.

Из точки A эллипса опустим перпендикуляр на большую ось OD и продолжим его через A до пересечения в точке M с окружностью, описанной из центра O радиусом $OD = a$. Соединив точки M и O прямой, получим $\angle MOD = E$.

Для эллипса

$$e = \Sigma a.$$

и по фиг. 3, выражая отрезок SN через ϑ и E, находим

$$SN = r\cos\vartheta = a\cos E - a\Sigma.$$

Это выражение вместе с уравнением (22) дает:

$$a - a\Sigma^2 = r + \Sigma r\cos\vartheta = r + \Sigma a\cos E - a\Sigma^2,$$

или

$$r = a(1 - \Sigma\cos E). \tag{41}$$

Выразим угол E через угол ϑ; из уравнений (41) и (22) находим:

$$1 - \sum\cos E = \frac{1 - \sum^2}{1 + \sum\cos\vartheta}, \tag{42}$$

или

$$\cos E = \frac{\sum + \cos\vartheta}{1 + \sum\cos\vartheta}. \tag{43}$$

Так как имеют место следующие соотношения:

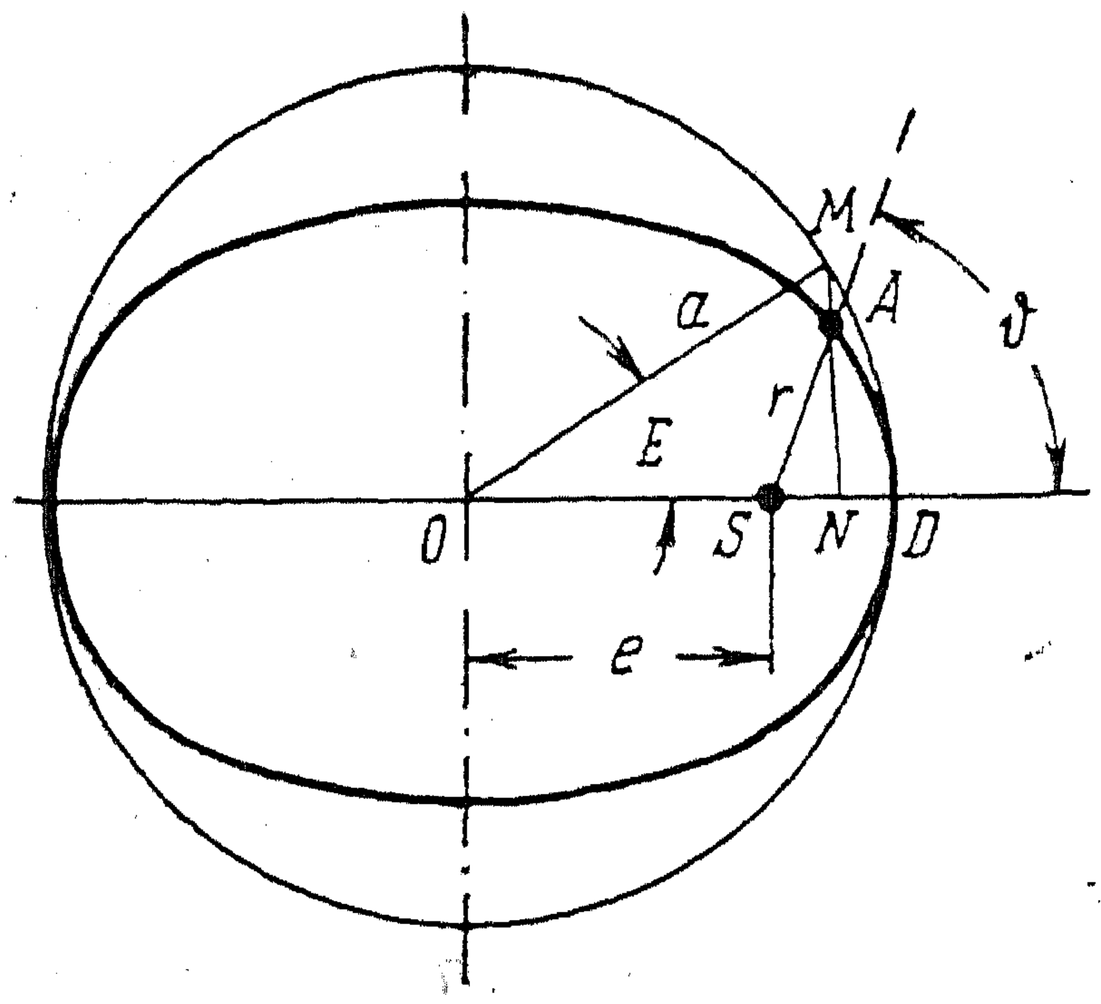
$$\operatorname{tg}\frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1 - \cos E}{1 + \cos E}}$$

и

$$\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2} = \sqrt{\frac{1 - \cos\vartheta}{1 + \cos\vartheta}},$$

то

$$\operatorname{tg}\frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1 + \sum\cos\vartheta - \sum - \cos\vartheta}{1 + \sum\cos\vartheta + \sum + \cos\vartheta}} = \sqrt{\frac{1 - \sum}{1 + \sum}}\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2}. \tag{44}$$



Фиг. 3.

Далее из закона площадей, обозначая через t время, необходимое для полета от перигелия эллиптической траектории до точки на эллипсе, соответствующей данному углу ϑ, и через τ время для полуоборота по эллипсу вокруг Солнца имеем:

$$\frac{t}{\tau} = \frac{2}{\pi ab}\int_0^{\vartheta}\frac{r^2}{2}d\vartheta. \tag{45}$$

Здесь πab — площадь эллипса;

$\int_0^{\vartheta}\frac{r^2}{2}d\vartheta$ — площадь, описанная радиусом вектора за время t.

Для вычисления интеграла выразим $d\vartheta$ через dE. Дифференцируя уравнение (42), получаем

$$\sum \sin E\, dE = \frac{(1-\sum^2)(-1)(-\sum \sin\vartheta\, d\vartheta)}{(1+\sum\cos\vartheta)^2},$$

или

$$\frac{d\vartheta}{dE} = \frac{\sin E}{\sin\vartheta}\,\frac{(1+\sum\cos\vartheta)^2}{1-\sum^2}. \tag{46}$$

Выразив ϑ через E из уравнения (42), получаем:

$$\cos\vartheta = \frac{\cos E - \sum}{1-\sum\cos E}, \tag{47}$$

откуда

$$\sin\vartheta = \frac{\sqrt{(1-\sum\cos E)^2-(\cos E-\sum)^2}}{1-\sum\cos E} = \frac{\sqrt{1-\sum^2}\sin E}{1-\sum\cos E}, \tag{48}$$

и, следовательно:

$$\frac{\sin E}{\sin\vartheta} = \frac{1-\sum\cos E}{\sqrt{1-\sum^2}}.$$

Подставив это выражение в уравнение (46) и заменяя в нем с помощью уравнения (42) $\cos\vartheta$ через $\cos E$, имеем:

$$\frac{d\vartheta}{dE} = \frac{\sqrt{1-\sum^2}}{1-\sum\cos E}. \tag{49}$$

Теперь подстановкой r из уравнения (41) и $d\vartheta$ из уравнения (49) в $\int_0^\vartheta r^2\, d\vartheta$ получаем:

$$\int_0^\vartheta r^2\, d\vartheta = a^2\int_0^\vartheta \frac{(1-\sum\cos E)^2\sqrt{1-\sum^2}}{1-\sum\cos E}\, dE =$$

$$= a^2\sqrt{1-\sum^2}\,[(E-\sum\sin E)-(E_0-\sum\sin E_0)].$$

Для $t_0=0$ имеем $\vartheta_0=0$. В этом случае, как видно из уравнения (44), $E_0=0$, так что можно написать:

$$\int_0^\vartheta r^2\, d\vartheta = a^2\sqrt{1-\sum^2}\,(E-\sum\sin E).$$

Подставляя это выражение в уравнение (45), получаем:

$$t = \frac{\tau a^2 \sqrt{1-\Sigma^2}}{\pi a b} (E - \Sigma \sin E).$$

Имея в виду, что $b = a\sqrt{1-\Sigma^2}$, находим окончательно

$$t = \frac{\tau}{\pi}\left(E - \Sigma \sin E\right). \tag{50}$$

Для рассмотренного выше случая полета на другую планету, находящуюся в момент прибытия в афелии эллиптической траектории, удобно выразить все величины через постоянную $\gamma = r_2/r_1$ и переменную

$$\rho = \frac{r_1}{a} = \frac{r_1}{r_2}\frac{r_2}{a} = \frac{r_2}{\gamma a}. \tag{51}$$

Для ϑ, β, ξ, V_z, V, V_a, V_p, r_0, a, b, Σ, E, τ, t, t_f и t_f' получим следующие выражения:

$$\cos\vartheta = \frac{2\gamma - 1 - \gamma^2\rho}{\gamma\rho - 1}; \tag{55}$$

$$\cos\beta = \sqrt{\frac{\gamma(2-\gamma\rho)}{2-\rho}}; \tag{53}$$

$$\operatorname{tg}\beta = \sqrt{\frac{(\gamma-1)(\gamma\rho+\rho-2)}{\gamma(2-\gamma\rho)}}; \tag{54}$$

$$\operatorname{tg}\xi = \frac{\sqrt{(\gamma-1)(\gamma\rho+\rho-2)}}{\sqrt{\gamma(2-\gamma\rho)}-1}; \tag{55}$$

$$V_z = V_1\sqrt{3-\rho-2\sqrt{\gamma(2-\gamma\rho)}}; \tag{56}$$

$$V = V_1\sqrt{2-\rho}; \tag{57}$$

$$V_a = V_1\sqrt{\frac{2-\gamma\rho}{\gamma}}; \tag{58}$$

$$V_p = V_1\rho\sqrt{\frac{\gamma}{2-\gamma\rho}}; \tag{59}$$

$$V_2 = \frac{V_1}{\sqrt{\gamma}}; \tag{60}$$

$$\frac{r_0}{r_1} = \frac{2}{\rho} - \gamma; \tag{61}$$

$$a = \frac{r_1}{\rho}; \tag{62}$$

$$b = r_1 \sqrt{\frac{\gamma(2-\gamma\rho)}{\rho}}; \tag{63}$$

$$\Sigma = \gamma\rho - 1; \tag{64}$$

$$\frac{1-\Sigma}{1+\Sigma} = \frac{2-\gamma\rho}{\gamma\rho}; \tag{65}$$

$$\operatorname{tg}\frac{E}{2} = \sqrt{\frac{2-\gamma\rho}{\gamma\rho}}\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2}; \tag{66}$$

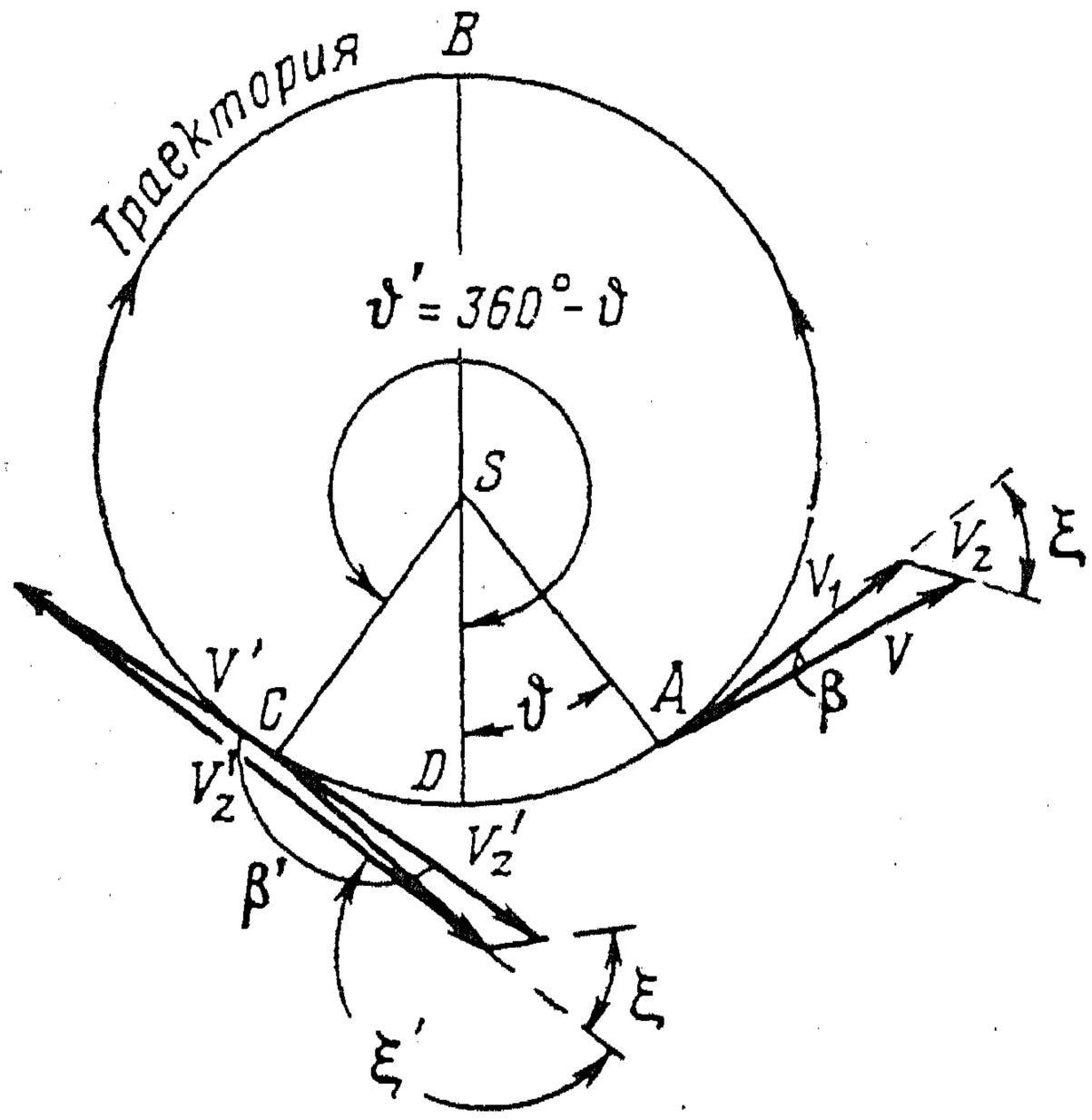
$$\tau = \frac{\tau_1}{\rho^{3/2}}; \tag{67}$$

$$t = \frac{\tau_1}{\pi\rho^{3/2}}[E - (\gamma\rho - 1)\sin E]; \tag{68}$$

$$t_f = \tau - t; \tag{69}$$

$$t'_f = \tau + t. \tag{70}$$

Формулы для V_z и ξ несколько изменяются, если рассматривать углы ϑ, лежащие между 180 и 360°. В пределах $0 < \vartheta < 180°$ добавочная скорость V_z, которая должна быть сообщена межпланетному кораблю ракетой, сравнительно мала, в особенности вблизи $\vartheta = 0$, а при $180° < \vartheta < 360°$ она возрастает ввиду того, что в этом случае приходится лететь вокруг Солнца более или менее против направления движения Земли.



Фиг. 4.

Из фиг. 4 видно, что скорость V не меняется, если стартовать с орбиты Земли не в точке A, а в точке C, симметрично расположенной для данной формулы эллиптической траектории по отношению к большой оси эллипса. Элементы эллипса r_0, a, b, Σ, E остаются прежними. То же самое относится к скоростям V_a и V_p, меняющим только свое направление. Времена τ и t также не меняются. Новые значения принимают лишь величины ϑ, β, ξ и V_z.

Если обозначим значком «штрих» значения величин для точки C, то из фиг. 4 видно, что:

$$\vartheta' = 360° - \vartheta; \quad \beta' = 180° - \beta.$$

Выражение для величин ξ и V_z получим, учитывая, что квадратный корень может иметь как положительное, так и отрицательное значение.

Из уравнений (20) и (18) имеем

$$V_z = V_1 \sqrt{3 - \frac{r_1}{a} \mp 2\sqrt{\frac{r_2}{r_1}\left(2 - \frac{r_2}{a}\right)}} \tag{71}$$

и

$$\operatorname{tg}\xi = \frac{\pm\sqrt{(r_2 - r_1)(r_2 + r_1 - 2a)}}{\sqrt{r_2(2a - r_2)} \mp \sqrt{r_1 a}}, \tag{72}$$

причем верхний знак относится к случаю $0 < \vartheta < 180°$, а нижний — к случаю $180° < \vartheta < 360°$.

Вместо того, чтобы из точек A или C лететь прямо в точку B (этот случай и предполагался до сих пор), можно лететь из этих точек в точку B через перигелий D. При этом по симметрии получатся треугольники скоростей, аналогичные тем, которые были рассмотрены выше (см. фиг. 4); только углы β и ξ будут направлены в сторону Солнца (отсчитывая от вектора скорости V_1) между тем, как в рассмотренном случае они имели направление от Солнца. Время полета при этом будет равно по прямому пути CB:

$$t_f = \tau - t = \frac{\tau}{\pi}[\pi - E + (\gamma\rho - 1)\sin E]; \tag{73}$$

по пути CDB:

$$t_f' = \tau + t = \frac{\tau}{\pi}[\pi + E - (\gamma\rho - 1)\sin E]. \tag{74}$$

Вместо формулы (68) можно применять формулу

$$t = \frac{\tau_1}{\pi\rho^{3/2}}\left[E - (\gamma - 1)\rho\operatorname{tg}\frac{E}{2}\right], \tag{75}$$

которая получается после простого преобразования. Вместо уравнения (52) имеем:

$$\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2} = \sqrt{\frac{1 - \cos\vartheta}{1 + \cos\vartheta}} = \sqrt{\frac{\gamma[\rho(1 + \gamma) - 2]}{(\gamma - 1)(2 - \gamma\rho)}}, \tag{76}$$

а вместо выражения (66)

$$\operatorname{tg}\frac{E}{2} = \sqrt{\frac{\rho(1 + \gamma) - 2}{(\gamma - 1)\rho}}. \tag{77}$$

Если принять для полета с Земли на Марс $\gamma = 1{,}52$, то получаем:

$$V_z = V_1\sqrt{3 - \rho \mp 3{,}04\sqrt{\frac{2}{1{,}52} - \rho}}. \tag{78}$$

Величина V_z получается по формуле (78) для малых углов ϑ неточной; укажем две более точные формулы. Из уравнений (11) и (12) находим:

$$V_z = \frac{V_1 \sin\beta}{\sin(\xi-\beta)} = \frac{V\sin\beta}{\sin\xi}. \tag{79}$$

Вычисляя, предварительно, величины β и ξ как функции ϑ или ρ_1, легко определить V_z; при этом формулу (53) для β можно преобразовать, вводя ϑ вместо ρ. Из формулы (76) для случая $\vartheta=0$ имеем

$$\rho_0 = |\rho|_{\vartheta=0} = \frac{2}{(1+\gamma)}. \tag{80}$$

У нас было

$$\operatorname{tg}\beta = \sqrt{\frac{(\gamma-1)[(\gamma+1)\rho-2]}{\gamma(2-\gamma\rho)}}. \tag{54}$$

В этой формуле

$$(\gamma+1)\rho-2 = (\gamma+1)(\rho-2/(\gamma+1) = (\gamma+1)(\rho-\rho_0);$$

подставляя ρ из формулы (76), получаем:

$$(\gamma+1)(\rho-\rho_0) = \frac{(\gamma-1)(1-\cos\vartheta)}{\gamma(\cos\vartheta+\gamma)}, \tag{81}$$

и

$$2-\gamma\rho = \frac{1+\cos\vartheta}{\cos\vartheta+\gamma}.$$

Уравнение (54) после сокращения принимает вид:

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{\gamma-1}{\gamma}\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2}. \tag{82}$$

Эта формула весьма точна для малых углов ϑ, ее можно с успехом применять при вычислении V_z по формуле (79).

По второму методу можно определить V_z по формуле (см. фиг. 1)

$$V_z^2 = V_1^2 + V^2 - 2VV_1\cos\beta = (V-V_1)^2 + 2VV_1(1-\cos\beta) = (V-V_1)^2 + 4VV_1\sin^2\frac{\beta}{2};$$

или

$$V_z = (V-V_1)\sqrt{1+\frac{4VV_1\sin^2\frac{\beta}{2}}{(V-V_1)^2}}. \tag{83}$$

Скорость $V-V_1$ вычислим разложением в ряд. Из формулы (57) следует:

$$\frac{V-V_1}{V_1}=\sqrt{2-\rho}-1=\frac{1}{2}(1-\rho)-\frac{1}{8}(1-\rho)^2+\frac{1}{16}(1-\rho)^3+\ldots$$

$$\ldots+(-1)^{n-1}\frac{1\cdot3\cdot5\cdots(2n-3)}{2^n\cdot n!}(1-\rho)^n+\ldots$$

Для рассмотренного нами случая полета с Земли на Марс ($\gamma=1{,}52$) имеем

$$\rho=\rho_0=\frac{2}{2{,}52}=0{,}7938;$$

$$1-\rho_0=0{,}2062;$$

и при помощи ряда получаем

$$\frac{V-V_1}{V_1}=0{,}1031-0{,}005315+0{,}000548-0{,}000071+0{,}000010=$$

$$=0{,}09827.$$

Отсюда, ввиду того, что $V_{z\,\min}=V-V_1$, находим

$$V_{z\,\min}=0{,}09827V_1=0{,}09827\cdot29{,}77=2{,}927\ км/сек.$$

Величину V_z' получаем аналогично V_z из формулы (см. фиг. 4)

$$V_z'=V_1\sin\beta/\sin(\beta+\xi'-180^\circ)=V\sin\beta/\sin\xi'. \qquad (84)$$

В уравнения (55) для $\operatorname{tg}\xi$ и (77) для $\operatorname{tg}\frac{E}{2}$ входит величина

$$\rho-\frac{2}{1+\gamma}=\rho-\rho_0.$$

Ввиду того, что это выражение для малых ϑ весьма малая величина, которая по вычисленным ρ и ρ_0 определяется неточно, мы ее определим особо.

Из уравнения (81) имеем

$$\rho-\rho_0=\frac{(\gamma-1)\,2\sin^2\frac{\vartheta}{2}}{(\gamma+1)\,\gamma\,(\cos\vartheta+\gamma)}. \qquad (85)$$

Далее в знаменателе выражения (55) для $\operatorname{tg}\xi$ имеется всличина

$$\gamma\sqrt{\frac{2}{\gamma}-\rho}-1=\sqrt{\gamma(2-\gamma\rho)}-1,$$

которую определить довольно трудно, так как первый член лишь немного больше единицы. Обозначая эту величину через y, имеем

$$y=\sqrt{\gamma(2-\gamma\rho)}-1.$$

Введем новую переменную χ, определяемую уравнением

$$\sin\chi = \gamma(2-\gamma\rho)-1.$$

Тогда получаем

$$y = \sqrt{1+\cos(90^\circ-\chi)}-1 = \sqrt{2}\cos\left(45^\circ-\frac{\chi}{2}\right)-1 =$$

$$= 2\sqrt{2}\sin\left(45^\circ-\frac{\chi}{4}\right)\sin\frac{\chi}{4}. \qquad (86)$$

Подстановка ρ из уравнения (76) в уравнение для $\sin\chi$ дает:

$$\sin\chi = 2\gamma - 1 - \gamma\frac{2\gamma-1+\cos\vartheta}{\cos\vartheta+\gamma} = \frac{\cos\vartheta(\gamma-1)}{\cos\vartheta+\gamma}. \qquad (87)$$

Отсюда

$$\operatorname{tg}\xi = \frac{\sqrt{(\gamma-1)(\rho-\rho_0)}}{y}. \qquad (88)$$

Полет на планету Марс

Рассмотрим полет на планету Марс, предполагая, что она находится на некотором среднем расстоянии от Солнца ($\gamma = 1{,}52$).

Результаты проведенных расчетов даны в табл. 1, а основные зависимости кинематических параметров траекторий полета даны на фиг. 5.

О таблице необходимо сказать следующее: ввиду того, что по условию афелий траектории полета всегда будет находиться на орбите Марса, величина ρ будет лежать между двумя пределами, определенными формулами (29) и (30):

$$a_{max} = \frac{(r_1+r_2)}{2}, \qquad (29)$$

$$a_{min} = \frac{r_2}{2}, \qquad (30)$$

откуда для предельных значений получаем:

$$\rho_{min} = \frac{r_1}{a_{max}} = \frac{2r_1}{(r_1+r_2)} = \frac{2}{(1+\gamma)} \qquad (89)$$

и

$$\rho_{max} = \frac{r_1}{a_{min}} = \frac{2}{\gamma}. \qquad (90)$$

В нашем случае имеем:

$$\rho_{min} = 0{,}7938;\ \rho_{max} = 1{,}316.$$

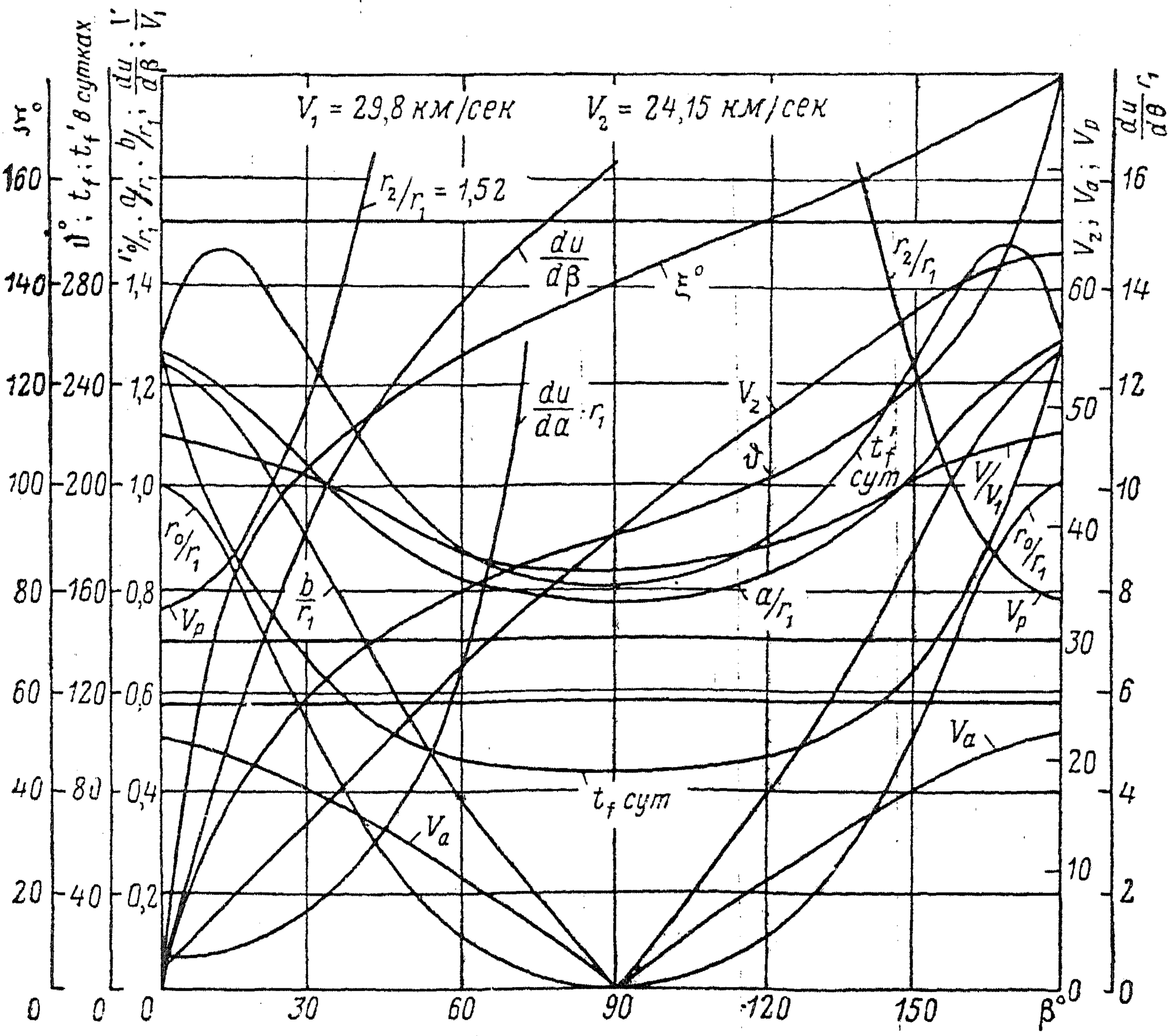
В качестве независимой переменной выбрана величина ϑ для углов $0 < \vartheta < 90^\circ$ и величина ρ для углов $90^\circ < \vartheta < 180^\circ$. Такой выбор потребовался ввиду того, что для $0^\circ < \vartheta < 90^\circ$ величины ρ весьма

мало разнятся друг от друга, так что определение величины ϑ по данному ρ дало бы неточные результаты.

Из формулы (52) получаем:

$$\rho = \frac{2\gamma - 1 + \cos\vartheta}{\gamma(\cos\vartheta + \gamma)}. \tag{91}$$

Со значениями для ρ, полученными из этой формулы, была вычислена соответствующая часть таблицы.



Фиг. 5.

Графа для r_0/r_1 дает представление о том, насколько близко межпланетный корабль приближается в перигелии (в случае, если он его пролетает) к Солнцу.

Скорость движения Марса по орбите (если бы он двигался по круговой орбите) определяется по формуле (60) и равна $V_2 = 24{,}15$ *км/сек* (средняя скорость движения Земли равна $V_1 = 29{,}77$ *км/сек*).

Графа $(V_2 - V_a)$ дает разность между скоростью Марса и скоростью межпланетного корабля вблизи него. Из таблицы видно, что в рассматриваемом случае всегда $V_2 - V_a > 0$, т. е. Марс движется быстрее, чем межпланетный корабль, готовящийся к спуску

Величины, характеризующие полет с Земли на Марс, в случае если Марс (скорость Земли $V_1 = 29{,}77$

$\rho = r_1/a$	0,7937	0,7970	0,8073	0,8271	0,8600	0,8829	0,90	0,95
V_z	2,927	3,42	4,73	6,53	8,81	10,18	11,92	13,71
β	0°	3°27′	7°6′	11°11′	16°2′	18°58′	20°55′	26°14′
ξ	0°	35°2′	58°13′	73°25′	84°54′	90°	93°4′	100°15′
ϑ	0°	20°	40°	60°	80°	90°	101°42′	110°30′
a/r_1	1,260	1,255	1,239	1,209	1,163	1,133	1,110	1,054
b/r_1	1,233	1,226	1,207	1,170	1,107	1,064	1,032	0,943
r_0/r_1	1,000	0,989	0,957	0,897	0,807	0,746	0,702	0,585
Σ	0,206	0,212	0,227	0,257	0,308	0,342	0,369	0,444
V_z'	62,47	62,37	62,18	61,83	61,04	60,44	59,9	58,6
$180° - \xi'$	0°	1°48′	3°42′	5°48′	8°16′	9°42′	10°42′	13°18′
V	32,69	32,65	32,52	32,25	31,78	31,46	31,2	30,5
V_a	21,52	21,45	21,23	20,81	20,10	19,59	19,19	18,00
V_p	32,69	32,94	33,71	35,23	37,93	39,95	41,5	46,6
$V^2 - V_a$	2,63	2,70	2,92	3,34	4,05	4,56	4,96	6,15
E	0°	16°12′	33°12′	47°50′	62°48′	70°1′	74°14′	83°20′
τ	258,4	256,7	251,7	242,8	229	220,1	214,5	197
t	0	18,28	35,3	49,8	60,0	63,1	64,55	63,8
$\tau - t$	258,4	238,4	216,4	193,0	169,0	157,0	149,9	133,2
$\tau + t$	258,4	275,0	287,0	292,6	289,0	283,2	279,1	260,8

Таблица 1

находится в афелии эллиптической траектории межпланетного корабля *км/сек*; $\gamma = r_2/r_1 = 1{,}52$)

1,00	1,05	1,10	1,15	1,20	1,25	1,30	1,316
16,09	18,41	20,8	22,3	25,0	29,3	34,3	38,6
31°20′	36°28′	41°50′	47°50′	54°38′	63°20′	77°23′	90°
105°37′	110°30′	114°50′	119°10′	123°30′	128°18′	134°53′	140°28′
121°20′	130°10′	138°10′	146°3′	152°7′	161°	173°	180°
1,000	0,951	0,909	0,870	0,834	0,800	0,769	0,760
0,855	0,765	0,674	0,576	0,474	0,348	0,160	0
0,480	0,385	0,299	0,219	0,1474	0,080	0,0169	0
0,520	0,596	0,671	0,748	0,823	0,900	0,978	1,000
57,3	55,9	54,0	52,3	50,0	47,3	42,8	38,6
15°40′	18°1′	20°23′	22°55′	26°8′	29°10′	34°30′	39°40′
29,77	29,0	28,3	27,4	26,6	25,8	24,9	24,6
16,73	15,35	13,84	12,12	10,19	7,65	3,50	0
52,9	60,5	70,3	83,8	104,7	144,8	321	—
7,42	8,80	10,31	12,03	13,96	16,50	20,57	24,15
90°	94°40′	98°30′	101°38′	104°	106°8′	107°54′	108°20′
182,6	169,5	158,7	148,3	138,9	130,3	123,2	121,7
61,25	57,5	53,5	49,4	45,1	41,9	37,65	36,9
121,4	112	105,2	98,9	93,8	88,4	85,6	84,8
243,9	227	212,2	197,7	184,0	172,2	160,9	158,6

на него. Это означает, что межпланетный корабль приближается к Марсу со стороны, в которую последний движется в пространстве. Относительная скорость равна в наиболее выгодном случае 2,63 *км/сек* (см. табл. 1). Эту скорость, совместно со скоростью, получаемой от притяжения самого Марса, необходимо погасить при планирующем спуске на планету, или же применить для торможения парашют или ракету.

В табл. 1 представлены следующие величины, вычисленные по формулам (52) ÷ (70) при $V_1 = 29{,}77$ *км/сек* и $\gamma = 1{,}52$:

$\rho = r_1/a$ — отношение радиуса орбиты Земли к большой полуоси траектории полета;

V_z — необходимая добавочная скорость *км/сек*;

β — угол (в град.) между результирующей скоростью V и скоростью движения Земли V_1;

ξ — угол (в град.) между добавочной скоростью V_z и скоростью движения Земли V_1;

ϑ — истинная аномалия межпланетного корабля в момент отлета, град;

a/r_1 — отношение большой полуоси траектории полета к радиусу орбиты Земли;

b/r_1 — отношение малой полуоси траектории полета к радиусу орбиты Земли;

r_0/r_1 — отношение радиуса-вектора перигелия траектории полета к радиусу орбиты Земли;

Σ — относительный эксцентриситет эллиптической траектории полета;

V_z' — необходимая добавочная скорость при полете против направления движения Земли, *км/сек*;

$180 - \xi'$ — угол между добавочной скоростью V_z' и направлением движения Земли, град.;

V — абсолютная скорость полета в момент отлета с Земли, *км/сек*;

V_a — скорость полета в афелии эллиптической траектории *км/сек*;

V_p — скорость полета в перигелии, *км/сек*;

$-V_2 - V_a$ — разность скоростей движения Марса и межпланетного корабля вблизи него (без учета притяжения Марса);

E — эксцентрическая аномалия межпланетного корабля в момент отлета с Земли, град;

τ — время полуоборота межпланетного корабля вокруг Солнца, в сутках;

t — время полета межпланетного корабля от перигелия до точки пересечения траектории полета с орбитой Земли, в сутках;

$\tau - t$ — время перелета межпланетного корабля с Земли до Марса (отлет с ближайшей точки), в сутках;

$\tau+t$ — время перелета межпланетного корабля с Земли до Марса (отлет с дальней точки), в сутках.

Если включить ракетный двигатель межпланетного корабля еще раз незадолго до прибытия на Марс, то можно долететь несколько скорее.

Аналогично спустя некоторое время после отлета с Земли, можно запускать ракетный двигатель вторично, с той же целью сокращения времени и пути полета.

То же самое относится, конечно, к подобным полетам на другие планеты.

Обращаясь к фиг. 5, видим, что время перелета t_f при увеличении угла β сначала быстро падает, а затем от $\beta=55°$ до $\beta=125°$ остается почти постоянным, между тем как добавочная скорость V_z непрерывно увеличивается, причем, конечно, вместе с ней увеличивается и необходимый для перелета запас топлива.

Наибольшая абсолютная скорость полета V достигается при $\beta=0$, причем здесь имеем: $V=1{,}10V_1$; скорость V уменьшается при $\beta=90°$ до $V=0{,}83V_1$, а затем при $\beta=180°$ увеличивается опять до величины $V=1{,}10V_1$. Это указывает на выгодность перелета с малой добавочной скоростью в случае, если необходимый запас топлива играет важную роль.

Из фиг. 5 видно, что и при полете от C через A к B наибольшее время полета равно лишь $t_f'\approx 293$ суткам, между тем, как при $\beta=0$ оно равно 258,4 суткам, а при $\beta=90°$, т. е. при полете в сторону, прямо противоположную Солнцу, время полета достигает минимума и равно приблизительно 85 суткам, т. е. около 3 месяцев.

Угол ξ, под которым направлена относительная скорость V_z, быстро увеличивается с увеличением угла β.

При $\beta=0$ имеем: $V_{z\,\min}\approx 2{,}93$ *км/сек*; $\xi=0$; $\vartheta=0$; $V\approx V_1+2{,}93\approx 32{,}7$ *км/сек*. $V_a\approx 21{,}5$ *км/сек*; $V_p\approx 32{,}7$ *км/сек*; $a\approx 1{,}26r_1$; $b\approx 1{,}23r_1$; $\Sigma\approx 0{,}21$.

Сравнивая a и b, видим, что эллипс в данном случае мало отличается от окружности.

При больших углах β необходимы столь большие скорости V_z, что ракета едва ли будет в состоянии их развивать. В особенности при $180°<\vartheta<360°$ будет более выгодно лететь по длинному пути от C через A к B, если при этом близость Солнца в перигелии еще не мешает полету, и если срок прибытия позволяет увеличить продолжительность полета. Но в общем уже при $\vartheta<180°$ будет более выгодно с точки зрения расхода топлива при данном времени полета, выбирать для траектории полета эллипс, афелий которого лежит дальше данной планеты.

Это относится в особенности к случаю, когда требуется прибыть к данной планете в наименьшее время при данном расходе топлива, т. е. данном V_z.

Для сравнения с рассмотренным случаем определим добавочную скорость V_z и продолжительность перелета t_f в случае, если

афелий траектории находится в бесконечности, и полет начинается по направлению движения Земли вокруг Солнца. Из формулы (33) получаем:

$$V_z = V_1\left(\sqrt{\frac{2}{r_1/r_2+1}}-1\right)\Big|_{r_2\to\infty} =$$

$$= V_1(\sqrt{2}-1) = 0{,}416\cdot 29{,}77 = 12{,}3 \text{ км/сек}.$$

Время, потребное для перелета с Земли на Марс, получается из формулы, которая выводится в книгах по астрономии. Воспользовавшись уравнением параболы в полярных координатах

$$r = \frac{2r_0}{1+\cos\vartheta} \tag{92}$$

и вторым законом Кеплера, получаем следующее выражение

$$t = \frac{\sqrt{2}\tau_1}{\pi}\left(\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2}+\frac{1}{3}\operatorname{tg}^3\frac{\vartheta}{2}\right). \tag{93}$$

В нашем случае $r = 1{,}52r_0$, причем $r_0 = r_1$ (полет начинается в перигелии траектории). Из формулы (92) получаем:

$$\cos\vartheta = \frac{2r_1}{r}-1 = \frac{2}{1{,}52}-1 = 0{,}318; \quad \vartheta = 71°28'.$$

Далее из формулы (93) находим

$$t = \frac{365{,}26\sqrt{2}}{2\pi}\left(\operatorname{tg}35°44'+\frac{1}{3}\operatorname{tg}^3 35°44'\right) = 69{,}5 \text{ суток}.$$

Отсюда видим, что добавочная скорость в 12,30 *км/сек* дает нам по этой траектории перелет в 69,5 суток, между тем как та же добавочная скорость дает в ранее рассмотренном случае перелет приблизительно в 146 суток.

Но, как указывалось выше, при повреждении ракетного двигателя и неточно выбранной траектории полета может случиться, что корабль, летя по параболической траектории, навсегда удалится из солнечной системы.

Необходимо еще обратить внимание на то, что в рассмотренных случаях каждой траектории полета соответствует вполне определенный момент прибытия на другую планету.

Зависимости, данные на фиг. 5, относятся также к случаю полета с Марса на Землю, причем $(V_2 - V_a)$—та добавочная скорость, которую необходимо сообщить межпланетному кораблю вблизи Марса по направлению, противоположному направлению движения Марса вокруг Солнца. Скорость V_z представляет собой в этом случае ту скорость, которую необходимо, совместно со скоростью, развивающейся за счет притяжения Земли, погасить при спуске на Землю.

Сами траектории полета образуют зеркальное отображение траекторий, по которым межпланетный корабль летел на Марс.

Скорости у Земли направлены в противоположную сторону.

Полную скорость c, которую необходимо при взлете от Земли сообщить ракете или погасить при возвращении, находим из закона сохранения энергии:

$$\frac{mc^2}{2}=\frac{mc_0^2}{2}+\frac{mV_z^2}{2};$$

$$c=\sqrt{c_0^2+V_z^2}, \tag{94}$$

где $c_0=11{,}16$ *км/сек* — начальная скорость, которую необходимо сообщить у поверхности Земли телу, скорость которого в бесконечности должна уменьшиться до нуля.

В случае, если скорость c сообщается ракете у самой Земли и ускорение ракеты равно n-кратному ускорения силы тяжести, то полная масса ракеты M_0 при вертикальном взлете должна относиться к массе M пустой ракеты, по Циолковскому, как

$$\frac{M_0}{M}=e^{\frac{c}{w}\frac{n}{n-1}},$$

где w — скорость истечения продуктов сгорания.

Принимая значения $n=10$ и $n=3$, $w=4000$ *м/сек*, $w=3000$ *м/сек*, получаем 4 случая, для которых вычислена табл. 2.

Из табл. 2 видим, что достижение скоростей $c\geqslant 22$ *км/сек* при помощи ракеты уже сильно затруднительно ввиду необходимости иметь громадный начальный вес ракеты. Если ограничить начальный вес 1000-кратной величиной конечного веса, то можем получить максимальные значения ϑ:

1. При $w=4$ *км/сек*, $n=10$ получим $\vartheta_{max}\approx 146°$.
2. При $w=4$ *км/сек*, $n=3$ получим $\vartheta_{max}\approx 114°$.
3. Немного больший угол получается при $w=3$ *км/сек*, $n=10$.
4. При $w=3$ *км/сек*, $n=3$ получим $\vartheta_{max}=73°$.

В случае, если не лететь через перигелий, то $\vartheta_{min}=0$; при этом минимальные начальные веса будут 24,6; 76 и 320 *т*. Если же рассматривать и траектории, проходящие через перигелий, то промежуток времени, в течение которого можно стартовать на Марс, удваивается; в этом случае: $\vartheta_{min}\approx -146°$, $-114°$ и $-73°$.

За время между двумя противостояниями Марса можно переправиться по данным траекториям в течение срока, который может быть определен следующим образом. Обозначим через t_1 и t_2 времена обращений планет вокруг Солнца через t_x время, протекшее между двумя противостояниями верхней планеты или так называемое синодическое время обращения.

Величина начальной скорости c, которую необходимо сообщить ракете у по (при весе пустой ракеты $G = 1\ m$) в зависимости от истинной ано

ϑ	0	20°	40°	60°	80°	90°	101°42′
V_z в $км/сек$	2,927	3,42	4,73	6,53	8,81	10,18	11,92
$V_z^2 + 11{,}18^2$	8,00	11,72	22,4	42,5	78,0	104	142
c	131,9	137,62	147,7	167,8	203,3	229,3	267,3
	11,57	11,70	12,11	12,91	14,21	15,1	16,32
n w 3 4000; 10 3000; 3 3000 $\lg \frac{M_0}{M} = \frac{c}{w} \frac{n}{n-1} \lg e$	1,88	1,201	1,970	2,10	2,31	2,455	2,658
	1,853	1,879	1,948	2,075	2,28	2,423	2,62
	2,505	2,54	2,625	2,80	3,08	3,275	3,54
10 4000; 3 4000; 10 3000; 3 3000 — G_0 в тоннах при $G = 1\ m$	24,6	25,7	28,8	35,8	51,5	66,0	92,9
	76,0	79,5	93,4	126	204	286	454
	71,3	75,1	88,8	119	191	265	417
	320	347	422	630	1210	1880	3480
$t_a = \vartheta/360° \cdot 783$ (время отлета в сутках с ближайшей точки)	0	43,5	87	130,5	174	196,7	221,5
$t_e = t + t_f$ (время прибытия в сутках при отлете с ближайшей точки)	258,4	281,9	303,4	323,5	343	353,7	371,4
$t''_a = 318 - t_a$ (время отлета в сутках с дальней точки)	318	274,5	231	187,5	144	121,3	96,5
$t''_e = t''_a + t''_f$ (время прибытия в сутках при отлете с дальней точки)	576,4	549,5	518	480,1	433	404,5	375,6

Таблица 2

верхности Земли для полета на Марс и необходимый полный вес G_0 ракеты малии ϑ межпланетного корабля в момент отлета (см. табл. 1)

110°30′	121°20′	130°10′	138°10′	146°03′	152°07′	161°	175°	180°
13,71	16,09	18,41	20,8	22,3	25,0	29,3	34,3	38,6
189	259	340	435	499	625	860	1180	1495
314,3	384,3	465,3	560	624	750	985	1305	1620
17,7	195	21,55	23,6	25,0	27,4	31,4	36,0	40,2
2,88	3,17	3,50	3,84	4,07	445	5,105	5,85	6,54
2,84	3,13	3,46	3,78	4,01	4,40	4,045	5,78	6,45
3,84	4,23	4,67	5,12	5,42	5,95	6,81	7,80	8,72
137	224	394	690	1 023	2 000	6 050	22 000	70 000
760	1 480	3 160	6 900	11 700	28 200	127 000	710 000	$3,47 \cdot 10^6$
690	1 350	2 880	6 030	10 300	25 000	110 000	600 000	$2,821 \cdot 10^6$
6930	17 000	47 000	130 000	260 000	8,105	$6,45 \cdot 10^6$	$6,30 \cdot 10^7$	$5,31 \cdot 10^8$
240,5	264	284	301	318	332	350	376	392
373,7	385,4	396	406,2	416,9	425,8	438,4	461,6	176,8
77,5	54	34	17	0	—	—	—	—
338,3	297,9	261	229,2	197,7	—	—	—	—

Угловая скорость внутренней планеты равна $360°/t_1$, а внешней $360°/t_2$; их относительная угловая скорость равна $\frac{360°}{t_1}-\frac{360°}{t_2}$; угол между радиусами-векторами изменяется на 360° в течение времени t_x, причем

$$t_x\left(\frac{360°}{t_1}-\frac{360°}{t_2}\right)=360°,$$

или

$$t_x=\frac{t_1t_2}{t_2-t_1}.$$

Для Марса и Земли $t_1\approx365{,}3$ суток; $t_2\approx684{,}5$ суток; тогда $t_x\approx783$ суток [1]. Таким образом при указанных условиях связь с Марсом должна была бы прерываться всегда в течение 783—209=574 суток и только в течение 209/783=0,268=26,8% всего времени можно было бы отправлять межпланетные корабли. Прибывать на Марс можно было бы лишь в течение 110 суток или в течение 110/783=0,141=14,1% всего времени.

2. Определение момента отлета на другую планету, обеспечивающего добавочную скорость, близкую к минимальной

Определим взаимное расположение планет на орбитах во время отлета и прибытия межпланетного корабля, срок, который протекает между двумя отлетами и между соответствующими им моментами прибытия при полете по разным траекториям, и время, в течение которого возможны полеты на другие планеты.

Введем следующие обозначения (фиг. 6):

Δt_c — время между двумя рассматриваемыми отлетами;

Δt_e — время между двумя рассматриваемыми прибытиями;

t_1 — время обращения внутренней планеты вокруг Солнца;

t_2 — время обращения внешней планеты вокруг Солнца.

Пусть далее

$A'AE'E$ — орбита планеты назначения;

$CC'G'G$ — орбита планеты отправления;

AE — направление большой полуоси эллипса — траектории полета, в случае полета с наименьшей возможной добавочной скоростью (при этом C — перигелий, E — афелий траектории полета, CtE — путь полета);

$A'E'$ — направление большой полуоси эллипса — траектории полета, в случае полета с внутренней планеты по пути $c't'E'$ (при этом E' — афелий траектории полета);

$$\delta=\angle A'OA;$$

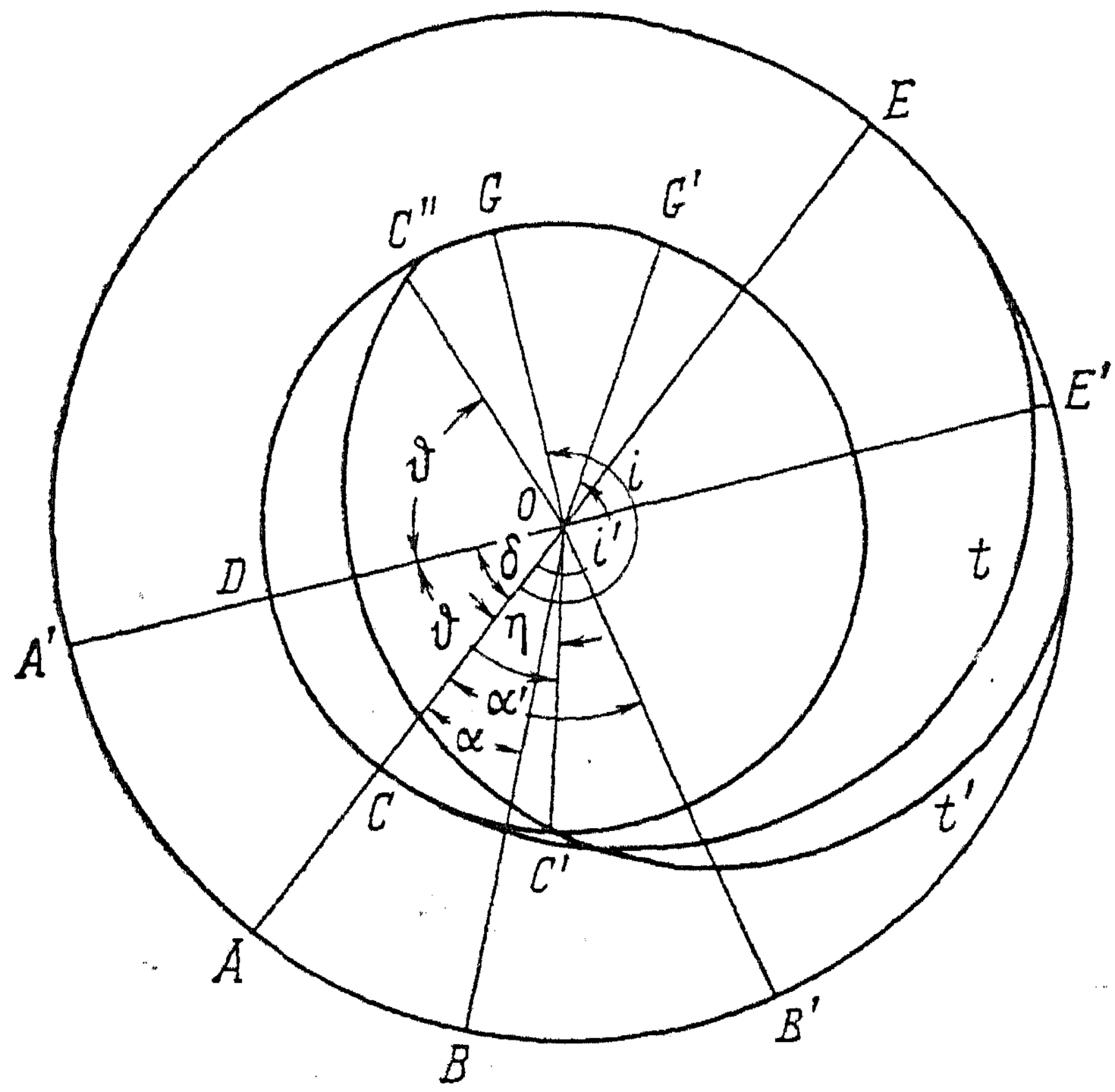
$$\eta=\angle AOC';$$

$$\vartheta=\angle A'OC=\eta+\delta.$$

[1] Для Марса точнее 779 суток в среднем.

Принимая для простоты, что орбиты планет — окружности, в центре которых находится Солнце и что внешняя планета в моменты отлета с внутренней планеты находится в точке B (соответственно B'), а внутренняя в моменты прибытия межпланетного корабля в точке G (соответственно G'), положим:

$$\angle AOB=\alpha;\ \angle AOB'=\alpha';\ \angle COG=i;\ \angle COG'=i'.$$



Фиг. 6.

Считая движения планет по их орбитам равномерным, получаем:

$$\Delta t_c=\frac{t_1(\vartheta-\delta)}{360}=\frac{t_2(\alpha'-\alpha)}{360};\qquad(95)$$

$$\Delta t_e=\frac{t_1(i-i')}{360}=\frac{t_2\vartheta}{360};\qquad(96)$$

(ввиду того, что за время между двумя отлетами планеты проходят: внутренняя — угол $COC'=\eta-\delta$; внешняя — угол $BOB'=\alpha'-\alpha$; и аналогично между двумя прибытиями: внутренняя — угол $G'OG=i-i'$; и внешняя угол $E'OE=\delta$). Если начинать отсчет времени с момента, когда внутренняя планета находится в точке C, то можно утверждать, что она будет находиться в точке C' в момент времени Δt_c и межпланетный корабль прибудет на другую планету при полете по траектории $C'E'$ к моменту времени $\Delta t_c+t'$; внешняя планета будет находиться в точке E к моменту времени $\Delta t_c+t'+\Delta t_e$; но этот промежуток времени с другой стороны должен быть равен времени полета по пути CE, т. е. t. Итак, имеем уравнение:

$$t=\Delta t_c+t'+\Delta t_e;\qquad(97)$$

или подставляя выражения для Δt_c и Δt_e из уравнений (95) и (96), получаем:

$$t = \frac{t_1(\vartheta - \delta)}{360} + t' + \frac{t_2\delta}{360}.$$

Отсюда определяется $\angle E'OE$

$$\delta = \frac{(t - t')\,360 - t_1\vartheta}{t_2 - t_1}. \tag{98}$$

Затем легко найти углы, проходимые планетами за промежуток времени Δt_c:

$$\angle COC' = \vartheta - \delta = \eta; \quad \angle BOB' = \alpha' - \alpha = \frac{\Delta t_c \cdot 360}{t_2}; \tag{99}$$

$$\angle G'OG = i - i' = \frac{t_2}{t_1}\delta; \tag{100}$$

$$\angle E'OE = \delta_1,$$

а из уравнений (95), (96) и (98) величины Δt_c и Δt_e, если даны времена перелетов t и t'; угол ϑ и времена обращений планет t_2 и t_1.

Далее видим, что внешняя планета проходит за время полета t угол $BOE = \frac{t}{t_2}360$, а внутренняя — угол

$$i = \angle COG = \frac{t}{t_1}360. \tag{101}$$

За время полета t' имеем аналогично

$$\angle B'OE' = \frac{t'}{t_2}\cdot 360, \quad \angle C'OG = \frac{t'}{t_1}\cdot 360,$$

отсюда окончательно:

$$\alpha = \angle AOB = 180 - \angle BOE;$$

$$\alpha = 180 - \frac{t}{t_2}\,360; \tag{102}$$

$$\alpha' = \angle AOB' = 180° - \angle BOE - \delta;$$

или

$$\alpha' = 180 - \frac{t'}{t^2}\,360 - \delta; \tag{103}$$

и

$$i' = \angle COG' = \eta + \angle C'OG';$$

или

$$i' = \eta + \frac{t'}{t_2}360. \tag{104}$$

Особенно важна величина Δt_c, позволяющая определить интервал времени, в течение которого можно осуществить перелет с добавочной скоростью, близкой к минимальной, т. е. при минимальном расходе топлива.

Также важно и время Δt_e, указывающее, на сколько дней раньше можно прибыть на другую планету, если увеличить добавочную скорость.

Для полета от точки C'' до E' через точку C' формулы несколько изменяются: в этом случае необходимо взамен $(+\vartheta)$ всюду писать $(-\vartheta)$.

Таким образом в общем случае имеем:

$$\delta = \frac{(t - t') \cdot 360 \mp t_1 \vartheta}{t_2 - t_1}; \tag{105}$$

$$\Delta t_c = \frac{t_1 (\pm \vartheta - \delta)}{360}; \tag{106}$$

$$\Delta t_e = \frac{t_2 \cdot \delta}{360}; \tag{107}$$

$$\eta = \pm \vartheta - \delta; \quad i = \frac{t}{t_1} 360; \tag{108}$$

$$i' = \eta + \frac{t'}{t_1} 360; \tag{109}$$

$$\alpha = 180 - \frac{t}{t_2} 360; \tag{102}$$

$$\alpha' = 180 - \frac{t'}{t_2} 360 - \delta; \tag{103}$$

причем верхний знак относится к полету из точки C', а нижний — к полету из точки C''.

Зависимости, построенные на основании выведенных формул для перелета на Марс (см. фиг. 5), дают интересные результаты. Необходимо заметить, что ввиду эллиптичности орбиты Марса эти результаты представляют лишь средние величины. При каждом новом обороте Марса вокруг Солнца углы, времена и другие величины будут изменяться, но средние значения их будут совпадать с вычисленными. Наклон плоскостей орбит друг к другу лишь незначительно изменяет результаты.

Из фиг. 5 видно, что при полетах из точки C' с увеличением добавочных скоростей время полета быстро уменьшается, причем, при добавочной скорости 8 *км/сек* оно составляет лишь 172 суток, между тем как при минимальной добавочной скорости $V_z = 2{,}73$ *км/сек* оно равно 257 суткам. Вылететь можно в первом случае на $\Delta t_c = 74$ суток позднее, нежели при $V_z = 2{,}73$ *км/сек*. Но при этом прибытие на Марс состоится лишь на 19 суток раньше, чем при добавочной скорости $V_z = 2{,}73$ *км/сек*.

При полете же из точки C'' при добавочной скорости $V_z = 8$ *км/сек* продолжительность полета составит 290 суток. Если необходимо по возможности раньше прибыть на Марс, то люди, по всей вероятности, полетят из точки C'', несмотря на большую продолжительность полета; если же необходимо сократить время пребывания в пути, то полет выгоднее начинать из точки C. Перигелий при рассмотренном полете из точки C'' лежит на расстоянии в 0,81 радиуса орбиты Земли от Солнца, скорость полета в перигелии 35 *км/сек*, что лишь немного превышает скорость Земли на орбите (29,8 *км/сек*).

Первые полеты будут, по всей вероятности, осуществляться с добавочной скоростью, близкой к минимальной $V_z \approx 2{,}7$ *км/сек*. Для уменьшения продолжительности полета его можно начинать из некоторой точки C', что приведет, однако, к увеличению расхода топлива.

В случае, если афелий траектории лежит на орбите Марса, и если допускать V_z до 8 *км/сек*, то вообще отлет на Марс возможен в течение $74 + 135 = 209$ суток. Затем следует период времени, когда связь с Марсом должна прерваться. Это требование имеет важное значение. Например, в случае, если коррекция траектории станет невозможной вследствие повреждения ракеты метеорами или выхода из строя системы управления, то отклонение, вызванное притяжением Марса (если межпланетный корабль пролетает вблизи последнего), может так изменять траекторию полета, что корабль навсегда удалится от Солнца. Такой корабль будет очень трудно догнать другим межпланетным кораблям.

Однако некоторое удаления афелия траектории межпланетного корабля за орбиту внешней планеты позволяет несколько расширить сроки отлета и сократить время полета.

3. Корректирование полета при приближении к планетам с целью достижения безопасного спуска в желаемом месте

Ввиду того, что при приближении межпланетного корабля к планете скорость полета в общем—гиперболическая (если вблизи планеты его скорость не уменьшена при помощи ракетного двигателя), в качестве траектории полета межпланетного корабля мы примем гиперболу, в одном из фокусов которой находится данная планета (фиг. 7). Предполагаем при этом, что расстояние корабля от данной планеты столь мало, что притяжением Солнца и спутников планеты можно пренебрегать. Если расчетом получена относительная скорость у планеты прибытия V_1, то скорость у поверхности планеты легко получить, воспользовавшись законом сохранения энергии

$$\frac{mV_1^2}{2} + mg_0R = \frac{mV_0^2}{2}, \tag{110}$$

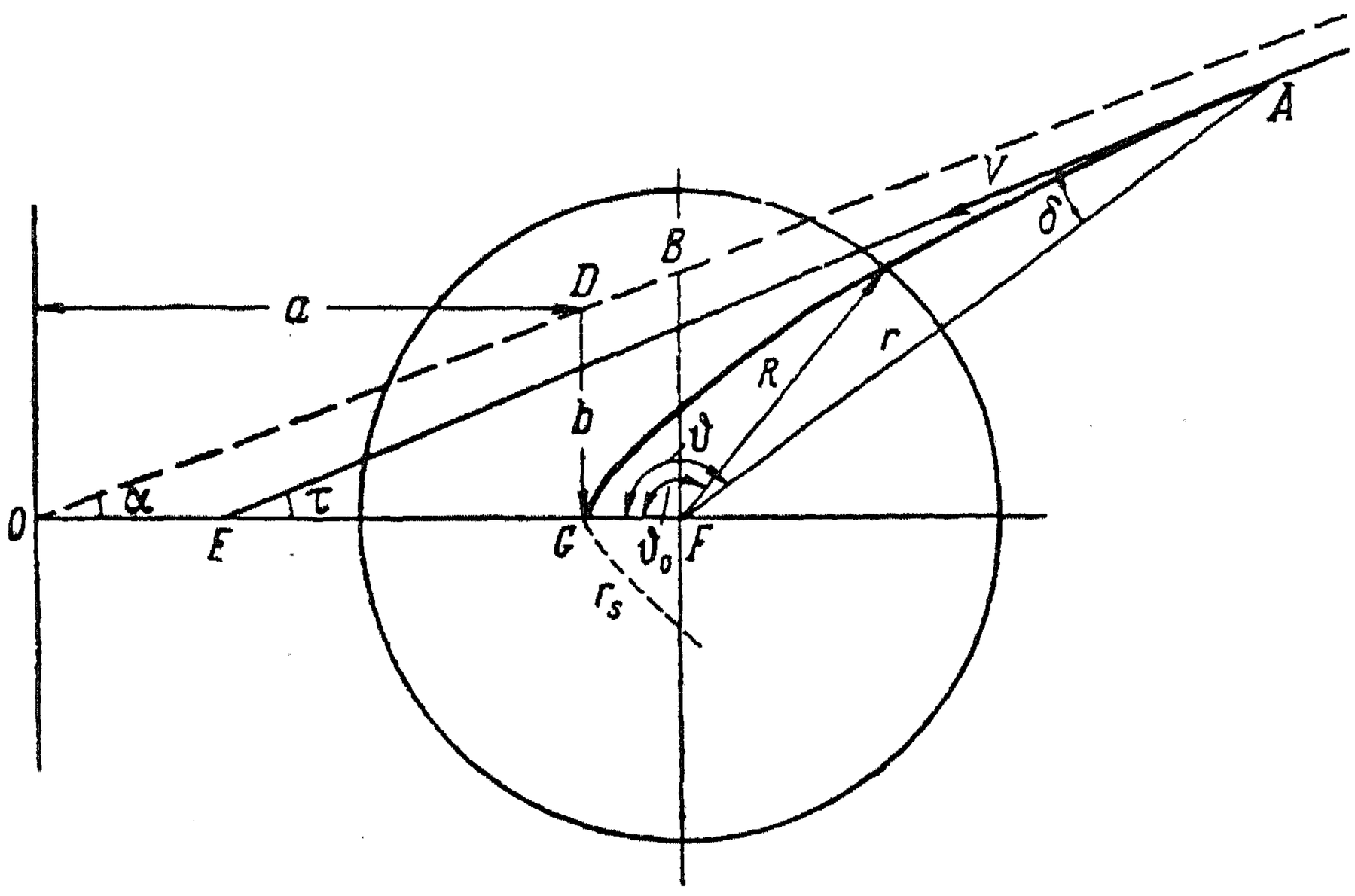
где m — масса межпланетного корабля;

R — радиус планеты,
g_0 — ускорение силы тяжести на поверхности планеты,
g_0R — потенциал планеты для единицы массы,
V_0 — скорость на расстоянии R от центра планеты.

Из уравнения (110) получаем:

$$V_0 = \sqrt{V_1^2 + 2g_0R}. \qquad (111)$$

Из условия, что сумма кинетической и потенциальной энергии тела величина постоянная, можно также определить скорость на



Фиг. 7.

любом расстоянии от планеты. Потенциальная энергия тела с массой m, находящегося в бесконечности, по отношению к сфере любого радиуса r равна:

$$A = mgr, \qquad (112)$$

где g — ускорение силы тяжести планеты на расстоянии r от ее центра, причем

$$g = \frac{R^2}{r^2} g_0. \qquad (113)$$

Подставив это выражение в формулу (112), получаем:

$$A = mg_0 \frac{R^2}{r}:$$

Если тело достигло сферы радиуса r, то его кинетическая энергия $mV^2/2$ равна сумме начальной кинетической энергии $mV_1^2/2$ и изменения потенциальной энергии A, т. е.

$$\frac{mV^2}{2} = \frac{mV_1^2}{2} + mg_0\frac{R^2}{r};$$

или

$$V = \sqrt{V_1^2 + \frac{2g_0R^2}{r}}. \qquad (114)$$

При корректировании полета нас интересуют три кривые: две гиперболы (до и после корректирования) и траектория полета во время корректирования.

Определим элементы гиперболической траектории, скорость и время полета.

Пусть межпланетный корабль в рассматриваемый момент находится в точке A (см. фиг. 111), причем даны: расстояние r точки A от центра планеты F, скорость V движения межпланетного корабля по отношению к планете и угол δ между направлением AF и V.

Введем обозначения:

Σ — относительный эксцентриситет гиперболы;
a — длина вещественной полуоси гиперболы;
b — длина мнимой полуоси гиперболы;
$2p$ — параметр гиперболы;
ϑ, ϑ_0 — углы между радиусами-векторами r, R и направлением OF (O — центр гиперболы);
τ — угол между касательной и действительной осью;
α — угол между асимптотою и действительной осью;
R — радиус планеты;
$r_s = FC$ — радиус-вектор в вершине гиперболы (точка C).

Уравнение гиперболы в полярных координатах имеет вид:

$$r = \frac{P}{1 + \sum\cos\vartheta}, \qquad (115)$$

причем

$$p = -a\left(1 - \sum^2\right) = \frac{b^2}{a}. \qquad (116)$$

Отсюда

$$r = \frac{a\left(\sum^2 - 1\right)}{1 + \sum\cos\vartheta} \qquad (117)$$

Для вершины гиперболы $\vartheta=0$ и, следовательно,

$$r=r_s=\frac{a\left(\sum^2-1\right)}{1+\sum},$$

или

$$r_s=a(\Sigma-1). \tag{118}$$

Далее находим для угла ϑ_0 из условия:

$$r=R; \quad \cos\vartheta_0=\frac{a\left(\sum^2-1\right)}{R\sum}-\frac{1}{\sum}. \tag{119}$$

Дифференцируя уравнение гиперболы в прямоугольных координатах

$$\frac{x^2}{a^2}-\frac{y^2}{b^2}=1,$$

получаем

$$\frac{2x\,dx}{a^2}-\frac{2y\,dy}{b^2}=0,$$

или, так как

$$\operatorname{tg}\tau=\frac{dy}{dx},$$

то

$$\frac{dy}{dx}=\frac{x}{y}\,\frac{b^2}{a^2}=\operatorname{tg}\tau;$$

но из фиг. 7 видно, что

$$x=\sqrt{a^2+b^2}-r\cos\vartheta;$$

$$y=r\cdot\sin\vartheta;$$

причем

$$OF=\sqrt{a^2+b^2},$$

так что

$$\operatorname{tg}\tau=\frac{\left(\sqrt{a^2+b^2}-r\cos\vartheta\right)}{r\sin\vartheta}\,\frac{b^2}{a^2}. \tag{120}$$

Исключая отсюда b при помощи формулы

$$\sum=\frac{\sqrt{a^2+b^2}}{a}, \tag{121}$$

или

$$\sum^2-1=\frac{b^2}{a^2}, \tag{122}$$

т. е.

$$b=a\sqrt{\sum^2-1}, \tag{123}$$

получаем

$$\operatorname{tg}\tau = \frac{\sum a - r\cos\vartheta}{r\sin\vartheta}\left(\sum^2 - 1\right). \tag{124}$$

Исключая r из уравнений (117) и (124), имеем

$$\operatorname{tg}\tau = \frac{\cos\vartheta + \sum}{\sin\vartheta}. \tag{125}$$

Далее

$$\operatorname{tg}\alpha = \frac{b}{a} = \sqrt{\sum^2 - 1}. \tag{126}$$

Скорость в вершине гиперболы получается из уравнения (114) при $r = r_s$:

$$V_s = \sqrt{V_1^2 + \frac{2g_0R^2}{r_s}}. \tag{127}$$

Из закона площадей получаем в точке A для площади, описываемой за время dt, величину $rV\sin\delta\, dt/2$ и в вершине гиперболы $r_sV_s\, dt/2$, следовательно:

$$r_sV_s = rV\sin\delta; \tag{128}$$

$$r_sV_s = RV_0\sin\delta_0. \tag{129}$$

Из треугольника FAE (см. фиг. 7) получаем

$$180^\circ = \delta + \tau + \vartheta, \tag{130}$$

откуда

$$\operatorname{tg}\delta = \operatorname{tg}(180^\circ - \tau - \vartheta) = -\operatorname{tg}(\tau + \vartheta) = -\frac{\operatorname{tg}\tau + \operatorname{tg}\vartheta}{1 - \operatorname{tg}\tau\operatorname{tg}\vartheta}. \tag{131}$$

Подставляя $\operatorname{tg}\tau$ из уравнения (125) и затем ϑ из (117), получаем

$$\operatorname{tg}\delta = \frac{\cos\vartheta + \dfrac{1}{\sum}}{\sin\vartheta}, \tag{132}$$

или

$$\operatorname{tg}\delta = \frac{a\left(\sum^2 - 1\right)}{r\sum\sin\vartheta}. \tag{133}$$

Из условия, что центростремительное ускорение в вершине гиперболы равно ускорению, вызванному притяжением планеты, получаем еще одно уравнение.

Радиус кривизны гиперболы в ее вершине равен: $\frac{b^2}{a}=p$. Следовательно, центростремительное ускорение равно

$$\frac{V_s^2}{p}=\frac{V_s^2 a}{b^2},$$

но ускорение от притяжения планеты равно

$$g_0\frac{R^2}{r_s^2},$$

и поэтому

$$V_s^2\frac{a}{b^2}=g_0\frac{R^2}{r_s^2},$$

откуда подстановкою Σ из уравнения (121) и a из уравнения (118) получаем

$$V_s^2=\frac{g_0R^2}{r_s}\left(\sum+1\right). \qquad (134)$$

Нас интересуют в данной задаче величины:

$$V_1,\ V_0,\ V_s,\ a,\ b,\ \Sigma,\ \alpha,\ r,\ r_0,\ \iota,\ \vartheta,\ \vartheta_0,\ \delta,\ \delta_0,\ \tau.$$

Для определения этих 15 величин имеем 12 уравнений: (111), (114), (117), (118), (119), (123), (125), (126), (127), (128), (129), (134), следовательно, задание любых трех величин позволяет определить все остальные. Этот результат очевиден, так как общее уравнение гиперболы содержит пять произвольных постоянных, а ввиду того, что наши величины относятся к фокусу гиперболы, то две постоянные определены и остаются лишь три произвольные величины, которыми мы можем задаваться. Межпланетные путешественники посредством измерения углового диаметра планеты могут определить расстояние r от планеты, измерением скорости изменения углового диаметра планеты они могут определить скорость передвижения V, а измерением с помощью какого-нибудь датчика — угол δ.

Предполагая, что r, δ и V даны, определим остальные величины. Из уравнения (114) находим

$$V_1=\sqrt{V^2-\frac{2g_0R^2}{r}}. \qquad (135)$$

Затем из уравнения (111) получаем

$$V_0=\sqrt{V_1^2+2g_0R}=\sqrt{V^2+2g_0R^2\left(\frac{1}{R}-\frac{1}{r}\right)}. \qquad (136)$$

Исключая из уравнений (128) и (129) произведение $r_s V_s$ и подставляя V_0 из уравнения (136), получаем:

$$\sin\delta_0 = \frac{rV\sin\delta}{RV_0} = \frac{rV\sin\delta}{R\sqrt{V^2 + 2g_0R^2\left(\frac{1}{R} - \frac{1}{r}\right)}}. \qquad (137)$$

Исключая затем из уравнений (127) и (128) величину V_s, получаем уравнение для r_s:

$$V_s^2 = \frac{(rV\sin\delta)^2}{r_s^2} = V_1^2 + \frac{2g_0R^2}{r_s} \qquad (138)$$

откуда

$$r_s = -\frac{g_0R^2}{V_1^2} + \sqrt{\frac{g_0^2R^4}{V_1^4} + \frac{(rV\sin\delta)^2}{V_1^2}} \qquad (139)$$

причем V_1 определяется по формуле (135).

Далее из уравнения (128) получаем

$$V_s = \frac{rV\sin\delta}{r_s}. \qquad (140)$$

Взамен уравнения (138) можно также написать

$$\frac{2g_0R^2}{(rV\sin\delta)^2}\,\frac{1}{r_s} - \frac{V_1^2}{(rV\sin\delta)^2} = 0;$$

$$\frac{1}{r_s} = \frac{g_0R^2}{(rV\sin\delta)^2} + \sqrt{\frac{g_0^2R^4}{(rV\sin\delta)^4} + \frac{V_1^2}{(rV\sin\delta)^2}}. \qquad (141)$$

Из уравнения (134) находим относительный эксцентриситет

$$\sum = \frac{V_s^2 r_s}{g_0R^2} - 1, \qquad (142)$$

а из уравнения (127)

$$V_s^2 r_s = V_1^2 r_s + 2R^2 g_0.$$

Подставив это выражение в уравнение (142), имеем

$$\sum = \frac{V_1^2 r_s}{g_0R^2} + 1 = \sqrt{1 + \left(\frac{rV\sin\delta V_1}{g_0R^2}\right)^2}, \qquad (143)$$

где r_s предварительно определено по уравнению (138).

Далее из уравнения (118) получаем

$$a = \frac{r_s}{\sum - 1}, \qquad (144)$$

тогда с учетом уравнения (143) имеем

$$a = \frac{g_0 R^2}{V_1^2} = \frac{g_0 R^2}{V^2 - \frac{2 g_0 R^2}{r}}. \qquad (145)$$

Из уравнения (119) подстановкой a из уравнения (145) и Σ из уравнения (143) получаем:

$$\cos \vartheta_0 = \left[\frac{g_0 R^2}{R V_1^2} \left(\frac{r V \sin \delta V_1}{g_0 R^2} \right)^2 - 1 \right] \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{r V \sin \delta V_1}{g_0 R^2} \right)^2}} =$$

$$= \left[\frac{(r V \sin \delta)^2}{g_0 R^3} - 1 \right] \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{r V \sin \delta V_1}{g_0 R^2} \right)^2}}. \qquad (146)$$

Далее из уравнения (117) получаем угол ϑ по той же формуле, что и ϑ_0, только взамен R^3 в знаменателе первого члена имеем rR^2, так что:

$$\cos \vartheta = \left[\frac{(r V \sin \delta)^2}{g_0 R^2 r} - 1 \right] \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{r V \sin \delta V_1}{g_0 R^2} \right)^2}}. \qquad (147)$$

Величину τ находим из уравнения (130):

$$\tau = 180^\circ - \delta - \vartheta, \qquad (148)$$

или же, если необходимо выразить τ через основные величины, то подстановкою ϑ из уравнения (147) и Σ из уравнения (143) в уравнение (125).

Получаем:

$$\operatorname{tg} \tau = \frac{\left[\frac{(r V \sin \delta)^2}{g_0 R^2 r} - 1 \right] + 1 + \left(\frac{r V \sin \delta V_1}{g_0 R^2} \right)^2}{\sqrt{1 + \left(\frac{r V \sin \delta V_1}{g_0 R^2} \right)^2 - \left[\frac{(r V \sin \delta)^2}{g_0 R^2 r} - 1 \right]^2}} =$$

$$= \frac{\left(\frac{r V \sin \delta}{g_0 R^2} \right)^2 \left(V_1^2 + \frac{g_0 R^2}{r} \right)}{\sqrt{\left(\frac{r V \sin \delta V_1}{g_0 R^2} \right)^2 + \frac{2 (r V \sin \delta)^2}{g_0 R^2 r} - \frac{(r V \sin \delta)^4}{g_0^2 R^4 r^2}}}.$$

Если подставить V_1 из уравнения (135), то получаем:

$$\operatorname{tg}\tau=\frac{\left(\frac{rV\sin\delta}{g_0R^2}\right)^2\left(V^2-\frac{g_0R^2}{r}\right)}{\frac{V\sin\delta}{g_0R^2}\sqrt{r^2\left(V^2-\frac{2g_0R^2}{r}\right)+2rg_0R^2-r^2(V\sin\delta)^2}}=$$

$$=\frac{(rV\sin\delta)^2\left(V^2-\frac{g_0R^2}{r}\right)}{V\sin\delta g_0R^2\sqrt{r^2V^2-r^2V^2\sin^2\delta}};$$

или

$$\operatorname{tg}\tau=\frac{(rV\sin\delta)^2\left(V^2-\frac{g_0R^2}{r}\right)}{rV^2\sin\delta\cos\delta g_0R^2}=\operatorname{tg}\delta\left(\frac{rV^2}{g_0R^2}-1\right). \qquad (149)$$

Наконец величину полуоси b получаем из уравнения (123) подстановкой a из уравнения (145) и Σ из уравнения (143).

$$b=a\sqrt{\Sigma^2-1}=\frac{g_0R^2}{V_1^2}\,\frac{rV\sin\delta V_1}{g_0R^2};$$

или

$$b=\frac{rV\sin\delta}{V_1}=\frac{rV\sin\delta}{\sqrt{V^2-\frac{2g_0R^2}{r}}} \qquad (150)$$

и

$$\operatorname{tg}\alpha=\frac{b}{a}=\sqrt{\Sigma^2-1}=\frac{rV\sin\delta V_1}{g_0R^2}=$$

$$=\frac{rV\sqrt{V^2-\frac{2g_0R^2}{r}}\sin\delta}{g_0R^2}. \qquad (151)$$

Если ввести в эти формулы скорость V_∞, необходимую для удаления от поверхности планеты в бесконечность, то формулы упростятся.

При этом для V_∞ из уравнения (111) получаем при $V_1=0$

$$V_\infty^2=2g_0R. \qquad (152)$$

Особенно важен случай $r_s=R$, когда вершина гиперболы касается планеты.

Тогда $V_s=V_0$ и из уравнения (128) получаем:

$$r_sV_s=RV_0=rV\sin\delta. \qquad (153)$$

В этом случае уравнения (135) и (136) остаются без изменения. Из уравнения (137) имеем $\delta_0=90$; $\sin\delta_0=1$, а из уравнений (143) и (152)

$$\sum=\sqrt{1+\left(\frac{RV_0V_1}{g_0R^2}\right)^2}=\sqrt{1+\left(2\frac{V_0V_1}{V_\infty^2}\right)^2}=$$

$$=\sqrt{1+\frac{2V_1^2}{V_\infty^4}(V_1^2+V_\infty^2)}=\sqrt{1+\frac{2V_1^4}{V_\infty^4}+\frac{2V_1^2}{V_\infty^2}}. \qquad (154)$$

Величина полуоси a вычисляется по прежней формуле (145). Для ϑ_0 из уравнения (146) получаем:

$$\cos\vartheta_0=\left(\frac{R^2V_0^2}{g_0R^3}-1\right)\frac{1}{\sqrt{1+\left(\frac{RV_0V_1}{g_0R^2}\right)^2}}=\left(\frac{V_0^2}{g_0R}-1\right)\frac{1}{\sqrt{1+\left(\frac{V_0V_1}{g_0R}\right)^2}}=$$

$$=\frac{V_0^2-g_0R}{\sqrt{g_0^2R^2+V_0^4-2g_0RV_0^2}}=1;$$

т. е. $\vartheta_0=0$.

Затем из уравнения (147) имеем

$$\cos\vartheta=\left(\frac{R^2V_0^2}{g_0R^2r}-1\right)\frac{g_0R}{V_0^2-g_0R}=\frac{R}{r}\frac{V_0^2-g_0r}{V_0^2-g_0R},$$

или

$$\cos\vartheta=\frac{-\frac{V_0^2}{r}+g_0}{-\frac{V_0^2}{R}+g_0}. \qquad (155)$$

Далее получаем τ из уравнения (148), или непосредственно из уравнения (149):

$$\operatorname{tg}\tau=\operatorname{tg}\delta\left(\frac{rV^2}{g_0R^2}-1\right)=\frac{RV_0V}{g_0R^2\cos\delta}-\operatorname{tg}\delta=\frac{V_0V}{g_0R\cos\delta}-\operatorname{tg}\delta. \qquad (156)$$

Из уравнения (150) находим

$$b=\frac{RV_0}{V_1}=\frac{R\sqrt{V_1^2+2g_0R}}{V_1}=R\sqrt{1+\left(\frac{V_\infty}{V_1}\right)^2}; \qquad (157)$$

и из уравнения (151)

$$\operatorname{tg}\alpha=\frac{RV_0V_1}{g_0R^2}=\frac{2V_1}{V_\infty}\sqrt{1+\left(\frac{V_1}{V_\infty}\right)^2}. \qquad (158)$$

Для $r=\infty$ мы при этом должны иметь

$$\tau_\infty=\alpha \text{ и } \vartheta_\infty=180^\circ-\alpha, \text{ причем } \delta_\infty=0.$$

Из уравнения (155) имеем для этой точки гиперболы

$$\cos\vartheta_\infty=\frac{g_0}{g_0-\frac{V_0^2}{R}}=\frac{g_0R}{g_0R-V_0^2}=-\frac{V_\infty^2}{2\left(V_0^2-\frac{V_\infty^2}{2}\right)},$$

но из уравнения (111)

$$V_0^2=V_1^2+V_\infty^2, \tag{159}$$

так что

$$\cos\vartheta_\infty=-\frac{V_\infty^2}{2\left(V_1^2+\frac{V_\infty^2}{2}\right)}=-\frac{V_\infty^2}{2V_1^2+V_\infty^2};$$

$$\operatorname{tg}\vartheta_\infty=\pm\sqrt{\frac{1}{\cos^2\vartheta_\infty}-1}=\pm\sqrt{\frac{(2V_1^2+V_\infty^2)^2}{V_\infty^4}-1}=$$

$$=\pm\frac{1}{V_\infty^2}\sqrt{4V_1^4+4V_1^2V_\infty^2}=$$

$$=\pm 2\frac{V_1}{V_\infty}\sqrt{1+\frac{V_1^2}{V_\infty^2}}=\pm\operatorname{tg}\alpha_\infty \quad \text{[см. формулу (158)]}.$$

4. Определение необходимой добавочной скорости для корректирования траектории полета

Рассмотрим две гиперболы до и после изменения траектории, и предположим сначала для упрощения, что это изменение произошло мгновенно. Тогда легко определить необходимую добавочную скорость.

Ввиду того, что гипербола, касающаяся планеты своей вершиной (фиг. 8), соответствует нормальному случаю спуска, мы предположим сначала, что наша гипербола после изменения траектории — именно такова. Обозначим величины, относящиеся к измененной траектории, знаком «штрих». Если гиперболы пересекаются на радиусе $r_2=r_2'$, причем даны r_2, V_2 и δ_2 и требуется определить V_2' и δ_2', имеем уравнения:

$$r_s'=R;$$

$$V_z^2=V_2^2+V_2'^2-2V_2V_2'\cos(\delta_2-\delta_2'). \tag{160}$$

Кроме того, имеем еще 12 уравнений, указанных в предыдущем разделе. Ввиду того, что из 15 интересующих нас величин, нам

должны быть даны 3, а дано две: r_s' и $r=r_2'$, введем условие, чтобы величина V_z была минимальной, т. е.

$$\frac{dV_z}{dV_2'}=0. \tag{161}$$

Мы ввели одну новую переменную V_z и получили два новых уравнения (160) и (161), так что можем полностью решить задачу. Предварительно необходимо из остальных уравнений вывести зависимость между δ_2' и V_2'.

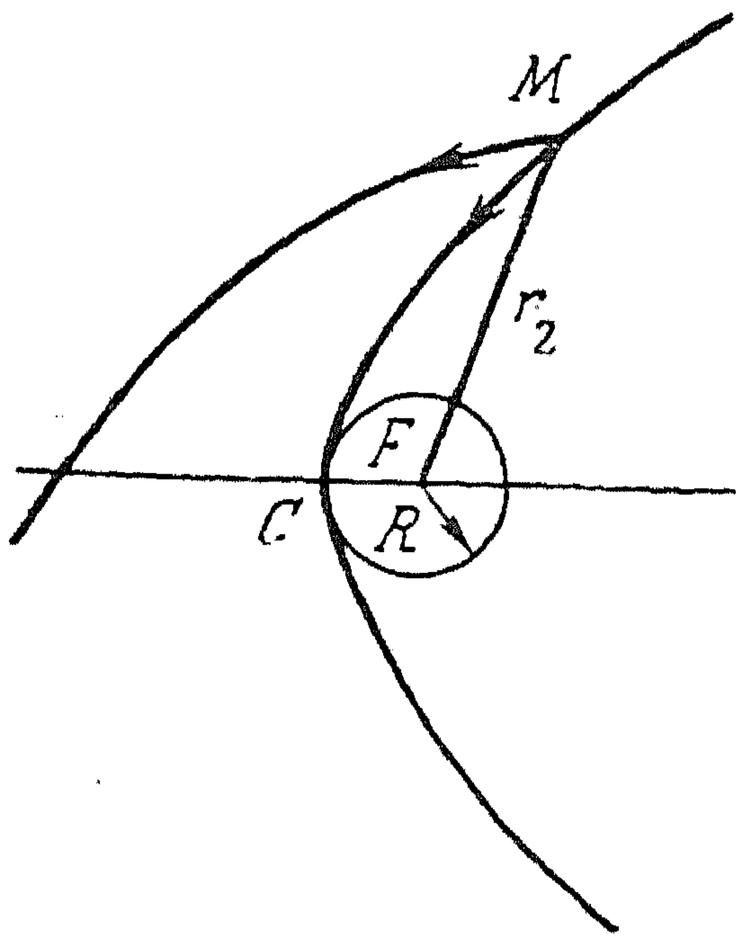
Из уравнения (128) при $r_s=R$ получаем

$$RV_s=r_2'V_2'\sin\delta_2', \tag{162}$$

причем $V_s=V_0$.

Далее из уравнения (136) имеем

$$V_0=\sqrt{V_2'^2-2g_0R+\frac{2g_0R^2}{r_2'}}, \tag{163}$$



Фиг. 8.

и из уравнений (162) и (163) находим

$$\sin\delta_2'=\frac{RV_0}{r_2'V_2'}=\frac{R}{r_2'V_2'}\sqrt{V_2'^2-2g_0R+\frac{2g_0R^2}{r_2'}},$$

или

$$\sin\delta_2'=\frac{R}{r_2'}\sqrt{1-\frac{2g_0R}{V_2'^2}\left(1-\frac{R}{r_2'}\right)}. \tag{164}$$

Дифференцируя уравнения (160) и (164) по V_2', получаем

$$V_z\frac{dV_z}{dV_2'}=V_2'-V_2\cos(\delta_2-\delta_2')+V_2V_2'\sin(\delta_2-\delta_2')\frac{d\delta_2}{dV_2'}; \tag{165}$$

$$\cos\delta_2'\frac{d\delta_2'}{dV_2'}=\frac{R}{r_2'}\frac{1}{2}\frac{4g_0R\left(1-\frac{R}{r_2'}\right)}{V_2'^3\sqrt{1-\frac{2g_0R}{V_2'^2}\left(1-\frac{R}{r_2'}\right)}}. \tag{166}$$

При $V_{z\min}$ имеем $\frac{dV_z}{dV_2'}=0$ и из уравнений (165) и (166) получаем

$$V_2'-V_2\cos(\delta_2-\delta_2')=-V_2V_2'\sin(\delta-\delta_2')\frac{d\delta_2'}{dV_2'}=-V_2\frac{\sin(\delta_2-\delta_2')}{\cos\delta_2'}\times$$

$$\times\frac{2g_0R^2\left(1-\frac{R}{r_2'}\right)}{r_2'(V_2')^2\sqrt{1-\frac{2g_0R}{V_2'^2}\left(1-\frac{R}{r_2'}\right)}}. \tag{167}$$

Введем следующие обозначения:

$$E = 2g_0R\left(1 - \frac{R}{r_2'}\right); \tag{168}$$

$$x = \sqrt{1 - \frac{E}{V_2'^2}}, \tag{169}$$

тогда

$$\frac{E}{V_2'^2} = 1 - x^2 \tag{170}$$

и

$$V_2' = \sqrt{\frac{E}{1 - x^2}}. \tag{171}$$

Уравнение (167) принимает вид

$$\sqrt{\frac{E}{1 - x^2}} - V_2 \cos(\delta_2 - \delta_2') = -V_2 \frac{R}{r_2'} \frac{1 - x^2}{x} \frac{\sin(\delta_2 - \delta_2')}{\cos\delta_2'}. \tag{172}$$

Уравнение (164) можно представить в виде

$$\sin\delta_2' = \frac{R}{r_2'} x. \tag{173}$$

Из уравнений (172) и (173) можем определить δ_2' и x, а затем V_2' из уравнения (171).

Однако эти формулы неудобны для расчетов. Значительно проще рассчитать ряд кривых, дающих возможность межпланетным путешественникам графически определять необходимую добавочную скорость V_z и угол δ_2' между направлением скорости V_z и радиусом-вектором. При этом можно задаться скоростью V_0 для радиуса R, определить V_2' для радиуса r_2' по формуле (163), найти из уравнения (164) δ_2' и далее определить V_2 как функцию δ_2 и r_2' по уравнению (167). Для этой цели из уравнения (164) находим:

$$\frac{2g_0R}{V_2'^2}\left(1 - \frac{R}{r_2'}\right) = 1 - \sin^2\delta_2' \frac{r_2'^2}{R^2}. \tag{174}$$

Подстановкой уравнений (164) и (174) в уравнение (167) получаем

$$V_2' - V_2\cos(\delta_2 - \delta_2') = -V_2 \frac{\sin(\delta_2 - \delta_2')}{\cos\delta_2' \sin\delta_2'}\left(\frac{R}{r_2'}\right)^2\left(1 - \sin^2\delta_2' \frac{r_2'^2}{R^2}\right), \tag{175}$$

или

$$V_2 = -\frac{V_2'}{\cos(\delta_2 - \delta_2') - \dfrac{\sin(\delta_2 - \delta_2')}{\cos\delta_2' \sin\delta_2'}\left[\left(\dfrac{R}{r_2'}\right)^2 - \sin^2\delta_2'\right]}. \tag{176}$$

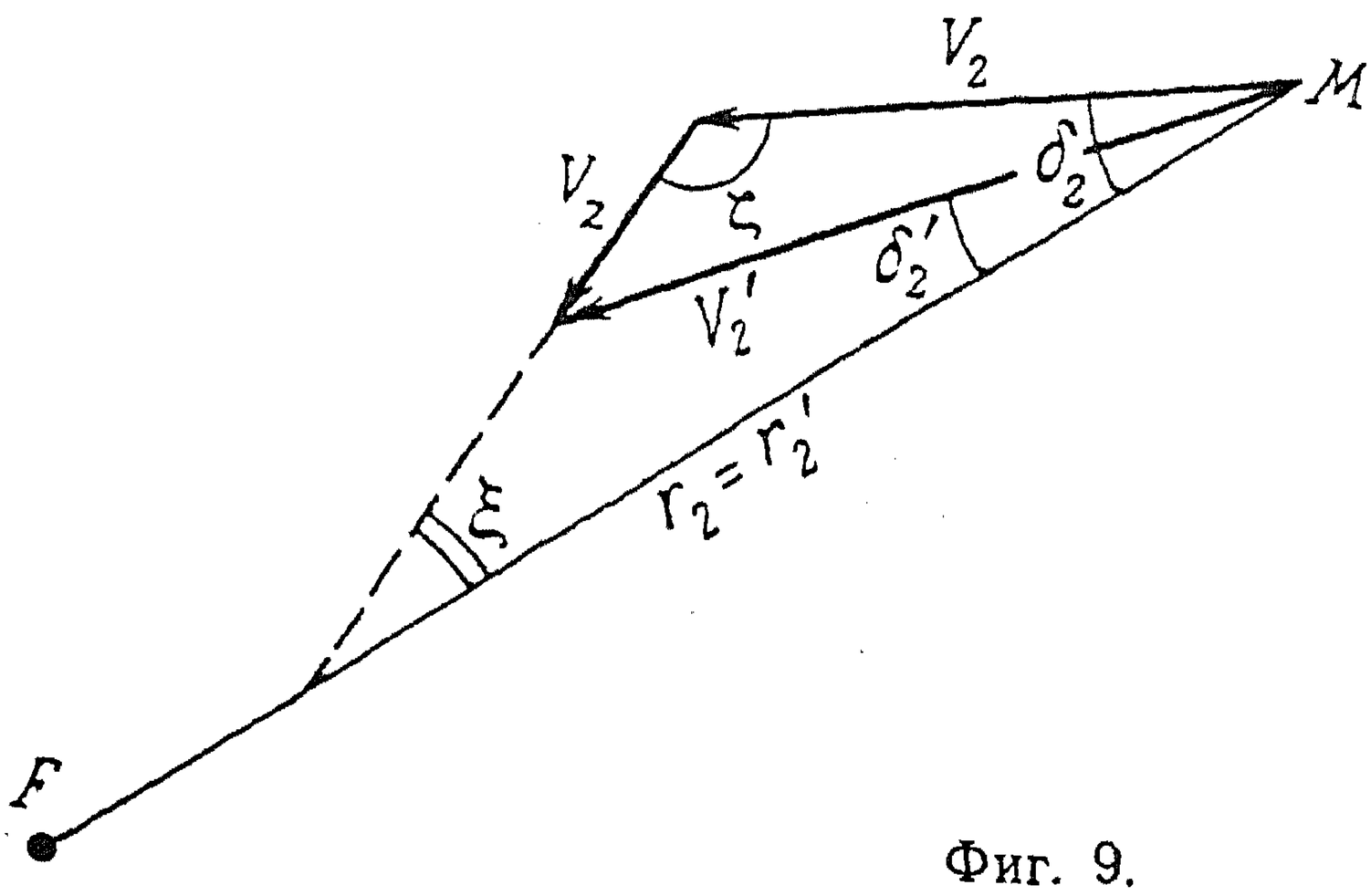
Задаваясь величиной δ_2, определим V_2, а затем V_z из уравнения (160). Угол ξ между V_z и r_2' (фиг. 9)

$$\xi = 180° - \zeta - \delta_2, \tag{177}$$

причем

$$\frac{\sin\zeta}{V_2'} = \frac{\sin(\delta_2 - \delta_2')}{V_z}. \tag{178}$$

Определяем сначала угол ζ из выражения (178), а затем угол ξ из выражения (177).



Фиг. 9.

Таким образом легко получить полную картину необходимой добавочной энергии, которую надо затрачивать для корректирования траектории полета на данном расстоянии от планеты.

Аналогично можно вычислить наиболее выгодный случай изменения траектории в случае, если корректирование производить вдали от планеты, когда приходится принимать во внимание только притяжение Солнца. При этом R — радиус орбиты планеты прибытия; g — ускорение притяжения Солнца.

Однако задача усложняется, так как приходится принимать во внимание движение планеты прибытия по орбите.

5. Изменение траектории полета вокруг Солнца действием гравитационных полей планет

Пусть V_1 означает абсолютную скорость межпланетного корабля у какой-нибудь планеты, вычисленную с учетом одного притяжения Солнца, причем S — центр Солнца, A — центр планеты (фиг. 10). Принимая в первом приближении, что радиус сферы влияния гравитационного поля планеты столь мал, что изменение траектории можно принимать происходящим в одной точке, для момента до изменения траектории получаем треугольник скоростей V_1, V_z, V_p,

где V_p — скорость планеты;

V_z — относительная скорость по отношению к данной планете.

Из этого треугольника (фиг. 11) при заданных V_1, V_p и угле α_1 между ними имеем

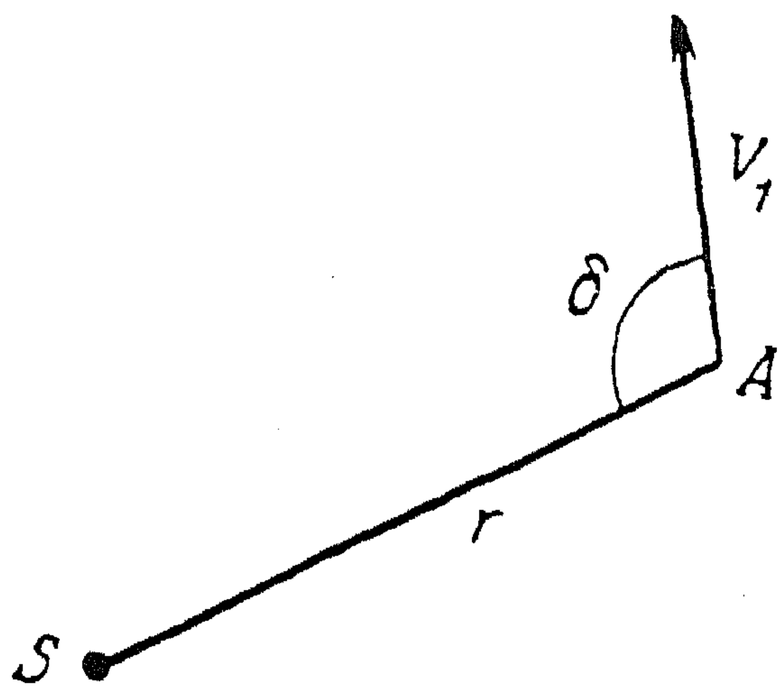
$$V_z^2 = V_1^2 + V_p^2 - 2V_1V_p\cos\alpha_1. \tag{179}$$

Аналогично, после огибания планеты получим

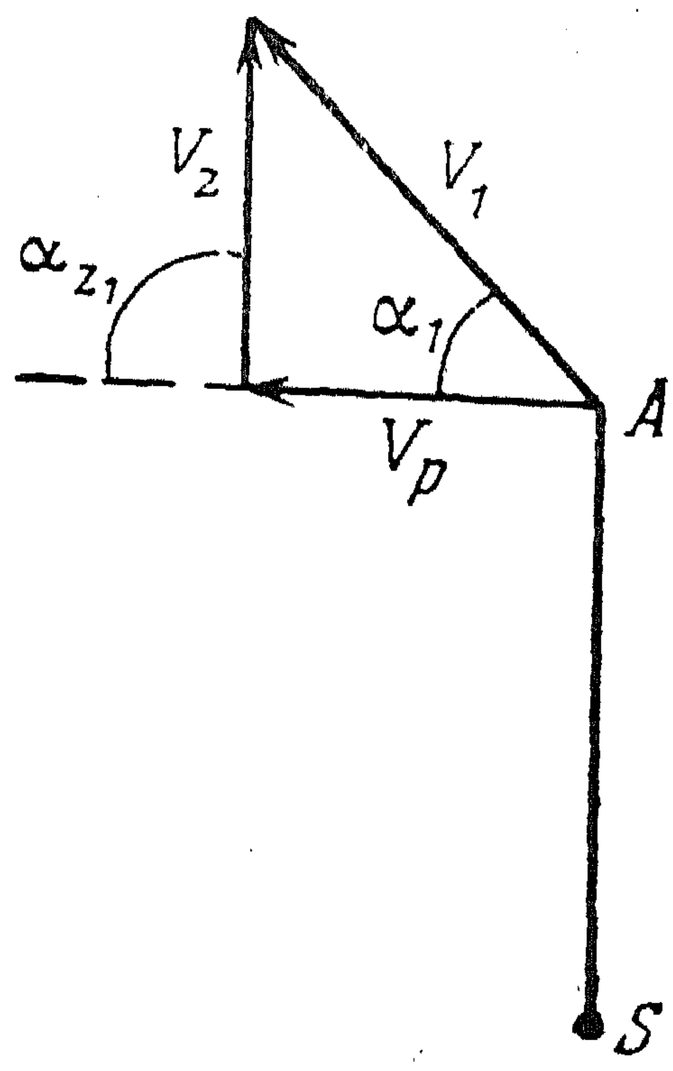
$$V_z^2 = V_2^2 + V_p^2 - 2V_2V_p\cos\alpha_2, \tag{180}$$

где V_2 — абсолютная скорость;
α_2 — угол между абсолютной скоростью и скоростью огибаемой планеты.

Скорость планеты и относительную скорость V_z можно считать неизменившимися.



Фиг. 10.



Фиг. 11

Но угол α_{z1} изменился на данный угол β, так что

$$\alpha_{z_2} = \alpha_{z_1} \pm \beta; \tag{181}$$

причем верхний знак берется в случае, если корабль обошел планету, имея ее справа, а нижний — слева. Из треугольников скоростей имеем еще

$$\frac{\sin\alpha_{z1}}{V_1} = \frac{\sin\alpha_1}{V_z}; \tag{182}$$

и

$$\frac{\sin\alpha_{z2}}{V_2} = \frac{\sin\alpha_{z2}}{V_z}. \tag{183}$$

Если заданы V_1, V_p, α_1 и угол огибания β как функция V_z *,

$$\beta = f(V_z), \tag{184}$$

то необходимо вычислить величины V_z, α_{z1}, α_{z2}, β, V_2.

---

* Метод нахождения функции $\beta = f(V_z)$ изложен в следующем параграфе. *Прим. ред.*

Из уравнения (179) прямо получаем V_{z1}, затем из уравнения (182) определим

$$\sin \alpha_{z1} = \frac{V_1}{V_z} \sin \alpha_1. \tag{185}$$

Из уравнения (184) определим $\beta = f(V_z)$. Из уравнения (181) α_{z2}. Взамен уравнения (180) можно пользоваться уравнением:

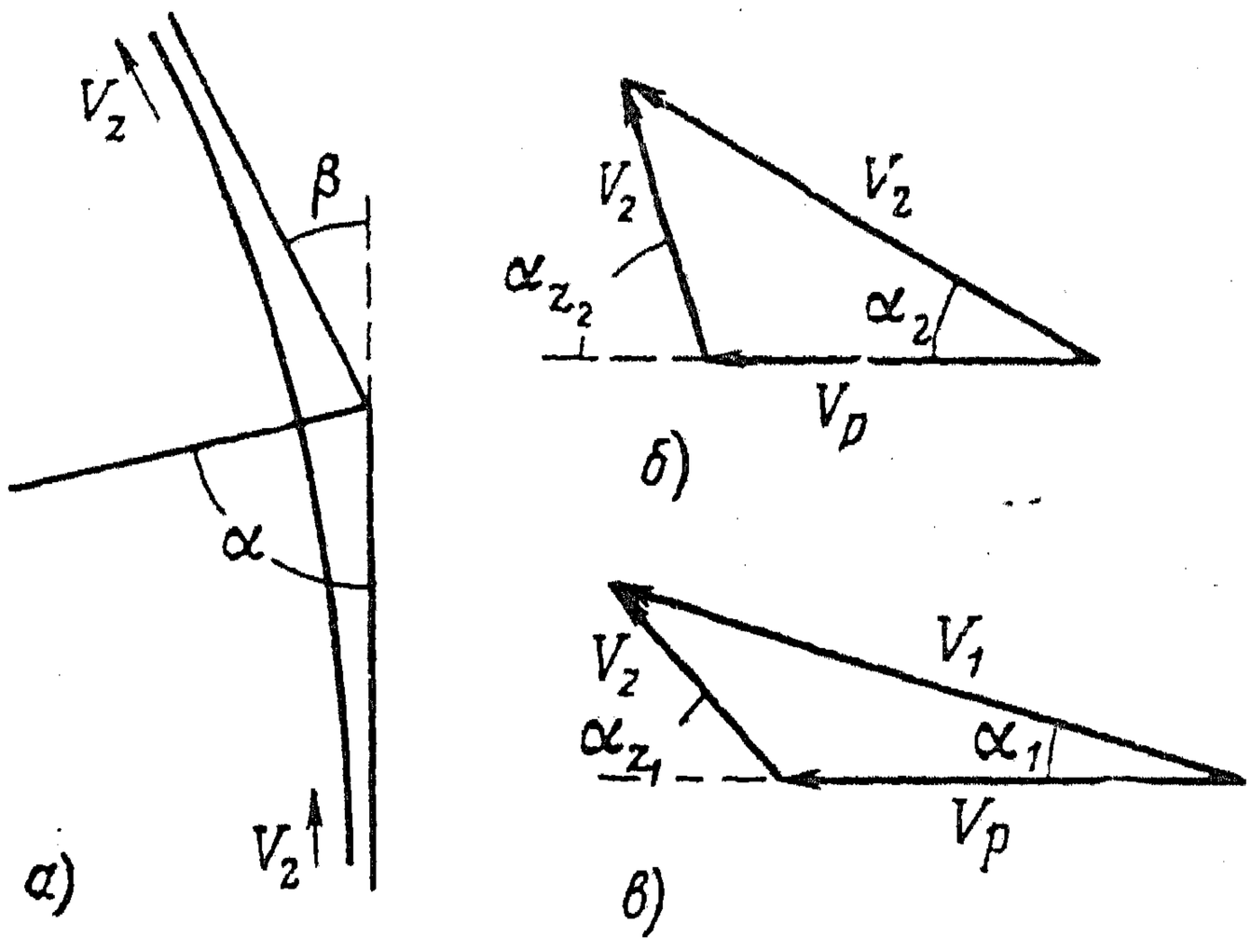
$$V_2^2 = V_z^2 + V_p^2 - 2V_z V_p \cos (180° - \alpha_{z2}). \tag{186}$$

Тогда из уравнения (183) получаем

$$\sin \alpha_2 = \frac{V_z}{V_2} \sin \alpha_{z2}. \tag{187}$$

6. Приращение кинетической энергии межпланетного корабля при облете планеты

Из треугольников скоростей до и после полета, а также по гиперболе, изображающей траекторию полета по отношению к планете вблизи ее (фиг. 12, *а*), легко определить все необходимые величины.



Фиг. 12.

Формулу (186) можно записать в виде (фиг. 12, *б*)

$$V_2^2 = V_z^2 + V_p^2 + 2V_z V_p \cos \alpha_{z2}. \tag{188}$$

Из треугольника для V_1 (фиг. 12, *в*) аналогично получаем

$$V_1^2 = V_z^2 + V_p^2 + 2V_z V_p \cos \alpha_{z1}. \tag{189}$$

Приращение энергии на единицу массы

$$\Delta E = \frac{V_2^2 - V_1^2}{2} = V_z V_p (\cos \alpha_{z2} - \cos \alpha_{z1}). \tag{190}$$

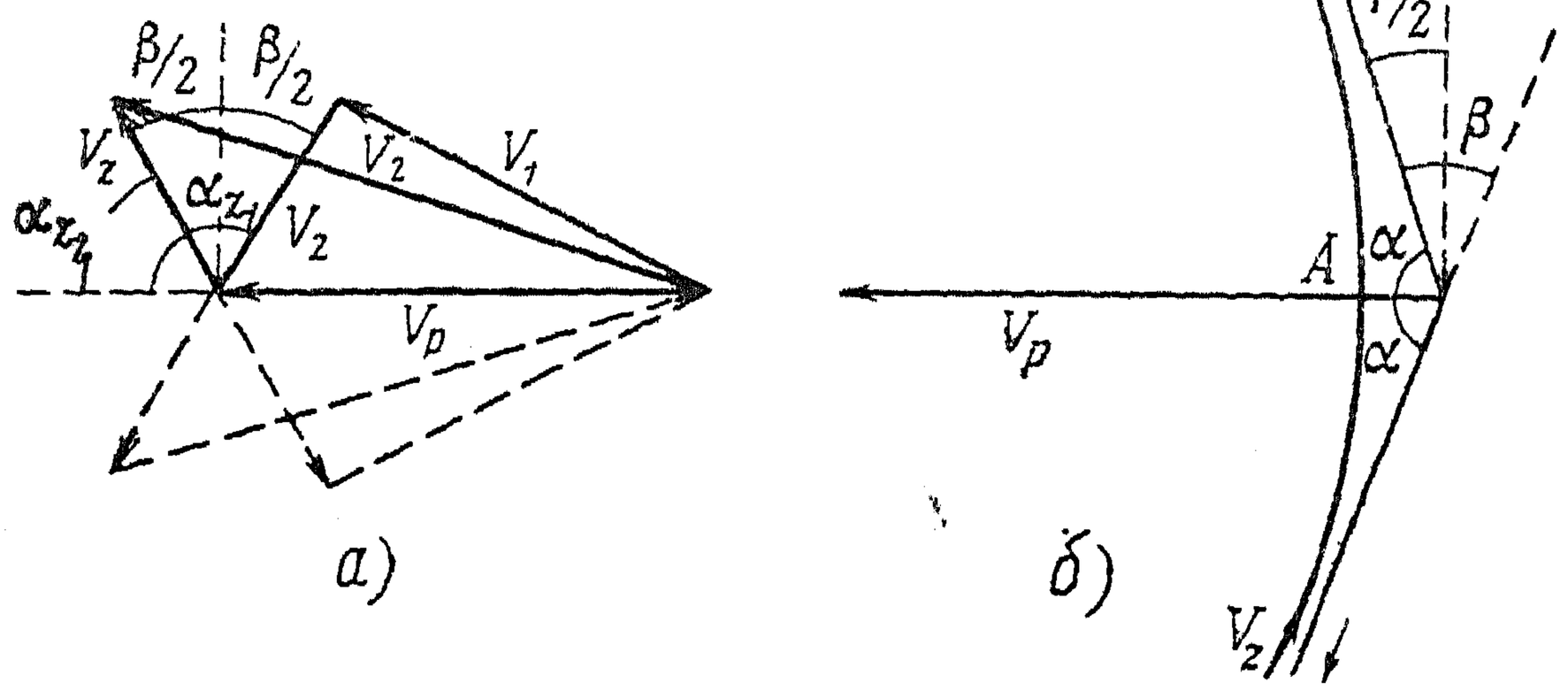
Принимая во внимание, что

$$\alpha_{z2}-\alpha_{z1}=\pm\beta;\ \alpha_{z2}+\alpha_{z1}=2\alpha_{z1}\pm\beta, \tag{191}$$

получаем

$$\Delta E=-2V_zV_p\sin\left(\frac{\alpha_{z2}+\alpha_{z1}}{2}\right)\sin\frac{(\alpha_{z2}-\alpha_{z1})}{2}=$$

$$=\pm 2V_zV_p\sin\left(\alpha_{z1}\pm\frac{\beta}{2}\right)\sin\frac{\beta}{2}. \tag{192}$$



Фиг. 13.

Для данных величин β и V_z имеем максимум ΔE при $\sin\left(\alpha_{z1}\pm\frac{\beta}{2}\right)=\pm 1$ или

$$\alpha_{z1}=\pm 90^\circ\pm\frac{\beta}{2}. \tag{193}$$

Тогда из уравнения (181) получаем

$$\alpha_{z2}=\pm 90^\circ\mp\beta\mp\frac{\beta}{2}=\mp 90^\circ\pm\frac{\beta}{2}. \tag{194}$$

Вычерчивая треугольники скоростей на основании, равном V_p (фиг. 13, $а$), и определяя β из общего уравнения

$$\beta=180^\circ-2\alpha, \tag{195}$$

находим

$$\alpha_{z1}=\mp 90^\circ\mp(90^\circ-\alpha)=\mp(180^\circ-\alpha);$$

$$\alpha_{z2}=\mp 90^\circ\pm(90^\circ-\alpha)=\mp\alpha;$$

или, прибавляя в первом случае 360°,

$$\alpha_{z1}=180^\circ\pm\alpha,$$

получаем для нижнего знака (сплошные линии) как и для верхнего знака (пунктирные линии) один и тот же путь, необходимый только в противоположных направлениях. Главная ось гиперболы

(фиг. 13, *б*) при этом имеет направление пути планеты. Формула (192) принимает вид

$$\Delta E_{\max} = 2 V_z V_p \sin \frac{\beta}{2} . \tag{196}$$

Легко определить значение β, обеспечивающее абсолютный максимум ΔE. Из формулы (195) имеем

$$\sin \frac{\beta}{2} = \sin (90° - \alpha) = \cos \alpha, \tag{197}$$

далее, замечая, что $\cos \alpha = \frac{1}{\sum}$, с учетом формулы (154) получаем

$$\cos \alpha = \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{2V_z^4}{V_\infty^4} + \frac{2V_z^2}{V_\infty^2}}}, \tag{198}$$

причем V_∞ в данном случае — скорость, которую имеет тело на любом расстоянии r_s от планеты, если скорость на бесконечности равна нулю и r_s — расстояние вершины гиперболы от центра планеты.

Из формул (196), (197) и (198) получаем

$$\Delta E_{\max} = \frac{2 V_z V_p}{\sqrt{1 + \frac{2V_z^4}{V_\infty^4} + \frac{2V_z^2}{V_\infty^2}}} . \tag{199}$$

Определим значение V_z, обеспечивающее максимум $\Delta E_{\max}$:

$$\frac{d\Delta E_{\max}}{dV_z} = \frac{2V_p}{\left(1 + \frac{2V_z^4}{V_\infty^4} + \frac{2V_z^2}{V_\infty^2}\right)} \left(\sqrt{1 + \frac{2V_z^4}{V_\infty^4} + \frac{2V_z^2}{V_\infty^2}} - \right.$$

$$\left. - \frac{1}{2} V_z \frac{\frac{8V_z^3}{V_\infty^4} + \frac{4V_z}{V_\infty^2}}{\sqrt{1 + \frac{2V_z^4}{V_\infty^4} + \frac{2V_z^2}{V_\infty^2}}} \right) = 0, \tag{200}$$

откуда

$$\frac{2V_z^4}{V_\infty^4} = 1,$$

или

$$V_z = \frac{V_\infty}{\sqrt[4]{2}} = 0{,}841 V_\infty . \tag{201}$$

В этом случае

$$(\Delta E_{max})_{max} = \frac{2V_\infty V_p}{\sqrt[4]{2}\sqrt{1+1+\frac{2}{\sqrt{2}}}} = \frac{2V_\infty V_p}{\sqrt{2(\sqrt{2}+1)}} = 0{,}91 V_\infty V_p, \quad (202)$$

соответственно

$$\Sigma\Big|_{(\Delta E_{max})_{max}} = \sqrt{2+\sqrt{2}}; \quad (203)$$

$$\cos\alpha\Big|_{(\Delta E_{max})_{max}} = \frac{1}{\sqrt{2+\sqrt{2}}} = \frac{1}{\sqrt{3{,}414}} = 0{,}541;$$

$$\alpha\Big|_{(\Delta E_{max})_{max}} = 57°18'.$$

Далее: $\alpha_{z1} = 180° \pm 57°18'$; $\alpha_{z2} = \mp 57°18'$; $\beta = 65°42'$.

Эти величины относятся к действительному максимуму ΔE, так как можно ΔE рассматривать как функцию $\left(\alpha_{z1} \pm \frac{\beta}{2}\right)$ и V_z [см. формулу (192)].

При этом

$$\frac{\partial \Delta E}{\partial\left(\alpha_{z1} \pm \frac{\beta}{2}\right)} = 0 \quad \text{при} \quad \alpha_{z_1} = \mp 90° \mp \frac{\beta}{2}$$

[см. формулу (193)] и $\frac{\partial \Delta E}{\partial V_z} = 0$ при $V_z = \frac{V_\infty}{\sqrt[4]{2}}$ [см. формулу (201)], т. е. получаем наши формулы (196) и (202).

В случае, если ввести только условие $\frac{\partial \Delta E}{\partial V_z} = 0$, а $\alpha_{z1} \pm \frac{\beta}{2} = \frac{\alpha_{z1}+\alpha_{z2}}{2}$ не менять, то из формулы (202) умножением на $\sin\frac{\alpha_{z1}+\alpha_{z2}}{2}$ [см. формулу (192)] получаем

$$\Delta E\Big|_{\frac{\partial \Delta E}{\partial V_z}=0} = (\Delta E_{max})_{max} \sin\frac{\alpha_{z1}+\alpha_{z2}}{2} =$$

$$= \frac{2V_\infty V_p \sin\frac{\alpha_{z1}+\alpha_{z2}}{2}}{\sqrt{2(\sqrt{2}+1)}}. \quad (204)$$

Эта формула показывает, что для данного среднего направления относительных скоростей $\left(\frac{\alpha_{z1}+\alpha_{z2}}{2}\right)$ имеется определенная скорость $V_z = \frac{V_\infty}{\sqrt[4]{2}}$, при которой приращение энергии максимально.

Если мы переменим индексы 2 и 1 во всех формулах, то мы получаем максимум убыли энергии, что следует из симметрии соответственных формул и чертежей по отношению к величинам с индексами 2 и 1.

Для определения величины $(\Delta E_{max})_{max}$ для отдельных планет вычислим предварительно

$$V_\infty = \sqrt{2g_0R} = V_{\infty 1}\sqrt{\frac{g_0R}{g_{01}R_1}}, \qquad (205)$$

где индекс 1 относится к Земле. Принимая $V_{\infty 1} = 11{,}18$ *км/сек* и зная $\frac{g_0}{g_{01}}$ и $\frac{R}{R_1}$, определяем V_∞ по формуле (205) (см. табл. 3).

Скорость, соответствующая изменению энергии на единицу массы $(\Delta F_{max})_{max}$, определяется формулой

$$V = \sqrt{2(\Delta E_{max})_{max}}.$$

Но в действительности будем иметь по формуле (189) при $\alpha_{z1} = 180° \pm 57°18'$

$$\begin{aligned} V_1^2 &= V_z^2 + V_p^2 + 2V_zV_p\cos(180° \pm 57°18') = \\ &= V_z^2 + V_p^2 - 2V_zV_p\cos 57°18' = V_z^2 + V_p^2 - \\ &\quad - 2\cdot 0{,}541\,V_zV_p = V_z^2 + V_p^2 - (\Delta E_{max})_{max}. \end{aligned} \qquad (206)$$

Аналогично из формулы (188) имеем

$$V_2^2 = V_z^2 + V_p^2 + 2V_zV_p\cos 57°18' = V_z^2 + V_p^2 + (\Delta E_{max})_{max}, \qquad (207)$$

или по формуле (190)

$$V_2^2 = V_1^2 + 2(\Delta E_{max})_{max}. \qquad (208)$$

Из табл. 3 видно, что приращение энергии на единицу массы $(\Delta E_{max})_{max}$ равно для Земли 283 *км²/сек²*, что оно больше лишь для Венеры (315 *км²/сек²*) и для Юпитера (661 *км²/сек²*). Интересно сравнить между собою для отдельных планет наибольшие расстояния от Солнца, которые могут быть достигнуты скоростями V_1 и V_2. Разница скоростей $V_2 - V_1$ равна для Земли: 9,7 *км/сек*, для Сатурна 9,8 *км/сек* и для Юпитера 13,65 *км/сек*; для остальных планет она меньше.

Если требуется определить условия, при которых разность $V_2 - V_1$ делается максимальной, достигаемой облетом планет, то можно поступать следующим образом. Соединим концы векторов V_z (фиг. 14) линией CB. Тогда $CB = V'_z$ — скорость, которую необходимо геометрически прибавить к скорости V_1, для того, чтобы получить скорость V_2. Так как при данной скорости V_z угол отклонения $\beta = 180° - 2\alpha$, а также и скорость V'_z будут максимальными в случае, если вершина гиперболы находится вблизи поверхности

Таблица 3

Таблица добавочных энергий и соответствующих им скоростей, получаемых при облете планеты межпланетным кораблем

Название планет	Меркурий	Венера	Земля	Марс	Юпитер	Сатурн	Уран	Нептун
Средний радиус орбиты r/r_0	0,3871	0,72333	1,000	1,52369	5,2028	9,53886	19,18329	30,05508
Ускорение у поверхности g_{01}/g_{e0}	0,44	0,80	1,00	0,38	2,26	0,89	0,75	1,14
Радиус планеты r_{01}/r_{e0}	0,373	0,999	1,000	0,528	11,061	9,299	4,234	3,798
$\sqrt{\frac{2r_2r_1}{1+r_2/r_1}}-1$	—0,253	—0,082	0	10,10	0,294	0,345	0,378	0,391
$V_{z\,\min}$ *км/сек*	—7,05	—2,27	0	2,78	8,18	9,60	10,50	10,85
Средняя скорость на орбите (*км/сек*)	47,0	34,7	27,8	24,0	13,0	9,5	6,5	5,4
Скорость падения на планету из бесконечности, *км/сек*	4,52	9,98	11,18	5,00	55,9	32,2	19,9	23,3
Добавочная энергия от огибания планеты $(\Delta E_{\max})_{\max}$ *км²/сек²*	193,2	315	283	109,1	661	278	117,7	114,4
Соответствующая скорость $\sqrt{2(\Delta E_{\max})_{\max}}$ *км/сек*	19,63	25,1	23,8	14,75	36,4	23,6	16,6	16,2

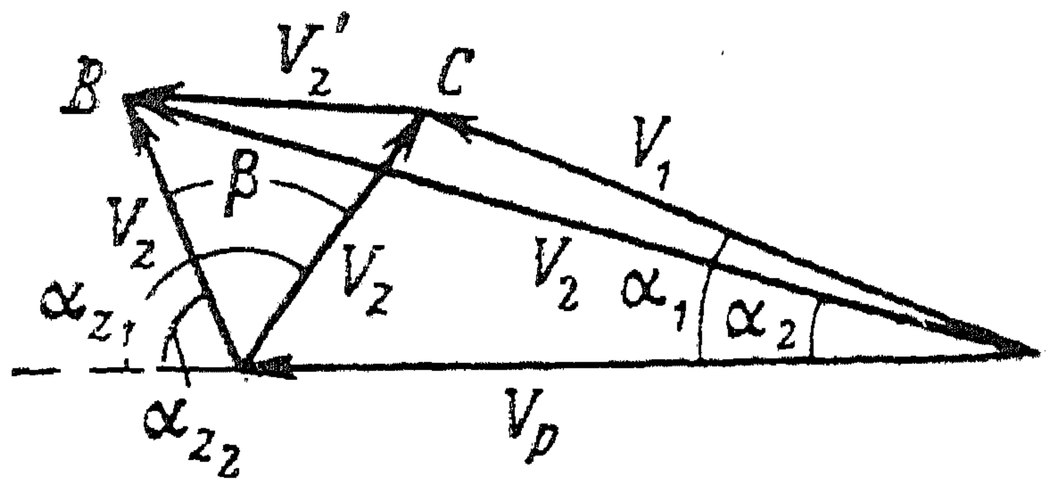
планеты, а при данном V_z' разность $V_2 - V_1$ будет максимальной, если $\alpha_1 = \alpha_2$, и, следовательно:

$$V_2 - V_1 = V_z'. \tag{209}$$

Найдем скорость V_z, обеспечивающую максимум V_z'.

Из фиг. 14 имеем:

$$V_z' = 2V_z \sin\frac{\beta}{2} = 2V_z \sin(90° - \alpha) = 2V_z \cos\alpha. \tag{210}$$



Фиг. 14.

Если подставим $\cos\alpha$ из уравнения (198), то

$$V_z' = \frac{2V_z}{\sqrt{1 + \frac{2V_z^4}{V_\infty^4} + \frac{2V_z^2}{V_\infty^2}}}. \tag{211}$$

Найдем для данного V_∞ максимальное значение V_z' из уравнения

$$\frac{dV_z'}{dV_z} = 0. \tag{212}$$

Дифференцируя выражение (211), получаем

$$\frac{dV_z'}{dV_z} = \frac{2}{\sqrt{1 + \frac{2V_z^4}{V_\infty^4} + \frac{2V_z^2}{V_\infty^2}}} - \frac{V_z}{\left(1 + \frac{2V_z^4}{V_\infty^4} + \frac{2V_z^2}{V_\infty^2}\right)^{3/2}} \times$$

$$\times \left(\frac{8V_z^3}{V_\infty^4} + \frac{4V_z}{V_\infty^2}\right) = \frac{2\left[1 + \frac{2V_z^4}{V_\infty^4} + \frac{2V_z^2}{V_\infty^2} - \frac{4V_z^4}{V_\infty^4} - \frac{2V_z^2}{V_\infty^2}\right]}{\sqrt{\left(1 + \frac{2V_z^4}{V_\infty^4} + \frac{2V_z^2}{V_\infty^2}\right)^3}} = 0$$

при

$$\frac{2V_z^4}{V_\infty^4} = 1,$$

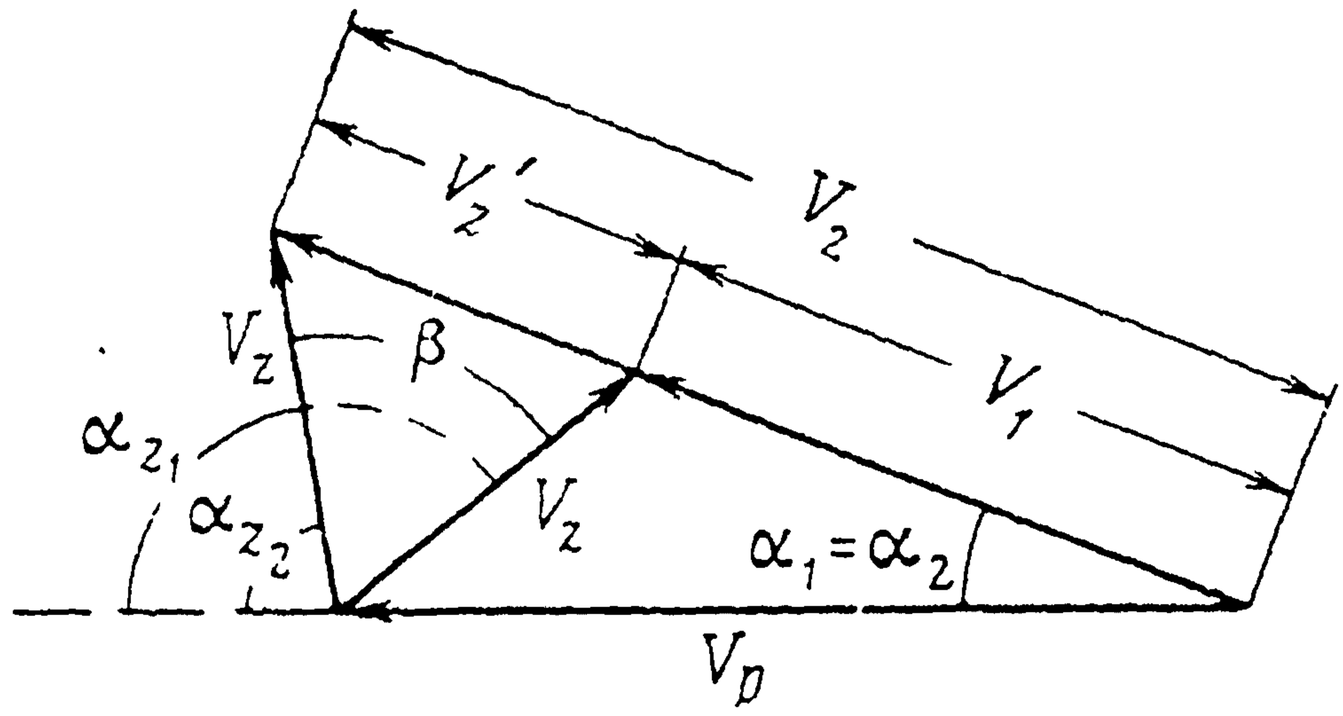
или

$$V_z = \frac{V_\infty}{\sqrt[4]{2}} = 0{,}841\, V_\infty. \tag{213}$$

Отсюда видим, что условие для величины V_z совпадает с условием, которому подчинялось V_z в случае $(\Delta E_{max})_{max}$ [см. формулу (201)].

Из формулы (198) тогда опять следует $\alpha=57°18'$;

$$\beta=180°-2\alpha=65°42'.$$



Фиг. 15.

Далее из формулы (211) получаем

$$V_z'=\frac{2V_\infty}{\sqrt[4]{2}\sqrt{1+\frac{2}{2}+\frac{2}{\sqrt{2}}}}=V_\infty\sqrt{\frac{2}{\sqrt{2}+1}}0{,}910\,V_\infty. \qquad (214)$$

Определим скорости V_1 и V_2, а также углы $\alpha_1=\alpha_2$, α_{z1} и α_{z2}. Прежде всего из фиг. 15 видим, что при $V_p<V_z$ скорости V_1 и V_2 не могут более лежать на одной прямой.

Этот случай требует особого рассмотрения. Предположим пока, что $V_p>V_z$; тогда по фиг. 15 получаем

$$V_1=\sqrt{V_p^2-V_z^2\cos^2\frac{\beta}{2}}-\frac{V_z'}{2}, \qquad (215)$$

и

$$V_2=\sqrt{V_p^2-V_z^2\cos^2\frac{\beta}{2}}+\frac{V_z'}{2}. \qquad (216)$$

Далее

$$\sin\alpha_1=\frac{V_z}{V_p}\cos\frac{\beta}{2}. \qquad (217)$$

Для случая, когда $V_p=V_z$ имеем $V_1=0$ и $V_2=V_z'$; $\alpha_1=\alpha_2=90°-\frac{\beta}{2}$. Если же $V_p<V_z$, то можем написать из треугольника ADB (см. фиг. 16), что

$$V_1=\sqrt{V_p^2+V_z^2-2V_pV_z\cos\gamma}, \qquad (218)$$

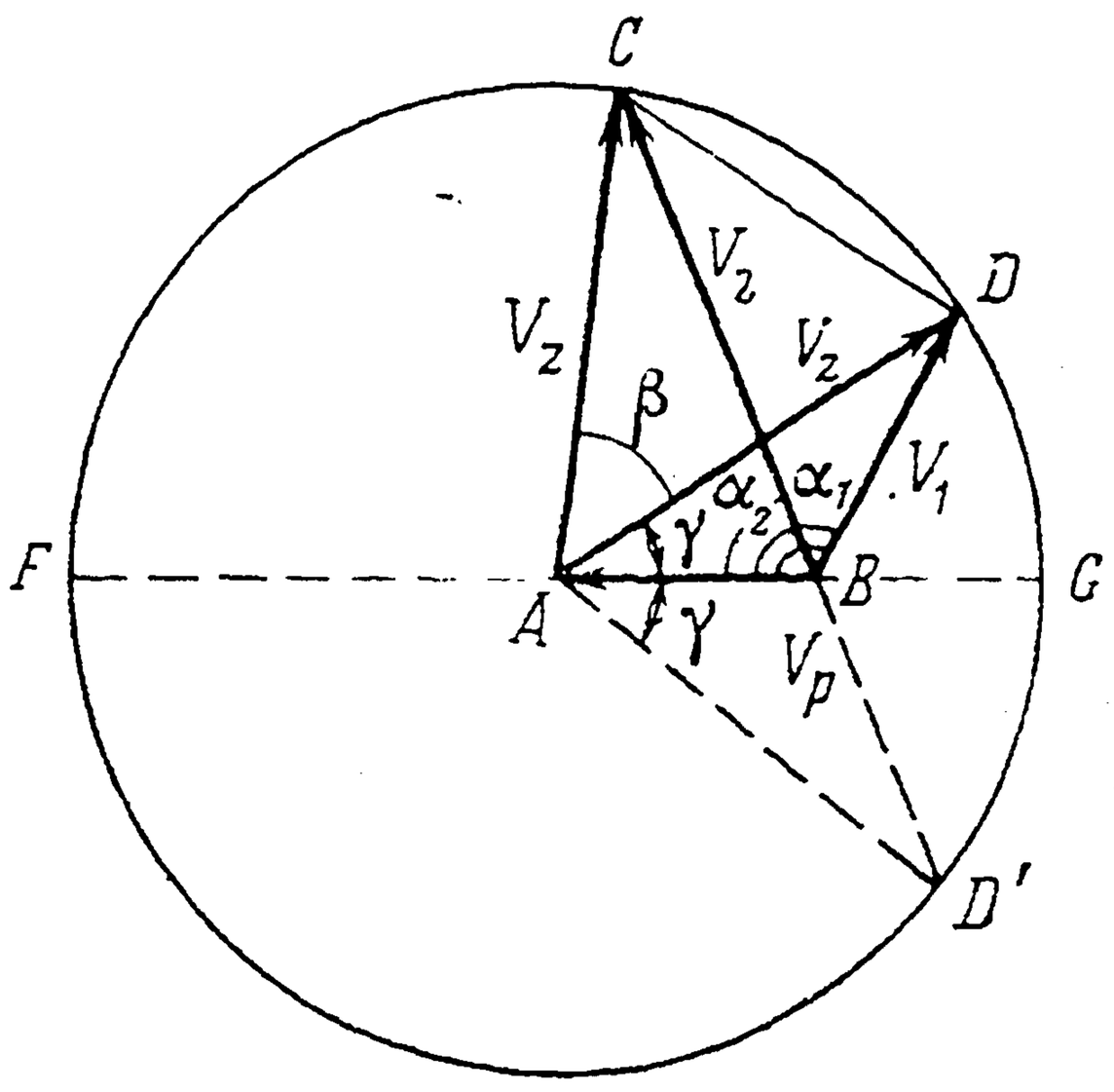
и аналогично из треугольника ACB:

$$V_2 = \sqrt{V_p^2 + V_z^2 - 2V_p V_z \cos(\beta+\gamma)}; \tag{219}$$

отсюда получаем

$$V_2 - V_1 = \sqrt{V_p^2 + V_z^2 - 2V_p V_z \cos(\beta+\gamma)} - \sqrt{V_p^2 + V_z^2 - 2V_p V_z \cos\gamma}. \tag{220}$$

Определим значение угла γ, при котором величина $V_2 - V_1$ достигает максимума, при условии, что $V_z = \text{const}$, а следовательно, и $\beta = \text{const}$.



Фиг. 16.

Для этого должно быть выполнено условие

$$\frac{d(V_2 - V_1)}{d\gamma} = 0. \tag{221}$$

Дифференцируя уравнение (220) по γ, получаем

$$\frac{1}{2V_2} 2V_p V_z \sin(\beta+\gamma) - \frac{1}{2V_1} 2V_p V_z \sin\gamma = 0,$$

или

$$\frac{V_2}{V_1} = \frac{\sin(\beta+\gamma)}{\sin\gamma}. \tag{222}$$

Из фиг. 16 видно, что

$$V_z \sin\gamma = V_1 \sin\alpha_1; \tag{223}$$

$$V_z \sin(\beta+\gamma) = V_2 \sin\alpha_2; \tag{224}$$

тогда

$$\frac{\sin(\beta+\gamma)}{\sin\gamma} = \frac{V_2 \sin\alpha_2}{V_1 \sin\alpha_1},$$

что с уравнением (222) дает $\sin\alpha_2 = \sin\alpha_1$.

Отсюда получаем

$$\alpha_1 = \alpha_2 \text{ или } \alpha_1 = 180° - \alpha_2. \tag{225}$$

Условие $\alpha_1 = \alpha_2$ может быть выполнено только при $V_z < V_p$, когда точка B лежит вне окружности, описанной около A радиусом V_z; это — первый, уже разобранный случай. Условие $\alpha_1 = 180° - \alpha_2$ имеет место при $V_z > V_p$. Продолжая линии AB и CB до пересечения с окружностью, описанной радиусом V_z с центром в A, получаем две пересекающиеся линии FG и CD'. Как известно, угол между ними α_2 равен полусумме центральных углов, соответствующих дугам FC и $D'G$, т. е.

$$\alpha_2 = \frac{1}{2}(\angle CAF + \angle GAD), \text{ но } \angle CAF = 180° - (\beta + \gamma),$$

ввиду того, что $\angle DBG = 180° - \alpha_1 = \alpha_2$ и $\angle GBD' = \alpha_2$. Точка D' симметрична D относительно линии FG, т. е. $\angle GAD' = \angle DAG = \gamma$, отсюда имеем

$$\alpha_2 = \frac{1}{2}[180° - (\beta + \gamma) + \gamma] = 90° - \frac{\beta}{2}, \tag{226}$$

значит

$$\alpha_1 = 180° - 90° + \frac{\beta}{2} = 90° + \frac{\beta}{2}. \tag{227}$$

Отсюда

$$\angle CBD = \alpha_1 - \alpha_2 = \beta. \tag{228}$$

Теперь из треугольника ADB получим

$$V_z^2 = V_1^2 + V_p^2 - 2V_1 V_p \cos\alpha_1, \tag{229}$$

и из треугольника ACB

$$V_z^2 = V_2^2 + V_p^2 - 2V_2 V_p \cos\alpha_2. \tag{230}$$

Выражая из этих уравнений V_1 и V_2, получим

$$V_1 = V_p \cos\alpha_1 \pm \sqrt{V_p^2 \cos^2\alpha_1 - V_p^2 + V_z^2} =$$

$$= V_p \cos\alpha_1 \pm \sqrt{V_z^2 - V_p^2 \sin^2\alpha_1}; \tag{231}$$

$$V_2 = V_p \cos\alpha_2 \pm \sqrt{V_z^2 - V_p^2 \sin^2\alpha_2}. \tag{232}$$

Отсюда получаем

$$V_2 - V_1 = V_p(\cos\alpha_2 - \cos\alpha_1) =$$

$$= -2V_p \sin\frac{\alpha_2 - \alpha_1}{2} \sin\frac{\alpha_2 + \alpha_1}{2}, \tag{233}$$

так как

$$\frac{\alpha_2+\alpha_1}{2}=\frac{180^\circ}{2}=90^\circ \text{ и } \frac{\alpha_2-\alpha_1}{2}=-\frac{\beta}{2};$$

то

$$V_2-V_1=2V_p\sin\frac{\beta}{2}. \tag{234}$$

Очевидно при изменении V_z получаем максимум V_2-V_1 при максимуме $\sin\frac{\beta}{2}$. Из уравнений (195) и (198) имеем:

$$\frac{\beta}{2}=90^\circ-\alpha \quad \text{и} \quad \sin\frac{\beta}{2}=\frac{1}{\sqrt{1+\frac{2V_z^4}{V_\infty^4}+\frac{2V_z^2}{V_\infty^2}}}. \tag{235}$$

Максимальное значение $\sin\frac{\beta}{2}$ принимает при наименьшем значении V_z, равном для рассматриваемого случая V_p, т. е.

$$\sin\frac{\beta_{max}}{2}=\frac{1}{\sqrt{1+\frac{2V_p^4}{V_\infty^4}+\frac{2V_p^2}{V_\infty^2}}}, \tag{236}$$

отсюда

$$V_2-V_1=2V_p\sin\frac{\beta_{max}}{2}=\frac{2V_p}{\sqrt{1+\frac{2V_p^4}{V_\infty^4}+\frac{2V_p^2}{V_\infty^2}}}. \tag{237}$$

Как видно из табл. 3, для больших внешних планет скорость $V_z=\frac{V_\infty}{\sqrt[4]{2}}$ больше, чем V_p. В этом случае формулы (209) и (214) неприменимы, так как они относятся к случаю $V_z<V_p$, и следует пользоваться уравнениями (236) и (237).

Для определения V_1 и V_2 для данного случая обратимся к формулам (231) и (232). Для $\alpha_1=90^\circ+\frac{\beta}{2}$ и $\alpha_2=90^\circ-\frac{\beta}{2}$ получаем:

$$V_1=-V_p\sin\frac{\beta}{2}\pm\sqrt{V_z^2-V_p^2\cos^2\frac{\beta}{2}}; \tag{238}$$

$$V_2=+V_p\sin\frac{\beta}{2}\pm\sqrt{V_z^2-V_p^2\cos^2\frac{\beta}{2}}; \tag{239}$$

отбрасывая нижний знак, соответствующий максимуму убыли скорости, получаем при $V_z = V_p$:

$$V_1 = 0;$$

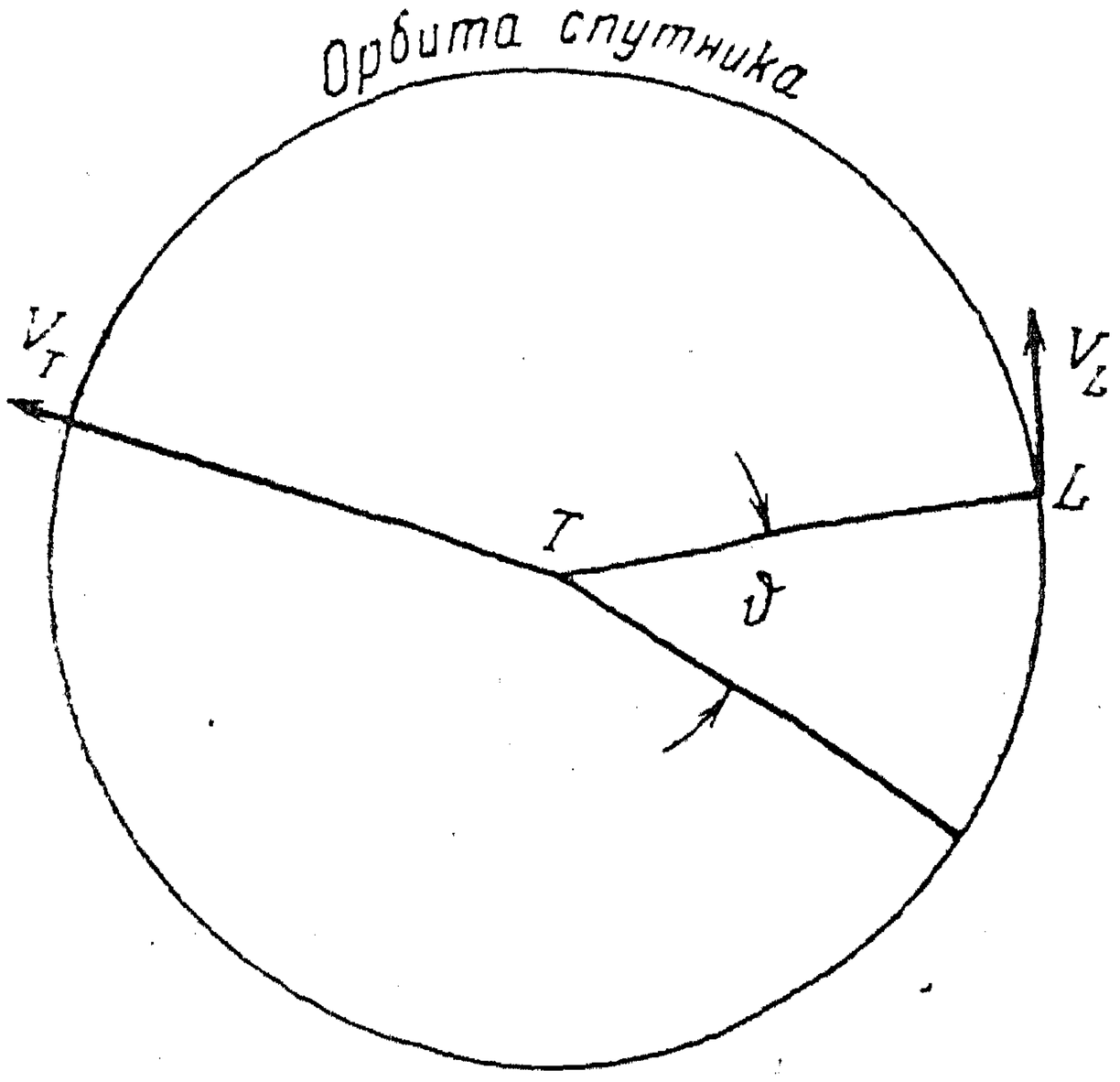
$$V_2 = 2V_p \sin\frac{\beta_{max}}{2}.$$

Огибая большие планеты и желая получить в этом случае добавочную скорость, необходимо, следовательно, приближаться к ним, имея сначала абсолютную скорость нуль ($V_1 = 0$).

7. Облет спутника планеты межпланетным кораблем с целью разгона или торможения последнего

Пусть T — центр планеты, L — центр спутника этой планеты, V_T — скорость движения планеты вокруг Солнца и V_L — скорость движения спутника вокруг планеты (фиг. 17).

Абсолютную скорость спутника в пространстве вокруг Солнца получим геометрическим сложением скоростей V_T и V_L (фиг. 18). Обозначим результирующую скорость через V. Для нахождения максимальной разницы $(V_2 - V_1)_{max}$ может поступать как в случае $V_p > V_z$. По формулам (209) и (214) получаем:



Фиг. 17.

$$V_2 - V_1 = V_z = 0{,}910 V_\infty, \quad (240)$$

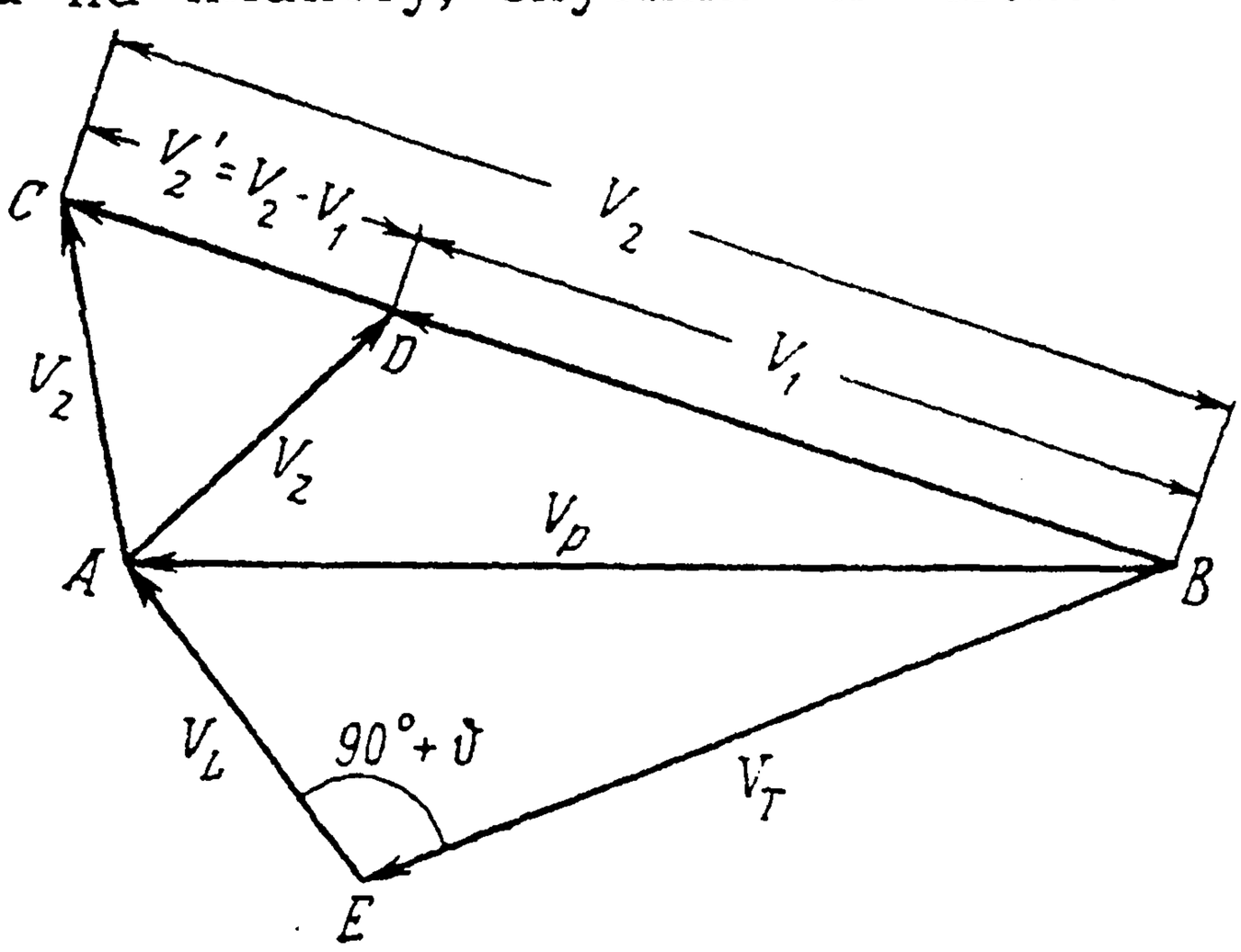
где V_∞ — скорость падения тела из бесконечности на спутник.

Обозначив через V_3 скорость межпланетного корабля относительно планеты, мы видим, что необходимо различать наибольшее приращение абсолютной скорости, т. е. $(V_2 - V_1)_{max}$ и наибольшую разность скоростей $V_2 - (V_T + V_3)$.

Вылетая с планеты и расходуя определенное количество топлива, мы получаем после преодоления приблизительно всего потенциала планеты определенную скорость V_3. Спрашивается, как выгоднее лететь: направляя V_3 по V_T и не огибая спутника (в этом случае получаем окончательную скорость $V_3 + V_T$), или же огибая спутник и направляя V_3 так, чтобы получилась после огибания спутника некоторая абсолютная максимальная скорость V_2.

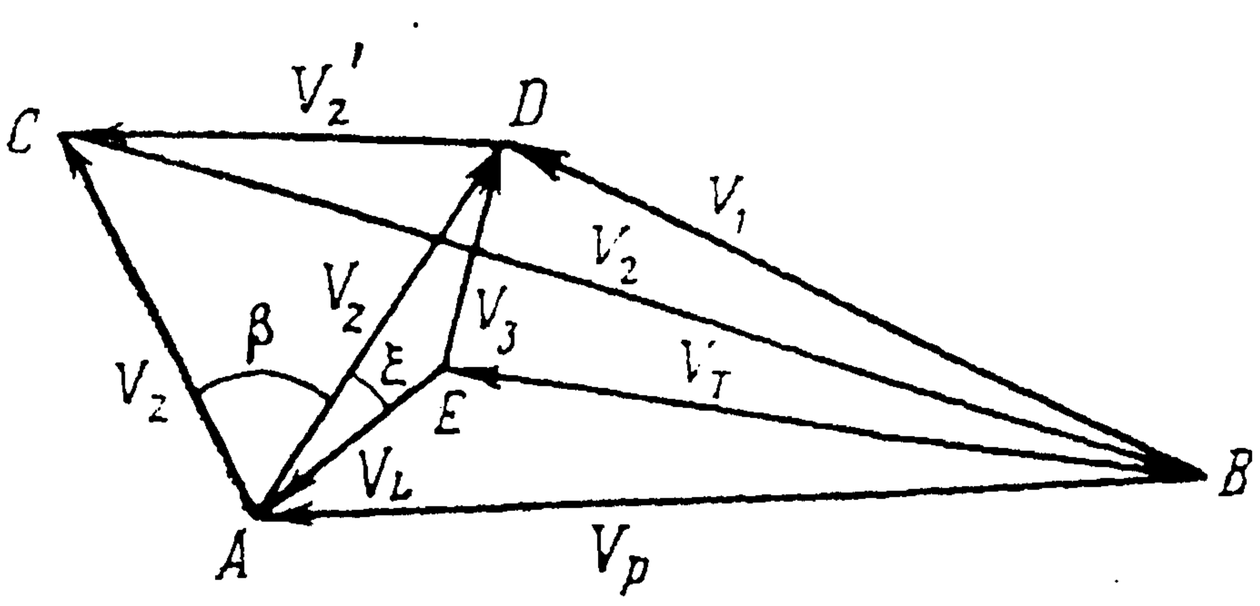
Для решения этого вопроса и для определения максимальной выгоды, которая получается от огибания спутника, определим ма-

ксимум скорости: $W = V_2 - (V_3 + V_T)$. Этот расчет, так же как проведенный выше расчет изменения кинетической энергии межпланетного корабля при огибании планет, не совсем точен так как, во-первых, действие Солнца на планету, спутник и межпланетный корабль не вполне одинаково; во-вторых; скорость V_T после огибания повернута вследствие движения планеты по орбите на некоторый малый угол относительно скорости V_T до огибания; в-третьих, скорости V_1, V_2, V_3, V_z и V'_z вполне достигаются по величине и направлению лишь при бесконечно большом расстоянии от планеты и спутника. Но на деле



Фиг. 18.

ошибка будет весьма малой для направления V_T ввиду краткости времени, в течение которого происходит огибание. Кроме того, расстояние до Солнца велико по сравнению с расстоянием между межпланетным кораблем и планетой или спутником, так что действие Солнца на все три тела почти одинаково. Наибольшую неточность вызывает в случае огибания спутника третья из указанных причин. Приближенную величину этой погрешности можно оценить, определив «остатки потенциалов» планеты и спутника на расстояниях, на которых при расчете принимается начало и конец огибания.



Фиг. 19.

На фиг. 19 BAC — треугольник скоростей после огибания, BAD — то же до огибания, треугольник BEA дает геометрическую сумму скоростей V_T и V_L; и наконец в треугольнике BED — сторона DE представляет собою скорость движения межпланетного корабля относительно планеты до огибания спутника.

Из треугольников CDB и DEB видим, что $BC - BD \leqslant DC$ или $V_2 - V_1 \leqslant V'_z$; и что при $V_1 > V_T BE + ED \geqslant BD_1$ или $V_T + V_3 \geqslant V_1$. Складывая оба неравенства, получаем $V_2 \leqslant V'_z + V_T + V_3$, или $V'_z \geqslant V_2 - V_T - V_3$ или $V_z \geqslant W$. Для данного V'_z наибольшее значение $W = V'_z$ получим, если точки D и E лежат на линии CB, так как тогда $V_2 - V_1 = V'_z$ и $V_1 = V_T + V_3$.

Если же $V_1 < V_T$, то $V_2 - V_1 \leqslant V'_z$; заменяя в этом неравенстве V_1 на V_T, получаем $V_2 - V_T < V'_z$, и вычитая из обеих частей V_3, получим $V_2 - V_T - V_3 < V'_z - V_3$ или $W < V'_z - V_3$.

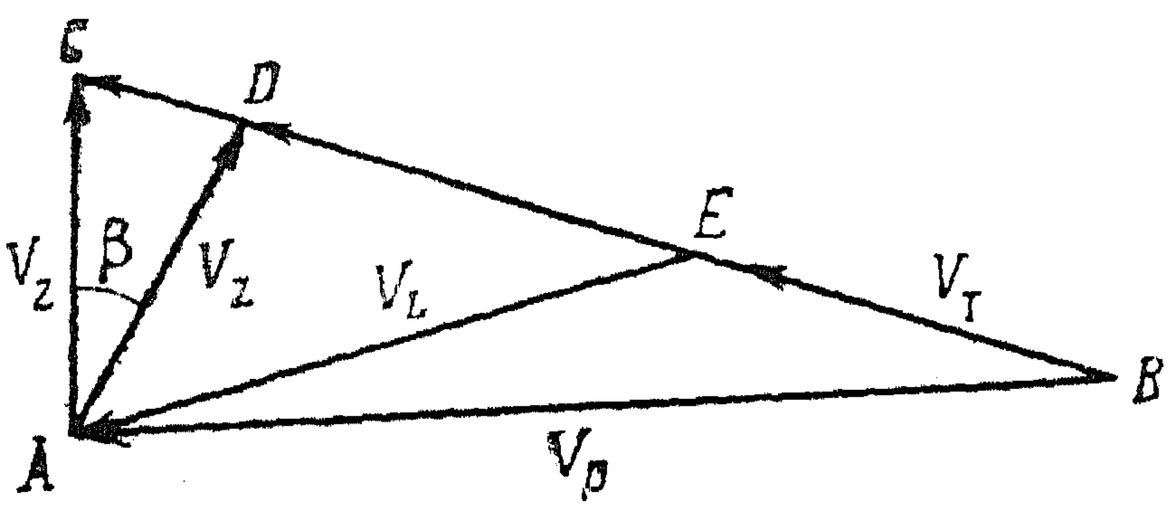
Если при этом точки E и D лежат на линии CB, то $V_2 - V_1 = V_z$, $V_1 = V_T - V_3$ и, следовательно,

$$W = V_2 - V_T - V_3 = (V_2 - V_1) + (V_1 - V_T) - V_3 = V'_z - 2V_3.$$

Отсюда видим, что для данного значения V'_z, т. е. данных V_z и β [см. уравнения (210) и (235)] получим наибольшее значение W в случае, если точки D и E лежат на линии CB, причем E лежит между D и B (фиг. 20).

В случае наибольшего значения V'_z мы получим и наибольшее

$$W = V'_z.$$



Фиг. 20.

Но

$$V'_z = 2V_z \sin\frac{\beta}{2}; \qquad (210)$$

$$\sin\frac{\beta}{2} = \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{2V_z^4}{V_\infty^4} + \frac{2V_z^2}{V_\infty^2}}}. \qquad (235)$$

Так как

$$V_{z\,max} = 0{,}841\,V_\infty; \quad V'_{z\,max} = 0{,}910\,V_\infty$$

и V'_z сначала увеличивается с увеличением V_z, а затем падает, то при $V_L > V_{z\,max}$, т. е. при $V_L > 0{,}841\,V_\infty$, получим

$$W_{max} = V_{z\,max} = 0{,}910 V_\infty,$$

где V_∞ означает скорость падения на спутник тела, имеющего в бесконечности скорость по отношению к спутнику, равную нулю.

Если же $V_L < 0{,}841\,V_\infty$, то получим $V'_{z\,max}$ для наибольшего значения V_z, равного V_L, т. е. точки D и E совпадут.

В этом случае

$$V_z = V_L \quad W = V'_z = 2V_L \sin\frac{\beta}{2}. \qquad (241)$$

8. О выгодности ускорения полета межпланетного корабля действием ракеты в моменты, когда скорость полета большая

Если рассматривать полет ракеты по отношению к телу, силу притяжения которого она должна преодолевать, то оказывается, что весьма выгодно для получения большой конечной скорости полета производить ускорение полета в то время, когда скорость полета ракеты большая. При облете небесных тел наибольшая ско-

рость полета получается в наиболее близком расстоянии от небесного тела. Как легко доказать, наибольшая выгода от ускорения получается поэтому при облете Солнца — вблизи перигелия, а при облете планет или лун — около мест, наиболее близких к поверхности их.

Рассмотрим облет Солнца.

Пусть означают:

r_1 — радиус-вектор эллиптической, параболической или гиперболической траектории, соответствующей той точке в пространстве, около которой ракете было дано ускорение, для сравнения с действием ускорения, данного в перигелии;

r_0 — радиус-вектор перигелия первоначальной траектории;

V_1 — скорость полета на расстоянии r_1 от Солнца до ускорения;

V_0 — скорость полета в перигелии на расстоянии r_0 от Солнца до ускорения;

V_z — добавочная скорость, которую дает ракета при израсходовании данного количества горючего (эта скорость не зависит от скорости полета ракеты);

Π_1 — потенциал Солнца для единицы массы на расстоянии r_1 от центра Солнца;

Π_0 — то же на расстоянии r_0 от центра Солнца;

V'' — скорость полета на расстоянии r_1 от Солнца после ускорения, произведенного в перигелии (на расстоянии r_0 от Солнца);

V'' — то же после ускорения, сообщенного на расстоянии r_1 от Солнца;

V''' — скорость полета на расстоянии r_0 от Солнца после ускорения, сообщенного в этой точке.

Наибольшую скорость полета после ускорения получим, если направление добавочной скорости V_z совпадает с направлением скорости полета до ускорения, так как в этом случае скорости складываются алгебраически.

Имеем, при ускорении на расстоянии r_1 от Солнца

$$V'' = V_z + V_1, \tag{242}$$

и при ускорении на расстоянии r_0 от Солнца

$$V''' = V_z + V_0. \tag{243}$$

Приращение кинетической энергии единицы массы равно изменению потенциала Солнца, так что

$$\frac{V_0^2 - V_1^2}{2} = \Pi_1 - \Pi_0, \tag{244}$$

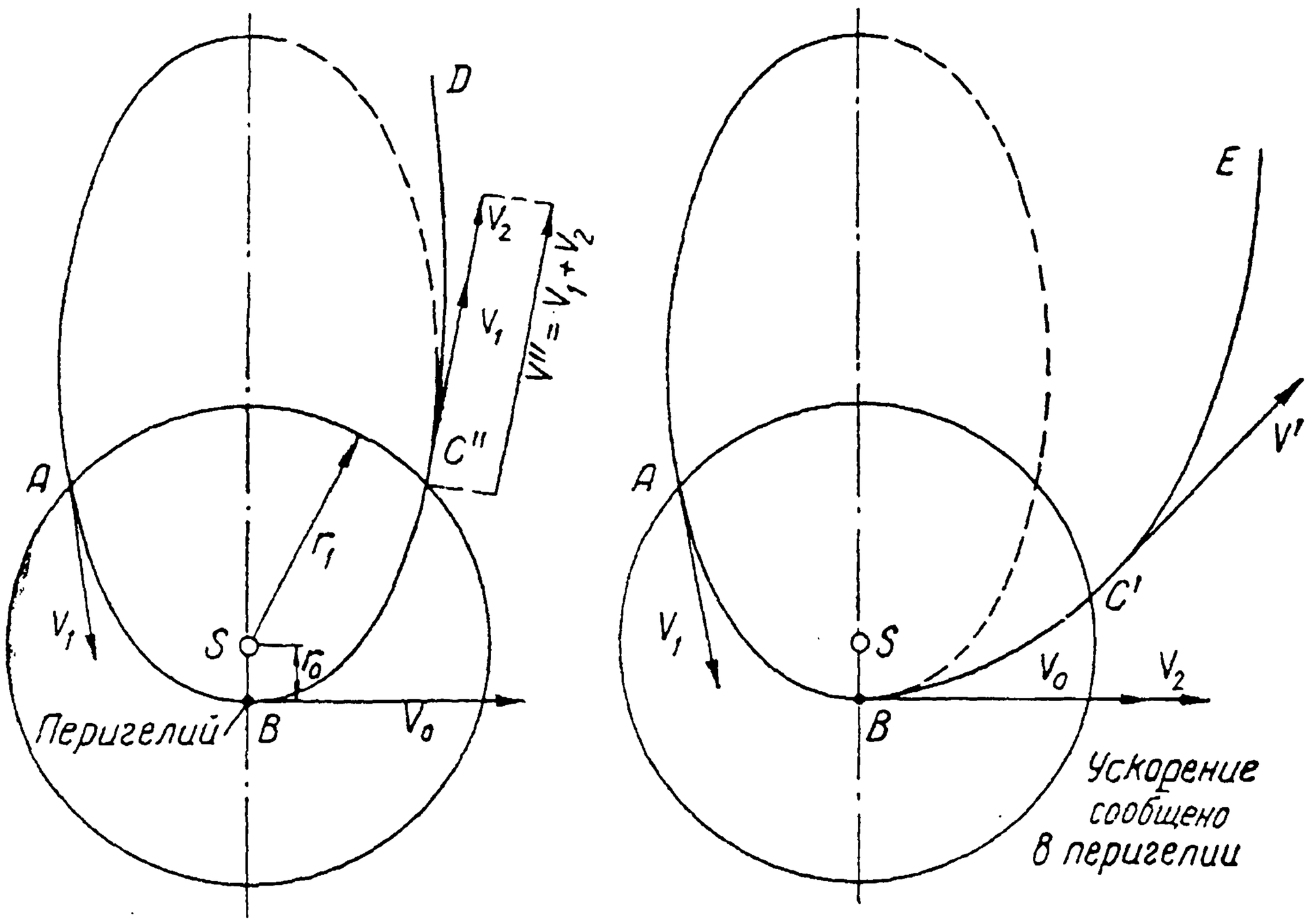
$$\frac{(V_0 + V_z)^2 - (V'')^2}{2} = \Pi_1 - \Pi_0. \tag{245}$$

Уравнение (244) относится к полету от A до B до ускорения (фиг. 21), а уравнение (245) — к полету от B до C' после ускорения у r_0. Из уравнений (244) и (245) получаем

$$V_0^2 - V_1^2 = (V_0 + V_z)^2 - (V')^2;$$

откуда

$$V' = \sqrt{V_1^2 + 2V_zV_0 + V_z^2}. \qquad (246)$$



Фиг. 21.

Эту формулу можно писать также в виде

$$(V')^2 = (V_1^2 + V_z^2 + 2V_1V_z) - 2V_1V_z + 2V_0V_z =$$
$$= (V_z + V_1)^2 + 2V_z(V_0 - V_1) = (V'')^2 + 2V_z(V_0 - V_1).$$

Тогда имеем

$$(V')^2 - (V'')^2 = 2V_z(V_0 - V_1). \qquad (247)$$

Отсюда видим, что скорость V', полученная после ускорения в перигелии, будет больше скорости V'', полученной после ускорения на расстоянии r_1 от Солнца, причем V' и V'' относятся оба к расстоянию r_1 от Солнца. В формуле (247) всегда $V_0 > V_1$.

Предположим, например, что

$$V_1 = 30 \text{ км/сек}, \; V_0 = 70 \text{ км/сек} \text{ и } V_z = 10 \text{ км/сек}.$$

Тогда по формуле (242) имеем:

$$V'' = 10 + 30 = 40 \text{ км/сек},$$

а по формуле (246)

$$V' = \sqrt{30^2 + 2 \cdot 10 \cdot 70 + 10^2} = 49 \text{ км/сек}.$$

Добавочная скорость V'_z, полученная на расстоянии r_1 от Солнца, вследствие ускорения, произведенного в перигелии, равна

$$V'_z = V' - V_1. \tag{248}$$

В нашем примере

$$V'_z = 49 - 30 = 19 \text{ км/сек},$$

между тем как прямое ускорение на расстоянии r_1 от Солнца дало лишь

$$V_z = 10 \text{ км/сек}.$$

Если обозначим через x относительную выгоду, полученную от ускорения полета в перигелии, т. е.

$$x = \frac{V'_z - V_z}{V_z}, \tag{249}$$

то

$$x = \frac{V'_z}{V_z} - 1 = \frac{\sqrt{V_1^2 + 2V_zV_0 + V_z^2} - V_1}{V_z} - 1 =$$

$$= \sqrt{\left(\frac{V_1}{V_z}\right)^2 + \frac{2V_0}{V_z} + 1} - \frac{V_1}{V_z} - 1. \tag{250}$$

Определим, для каких добавочных скоростей V_z величина x будет минимумом или максимумом, если даны скорости V и V_0.

Из уравнения (250) получаем

$$[(x+1)V_z + V_1]^2 = V_1^2 + 2V_zV_0 + V_z^2 = (x+1)^2 V^2 + 2(x+1)V_zV_1 + V_1^2$$

или после сокращения

$$(x+1)^2 V_z - V_z + 2(x+1)V_1 - 2V_0 = 0$$

и далее

$$x^2 V_z + 2xV_z + 2V_1 - 2V_0 = 0,$$

откуда

$$V_z = \frac{2(V_0 - V_1 - xV_1)}{x(x+2)} \tag{251}$$

или

$$\frac{V_z}{2V_1} = \frac{\frac{V_0 - V_1}{V_1} - x}{x(x+2)}. \tag{252}$$

Введем обозначения:

$$\xi = \frac{V_z}{2V_1} \tag{253}$$

и

$$\eta = \frac{V_0 - V_1}{V_1}. \tag{254}$$

Тогда формула (252) примет вид:

$$\xi = \frac{\eta - x}{x(x+2)}. \tag{255}$$

Из (249) получаем

$$V'_z = (x+1)\,V_z \tag{256}$$

и из (253)

$$V_z = 2V_1\xi. \tag{257}$$

Таким образом имеем

$$V'_z = (x+1)\,2V_1\,\frac{(\eta - x)}{x(x+2)}, \tag{258}$$

$$V_z = \frac{2V_1(\eta - x)}{x(x+2)}. \tag{259}$$

Этими формулами можно воспользоваться, если даны скорости V_0 и V_1 и относительная выгода x. Из уравнения (259) видим, что $x \leqslant \eta$, если $V_z \geqslant 0$.

Другими словами, для $V_z = 0$

$$x_{max} = \eta = \frac{V_0 - V_1}{V_1}, \tag{260}$$

а при $x = 0$ получаем $V_z = \infty$.

Итак, максимальная относительная выгода от ускорения полета в перигелии получается для бесконечно малых добавочных скоростей V_z, если скорость V_1 на расстоянии r_1 от Солнца и скорость V_0 в перигелии до ускорения даны. Эта максимальная выгода равна

$$x_{max} = \frac{V_0 - V_1}{V_1}.$$

Относительная выгода отсутствует ($x = 0$), в случае если добавочная скорость равна бесконечности ($V_z = \infty$).

Максимальная выгода растет с увеличением отношения $V_0 : V_1$. Если бы Солнце было сконцентрировано в одной точке, то максимальное значение V_0 было бы равно бесконечности, так же как и соответствующее x_{max}; предел ставится возможностью приближения к Солнцу.

Пусть, например, имеем $V_0=70$ *км/сек* и $V_1=7$ *км/сек*. Тогда получаем

$$\eta = x_{max} = \frac{70-7}{7} = 9.$$

Вычисляя по формулам (255), (256) и (257) величины ξ, V'_z и V_z, получаем для данного примера следующую таблицу добавочных скоростей V_z и V'_z, получаемых на расстоянии r_1 от центра Солнца, при ускорении в точке C'' (скорость V_z) или в перигелии (точка B, скорость V'_z) от одного и того же количества израсходованного горючего для обоих случаев.

x	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0
ξ	0	0,0125	0,0318	0,0625	0,114	0,208	0,40	0,875	2,67	∞
V_z, *км/сек*	0	0,175	0,455	0,875	1,60	2,92	5,60	12,25	37,3	∞
V'_z, *км/сек*	0	1,577	3,56	6,12	9,60	14,60	22,4	36,7	74,6	∞
$V'_z - V_z$	0	1,402	3,115	5,245	8,00	11,68	16,8	24,45	37,3	63

Для величины абсолютной выгоды $(V'_z - V_z)$ от ускорения во время полета через перигелий получаем из формул (258) и (259) уравнение

$$V'_z - V_z = 2V_1 \frac{\eta - x}{x+2}. \tag{261}$$

Максимальная абсолютная выгода получается при $x=0$ для $V_z=\infty$. В этом случае имеем

$$(V'_z - V_z)_{max} = V_1\eta = V_0 - V_1. \tag{262}$$

В нашем примере имеем

$$(V'_z - V_z)_{max} = 63 \text{ км/сек}.$$

Эта выгода возрастает, если возрастает добавочная скорость V_z. В наилучшем случае можно, как видно из уравнения (262), выиграть полную разность между скоростью V_0 в перигелии и скоростью V_1 на расстоянии r_1 от Солнца.

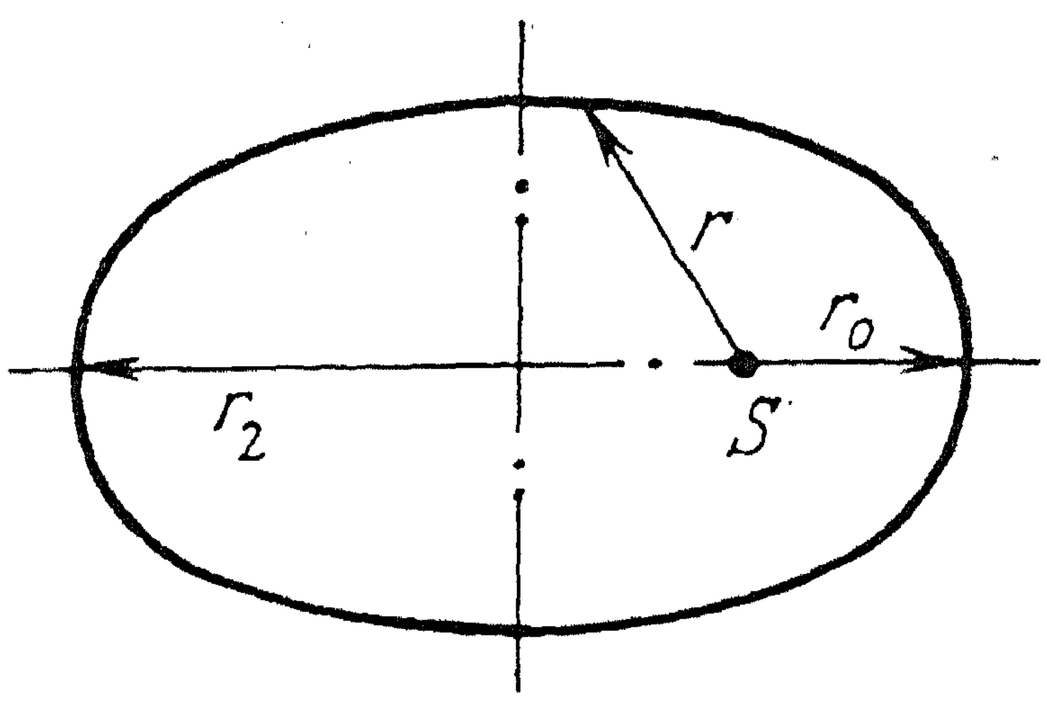
Для планет можно рассматривать случай, когда они находятся сначала в практической бесконечности ($r_1 \approx \infty$), а затем в наиболее близком расстоянии от межпланетного корабля (r_1 здесь означает уже расстояние между межпланетным кораблем и рассматриваемой планетой). Для этого случая применимы все выведенные формулы, но скорости следует считать по отношению к данной планете. Каким образом при этом изменяются скорости по отношению к Солнцу, будет исследовано в особой статье.

Переправляясь в межпланетном корабле с одной планеты на другую и имея намерение увеличить скорость полета, всегда необходимо исследовать пути, проходящие вблизи Солнца или планет, так как они могут оказаться весьма выгодными в смысле уменьшения длительности перелета. Однако если наибольшее приращение кинетической энергии получается при ускорении в перигелии, то наименьшая длительность перелета получится, если ускорять полет несколько ранее, на участке AB пути полета.

9. Определение траекторий полетов в мировое пространство с возвращением на Землю через целое число лет

Введем в качестве переменных отношения произвольного радиуса-вектора к радиусам-векторам в перигелии и афелии.

Обозначив (см. фиг. 22) радиус-вектор в перигелии через r_0, в афелии через r_2 и $r_0/r = \gamma_0$; $\frac{r_2}{r} = \gamma_2$; придадим приведенным выше формулам особенно симметричный вид.



Фиг. 22.

Имеем

$$a = \frac{r_0 + r_2}{2},$$

или

$$\frac{r_1}{a} = \rho = \frac{2}{\gamma_0 + \gamma_2}. \qquad (263)$$

Выше мы ввели величину $\gamma = r_2/r_1$, где r_2 — радиус-вектор в афелии (он в прежнем расчете совпадал с радиусом орбиты достигаемой планеты) и r_1 — любой радиус-вектор (он в прежнем расчете совпадал с радиусом орбиты Земли). В таком случае нам теперь вместо γ следует писать γ_2 и вместо ρ писать $\frac{2}{\gamma_0 + \gamma_2}$. Подставляя эти выражения в соответствующие уравнения, получаем:

$$V_z = V_1 \sqrt{3 - \frac{2}{\gamma_0 + \gamma_2} \mp 2\sqrt{\frac{2\gamma_0\gamma_2}{\gamma_0 + \gamma_2}}}; \qquad (264)$$

$$\cos\beta = \sqrt{\frac{\gamma_0\gamma_2}{\gamma_0 + \gamma - 1}}; \qquad (265)$$

$$\operatorname{tg}\beta = \sqrt{\frac{(1-\gamma_0)(\gamma_2 - 1)}{\gamma_0\gamma_2}}; \qquad (266)$$

$$\operatorname{tg}\xi = \frac{\sqrt{(1-\gamma_0)(\gamma_2-1)}}{\sqrt{\gamma_0\gamma_2} \mp \sqrt{\frac{\gamma_0 + \gamma_2}{2}}}; \qquad (267)$$

$$\cos\vartheta = \frac{\gamma_0(2\gamma_2 - 1) - \gamma_2}{\gamma_2 - \gamma_0} = \frac{2\gamma_0\gamma_2 - \gamma_0 - \gamma_2}{\gamma_2 - \gamma_0}; \tag{268}$$

$$\frac{a}{r} = \frac{\gamma_0 + \gamma_2}{2}; \tag{269}$$

$$\frac{b}{r} = \sqrt{\gamma_0\gamma_2}; \tag{270}$$

$$\frac{r_0}{r} = \gamma_0; \tag{271}$$

$$\sum = \frac{\gamma_2 - \gamma_0}{\gamma_2 + \gamma_0}; \tag{272}$$

$$V = V_1\sqrt{2\left(1 - \frac{1}{\gamma_0 + \gamma_2}\right)}; \tag{273}$$

$$V_a = V_1\sqrt{\frac{2\gamma_0}{\gamma_2(\gamma_0 + \gamma_2)}}; \tag{274}$$

$$V_p = V_1\sqrt{\frac{2\gamma_2}{\gamma_0(\gamma_0 + \gamma_2)}}; \tag{275}$$

$$V_2 = \frac{V_1}{\sqrt{\gamma_2}}; \tag{276}$$

$$\operatorname{tg}\frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1 - \gamma_0}{\gamma_2 - 1}}; \tag{277}$$

$$\tau = \tau_1\left(\frac{\gamma_0 + \gamma_2}{2}\right)^{3/2}; \tag{278}$$

$$t\Big|_0^{\vartheta} = \frac{\tau_1}{\pi}\left(\frac{\gamma_0 + \gamma_2}{2}\right)^{3/2}\left(\varepsilon - \frac{\gamma_2 - \gamma_0}{\gamma_2 + \gamma_0}\sin\xi\right). \tag{279}$$

Кроме того, имеем еще

$$t\Big|_0^{\vartheta} = \frac{\tau}{\pi}\left(\frac{\gamma_0 + \gamma_2}{2}\right)^{3/2}\left(\varepsilon - \frac{2(\gamma_2 - 1)}{\gamma_0 + \gamma_2}\operatorname{tg}\frac{\xi}{2}\right), \tag{280}$$

и из уравнения (44) с учетом формулы (272)

$$\operatorname{tg}\frac{\vartheta}{2} = \sqrt{\frac{\gamma_2}{\gamma_0}}\operatorname{tg}\frac{\xi}{2} = \sqrt{\frac{\gamma_2(1 - \gamma_0)}{\gamma_0(\gamma_2 - 1)}}. \tag{281}$$

Из формулы (272) получаем:

$$\frac{\gamma_2}{\gamma_0} = \frac{1 + \sum}{1 - \sum}, \tag{282}$$

а из уравнений (274) и (275)

$$V_a = V_1 \sqrt{\frac{r_1 r_0}{r_2 a}}; \tag{283}$$

$$V_p = V_1 \sqrt{\frac{r_1 r_2}{r_0 a}}. \tag{284}$$

Определим траектории полета, по которым по истечении m лет (m целое число) после n полных облетов Солнца, можно возвращаться на Землю, если Земля служила планетой отправления.

Формулы будут иметь общее значение.

Учитывая, что

$$\tau = \frac{m}{n}\tau_1, \tag{285}$$

из формулы (278) получаем

$$\frac{m}{n} = \left(\frac{\gamma_0 + \gamma_2}{2}\right)^{3/2},$$

или

$$\gamma_0 + \gamma_2 = 2\left(\frac{m}{n}\right)^{2/3}, \tag{286}$$

Для того, чтобы орбита Земли с радиусом r была пересечена эллипсом, требуется, чтобы $0 < \gamma_0 < 1$.

Отсюда получаем для γ_2 условие:

$$2\left(\frac{m}{n}\right)^{2/3} \geqslant \gamma_2 \geqslant 2\left(\frac{m}{n}\right)^{2/3} - 1. \tag{287}$$

Так как должно быть $\gamma_2 \geqslant 1$, то

$$\frac{m}{n} \geqslant \frac{1}{2^{3/2}} \quad \text{или} \quad \frac{m}{n} \geqslant \frac{1}{2{,}8284}.$$

Отсюда $n_{\max} \leqslant 2{,}8284m$.

Для определенного числа m получаем максимальное число оборотов межпланетного корабля вокруг Солнца из табл. 4.

Таблица 4

m	1	2	3	4	5	6	8	10	15	20	30
$n_{\max}$	2	5	8	11	14	16	22	28	42	56	85

Рассмотрим сначала случай, в котором желателен только один оборот межпланетного корабля вокруг Солнца за m лет. Тогда $n=1$ и из уравнения (287) получаем:

$$2m^{2/3} \geqslant \gamma_2 \geqslant 2m^{2/3} - 1. \tag{288}$$

В этом случае радиус-вектор афелия будет лежать между пределами

$$\gamma_{2\,\min} = 2m^{2/3} - 1; \tag{289}$$

$$\gamma_{2\max} = 2m^{2/3}, \tag{290}$$

а наименьшие расстояния от Солнца будут $\gamma_0 = 1$ и $\gamma_0 = 0$. В последнем случае эллипс превращается в отрезок линии, в одном конце которой находится Солнце. Это следует также из формулы (270) для малой полуоси эллипса.

При $\gamma_0 = 1$ имеем $b/r = \sqrt{\gamma_2}$, а при $\gamma_0 = 0$ $b/r = 0$.

Из уравнения (268) следует далее, что при $\gamma_0 = 1$ имеем $\cos\vartheta = 1$, т. е. $\vartheta = 0$, а при $\gamma_0 = 0$ $\cos\vartheta = -1$, $\vartheta = 180°$. При $\gamma_0 = 1$ получаем наименьшую необходимую добавочную скорость V_z, а при $\gamma_0 = 0$ — наибольшую, а значит и соответственно наименьший и наибольший расход топлива для полета.

Форма траектории полета и необходимые скорости характеризуются величинами, сопоставленными в табл. 5, причем для данного m скорость

$$V = V_1 \sqrt{2 - \left(1 - \frac{1}{\gamma_0 + \gamma_2}\right)}$$

величина постоянная, так как

$\gamma_0 + \gamma_2 = 2a$ — постоянная величина.

Имеем

$$V = V_1 \sqrt{\frac{2(\gamma_{2\max} - 1)}{\gamma_{2\max}}} = V_1 \sqrt{\frac{2\gamma_{2\min}}{\gamma_{2\min} + 1}}.$$

Далее при $\gamma_0 = 1$ имеем:

$$\sum = \frac{\gamma_{2\min} - 1}{\gamma_{2\min} + 1}; \quad \beta = 0; \quad \xi = 0;$$

$$V_z = V - V_1;$$

$$V_a = V_1 \sqrt{\frac{2}{\gamma_{2\min}(\gamma_{2\min} + 1)}} = \frac{V}{\gamma_{2\min}}.$$

При $\gamma_0 = 0$ имеем:

$$\beta = 90°; \quad V_a = 0; \quad V_p = \infty;$$

$$V_z = V_1 \sqrt{3 - \frac{2}{\gamma_{2\max}}};$$

$$\operatorname{tg}\xi = -\sqrt{\frac{2(\gamma_{2\max} - 1)}{\gamma_{2\max}}} = -\frac{V}{V_1}.$$

Таблица для определения предельных траекторий полета и необходи

1	m		1	2	3	4
2	V/V_1		1,000	1,171	1,232	1,268
3	V км/сек		29,97	34,86	36,67	37,74
4	γ_2	При $\gamma_0 = 1$	1,000	2,175	3,160	4,040
5	b/r		1,000	1,475	1,778	2,010
6	Σ		0	0,370	0,519	0,004
7	V_z/V_1		0	0,171	0,232	0,268
8	V_∞/V_1		1,000	0,539	0,390	0,314
9	V_z км/сек		0	5,09	6,91	7,98
10	V_a		29,8	16,02	11,60	9,35
11	V_z/V_1	При $\gamma_0 = 0$	1,414	1,540	1,586	1,611
12	V_z		42,1	45,8	47,2	48,0
13	$\xi°$		135°	130°30′	129°4′	128°16′
14	γ_2	При $\gamma_0 = 0{,}3$	1,700	2,875	3,860	4,740
15	a/r		1,000	1,5874	2,0801	2,5198
16	b/r		0,714	0,928	1,076	1,190
17	$\beta°$		44°26′	50°57′	52°44′	53°38′
18	$\xi°$		112°12′	106°10′	104°31′	103°46′
19	Σ		0,700	0,811	0,856	0,881
20	$180° - \vartheta$		45°34′	55°48′	58°52′	60°20′
21	V_z/V_1		0,755	0,948	1,013	1,050
22	V_a/V_1		0,420	0,256	0,193	0,159
23	V_p/V_1		2,38	2,455	2,49	2,50
24	V_z (км/сек)		22,5	28,2	30,2	31,2
25	V_a (км/сек)		12,5	7,61	5,74	4,73
26	V_p (км/сек)		70,8	73,0	74,0	74,4
27	t_0^ϑ в сутках		50,5	43,5	41,5	41,0

Таблица 5

мых добавочных скоростей, дающих 1 облет вокруг Солнца в *m* лет

5	6	8	10	15	20	30	60
1,289 38,37	1,307 38,9	1,322 39,35	1,337 39,80	1,356 40,37	1,363 40,58	1,378 41,03	1,392 41,42
4,848 2,202 0,658 0,289 0,265 8,60 7,89	5,604 2,367 0,697 0,307 0,233 9,14 6,94	7,000 2,645 0,750 0,322 0,189 9,60 5,63	8,283 2,878 0,785 0,337 0,1615 10,02 4,81	11,164 3,341 0,836 0,356 0,1216 10,6 3,62	13,74 3,707 0,865 0,363 0,0992 10,8 2,95	18,31 4,280 0,896 0,378 0,0752 11,25 2,24	29,62 5,443 0,935 0,392 0,0470 11,67 1,399
1,630 48,5 127°48′	1,642 48,9 127°25′	1,659 49,4 127°6′	1,670 49,7 126°48′	1,184 50,1 126°24′	1,691 50,4 126°16′	1,705 50,7 125°58′	1,712 51,0 125°42′
5,548 2,9240 1,290 54°8′ 103°16′ 0,899 61°19′ 1,073 0,136 2,51 31,9 4,04 74,6 39,5	6,304 3,3019 1,376 54°25′ 102°53′ 0,909 61°58′ 1,090 0,120 2,52 32,4 3,57 75,0 39,5	7,700 4,0000 1,520 54°54′ 102°30′ 0,925 62°48′ 1,107 0,0988 2,53 32,9 2,94 75,2 39,0	8,983 4,6416 1,640 55°11′ 102°17′ 0,935 63°15′ 1,123 0,0850 2,54 33,4 2,53 75,5 39,0	11,864 6,0822 1,888 55°32′ 101°50′ 0,951 64°1′ 1,141 0,0643 2,55 34,0 1,912 75,8 38,5	14,44 7,3681 2,080 55°48′ 101°42′ 0,960 64°36′ 1,153 0,0532 2,555 34,3 1,582 75,9 38,5	19,01 9,1549 2,387 56°1′ 101°29′ 0,970 64°59′ 1,166 0,0405 2,56 34,6 1,205 76,1 38,0	30,32 15,32 3,016 56°21′ 101°13′ 0,981 65°32′ 1,1805 0,0254 2,569 35,15 0,757 76,5 37,0

Случай $\gamma_0=0$ имеет значение лишь как предел; на деле нельзя приближаться к Солнцу более чем, скажем, до $\gamma_0=0{,}3$, т. е. на несколько меньшее расстояние, чем Меркурий.

При $\gamma_0=0{,}3$ имеем:

$$\gamma_2=2m^{2/3}-0{,}3;$$

$$a/r=m^{2/3};\quad b/r=\sqrt{0{,}3\gamma_2};$$

$$r_0/r=0{,}3;$$

$$\cos\beta=\sqrt{\frac{0{,}3\gamma_2}{2m^{2/3}-1}};$$

$$\operatorname{tg}\xi=\frac{\sqrt{0{,}7(\gamma_2-1)}}{\sqrt{0{,}3\gamma_2-m^{1/3}}};\quad \cos\vartheta=\frac{0{,}3\gamma_2-m^{2/3}}{m^{2/3}-0{,}3};$$

$$\sum=\frac{m^{2/3}-0{,}3}{m^{2/3}};\quad \operatorname{tg}\frac{\xi}{2}=\sqrt{\frac{0{,}7}{\gamma_2-1}};\quad t\Big|_0^{\vartheta}=\frac{\tau}{\pi}\left(\xi-\sum\sin\xi\right);$$

$$V_z=\frac{V\sin\beta}{\sin\xi};\quad V_a=V_1\sqrt{\frac{0{,}3}{\gamma_2 m^{2/3}}};$$

$$V_p=V_1\sqrt{\frac{\gamma_2}{0{,}3\cdot m^{2/3}}}.$$

Вычисленные по этим формулам величины занесены в табл. 5.

Рассмотрим еще радиусы-векторы в афелии в случае, если число n облетов Солнца до возвращения на Землю больше единицы.

Неравенство (287) дает при $\gamma_0=1$

$$\gamma_{2\min}=2\left(\frac{m}{n}\right)^{2/3}-1, \tag{291}$$

а при $\gamma_0=0$

$$\gamma_{2\max}=2\left(\frac{m}{n}\right)^{2/3}. \tag{292}$$

Необходимо заметить, что если m и n имеют общий множитель, то можно сократить, так что в таком случае получается облет Солнца с возвращением на Землю в более короткий срок.

Значит для $m>1$, не все целые значения $0<n<2^3/_2\ m$ подлежат вычислению. Результаты расчетов также приведены в табл. 5.

ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СИЛЫ ДАВЛЕНИЯ СВЕТА ДЛЯ ПОЛЕТОВ В МЕЖПЛАНЕТНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

ОТ РЕДАКЦИИ

Настоящая статья составлена из двух рукописей Ф. А. Цандера: «О применении тончайших листов для полетов в межпланетном пространстве» и «О давлении света на комбинированные зеркала». Первая составила разделы 1—4, вторая — раздел 5. Обе рукописи не окончены. Первая рукопись подготовлялась лично Ф. А. Цандером к печати, что видно по сохранившимся на ней его пометкам. На рукописи имеется дата «18. VII. 1924 г.», поставленная рядом с табл. 1. Вторая рукопись имеет в начале дату 1925 г.

Статья подготовлена к печати доктором техн. наук М. К. Тихонравовым. Фигура 130 сделана заново.

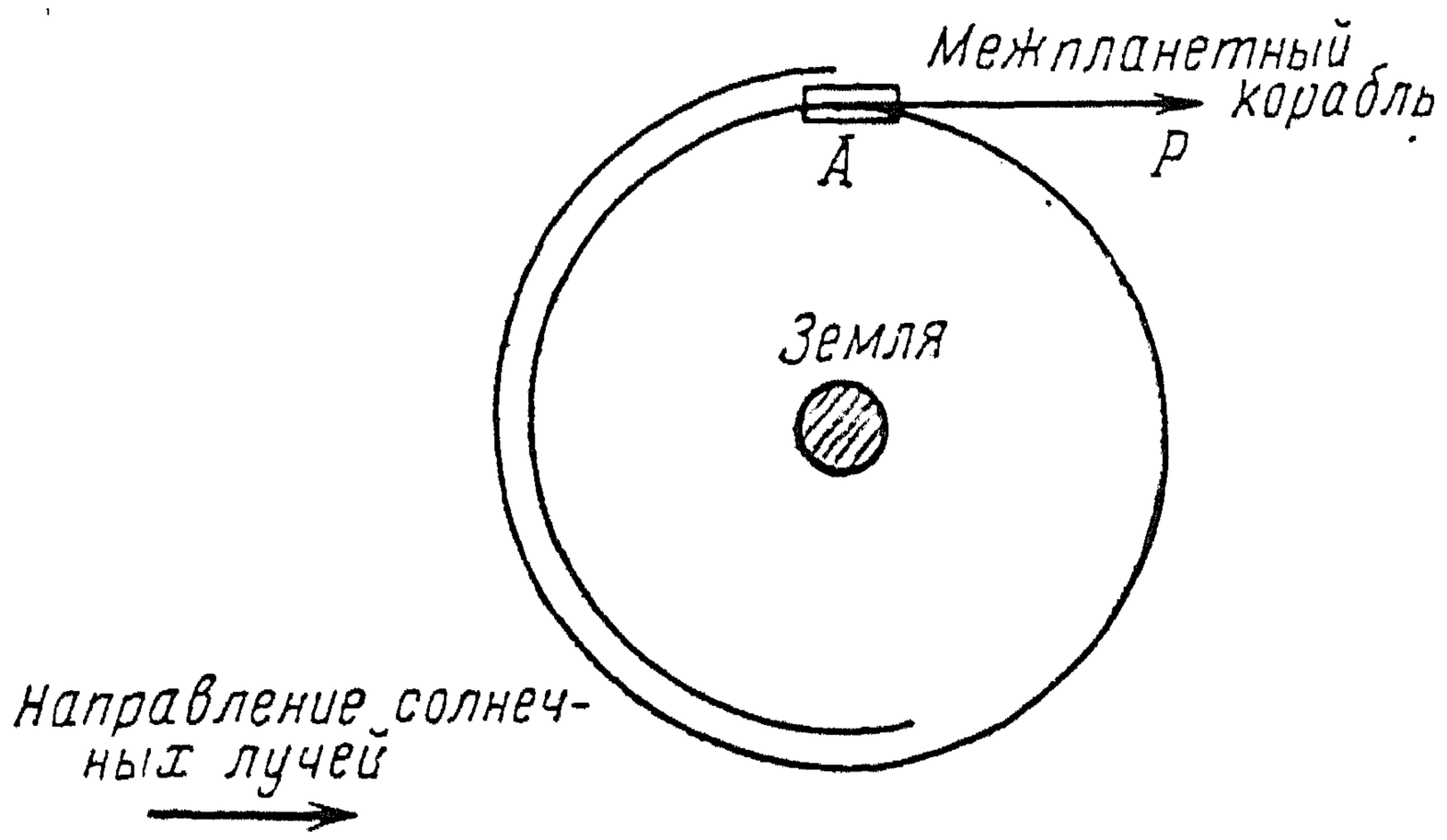
Я. И. Перельман в своей книге «Межпланетные путешествия» (изд. 1923 г.) разбирает вопрос о возможности перелета на другие планеты при помощи тончайших зеркал. К сожалению он при этом не делает различия между вылетом с Земли до возможности кружения вокруг земного шара и полетом в самом межпланетном пространстве, когда с помощью зеркал возможно изменение скорости.

Между тем необходимо установить коренное различие между требованиями, которые предъявляют эти две задачи к характеру движущей силы. Для того, чтобы отделиться от Земли и получить скорость в 8 *км/сек,* необходимую для кружения вокруг земного шара, требуется действие силы, которая составляет от 1/6 веса межпланетного корабля на Земле (если имеются крылья как у самолета) до 10-кратного веса (в случае, если крыльев нет). При этом требуется, чтобы период ускорения был возможно кратковременным. С другой стороны, для того, чтобы только ускорить полет, в случае если мы уже достигли кружения вокруг земного шара, можно воспользоваться весьма малыми силами, как видно из следующего рассуждения. При направлении ускоряющей силы P перпендикулярно к направлению притяжения земного шара, самая малая сила дает в итоге приращение скорости полета, в виду того, что противодействующая сила солнечного притяжения (при отсутствии отталкивающей силы P дает, совместно с притяжением Земли, возвращение к точке «А» с прежней скоростью (фиг. 1). Можно

также сказать, что работа любой малой силы P, равна $P \int \cos \alpha \, ds$, где α — угол между направлением полета и силой P,

ds — элемент пути, увеличивает энергетический уровень орбиты межпланетного корабля. При этом в общем изменяется траектория полета. То же самое относится к случаю полета в межпланетном пространстве вокруг Солнца вдали от планеты.

Имеется лишь один случай, в котором нельзя пользоваться малыми силами, а именно случай, в котором межпланетный корабль, несмотря на действие малой силы, на своем пути попадает



Фиг. 1.

близко к планете, или же попадет в области, лежащие вблизи Солнца. В таких случаях, вблизи опасных мест, необходимо применение ракеты, дающей большие толкающие силы. Но эти случаи редки, так как в солнечной системе пространства громадны, а планеты и Солнце занимают мало места, так что почти для всех передвижений в самой солнечной системе можно пользоваться весьма малыми силами, имея с собою ракету лишь на всякий случай и для корректирования пути вблизи планет.

Далее в пользу применения малых сил говорит возможность действия их в течение весьма продолжительного периода, так как сами перелеты на другие планеты длительны, как мною будет показано в особой статье. Кроме того, использование светового давления не требует расхода горючего и поэтому полет особенно дешев по сравнению с полетом с помощью ракеты. Далее будет показано, что особенно большие скорости могут быть достигнуты при помощи зеркал при значительно меньших общих весах всей конструкции межпланетного корабля нежели это возможно при ускорении при помощи ракет.

Давление света на листы — чрезвычайно малая величина, но длина путей, на протяжении которых это давление может действовать, а именно расстояния между планетами — огромны. Поэтому интересно исследовать вопрос о том, какой величины зеркала тре-

буются в случае, если необходимо развивать на протяжении этих огромных расстояний скорости, соответствующие тем, которые дает ракета. Также важен вопрос о весе листов, экономичности такого полета и конструктивном выполнении их, а также и о напряжениях в этих листах.

1. Величина светового давления

Пусть

p — удельное давление света в $г/м^2$;

f — площадь листа в $м^2$;

P — общая сила давления света на поверхность f в $г$;

E — количество лучистой энергии, попадающей в единицу времени на весь лист при направлении лучей, перпендикулярном к поверхности листа, в $г \cdot м/сек$;

E' — количество отраженной лучистой энергии;

E — количество лучистой энергии, содержащейся в единице объема в $кгм/м^3$ до падения на лист;

E' — то же после отражения;

V — скорость света;

v — скорость передвижения зеркала (положительная по направлению лучей света) в $м/сек$.

Рассмотрим сначала случай, в котором лучи перпендикулярны к поверхности.

Тогда имеем для падающего луча:

$$E = fE(V - v), \tag{1}$$

а для отраженного при полном отражении

$$E' = fE'(V + v). \tag{2}$$

Энергии, содержащиеся в единице объема, как можно доказать, обратно пропорциональны квадратам скоростей $(V - v)$ и $(V + v)$, т. е.

$$\frac{E'}{E} = \left(\frac{V - v}{V + v}\right)^2. \tag{3}$$

С другой стороны полезно произведенная работа в единицу времени равна fpv и, кроме того, потере энергии при отражении

$$fpv = E - E' = f[E(V - v) - E'(V + v) = fE[(V - v) - \frac{(V - v)^2}{V + v}] = \frac{2fEV(V - v)}{V + v},$$

откуда

$$p = \frac{2E(V - v)}{V + v}. \tag{4}$$

При листах, которые совсем не отражают, давление света p равно лишь половине полученной величины, т. е.

$$p' = E\frac{V-v}{V+v} = \frac{p}{2}. \tag{5}$$

Если же лучи падают косо под углом $\alpha < 90°$ к поверхности, перпендикулярная составляющая давления

$$p_{\alpha\,\max} = p_{\max}\sin^2\alpha; \tag{6}$$

$$p'_\alpha = p'\sin^2\alpha. \tag{7}$$

Если отражение неполное, то давление света содержится между значениями p_α и p'_α.

В виду того, что скорости полета, по всей вероятности, будут меньше 100 *км/сек*, причем в этом случае

$$\frac{v}{V} = \frac{100}{300\,000} = \frac{1}{3000},$$

мы можем пренебречь величиной v по сравнению с V и тогда получим с достаточной точностью [1]

$$p_{\max} = 2E; \tag{8}$$

$$p' = E, \tag{9}$$

т. е. удельное давление света на поверхность, перпендикулярную к лучам света, практически равно для неотражающих поверхностей лучистой энергии, содержащейся в единице объема, а для вполне отражающих — в два раза большей величине.

Солнечная постоянная, т. е. количество лучистой энергии, падающей на 1 *см*^{2} поверхности, перпендикулярной к лучам, в 1 минуту [2] равна $I \approx 1{,}91$ *г кал/мин см*^{2}. Количество лучистой энергии на 1 *м*^{2} в секунду

$$L = 427\,\frac{10^4}{60}\,I = 136\,000 \text{ г м/сек м}^2,$$

но так как

$$L = \frac{E}{f} = EV,$$

то

$$p' = E = \frac{L}{V} = \frac{136\,000}{3\cdot 10^8} = 0{,}453 \text{ мг/м}^2;$$

$$p_{\max} = 0{,}906 \text{ мг/м}^2.$$

---

[1] В этом выводе Ф. А. Цандер исходил из положений ньютонианской механики. Тот же результат получится на основании закона изменения количества движения в специальной теории относительности. *Прим. ред.*

[2] По Эбботу среднее значение $I = 1{,}938$ *кал/мин см*^{2}. При этом значении I находим $p' = 0{,}46$ и $p_{\max} = 0{,}92$ *мг/м*^{2}. (Россель и др., «Звезды и их спектры», 1927, «Основные проблемы космической физики», 1934). *Прим. ред.*

2. О допускаемой и изготовляемой толщине листов

При помощи электролиза никеля на медленно вращающийся вал, Эдиссоном были изготовлены тончайшие листы [1], толщиною в 0,001 *мм*, шириною в 2 *м* и длиною в 1000 *м*.

Далее в «Успехах физических наук», 1918 г., т. I, в. 2, стр. 144 в аннотации под заглавием «Метод и измерения давления света при помощи тонкого металлического листка», сообщено, что свет электрической лампы падал на алюминиевый листок длиной $l=7{,}43$ *см* при весе одного квадратного сантиметра $q=1{,}16\cdot10^{-4}$ *г*. Энергия лампы на расстоянии в 10,5 *см* составляла $E=1{,}95\cdot10^{-5}$ *эрг/см*^{3}.

Были получены следующие отклонения:

Расстояния листка от лампы	Отклонения листка	
	отсчет	по расчету
10,5 *см*	$a_0=2{,}5\cdot10^{-3}$ *см*	$a=2{,}6\cdot10^{-3}$ *см*
11,5 „	2,0	2,3
12,5 „	1,5	2,0

Определим из этих данных толщину листка δ, считая, что удельный вес алюминия $\gamma=2{,}8$ *г/см*^{3}:

$$\delta=\frac{1{,}16}{2{,}8}10^{-4}=4{,}14\cdot10^{-4}\ мм.$$

Для проверки определим толщину листка другим способом, а именно по моменту, отклоняющему листок. Давление света на листок теоретически при вполне отражающей поверхности равняется

$$p_{max}=2E=\frac{2\cdot1{,}95\cdot10^{-5}}{9{,}81}=3{,}98\cdot10^{-8}\ г/см^2.$$

Момент силы давления света относительно оси вращения листка был равен $P_{max}\frac{l^2}{2}$, равный ему момент силы тяжести равен: $ql\frac{a}{2}$, где l — длина листка, a — отклонение.

Так как

$$\frac{qla}{2}=P_{max}\frac{l^2}{2},$$

---

[1] К. Э. Циолковский, «Гондола металлического дирижабля», Калуга, 1918.

и так как

$$q = \gamma\delta,$$

то

$$\delta = \frac{P_{max}\, l}{\gamma a} = \frac{3{,}98 \cdot 10^{-8} \cdot 7{,}43}{2{,}8 \cdot 2{,}6 \cdot 10^{-3}} = \frac{4{,}06}{10^5}\ см = \frac{1}{2460}\ мм.$$

Обе рассчитанные величины толщины листка приблизительно сходятся. Отсюда следует еще, что отклонения листка «по расчету» (см. табл.) были рассчитаны для вполне отражающей поверхности. Вычислим отношение a_0/a, т. е. действительной силы к теоретической. Получаем:

$$\left.\begin{array}{l} 2{,}5 : 2{,}6 = 0{,}962 \\ 2{,}0 : 2{,}3 = 0{,}87 \\ 1{,}5 : 2{,}0 = 0{,}75 \end{array}\right\} \text{среднее—0,86.}$$

Из этого расчета видим, что алюминиевые листы толщиною $\sim 4 \cdot 10^{-4}$ *мм* еще воспринимают давление света, которое ближе к давлению p вполне отражающей поверхности, нежели к давлению $p' = 0{,}5p$ неотражающей поверхности.

Тот же весьма важный результат получается из опытов над просвечивающими пленками металлов [1].

Можно прийти к заключению, что листки толщиною в 0,001 *мм* могут быть изготовлены [2] и что их непрозрачность будет допустимой.

Является, однако, новый вопрос: достаточна ли прочность их?

Предполагая разрушающее сопротивление чистого алюминия равным $k_z = 1500$ *кг/см*^{2} и допускаемое 350 *кг/см*^{2}, получаем, что при толщине в 0,001 *мм* допускается сила 35 *г* на 1 *см* ширины; при толщине в 0,01 *мм* допускается сила 350 *г*. Исходя из того, что ширина листов при применении их для межпланетных полетов будет весьма велика, а сила давления света величина весьма малая, можем заключить, что напряжения в зеркалах не могут быть значительными. Далее после определения величины необходимой поверхности листов будут определены и напряжения в них.

3. Величина поверхности листов, необходимая для полетов в межпланетном пространстве

Здесь мы рассмотрим действующие силы, определим величину необходимых поверхностей листов и величину возможных скоростей.

Рассмотрим сначала наиболее простой случай, а именно, действие силы в среде без тяжести. Введем следующие обозначения:

t — время ускорения;

---

[1] Здесь в рукописи Ф. А. Цандера пропуск. *Прим. ред.*

[2] Пошехонские золотобои изготовляли еще более тонкие листы. Они доводили толщину золотых листов до $\delta = 0{,}0001$ *мм*.

s — длина пути;
c — ускорение полета;
g_0 — ускорение силы тяжести на поверхности Земли;
M — масса межпланетного корабля, включая зеркало;
G — вес межпланетного корабля, включая зеркало;
g_c — ускорение силы тяжести Солнца, измеренное на расстоянии Земли от Солнца;
R — расстояние межпланетного корабля от Солнца;
R_e — расстояние Земли от Солнца;
V_e — скорость движения Земли вокруг Солнца;
T_e — время оборота Земли вокруг Солнца;
$G_з$ — вес зеркала, измеренный на поверхности Земли.

Тогда на расстоянии, равном в среднем расстоянию Земли от Солнца, в случае, если лучи света будут падать по направлению полета, работа, произведенная для ускорения корабля, будет равна

$$Ps = pfs.$$

С другой стороны эта работа равна

$$\frac{M}{2}(V^2 - V_0^2),$$

где V_0, V — начальная и конечная скорости полета.
Следовательно,

$$\frac{M}{2}(V^2 - V_0^2) = pfs. \qquad (10)$$

Для того чтобы получить приращение живой силы от сил светового давления мы должны, кружась вокруг земного шара (фиг. 2), при каждом облете пользоваться зеркалом от точек B_n через C_n к B'_n, ставя на пути $B'_nD_nB_{n+1}$ зеркало так, чтобы лучи скользили по его поверхности, не производя действия. При этом сила притяжения Солнца может быть во много раз больше, нежели сила P. В виду того, что точка B_n будет лежать по отношению к центру Земли выше, чем B_1, часть полезно произведенной работы будет переведена в потенциальную энергию

$$M\int_{h_1}^{h_n} g\,dh,$$

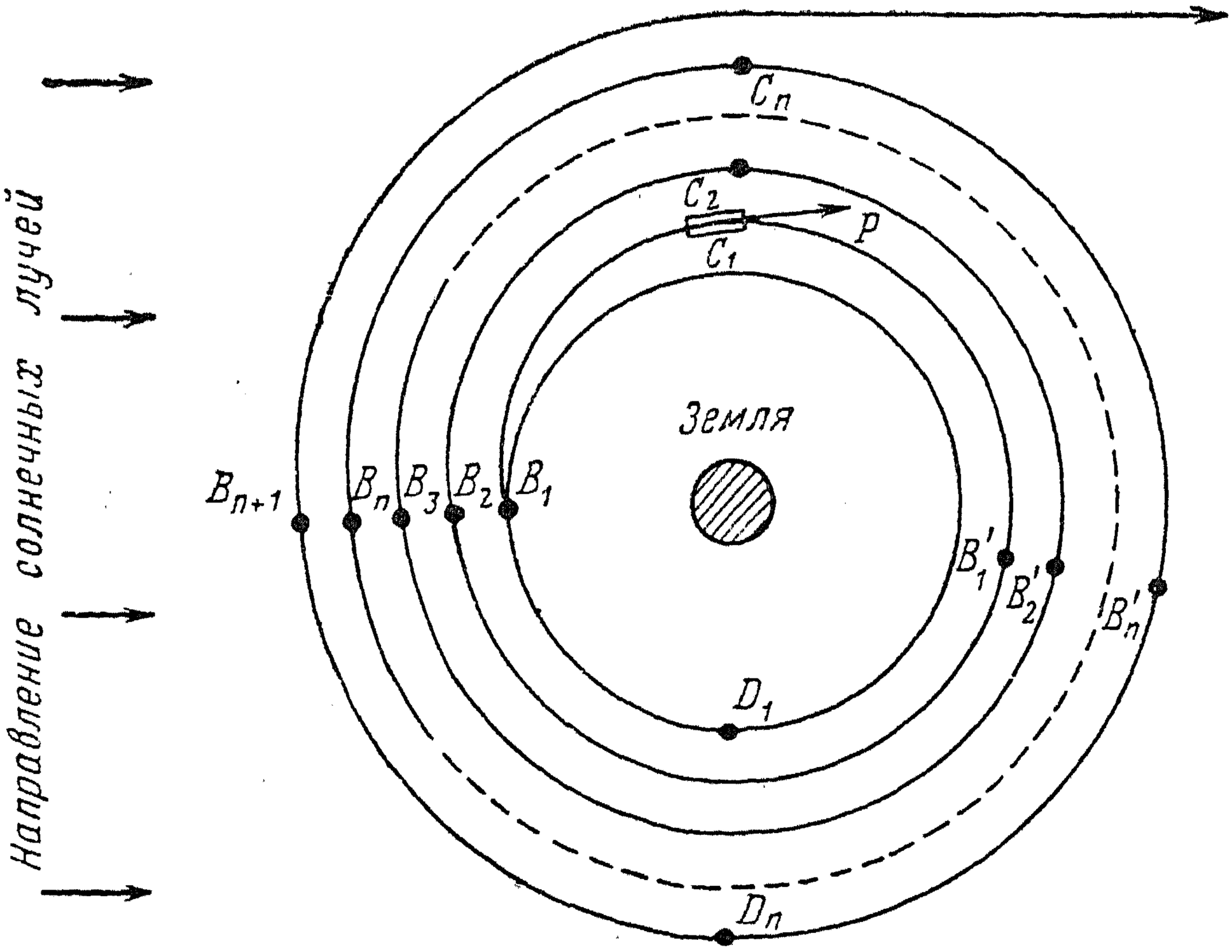
где g — притяжение земного шара,
h_1, h_2 — начальная и конечная высоты корабля, т. е. расстояния B_1 и B_n от поверхности земного шара.

Точная формула приобретенной кораблем энергии

$$A = M\int_{h_1}^{h_2} g\,dh + \frac{M}{2}(V_n^2 - V_1^2) = pf(s_n - s_1), \qquad (11)$$

где индексы 1 и n относятся к точкам B_1 и B_n, а разность $s_n - s_1$ составляется вполне точно из суммы разностей расстояний точек B'_n и B_n от Солнца [1].

Общая работа, которую необходимо совершить для того, чтобы преодолеть земное притяжение полностью, равна Mg_0r, где $r = 6370$ *км* — радиус земного шара.



Фиг. 2.

Чтобы кружиться вокруг земного шара, необходимо затратить половину этой работы. Для полного удаления в бесконечность с круговой орбиты, следовательно, необходимо совершить работу $Mg_0r/2$. Рассмотрим этот случай; имеем

$$A = \frac{Mg_0r}{2} = pf(s_n - s_1).$$

Возьмем в качестве примера $G = Mg_0 = 1000$ *кг*, $p = 0{,}75p_{max} = 0{,}75 \cdot 0 \cdot 906 = 0{,}68$ *мг/м²*.

Тогда

$$f(s_n - s_1) = 4{,}69 \cdot 10^{15}\ м^3.$$

В случае, если площадь зеркала равна 100 000 $м^2 = 0{,}1$ $км^2$, получаем $s_n - s_1 = 4{,}69 \cdot 10^{10}$ $м = 46{,}9 \cdot 10^6$ *км*.

---

[1] Т. е. $(s_n - s_1)$ численно равна сумме расстояний между точками B_i и B'_i для всех витков орбиты, при этом $i = 1, 2, \ldots n$. *Прим. ред.*

Вес зеркала из алюминия при толщине его в 0,001 *мм* равен $G_з=280$ *кг*. Время, в течение которого совершается работа A, определим приближенно. При средней скорости $V_1=8$ *км/сек* путь в $46{,}9\cdot10^6$ *км* будет пройден в течение

$$\frac{s_n-s_1}{V_1}=\frac{46{,}9\cdot10^6}{8}=5{,}85\cdot10^6 \text{ сек.}=67{,}7 \text{ суток.}$$

В виду того, что период действия зеркала будет составлять приблизительно 40% всего времени кружения; полное время будет равно 169,0 суток [1].

Заметим, что в случае, если вокруг земного шара будут вращаться зеркала с площадью, которая будет, например, в 100 раз больше, и с этих зеркал при помощи направляющих астрономических труб свет будет направлен на зеркало, связанное с межпланетным кораблем [2], то время уменьшится, смотря по степени отражения света, приблизительно до 1,69 суток.

Рассмотрим случай, когда плоскость зеркала, связанного с межпланетным кораблем, перпендикулярна к направлению лучей Солнца, падающих на него.

При постоянной величине поверхности на n-кратном расстоянии от Солнца давление света будет в n^2 раз меньше. В том же самом отношении уменьшается сила притяжения Солнца, так что последнее в данном случае уменьшается давлением света в определенном отношении.

Пусть

K — сила притяжения между солнцем и межпланетным кораблем;

K_1 — то же, но уменьшенная на величину давления света на зеркало;

M_s — масса Солнца;

k — Ньютоновская постоянная притяжения.

Тогда можем написать:

$$K=\frac{kMM_s}{R^2}, \tag{12}$$

и далее

$$K_1=K-P. \tag{13}$$

При этом силу P можем выразить формулой

$$P=\frac{C}{R^2}, \tag{14}$$

где C — некоторая постоянная.

---

[1] Несмотря на то, что средняя величина V_1 завышена, полное время будет больше, так как плоскость зеркала предполагается за все время кружения перпендикулярной к направлению солнечных лучей.

[2] Другими словами повысится объемная плотность солнечного излучения.

Тогда

$$K_1 = \frac{kMM_s - C}{R^2}. \tag{15}$$

Введя новую постоянную

$$k_1 = k - \frac{C}{MM_s}, \tag{16}$$

получаем

$$K_1 = \frac{k_1 MM_s}{R^2}. \tag{17}$$

Сравнивая формулы (12) и (17), видим, что под действием зеркала равнодействующая сила притяжения K_1 получается уменьшенной по отношению к притяжению Солнца в отношении:

$$\frac{K_1}{K} = 1 - \frac{C}{kMM_s} = \frac{k_1}{k}. \tag{18}$$

Так как формула (17) имеет тот же вид, что и формула притяжения (12), движение межпланетного корабля с зеркалом будет совершаться вокруг Солнца по кривым, по которым двигаются небесные тела, т. е. по кругу, эллипсу, параболе или гиперболе, только для постоянной притяжения необходимо принимать уменьшенное значение k_1. Получается своего рода кажущееся ослабление притяжения Солнца.

После преодоления силы притяжения Земли, межпланетный корабль, сохраняя скорость движения Земли вокруг Солнца, не будет оставаться на орбите Земли, что имело бы место без зеркала, а будет вследствие ослабления притяжения Солнца двигаться по орбите, афелий которой лежит от Солнца дальше орбиты Земли. Это делает возможным достижение других планет.

Для определения степени ослабления притяжения вычислим притяжение Солнца, на расстоянии Земли от него, для межпланетного корабля и сравним это притяжение с давлением света, падающего на зеркало.

Средняя скорость Земли на орбите составляет $V_e = 29{,}2$ *км/сек*; время оборота вокруг Солнца $T_e = 365{,}25$ суток. Среднее расстояние Земли от Солнца $R_e = 147 \cdot 10^6$ *км*. Центробежная сила межпланетного корабля, равная притяжению Солнца

$$K_e = \frac{MV_e^2}{R} = 5{,}9 \cdot 10^{-4} G. \tag{19}$$

Следовательно, сила притяжения некоторой массы Солнцем на расстоянии орбиты Земли относится к весу той же массы, на поверхности Земли, как

$$\frac{K_e}{G} = 0{,}00059.$$

Мы видим, что притяжение Солнца весьма малая величина. Межпланетный корабль, весом в 1000 *кг* притягивается Солнцем силою

$$K_e = 0{,}59 \text{ кг}.$$

Общее давление света на зеркало, площадью в 10^5 $м^2$, в случае если принимать, так же как выше, что давление равно лишь 0,75 от того, которое дает вполне отражающее зеркало, равно $P = 68$ *г*. Отсюда

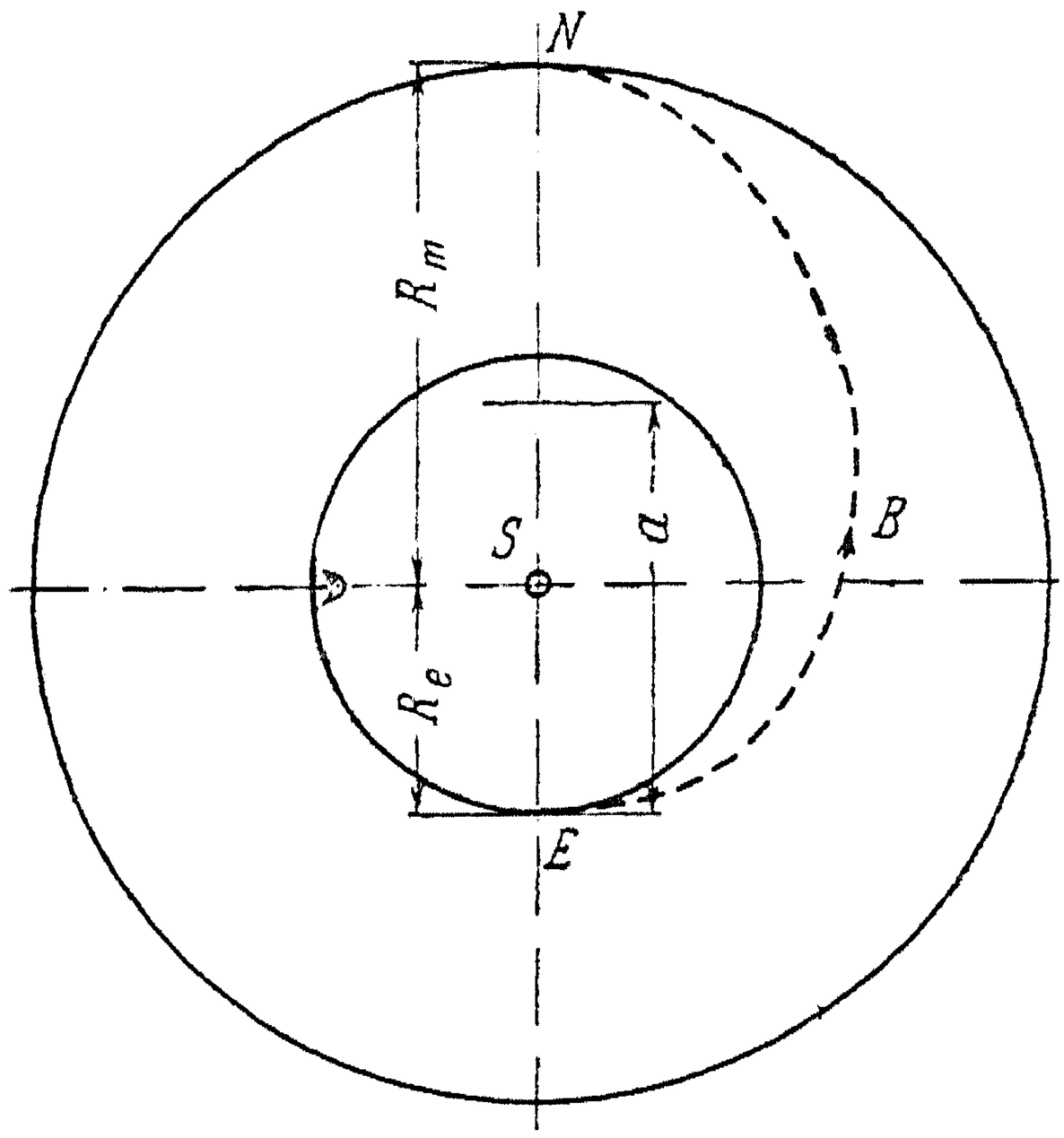
$$\frac{P}{K_e} = 0{,}115.$$

Таким образом, сила притяжения Солнца уменьшена зеркалом на 11,5 процентов.

Кроме того, мы можем вычислить

$$\frac{K_1}{K} = \frac{k_1}{k} = 1 - \frac{P}{K_e} =$$

$$= 1 - 0{,}115 = 0{,}885.$$



Фиг. 3.

Обратимся к определению орбиты полета и времени перелета.

Пусть (фиг. 3)

S — Солнце;

E — точка орбиты Земли, являющаяся отправной точкой эллиптической траектории EBN;

N — афелий траектории, определяющий одновременно радиус R_m орбиты планеты наиболее удаленной от Солнца, которую еще можно достичь при данном зеркале и в случае если площадь зеркала перпендикулярна к лучам Солнца. При этом, для упрощения, орбиты Земли и планеты приняты круговыми.

Пусть далее

V'_e — скорость, с которой межпланетный корабль с зеркалом вращался бы по орбите Земли (при уменьшенном солнечном притяжении);

U_1 — скорость в точке E при движении по эллипсу EBN при коэффициенте солнечного притяжения k (без зеркала);

U'_1 — при коэффициенте солнечного притяжения k' (с зеркалом);

$U_{ср}$ — средняя скорость при движении по эллипсу EBN (без зеркала);

$U'_{ср}$ — средняя скорость при движении по эллипсу EBN (с зеркалом);

$T_{эл}$ — время перелета по полуэллипсу от E до N (без зеркала);

$T'_{эл}$ — время перелета по полуэллипсу от E до N (с зеркалом);
Σ — относительный эксцентриситет эллипса EBN;
R_m — радиус орбиты крайней достигаемой планеты;
R_e — радиус орбиты Земли;
a — большая полуось траектории полета, т. е. эллипса EBN.

Тогда имеем на основании уравнений (12), (15) и (19):

$$K_e = \frac{MV_e^2}{R_e} = \frac{kMM_S}{R_e^2},$$

откуда

$$kM_s = V_e^2 R_e. \tag{20}$$

Аналогично

$$K'_e = \frac{MV_e'^2}{R_e} = \frac{kMM_S - C}{R_e^2},$$

откуда

$$kM_s - \frac{C}{M} = V_e'^2 R_e. \tag{21}$$

Из (20) и (21) получаем

$$V_e^2 - V_e'^2 = \frac{C}{MR_e}.$$

Далее имеем при движении небесных тел по эллипсу

$$U_1 = U_{ср}\sqrt{\frac{1+\Sigma}{1-\Sigma}}; \tag{22}$$

$$U_{ср} = \frac{2\pi a}{T_{эл}}, \tag{23}$$

причем

$$a = \frac{R_e + R_m}{2};$$

$$\sum = \frac{R_m - R_e}{R_m + R_e}. \tag{24}$$

Отсюда

$$U_1 = \frac{2\pi a}{T_{эл}}\sqrt{\frac{1+\Sigma}{1-\Sigma}}; \tag{25}$$

$$V_e = \frac{2\pi R_e}{T_e}. \tag{26}$$

И по третьему закону Кеплера

$$\frac{T_e^2}{T_{эл}^2} = \frac{R_e^3}{a^3}. \tag{27}$$

Деля уравнение (25) на (26) и принимая во внимание уравнения (27) и (24), получаем

$$\frac{U_1}{V_e}=\frac{a}{R_e}\frac{T_e}{T_{эл}}\sqrt{\frac{1+\Sigma}{1-\Sigma}}=\frac{a}{R_e}\left(\frac{R_e}{a}\right)^{3/2}\sqrt{\frac{1+\Sigma}{1-\Sigma}}=$$

$$=\left(\frac{2R_e}{R_m+R_e}\right)^{1/2}\sqrt{\frac{1+\Sigma}{1-\Sigma}}=\sqrt{1+\Sigma},$$

откуда

$$U_1=V_e\sqrt{1+\Sigma}. \tag{28}$$

Но у нас было предположено, что зеркало начинает действовать тогда, когда как раз все притяжение земного шара преодолено. В этом случае скорость U_1' будет равна скорости V_e, т. е. $U_1'=V_e$. Отсюда получаем $U_1=U_1'\sqrt{1+\Sigma}$. При притяжении, уменьшенном давлением света, получаем вместо формулы (28) аналогичную формулу:

$$U_1'=V_e'\sqrt{1+\Sigma}, \tag{29}$$

а также

$$V_e=V_e'\sqrt{1+\Sigma}. \tag{30}$$

Времена оборотов по эллипсу обратно пропорциональны соответственным скоростям

$$\frac{T'_{эллп}}{T_{эллп}}=\frac{U_1}{U_1'}=\sqrt{1+\Sigma},$$

откуда

$$T'_{эллп}=T_{эллп}\sqrt{1+\Sigma}=T_{эллп}\sqrt{\frac{2R_m}{R_m+R_e}}. \tag{31}$$

Время $T_{эл}$ определяем из формулы (27):

$$T_{эллп}=T_e\left(\frac{a}{R_e}\right)^{3/2}=T_e\left(\frac{R_m+R_e}{2R_e}\right)^{3/2}=\frac{T_e}{(1-\Sigma)^{3/2}}. \tag{32}$$

Определяя V_e' из уравнения (30) и C из уравнения (21), получаем:

$$C=MR_e(V_e^2-V_e'^2)=MR_eV_e^2\left(1-\frac{1}{1+\Sigma}\right)=MR_eV_e^2\frac{\Sigma}{1+\Sigma}. \tag{33}$$

Но по формуле (14) имеем, замечая, что $R=R_e$

$$P=\frac{C}{R_e^2}=\frac{MV_e^2}{R_e}\frac{\Sigma}{1+\Sigma}. \tag{34}$$

Если даны Σ и M, то легко определить необходимую площадь зеркала. Она равна

$$f = \frac{GV_e^2}{gpR_e} \frac{\Sigma}{1+\Sigma}. \tag{35}$$

При $G = 1000$ *кг* и $p = 0{,}68$ *мг/м*^{2}

$$f = 8{,}7 \cdot 10^5 \frac{\Sigma}{1+\Sigma} \text{ м}^2.$$

Вес зеркал определяется формулой

$$G_з = \gamma f \delta.$$

Для химически чистого алюминия $\gamma = 2{,}6$ *г/см*^{3}. Принимая $\delta = 10^{-3}$ *мм*, получим

$$G_з = 2{,}6 \cdot 10^{-3} f \text{ кг}.$$

Для внешних планет составлена таблица, причем для сравнения время перелета от Земли до планеты дано как с зеркалом, так и без него.

Таблица 1

	Марс	Юпитер	Сатурн	Уран	Нептун
R_m/R_e	1,5237	5,203	9,539	19,183	30,055
Σ	0,2075	0,677	0,810	0,901	0,935
$1-\Sigma$	0,7925	0,823	0,190	0,099	0,065
$(1-\Sigma)^{-3/2}$	1,419	5,45	12,10	32,2	60,4
$T_{элл}$ суток	259	995	2210	5880	11020
$T_{элл}$ лет	0,710	2,72	6,35	16,1	30,2
$\sqrt{1+\Sigma}$	1,097	1,291	1,342	1,379	1,390
$T'_{элл}$ суток	284	1284	2970	8100	15310
$T'_{элл}$ лет	0,780	3,52	8,13	22,2	42,0
$\frac{\Sigma}{1+\Sigma}$	0,172	0,404	0,447	0,474	0,483
f *км*^{2}	0,1496	0,351	0,389	0,412	0,420
$G_з$ *кг* ($\delta = 10^{-3}$ *мм*)	389	912	1013	1075	1090
$G_з$ *кг* ($\delta = 4 \cdot 10^{-4}$ *мм*)	156	365	405	430	437
$r_2 = \sqrt{f/\pi}$	0,218	0,334	0,351	0,362	0,366
n мин$^{-1}$ ($k_z = 350$ *кг/см*^{2})	7,90	5,12	4,86	4,72	4,67

4. Величина напряжений во вращающихся зеркалах

По книге проф. Стодола «Dampf- und Gazturbinen» (6 изд.) для турбинных колес одинаковой толщины можно определить радиальные и тангенциальные напряжения. По этим формулам можно также рассчитать напряжения во вращающихся тонких зеркалах ввиду того, что мы имеем дело лишь с растягивающими усилиями. Имеем

$$\sigma_r = \frac{E}{1-\nu^2}\left[-(3+\nu)\frac{Ax^2}{8} + (1-\nu)b_1 - (1-\nu)\frac{b_2}{x^2}\right]; \qquad (36)$$

$$\sigma_t = \frac{E}{1-\nu^2}\left[-(1+3\nu)\frac{Ax^2}{8} + (1+\nu)b_1 + (1-\nu)\frac{b_2}{x^2}\right]; \qquad (37)$$

$$\xi = -\frac{A}{8}x^3 + b_1 x + \frac{b_2}{x}; \qquad (38)$$

причем

$$A = \frac{(1-\nu^2)\mu\omega^2}{E}, \qquad (39)$$

где σ_r — радиальное напряжение;
σ_t — тангенциальное напряжение;
E — модуль упругости материала;
ν — коэффициент поперечного сжатия;
x — расстояние рассматриваемого сечения от оси вращения;
b_1 и b_2 — постоянные, которые определяются из условий на границах зеркал;
γ — удельный вес материала зеркала;
ω — угловая скорость вращения;
$\mu = \frac{\gamma}{g}$ — массовая плотность материала зеркала;
ξ — удлинение.

В случае, если зеркало не имеет центрального отверстия, при $x=0$ получаем $\xi=0$, так как линейное удлинение в центре листа равно нулю.

Это условие дает $b_2=0$ $b_2/x^2=0$, так как около центра листа должно быть $\sigma_r=\sigma_t$. В случае, если наружный край листа не нагружен, например, вложенной проволокой или утолщением, то имеем для него $\sigma_r=0$. Из уравнения (36) находим

$$b_1 = \frac{3+\nu}{1+\nu}\frac{A}{8}r_2^2, \text{ где } r_2 - \text{радиус зеркала.}$$

Подставляя значение для b_1, b_2, A в уравнения (37) и (38), получаем

$$\text{при} \quad x=0 \quad \sigma_r = \sigma_t = \frac{3+\nu}{8}\sigma_n;$$

$$\text{при} \quad x = r_2 \quad \sigma_r = 0, \quad \sigma_t = \frac{1-\nu}{4}\sigma_n,$$

$$\xi = \frac{1-\nu}{E} x\sigma_n;$$

где $\sigma_n = \mu\omega^2 r_2^2$ — напряжение, которое появилось бы в свободно вращающемся кольце радиуса r_2.

Принимая $k_z = 350$ *кг/см²*, $\gamma = 0{,}0026$ *кг/см³*, $g = 981$ *см/сек²*, $\nu = 0{,}3$, можем вычислить ω и далее число оборотов в минуту n, которое и приведено в табл. 1.

5. О давлении света на комбинированные зеркала

Давление света, направленное к источнику света

Если пучок параллельных лучей света (то же самое относится ко всякого рода волнам) падает на поверхность A, отражается под некоторым углом, падает на вторую поверхность B и снова отражается, то сила давления света будет иметь составляющую, направленную по первоначальному направлению лучей (поверхность A) и составляющую в обратном направлении (поверхность B). Спрашивается: можно ли найти такие наклоны зеркал, чтобы разность указанных составляющих давления была направлена к источнику света?

Пусть

P_r и P_t — результирующие силы давления на оба зеркала вместе по направлениям от источника света и перпендикулярно к нему;

P — сила давления света, производимая на зеркало A, в случае, если последнее стоит перпендикулярно к лучам;

α — угол падения света на зеркало A;

β — угол падения света на зеркало B;

δ — угол между нормалью площади зеркала B и площадью, нормальной к первоначальному направлению световых лучей (фиг. 4).

Рассмотрим случай, когда оба зеркала вполне отражают лучи. Нормальные давления на зеркала A и B равны

$$P_A = P \sin^2 \alpha;$$

$$P_B = P \sin^2 \beta.$$

Составляющие по направлению источника света и по направлению, перпендикулярному к нему равны в сумме:

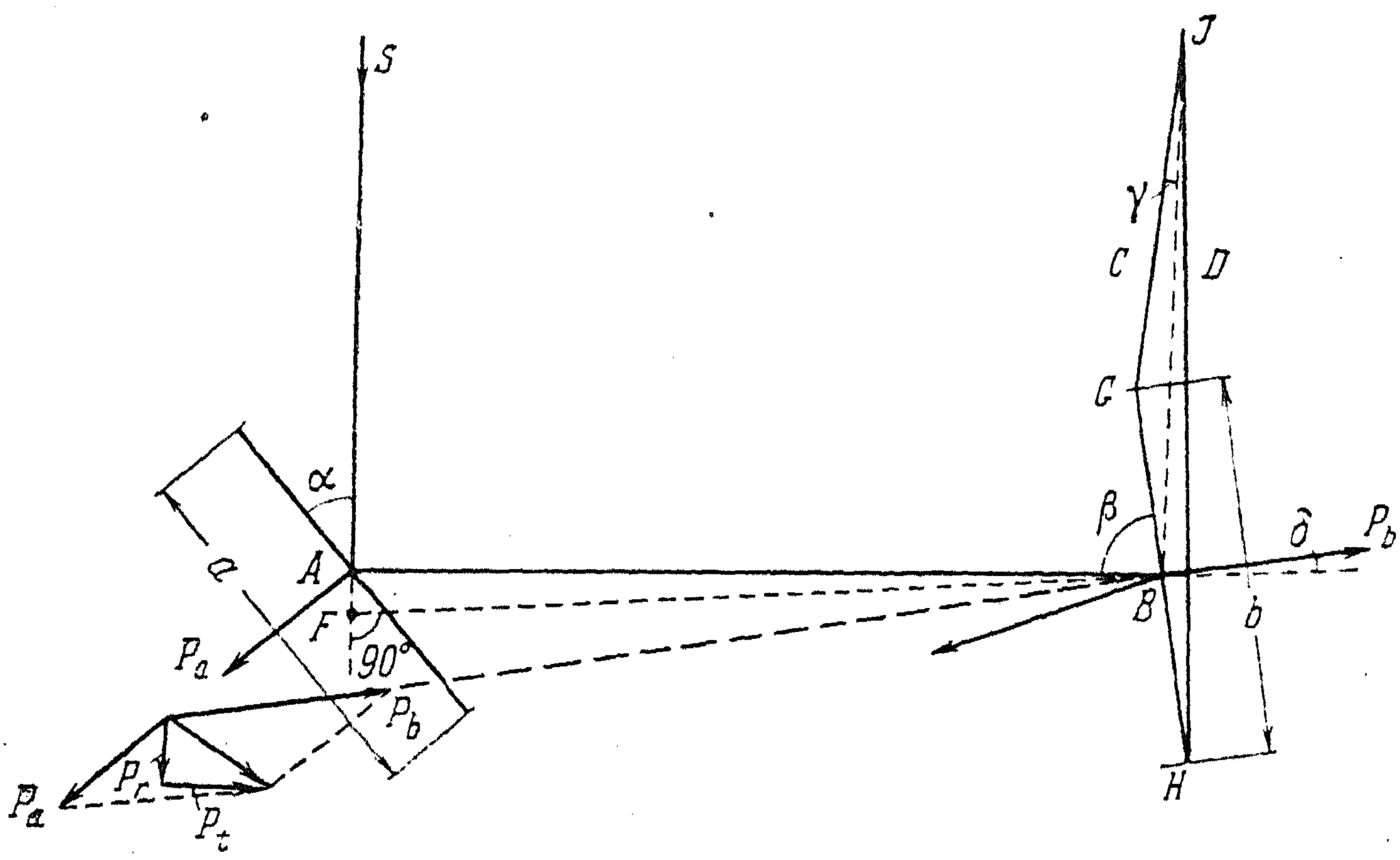
$$P_r = P_A \sin \alpha - P_B \sin \delta; \tag{40}$$

$$P_t = P_A \cos \alpha - P_B \cos \delta, \tag{41}$$

Из чертежа видно, что $\angle SAB = 180° - 2\alpha$. Опустим перпендикуляр из точки B на AS, который пересечет AS в точке F; тогда

$$\angle FBA = 90° - (180° - 2\alpha) = 2\alpha - 90°.$$

По определению $\angle GBA = \beta$. Поэтому $\angle GBF = \beta - (2\alpha - 90°)$.



Фиг. 4.

Как легко видеть $\delta = 90° - \angle GBF = 90° - \beta + (2\alpha - 90°) = 2\alpha - \beta$. Подставляя это значение δ в уравнение (40) и (41) и заменяя P_A и P_B их значениями, получим

$$P_r = P[\sin^3\alpha - \sin^2\beta \sin(2\alpha - \beta)]; \quad (42)$$

$$P_t = P[\sin^2\alpha \cos\alpha - \sin^2\beta \cos(2\alpha - \beta)]. \quad (43)$$

Сила P_r имеет направление, совпадающее с первоначальным направлением световых лучей, т. е. от источника света к зеркалу. Пока P_r больше нуля, давление света будет стремиться удалить зеркало от источника света. Спрашивается: можно ли подобрать углы α и β так, чтобы P_r стало меньше нуля. В этом случае давление будет стремиться приблизить зеркало к источнику света.

Для нахождения наименьшей величины силы P_r определим первые производные от P_r по углам α и β и приравняем их нулю

$$\frac{\partial P_r}{\partial \alpha} = P[3\sin^2\alpha\cos\alpha - 2\sin^2\beta\cos(2\alpha - \beta)] = 0; \quad (44)$$

$$\frac{\partial P_r}{\partial \beta} = P[-2\sin\beta\cos\beta\sin(2\alpha - \beta) + \cos(2\alpha - \beta)\sin^2\beta] = 0. \quad (45)$$

Из уравнения (45) получаем

$$\operatorname{tg}\beta=2\operatorname{tg}(2\alpha-\beta); \tag{46}$$

а из уравнения (44)

$$x=3\sin^2\alpha\cos\alpha-2\sin^2\beta\cos(2\alpha-\beta). \tag{47}$$

Ввиду того, что решение этих уравнений громоздко, поступим так: зададимся величиной угла β и вычислим при помощи уравнения (46) угол α; затем подставим α и β в уравнение (47) и найдем, для каких углов $x=0$. Подставляя найденные значения α_0 и β_0 в уравнения (42) и (43), получим $(P_r)_{\min}$ и соответствующее значение P_t. Вычисления сведены в табл. 2.

Таблица 2

Определение $(P_r)_{\min}$

β	0	20°	40°	60°	80°	90°
$(\operatorname{tg}\beta)/2$	0	0,1828	0,4195	0,8660	2,836	
$2\alpha-\beta$	0	10°18′	22°45′	40°54′	70°32′	90°
α	0	15°09′	31°23′	50°27′	75°16′	90°
$\sin^2\alpha$	0	0,0680	0,270	0,596	0,940	1
$\cos\alpha$	1	0,964	0,853	0,638	0,255	0
$\sin^2\beta$	0	0,1175	0,415	0,752	0,972	1
$\cos(2\alpha-\beta)$	1	0,986	0,924	0,757	0,333	0
$3\sin^2\alpha\cos\alpha$	0	0,1965	0,691	1,14	0,719	0
$2\sin^2\beta\cos(2\alpha-\beta)$	0	0,232	0,766	1,14	0,646	0
x	0	−0,0357	−0,075	0	+0,073	0

Из таблицы видно, что для углов $\beta_0=60°$ и $\alpha_0=50°27'$ мы получаем минимум для силы P_r. Подстановкой этих углов в уравнения (42) и (43) получаем:

$$(P_r)_{\min}=-0{,}0334P;$$

$$P_t=-0{,}189P.$$

Таким образом, 3,34% от максимального давления P на зеркало A можно получить как давление, направленное к источнику света, например, к Солнцу. При этом давление P_t составит 18,9% от P. Если симметрично относительно направления к Солнцу поставить еще два таких же зеркала, то силу P_t можно уравновесить и тогда останется лишь давление $2(P_r)_{\min}$, направленное прямо к источнику света. Если еще установить два зеркала C и D под очень малым наклоном к направлению лучей от источника света

так, чтобы составляющая давления на них, направленная к источнику света, была меньше чем $(P_r)_{\min}$, то, конечно, результирующее давление от всей системы зеркал также будет направлено к источнику света.

Если мы обозначим ширину зеркала A через a, зеркала B через b и зеркал C и D, поставленных под равными углами γ к лучам света, через c и d, то ширина пучка света, падающего на A и отражающегося от него, равна $a \sin \alpha$ и эта ширина должна равняться величине $b \sin \beta$. Поэтому

$$b = a \frac{\sin \alpha}{\sin \beta}. \tag{48}$$

Определим величины c и d. В треугольнике IGH

$$\angle IGH = 180° - \gamma - \delta;$$

$$\angle IHG = 180° - \gamma - (180° - \delta) = \delta - \gamma.$$

Отсюда получаем

$$\frac{c}{\sin(\delta - \gamma)} = \frac{b}{\sin 2\gamma};$$

$$c = b \frac{\sin(\delta - \gamma)}{\sin 2\gamma}; \tag{49}$$

и, аналогично

$$d = \frac{b \sin(\delta + \gamma)}{\sin 2\gamma}. \tag{50}$$

Наибольшая величина γ получается из условия, что составляющая давления света на оба зеркала C и D в направлении IB равна силе $(P_r)_{\min}$. Обозначив эту составляющую через P_{CD}, имеем

$$P_{CD} = P \frac{c}{a} \sin^3 \gamma + P \frac{d}{a} \sin^3 \gamma,$$

откуда

$$\sin^3 \gamma = \frac{P_{CD} a}{P(c + d)}. \tag{51}$$

Подставляя значения a, c и d из формул (48), (49) и (50) и производя тригонометрические преобразования, получаем:

$$\sin^3 \gamma = \frac{P_{CD}}{P} \frac{\sin \gamma \sin \beta}{\sin(2\alpha - \beta) \sin \alpha},$$

или

$$\sin^2 \gamma = \frac{P_{CD}}{P} \frac{\sin \beta}{\sin(2\alpha - \beta) \sin \alpha}. \tag{52}$$

В нашем случае при $(P_{CD})_{max}=(P_r)_{min}=0{,}0334P$ имеем $\sin^2\gamma_{max}=0{,}0575$; $\gamma_{max}=13°51'$, и так как $\delta=2\alpha-\beta=40°54'$, то

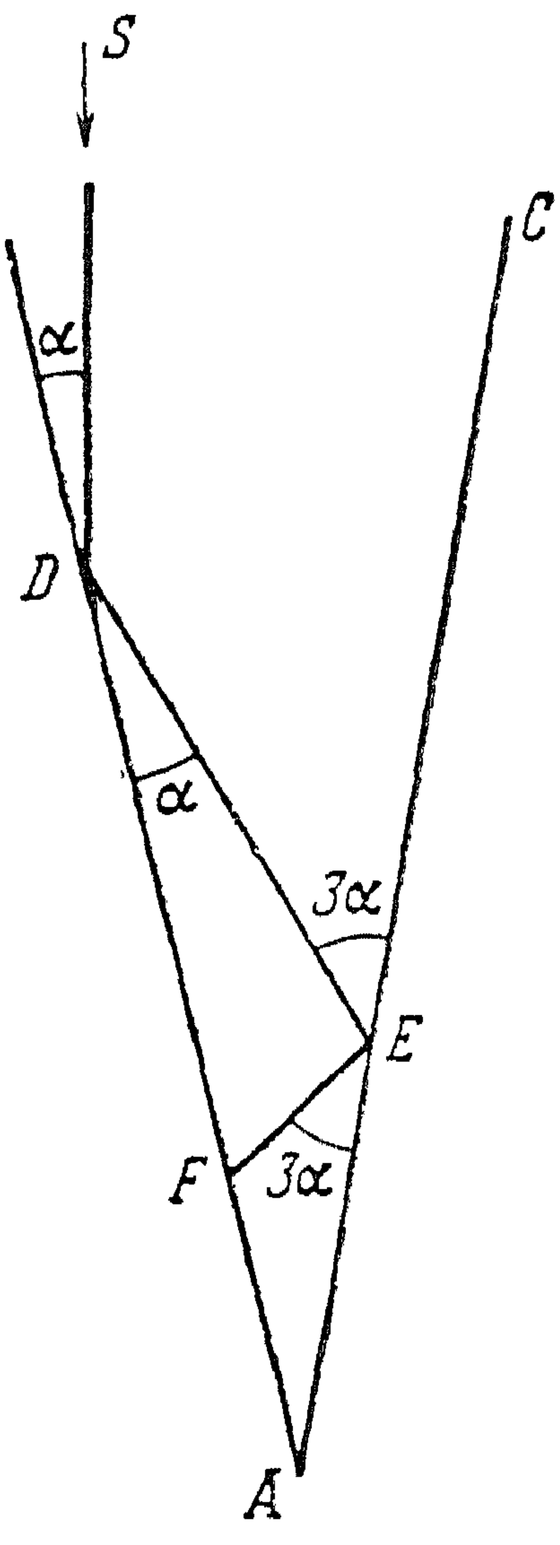
$$d=1{,}758\ в,\ c=0{,}977\ в.$$

Давление света на два зеркала, поставленных друг к другу под определенным углом

Пусть AB и AC — два зеркала (фиг. 5), на которые по направлению SD падают лучи света. Угол падения лучей равен α. Угол отражения EDA равен также α.

Из треугольника DEA видим, что угол падения на второе зеркало

$$\angle DEC=\angle EDA+\angle DAE=\alpha+2\alpha=3\alpha.$$



Фиг. 5.

Угол отражения от этого зеркала равен также 3α. Из треугольника EFA видим, что $\angle AFE$, т. е. новый угол падения на первое зеркало опять на величину 2α больше предыдущего угла падения, т. е. равен

$$3\alpha+2\alpha=5\alpha.$$

В общем случае углы падения и отражения при m-й встрече с зеркалами равны:

$$\alpha_m=\alpha_{m-1}+2\alpha=\alpha+(m-1)2\alpha=$$
$$=(2m-1)\alpha. \qquad (53)$$

Давление, нормальное к поверхности, получаемое при m отражениях, равно

$$P\sin^2\alpha_m=P\sin^2(2m-1)\alpha,$$

а составляющая давления по направлению, параллельному SD равна

$$P\sin^2\alpha_m\ \sin\alpha=P\sin^2(2m-1)\alpha\sin\alpha.$$

Сумма этих давлений равна:

$$Q=P[\sin^2\alpha+\sin^2 3\alpha+\ldots+\sin^2(2m-1)\alpha+\sin^2(2n-1)\alpha]\sin\alpha. \qquad (54)$$

Если мы выберем угол α так, что луч после последнего отражения имеет направление, прямо противоположное направлению лучей источника света, то

$$(2n-1)\alpha=180°-\alpha,$$

или

$$n=\frac{90°}{\alpha}, \qquad (55)$$

т. е. угол α должен содержаться в 90° целое число раз. Мы видим далее, что сумма первого и последнего членов в выражении для Q

равна $\sin^2\alpha+\sin^2(180°-\alpha)=2\sin^2\alpha$. То же самое можно сказать и о следующих равностоящих от концов членах, т. е.

$$\sin^2 3\alpha+\sin^2(180°-3\alpha)=2\sin^2 3\alpha \text{ и т. д.}$$

Таким образом,

$$Q=2P(\sin^2\alpha+\sin^2 3\alpha+\ldots)\sin\alpha. \qquad (56)$$

В уравнении (54) содержится n членов. Если n число четное, то в уравнении (56) мы будем иметь $n/2$ членов. Замечая, что каждый член уравнения (56) равняется соответствующему удвоенному члену уравнения (54) и принимая во внимание формулу (55), можем представить (54) в виде:

$$Q=2P[\sin^2\alpha+\sin^2 3\alpha+\ldots+\sin^2(90-3\alpha)+\sin^2(90-\alpha)]\sin\alpha. \qquad (57)$$

Здесь первый и последний члены в квадратных скобках дают в сумме

$$\sin^2\alpha+\sin^2(90°-\alpha)=1,$$

и сумма каждых двух симметрично отстоящих от концов членов равна также единице, так что

$$Q=\frac{1}{2}Pn\sin\alpha,$$

а так как

$$n=\frac{90°}{\alpha°}=\frac{\pi}{2\alpha}, \qquad (58)$$

то

$$Q=\frac{\pi\sin\alpha}{4\alpha}P.$$

Если угол α очень мал, то $\sin\alpha\approx\alpha$ и мы получаем

$$Q=\frac{\pi}{4}P=0{,}786\,P.$$

Если в уравнении (54) число членов n — нечетное, то в середине остается один член, который очевидно равен $\sin^2 90°=1$, так как равноотстоящие боковые члены, отличающиеся на 2α от среднего, только тогда будут равны друг другу, если они будут иметь значения $\sin^2(90°-2\alpha)$ и $\sin^2(90°+2\alpha)$.

(На этом рукопись Ф. А. Цандера обрывается. Но уже из разбора случая с четным n можно сделать заключение о том, что угловое расположение двух зеркал (см. фиг. 2) является в некоторых случаях, при малых углах α, более выгодным чем раздельная установка этих зеркал под тем же углом к направлению лучей от источника света. При конструировании соответствующих установок, это должно быть принято во внимание).

РАСЧЕТ ПОЛЕТА МЕЖПЛАНЕТНОГО КОРАБЛЯ В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ (СПУСК)

ОТ РЕДАКЦИИ

Ф. А. Цандер уделял большое внимание задаче возврата космического корабля на Землю. Он ясно представлял, что проблема спуска космического корабля из межпланетного пространства на Землю является, образно выражаясь порогом, перейдя который, человек непосредственно вступит в космос.

В своей автобиографии Ф. А. Цандер, называя свои предложения, которые он считает главными, пишет «По снабжению ракеты крыльями... для планирующего спуска из межпланетного пространства на Землю и другие планеты, обладающие атмосферой...»

Публикуемая статья датирована 28.X 1927 г.[1] и посвящена баллистическим и аэродинамическим вопросам, связанным со спуском космического корабля из межпланетного пространства на Землю. В первой части статьи рассматривается планирующий спуск космического корабля на Землю. Ф. А. Цандер первый предложил использовать при возврате на Землю космического корабля подъемную силу его крыльев. При этом космический корабль гасит скорость, летя в менее плотных слоях атмосферы, при меньшей температуре поверхности от аэродинамического нагрева. Автор проводит оценку наибольших предельных скоростей полета, при которых центробежной силой можно пренебрегать и дан приближенный метод расчета траектории планирующего спуска для изотермической атмосферы для случаев: 1) полет на постоянной высоте; 2) постоянное лобовое сопротивление аппарата; 3) постоянное обратное аэродинамическое качество аппарата. Во второй части статьи рассмотрены некоторые вопросы баллистического спуска — полет космического корабля в атмосфере Земли с нулевой подъемной силой.

В настоящее время, когда наука завоевания космоса далеко шагнула вперед, при выборе оптимальной траектории спуска космического аппарата на Землю выдвигаются на первый план требования, которые Ф. А. Цандер в своей статье указал, но подробно не рассмотрел. Это ограничение максимальных значений действую-

---

[1] Установить точную дату можно будет после расшифровки стенографических записей Ф. А. Цандера. Расчет был безусловно произведен раньше 28.X 1927 г., так как расчет по подъему датирован 1924 г.

щих на аппарат перегрузок и температур поверхности и максимальное уменьшение интегрального теплового потока, получаемого аппаратом при спуске и характеризующего вес его теплозащиты.

Однако, несмотря на это, публикуемая статья представляет несомненный интерес и в настоящее время.

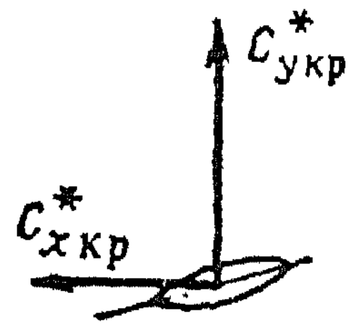
1. Планирующий спуск космического корабля из межпланетного пространства на Землю

Из общего уравнения движения ракеты:

$$P = Q - G\sin\theta + \frac{G}{g}\frac{dV}{dt}, \qquad (1)$$

где g — ускорение силы тяжести на высоте полета h над поверхностью Земли, получаем при $P=0$, т. е. в случае планирующего спуска:

$$\frac{G}{g}\frac{dV}{dt} = G\sin\theta - Q;$$



или

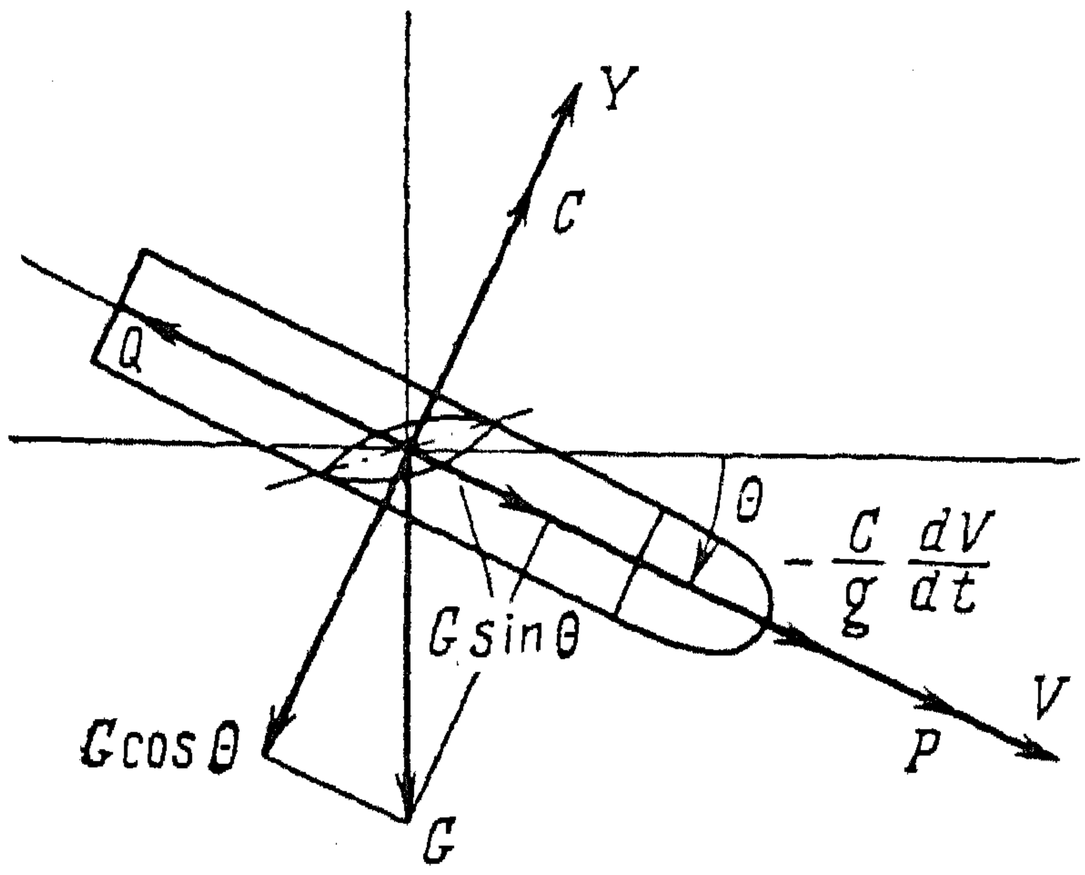
$$\frac{dV}{dt} = g\left(\sin\theta - \frac{Q}{G}\right). \qquad (1a)$$

Проекция сил на направление, перпендикулярное к движению (фиг. 1) дает

$$C + Y = G\cos\vartheta, \qquad (2)$$

где

$$C = \frac{V^2}{r}\frac{G}{g}, \qquad (3)$$



Фиг. 1.

— центробежная сила, развивающаяся вследствие кривизны траектории (r — радиус кривизны).

Определение наибольших предельных скоростей полета, при которых центробежной силой можно пренебрегать

Если принять во внимание, что при пологом планирующем спуске радиус кривизны траектории полета r — величина сравнительно большая, то станет ясным, что при скоростях полета, много меньших 8 *км/сек* (скорость, при которой центробежная сила равна силе притяжения гравитационного поля Земли, а планирующий спуск превращается в полет на постоянной высоте над поверхностью Земли), величиной C по сравнению с весом корабля G можно пренебрегать.

Тогда получаем вместо (2) следующее выражение

$$Y = G\cos\theta\,. \tag{2a}$$

В табл. 1 даны величины r и V, полученные из (3) для значений $n = G/C = 9{,}81$ и $98{,}1$[1], причем из (3) получаем

$$V^2 = \frac{rg}{n}\,, \tag{3a}$$

или в нашем примере

$$V\,[м/сек] = \sqrt{r\,[м]}$$

и

$$V\,[м/сек] = \sqrt{\frac{r\,[м]}{10}}\,.$$

Значения r и V даны в зависимости от изменения высоты полета h, имеющего место при изменении угла наклона траектории от $\theta = 0°$ до $\theta = 7°08'$; по дуге круга радиуса r.

Таблица 1

h, км	0,1	0,495	1	4,195	10	49,5	100
V [м/сек] при $n = 9{,}81$	113,2	252	358	796	1132	2520	3580
V [м/сек] при $n = 98{,}1$	35,8	79,6	113,2	252	358	796	1132
r [км]	12,85	63,7	128,7	637	1287	6370	12 870

Далее для оценки влияния кривизны траектории на достигнутое результирующее снижение (в случае, если сначала примем радиус Земли бесконечно большим), вычислим снижение h.

Кинетическая энергия, которой обладает летящий ракетоплан, действует при уменьшении скорости как двигатель, уменьшая угол наклона траектории планирующего полета. При установившемся движении, когда $\frac{dV}{dt} = 0$, получаем из (1a):

$$Q = G\,\mathrm{sln}\,\theta\,. \tag{1b}$$

Из (1b) и (2a) получаем:

$$\sin\theta_{max} = \frac{Q}{G} = \frac{Q}{Y}\cos\theta_{max},$$

или

$$\mathrm{tg}\,\theta_{max} = \frac{Q}{Y}\,.$$

---

[1] Величина n характеризует так называемую «разгрузку от центробежных сил», т. е. показывает, какая часть веса аппарата уравновешивается центробежной силой. *Прим. ред.*

Введя обозначение[1]

$$\frac{Q}{Y}=\operatorname{tg}\beta,$$

получаем

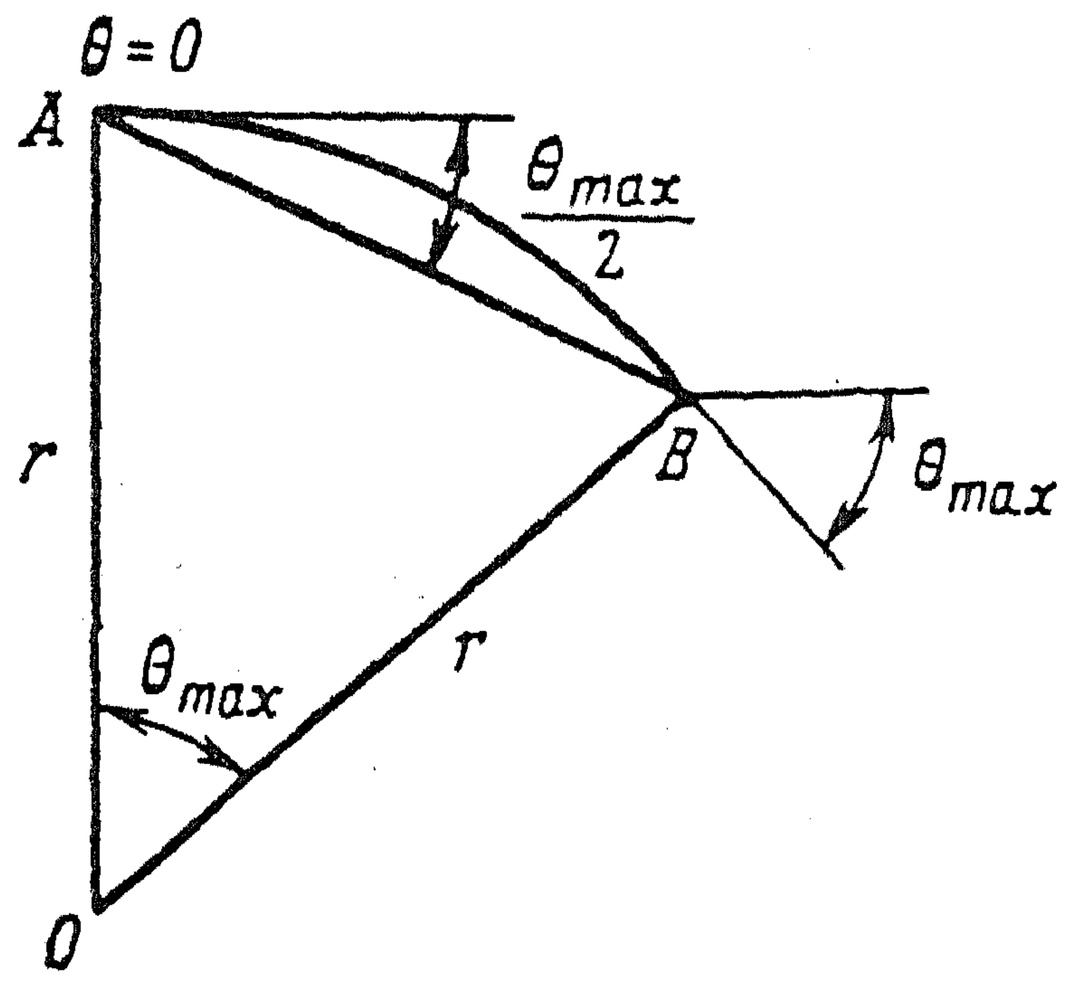
$$\operatorname{tg}\theta_{max}=\operatorname{tg}\beta;\ \theta_{max}=\beta;$$

при $\operatorname{tg}\beta=0{,}125$ имеем

$$\beta=\theta_{max}=7^\circ 08'.$$

Следовательно, при полете будет $\theta<7^\circ 08'$.

Принимая, что при постоянном спуске[2], всегда $\theta>0$, легко, определить, если лететь по пологой дуге круга, какое снижение произойдет при изменении угла от $\theta=0^\circ$ до $\theta=7^\circ 08'$. Введя обозначение см. фиг. 2



Фиг. 2.

$$AB=s=2r\sin\frac{\theta_{max}}{2},$$

получаем

$$h=s\sin\frac{\theta_{max}}{2},$$

или

$$h=2r\sin^2\frac{\theta_{max}}{2}, \qquad (4)$$

а в нашем примере

$$h=2r\sin^2 3^\circ 34'=0{,}00778\,r. \qquad (4a)$$

Из (3а) и (4) получаем также

$$V=\sqrt{\frac{rg}{n}}\sqrt{\frac{hg}{2n\sin^2\frac{\theta_{max}}{2}}}=\frac{1}{\sin\frac{\theta_{max}}{2}}\sqrt{\frac{gh}{2n}}; \qquad (5)$$

или в примере:
при $n=9{,}81$

$$V\,[м/сек]=\sqrt{\frac{h}{2}}\frac{1}{\sin 3^\circ 34'}=11{,}32\sqrt{h\,[м]}; \qquad (5a)$$

---

[1] Q/Y представляет собой величину, обратную аэродинамическому качеству ракетоплана. Автор, принимая $\operatorname{tg}\beta=0{,}125$, рассматривает ракетоплан с аэродинамическим качеством $k_{аэр}=8$. *Прим. ред.*

[2] Автор имеет в виду так называемую «гладкую» траекторию спуска, которая отличается от волнообразной отсутствием волн, т. е. угол наклона траектории спуска знака не меняет. Положительные значения угла наклона траектории отсчитываются вниз от местного горизонта в начальной точке траектории спуска. В настоящее время общепринято считать $\theta>0$—вверх от местного горизонта и $\theta<0$—вниз.

при $n=98{,}1$

$$V\,[м/сек]=11{,}32\sqrt{\frac{h}{10}}=3{,}58\sqrt{h\,[м]}. \tag{5a'}$$

Далее, из (4a) имеем:

$$r=\frac{10^3 h}{7{,}78}=128{,}7\,h. \tag{4b}$$

Определяя при помощи (5a), (5a′) и (4b) V и r как функции h (см. табл. 1) видим, что, если при отбрасывании C довольствоваться точностью, не большей $\frac{C}{G}=\frac{1}{n}=\frac{1}{9{,}81}\approx 10\%$, и выбирать радиусы кривизны, не менее чем $r=R/10=637$ *км* ($R=6370$ *км* — радиус земного шара), то при расчетах, в которых мы пренебрегаем влиянием центробежной силы (которая в данном случае будет меньше чем $G/9{,}81$), можно идти до $V\leqslant 796$ *м/сек*, если же n выбирать в 10 раз больше и r в 10 раз меньше, то $V=79{,}6$ *м/сек*.

В первом случае $h=4950$ *м*, а во втором $h=495$ *м*. Отсюда видим, что при скоростях полета до 800 *м/сек* с точностью для подъемной силы в 10% центробежной силой можно пренебрегать.

Если более точным расчетом определить угол наклона траектории планирования θ для скоростей от 800 до 1500 *м/сек*, ($\theta>0$), то мы увидим, что ввиду еще большего радиуса кривизны, центробежной силой можно пренебрегать при бóльших скоростях полета.

В этом случае радиус кривизны Земли, приравненный в нашем примере при определении высоты снижения бесконечности, необходимо принимать во внимание.

Если мы пренебрегаем центробежной силой и принимаем $\cos\theta\approx 1$ (в действительности $\cos\theta_{max}=\cos 7°08'=0{,}9923$ и ошибка $\approx 0{,}8\%$), то имеем еще уравнение, выражающее подъемную силу от давления набегающего потока на крылья ракетоплана

$$Y=G\cos\theta\approx G=\frac{c^*_{y\,кр}}{\gamma_0}\gamma F V^2 \tag{6}$$

Здесь G, $c^*_{y\,кр}$, γ_0, F — постоянные величины, так что и $\gamma V^2=\frac{G\gamma_0}{Fc^*_{y\,кр}}$ (6a) — постоянная величина[1].

---

[1] Автор не учитывает подъемной силы корпуса ракетоплана. При гиперзвуковых скоростях полета корпус летательного аппарата создает существенную часть общей подъемной силы;

$c^*_{y\,кр}=\frac{c_{y\,кр}\gamma_0}{2}$ $[кг\cdot сек^2/м^4]$ — постоянный коэффициент, пропорциональный аэродинамическому коэффициенту подъемной силы крыла;

где $c_{y\,кр}$ — аэродинамический коэффициент подъемной силы крыла;

γ_0 — плотность атмосферы на уровне моря. *Прим. ред.*

Отсюда зная h как функцию γ, легко определить при помощи формулы (5) среднюю величину n для спуска с данной высоты h на Землю.

Затем вычисляя скорость V' из (6а) для данного значения h, определяем по h и V из (5) величину

$$n = \frac{gh}{2} \frac{1}{V^2 \sin^2 \frac{\theta_{max}}{2}},$$

принимая в первом приближении изменение угла наклона траектории от $\theta = 0$ до θ_{max}.

После подсчета угла θ для максимальной скорости получим более точную величину n.

Приближенный расчет планирующего спуска без учета центробежной силы

Если скорости планирующего спуска столь большие, что кривизной Земли, дающей уменьшающую угол планирования центробежную силу, нельзя пренебрегать, то мы можем все же, пренебрегая кривизной Земли и центробежной силой, перпендикулярной к направлению полета, получить нижнюю кривую для траектории полета: угол θ будет при этом слишком большим, так как центробежная сила помогает подъемной силе ракетоплана. После определения кривизны траектории, легко определить центробежную силу и с новыми данными можно рассчитать новую траекторию, которая будет лежать выше действительной. Определяя кривизну новой траектории, можем найти окончательно траекторию спуска, близкую к искомой.

Для скоростей, больших 8 *км/сек*, центробежная сила уже при полете на постоянной высоте больше веса ракетоплана и планирующий спуск превращается в планирующий подъем, для которого центробежной силой при первом расчете пренебрегать **нельзя.**

Как видно из формулы (1а), наибольшее замедление мы получаем, если сила тяжести не действует ускоряюще, а сила сопротивления воздуха Q замедляет полет, поэтому пренебрегая сначала величиной $G \sin \theta$, получаем слишком быстрый спуск, а также слишком искривленную траекторию спуска.

Равенство $G \sin \theta \approx 0$ можно принимать лишь при сравнительно больших скоростях полета, при которых летящий ракетоплан

обладает большим запасом кинетической энергии. Тогда, если принимать угол атаки крыльев ракетоплана постоянным, имеем $Q = \text{const}^*$ и из (1a)

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{Q}{G} = -\operatorname{tg}\beta^{**},$$

откуда интегрированием находим

$$V - V_0 = (t_0 - t)\operatorname{tg}\beta. \tag{7}$$

Далее имеем еще уравнения (6a) и

$$\frac{dh'}{dt} = -V\sin\theta. \tag{8}$$

Подставив в (6a) выражение для V из (7) и зная h' как функцию γ, получаем h' как функцию t.

Значит можно определить dh'/dt, а также из (8) и $\sin\theta$ как функцию t.

Учитывая в (1b) член $G\cos\theta$, принимая во внимание при этом и кривизну земного шара, и пренебрегая лишь в (2) величиной C, можно вести расчет следующим образом.

Пусть h' — высота над поверхностью Земли в данной точке, (поверхность Земли принимается плоской);

h — то же для сферической поверхности Земли;

r' — радиус кривизны траектории полета;

r — расстояние до центра Земли.

Формулу (8) можно записать в следующем виде:

$$V = -\frac{1}{\sin\theta}\frac{dh'}{dt}, \tag{8a}$$

или, дифференцируя V по t, имеем:

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{d^2h'}{dt^2}\frac{1}{\sin\theta} + \frac{dh'}{dt}\frac{d\theta}{dt}\frac{\cos\theta}{\sin^2\theta}. \tag{9}$$

Далее из фиг. 3 видим, что $dh' = r'\sin\theta\, d\theta$, откуда радиус кривизны траектории

$$r' = -\frac{dh'}{dt}\frac{dt}{d\theta}\frac{1}{\sin\theta}. \tag{10}$$

---

* Это справедливо для стационарных траекторий равновесного планирования, если пренебречь изменением коэффициента лобового сопротивления в зависимости от числа M полета.

** В этом случае автор пренебрегает в уравнении (2) величиной центробежной силы C и полагает из-за малости угла наклона траектории $\cos\theta \approx 1$.

Тогда $Y = G$ и $\operatorname{tg}\beta \approx \frac{Q}{Y} = \frac{Q}{G}$. *Прим. ред.*

Центробежное ускорение находим из (8b) и (10)

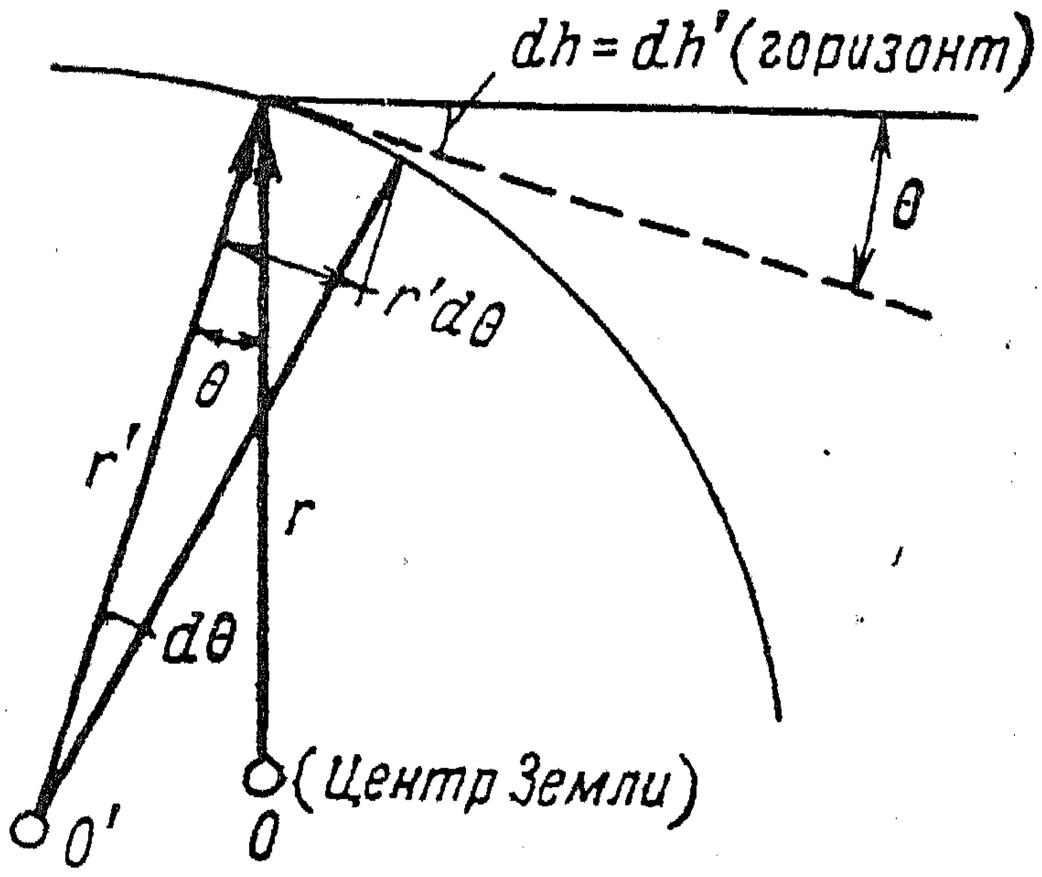
$$\frac{V^2}{r'} = \frac{1}{\sin^2\theta}\left(\frac{dh'}{dt}\right)^2 \frac{d\theta}{dt}\frac{dt}{dh'}\sin\theta = -\frac{dh'}{dt}\frac{d\theta}{dt}\frac{1}{\sin\theta}.$$

То же самое получаем из соотношения

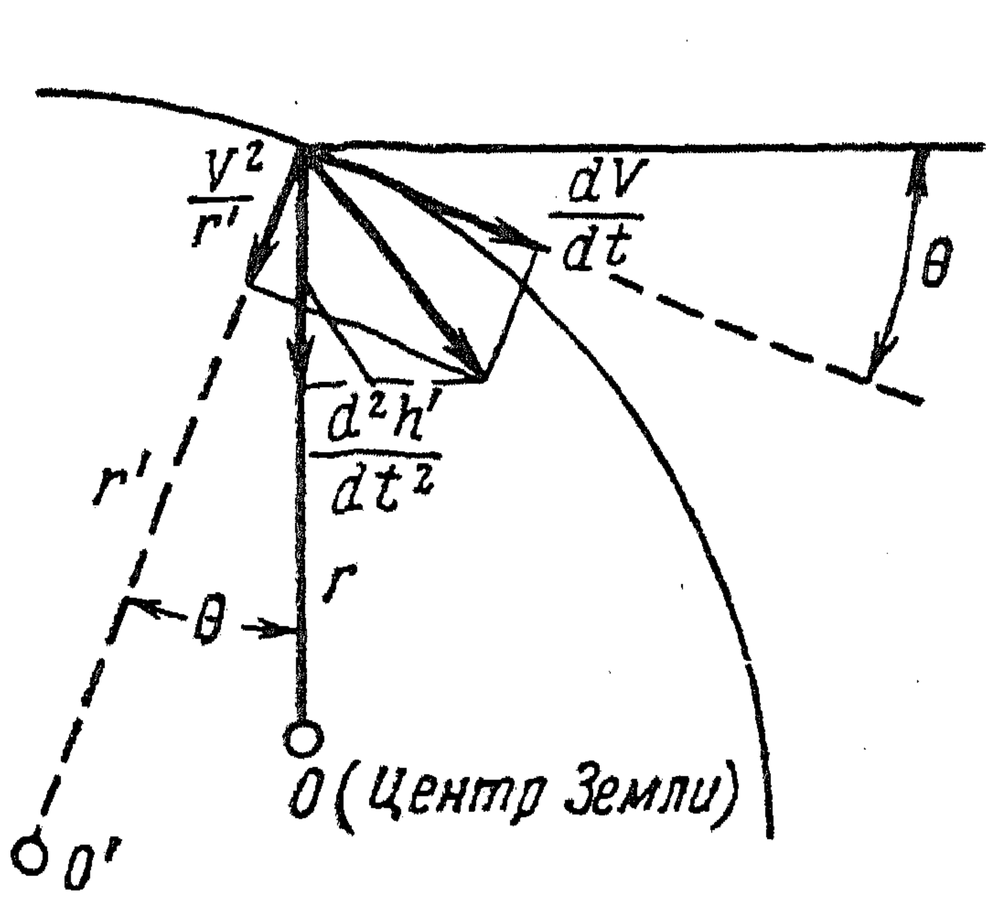
$$\frac{V^2}{r'} = V\omega = -\frac{dh'}{dt}\frac{d\theta}{dt}\frac{1}{\sin\theta}. \tag{11'}$$

Следовательно, из (9)

$$\frac{dV}{dt} = -\left(\frac{d^2h'}{dt^2} + \frac{V^2}{r'}\cos\theta\right)\frac{1}{\sin\theta}. \tag{11}$$



Фиг. 3.



Фиг. 4.

На фиг. 4 можно видеть, что

$$\frac{d^2h'}{dt^2} = -\frac{dV}{dt}\sin\theta - \frac{V^2}{r'}\cos\theta; \tag{11a}$$

откуда получаем ту же формулу (11).

Но из формул механики имеем

$$\frac{d^2h'}{dt^2} = \frac{d^2h}{dt^2} - \frac{V^2}{r}. \tag{11b}$$

Подставим $\frac{d^2h'}{dt^2}$ из этой формулы в (11)

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{d^2h}{dt^2}\frac{1}{\sin\theta} + \frac{V^2}{\sin\theta}\left(\frac{1}{r} - \frac{\cos\theta}{r'}\right), \tag{11c}$$

Так как $\cos\theta \approx 1$ и $r \approx r'$, то в первом приближении можно принять

$$\frac{dV}{dt} \approx -\frac{d^2h}{dt^2}\frac{1}{\sin\theta}. \tag{11d}$$

Из (1a) и (11d) получаем при $Q/G = \operatorname{tg}\beta$;

$$\frac{dV}{dt} \approx \frac{d^2h}{dt^2}\frac{1}{\sin\theta} = g(\sin\theta - \operatorname{tg}\beta);$$

или

$$\frac{d^2h}{dt^2} + g(\sin^2\theta - \sin\theta\operatorname{tg}\beta) = 0. \qquad (12)$$

Кроме того, из (6) и (8a) имеем

$$\frac{c^*_{y\,кр}}{\gamma_0}\gamma F\left(\frac{dh}{dt}\right)^2 - G\sin^2\theta = 0, \qquad (6')$$

а так как $\frac{dh}{dt} = \frac{dh'}{dt}$ или, если ввести постоянную[1]

$$k = \frac{c^*_{y\,кр}}{\gamma_0}\frac{F}{G}, \qquad (13)$$

то

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)^2 = \frac{\sin^2\theta}{k\gamma}. \qquad (14)$$

Исключая из (12) и (14) угол θ, получаем

$$\frac{d^2h}{dt^2} + k\gamma g\left(\frac{dh}{dt}\right)^2 - \operatorname{tg}\beta\sqrt{k\gamma}\,g\frac{dh}{dt} = 0. \qquad (15)$$

Если мы положим

$$\frac{dh}{dt} = V_y, \qquad (16)$$

откуда

$$\frac{d^2h}{dt^2} = V_y\frac{dV_y}{dh}, \qquad (17)$$

то уравнение (15) примет вид

$$V_y\frac{dV_y}{dh} + k\gamma g V_y^2 - g\operatorname{tg}\beta\sqrt{k\gamma}\,V_y = 0,$$

или

$$\frac{dV_y}{dh} + k\gamma g V_y - g\operatorname{tg}\beta\sqrt{k\gamma} = 0.$$

Введя в последнем уравнении новые зависимые переменные u и q так, чтобы

$$V_y = uq, \qquad (18'')$$

---

[1] k — величина обратная так называемой эффективной удельной нагрузке на крыло. *Прим. ред.*

получаем[1]

$$\frac{dh}{dt} = V_y = e^{-kg\int \gamma\, dh}\left[g\sqrt{k}\,\mathrm{tg}\,\beta \int \sqrt{\gamma}\, e^{kg\int \gamma\, dh}\, dh + C_1\right]. \tag{19}$$

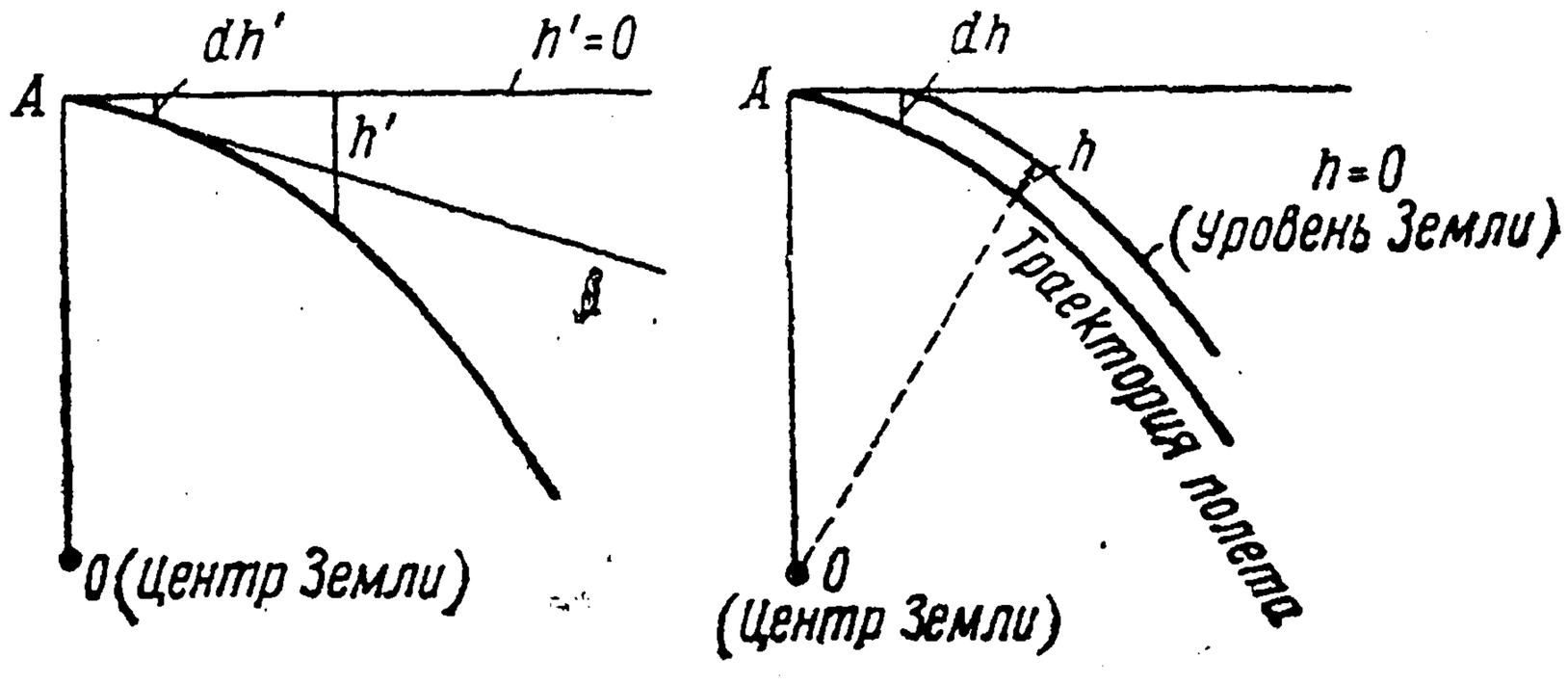
Зная γ как функцию h, находим $\frac{dh}{dt}$ и

$$t = \int \frac{dh}{V_y} + C_2, \tag{20}$$

а затем и угол планирования из (14)

$$\sin\theta = \frac{dh}{dt}\sqrt{k\gamma}. \tag{14a}$$

Скорости dh/dt и dh'/dt равны, что следует из фиг. 5; в точке A, в которой высоты h и h' равны (вертикальные изменения высот dh и dh' одинаковы).



Фиг. 5.

Следовательно, (8a) можно записать в виде

$$V = -\frac{1}{\sin\theta}\frac{dh}{dt}, \tag{8b}$$

что с учетом (14) дает

$$V = \frac{1}{\sqrt{k\gamma}}. \tag{8c}$$

То же самое получаем из (6) подстановкою выражения (13). Из (8c) определяем скорость полета V.

Если принять $\cos\theta \approx 1$, его горизонтальная проекция пути приближенно равна

$$s = \int V\, dt. \tag{21}$$

---

[1] C_1 и C_2 — постоянные интегрирования, определяемые из начальных условий. *Прим. ред.*

Из (19) имеем

$$dt = \frac{dh}{V_y},$$

и значит

$$s = \int \frac{V\,dh}{V_y}; \tag{21a}$$

здесь V и V_y можно считать данными функциями h. Откладывая V/V_y как ординаты и h как абсциссы, получаем диаграмму, планиметрируя которую между пределами h_1 и h_2 определяем величину s.

Радиус кривизны траектории r' получается из (10), причем $d\theta/dt$ можно определить из (14a):

$$\cos\theta \frac{d\theta}{dt} = \frac{d^2h}{dt^2}\sqrt{k\gamma} + \frac{dh}{dt}\frac{\sqrt{k}}{2\sqrt{\gamma}}\frac{d\gamma}{dh}\frac{dh}{dt},$$

или

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{d^2h}{dt^2}\frac{\sqrt{k\gamma}}{\cos\theta} + \frac{\sqrt{k}}{2\sqrt{\gamma}}\left(\frac{dh}{dt}\right)^2\frac{d\gamma}{dh}. \tag{22}$$

Из уравнения $\gamma = f(h)$ дифференцированием получаем $d\gamma/dh$. Если γ дано в виде кривой, то получаем кривую $d\gamma/dh = f(h)$.

После подстановки выражения (22) в уравнение (10) выражение для радиуса кривизны траектории примет вид:

$$r' = \frac{-\frac{dh}{dt}}{\sin\theta} \frac{1}{\frac{d^2h}{dt^2}\frac{\sqrt{k\gamma}}{\cos\theta} + \sqrt{\frac{k}{\gamma}}\frac{1}{2}\left(\frac{dh}{dt}\right)^2\frac{d\gamma}{dh}}. \tag{10a}$$

Вычислив r', можно вычислить опущенный в (11d) член $V^2\left(\frac{1}{r} - \frac{\cos\theta}{r'}\right)$; затем, подставив в (1a) вместо (11d) выражение (11c), получим:

$$g(\sin\theta - \operatorname{tg}\beta) = \frac{1}{-\sin\theta}\left[\frac{d^2h}{dt^2} - \left(\frac{1}{r} - \frac{\cos\theta}{r'}\right)V^2\right],$$

или

$$\frac{d^2h}{dt^2} + g\sin\theta(\sin\theta - \operatorname{tg}\beta) - \left(\frac{1}{r} - \frac{\cos\theta}{r'}\right)V^2 = 0. \tag{12a}$$

Из (11′), принимая во внимание уравнение (22) и полагая $dh/dt = dh'/dt$, получаем выражение для центробежного ускорения:

$$\frac{V^2}{r'} = \frac{1}{\sin\theta}\left[\frac{dh}{dt}\frac{d^2h}{dt^2}\frac{\sqrt{k\gamma}}{\cos\theta} + \frac{1}{2}\sqrt{\frac{k}{\gamma}}\left(\frac{dh}{dt}\right)^3\frac{d\gamma}{dh}\right]. \tag{11a}$$

Взамен уравнения (6′) воспользуемся теперь соответствующим уравнением, получаемым с учетом уравнений (2), (3), (8а) и (6), принимая при этом $\cos\theta \approx 1$;

$$\sin^2\theta \frac{V^2}{r'}\frac{G}{g} + \frac{c^*_{y\,кр}}{\gamma_0}\gamma F\left(\frac{dh}{dt}\right)^2 - G\sin^2\theta = 0. \qquad (6'')$$

Вычисляя поправочные члены

$$\varphi_1(V_y) = \sin^2\theta \frac{V^2}{r'}\frac{1}{g}$$

в уравнении (6″) и

$$\varphi_2(V_y) = \left(\frac{1}{r} - \frac{\cos\theta}{r'}\right) V^2$$

в уравнении (12а) как функции V_y или h, получаем возможность решить взамен уравнения (15) более общее уравнение.

С учетом введенного сокращения (13) и сделанных выше замечаний (6″) можно представить в виде:

$$\left(\frac{dh}{dt}\right)^2 = \frac{\sin^2\theta - \varphi_1(V_y)}{k\gamma}, \qquad (14')$$

а (12а)—в виде

$$\frac{d^2h}{dt^2} + g\sin\theta(\sin\theta - \operatorname{tg}\beta) - \varphi_2(V_y) = 0. \qquad (12a')$$

Исключая из (14′) и (12а′) угол θ, получаем:

$$\frac{d^2h}{dt^2} + gk\gamma\left(\frac{dh}{dt}\right)^2 + g\varphi_1(V_y) - g\operatorname{tg}\beta\sqrt{k\gamma\left(\frac{dh}{dt}\right)^2 + \varphi_1(V_y)} - \varphi_2(V_y) = 0,$$

или, учитывая (16) и (17),

$$V_y\frac{dV_y}{dh} + k\gamma g V_y^2 + g\varphi_1(V_y) - V_y g\operatorname{tg}\beta\sqrt{k\gamma}\sqrt{1 + \frac{\varphi_1(V_y)}{k\gamma V_y^2}} - \varphi_2(V_y) = 0.$$

Окончательно имеем

$$\frac{dV_y}{dh} + k\gamma g V_y + g\frac{\varphi_1(V_y)}{V_y} - g\operatorname{tg}\beta\sqrt{k\gamma}\sqrt{1 + \frac{\varphi_1(V_y)}{k\gamma V_y^2}} - \frac{\varphi_2(V_y)}{V_y} = 0. \qquad (18')$$

Принимая, что V, вычисленное при помощи (19) для данной высоты h или данной плотности γ, мало отличается от более точного, которое дает (18′) и вводя для V_y по (18′) обозначение V'_y, т. е. считая, что $V_y \approx V'_y$, можем определить, вычитая (18′) из (18) величину $V'_y - V_y$:

$$\frac{d\left(V'_y - V_y\right)}{dh} + \frac{g}{V_y}\left[\varphi_1(V_y) - \varphi_2(V_y)\right] -$$

$$- g \operatorname{tg}\beta \sqrt{k\gamma}\left[\sqrt{1 + \frac{\varphi_1(V_y)}{k\gamma (V_y)^2}} - 1\right] = 0. \qquad (23)$$

Предполагая величину V_y заданной функцией γ или h, имеем

$$\frac{d\left(V'_y - V_y\right)}{dh} = \varphi_3(h), \qquad (23')$$

откуда

$$V'_y - V_y = \int \varphi_3(h)\, dh. \qquad (23a)$$

С помощью (20) определим теперь время спуска t, подставляя V'_y вместо V_y. Затем, из (14′) получаем

$$\sin\theta' = \sqrt{k\gamma\left(V'_y\right)^2 + \varphi_1\left(V'_y\right)}. \qquad (14')$$

Вместо (8b) имеем

$$V' = \frac{V'_y}{\sin\theta}; \qquad (8b')$$

и вместо (21a)

$$s' = \int \frac{V'\, dh}{V'_y}. \qquad (21a')$$

Принимая при третьем, еще более точном расчете, данные второго приближения, получаем более точную траекторию спуска. Последовательными приближениями можно получить расчет с любой степенью точности.

Теперь легко также определить, при каких скоростях и на какой высоте центробежной силою в формуле (2) можно пренебрегать.

Расчет планирующего спуска для случая изотермической атмосферы

Для случая атмосферы с постоянной температурой, что справедливо для больших высот ($h > 11$ *км*), имеем:

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{p}{p_0} = e^{-\frac{h}{H}}, \qquad (24)$$

где $H = \text{const}$ — высота однородной атмосферы.

В этом случае

$$\int \gamma\, dh = \gamma_0 \int e^{-\frac{h}{H}}\, dh = -\gamma_0 H e^{-\frac{h}{H}}, \tag{25}$$

$$e^{-kg\int \gamma\, dh} = e^{kg\gamma_0 H e^{-\frac{h}{H}}} = e^{z^2}. \tag{25a}$$

Здесь мы ввели новую переменную z, которую, принимая во внимание (24), можно записать в виде

$$z^2 = -kg\int \gamma\, dh = kg\gamma H. \tag{26}$$

Введя обозначение

$$\psi = \int \sqrt{\gamma}\, e^{kg\int \gamma\, dh}\, dh, \tag{27}$$

можно и в уравнение (19) ввести переменную z. Из (26) получаем

$$dz = -\frac{kg\gamma}{2z}\, dh = -\frac{z}{2H}\, dh. \tag{26a}$$

Подставляя это выражение в (27), получаем

$$\psi = \int \frac{z}{\sqrt{kgH}}\, e^{-z^2}\, \frac{(-2H)}{z}\, dz = -2\sqrt{\frac{H}{kg}} \int e^{-z^2}\, dz. \tag{27a}$$

Величину $\int e^{-z^2}\, dz$ можно найти разложением в ряд.
Подстановкой z из (26) и ψ из (27a) в (19) получаем

$$\frac{dh}{dt} = V_y = e^{z^2}\left(-2\sqrt{gH}\,\mathrm{tg}\,\beta \int e^{-z^2}\, dz + C_1\right). \tag{19a}$$

Постоянная интегрирования C_1 определяется начальными условиями.

Скорость V получается по формуле (8c); ее можно также выразить через z. Из (8c) и (26), получаем

$$V = \frac{\sqrt{gH}}{z}. \tag{8d}$$

Тогда V_y можно представить как функцию V.
Дифференцируя (8d), получаем

$$dz = -\frac{\sqrt{gH}}{V^2}\, dV. \tag{8d'}$$

Подставив (8d) и (8d') в (19a), находим

$$V_y = e^{\frac{gH}{V^2}}\left(+2gH\,\mathrm{tg}\,\beta \int e^{-\frac{gH}{V^2}}\, \frac{dV}{V^2} + C_1\right). \tag{19b}$$

Для удобства можно ввести новую переменную

$$p = \frac{V^2}{gH} = \frac{1}{z^2}; \tag{28}$$

$$dz = -\frac{dp}{2p^{3/2}}. \tag{28a}$$

Окончательно имеем

$$V_y = e^{\frac{1}{p}}\left(\sqrt{gH}\,\mathrm{tg}\,\beta\int e^{-\frac{1}{p}}\frac{dp}{p^{3/2}} + C_1\right). \tag{19c}$$

Для определения постоянной интегрирования C_1 предположим, что для определенной высоты h дана вертикальная скорость снижения V_{y0}.

Тогда из (19a) находим

$$V_{y0} = e^{z_0^2}\left(-2\sqrt{gH}\,\mathrm{tg}\,\beta\int_{z_1}^{z_0} e^{-z^2}\,dz + C_1\right), \tag{29}$$

или из (19c)

$$V_{y_0} = e^{\frac{1}{p_0}}\left(\sqrt{gH}\,\mathrm{tg}\,\beta\int_{p_1}^{p_0}\frac{e^{-\frac{1}{p}}}{p^{3/2}}\,dp + C_1\right); \tag{29a}$$

откуда

$$C_1 = V_{y0}e^{-z_0^2} + 2\sqrt{gH}\,\mathrm{tg}\,\beta\int_{z_1}^{z_0} e^{-z^2}\,dz, \tag{29'}$$

или

$$C_1 = V_{y_0}e^{-\frac{1}{p}} - \sqrt{gH}\,\mathrm{tg}\,\beta\int_{p_1}^{p_0}\frac{e^{-\frac{1}{p}}}{p^{3/2}}\,dp. \tag{29a}$$

Подстановкой C_1 в (19a) и (19c) получаем

$$V_y = e^{z^2}\left[-2\sqrt{gH}\,\mathrm{tg}\,\beta\left(\int_{z_1}^{z} e^{-z^2}\,dz - \int_{z_1}^{z_0} e^{-z^2}\,dz\right) + V_{y0}e^{-z_0^2}\right] =$$

$$= -2\sqrt{gH}\,\mathrm{tg}\,\beta e^{z^2}\int_{z_0}^{z} e^{-z^2}\,dz + V_{y0}e^{z^2-z_0^2}, \tag{19a'}$$

или

$$V_y = e^{\frac{1}{p}}\left[\sqrt{gH}\,\mathrm{tg}\,\beta\left(\int_{p_1}^{p}\frac{e^{-\frac{1}{p}}\,dp}{p^{3/2}} - \int_{p_1}^{p_0}\frac{e^{-\frac{1}{p}}\,dp}{p^{3/2}}\right) + V_{y0}e^{-\frac{1}{p_0}}\right] =$$

$$= \sqrt{gH}\,\mathrm{tg}\,\beta e^{\frac{1}{p}}\int_{p_0}^{p}\frac{e^{-\frac{1}{p}}\,dp}{p^{3/2}} + V_{y0}e^{\frac{1}{p}-\frac{1}{p_0}}. \tag{19c'}$$

Видим, что вполне произвольные величины z_1 и p_1, которые при неопределенных интегралах выбираются так, чтобы члены, содержащие z_1 или p_1 пропадали в окончательном выражении, выпадают, как это и должно быть.

Полет космического корабля на постоянной высоте за счет кинетической энергии при больших скоростях полета

Общее уравнение движения (1) при полете на постоянной высоте, т. е. при $\theta=0$, если ракетоплан летит с задросселированным двигателем $P=0$, принимает вид:

$$-\frac{G}{g}\frac{dV}{dt}=Q, \tag{1c}$$

или

$$Q=Y\frac{c^*_{x\,кр}}{c^*_{y\,кр}}+c_{x\,вр}F_M\gamma V^2, \tag{1d}$$

где общее сопротивление Q разложено на сопротивление поверхностей, создающих подъемную силу $Y\frac{c^*_{x\,кр}}{c^*_{y\,кр}}$, и вредное сопротивление остальных частей ракетоплана [1] $c_{x\,вр}F_M\gamma V^2$, причем F_M — площадь поперечного сечения пластинки, поставленной перпендикулярно к набегающему потоку и имеющей то же лобовое сопротивление, что и весь аппарат. Из (2) и (3) получаем:

$$C+Y=G=\frac{V^2}{r}\frac{G}{g}+Y, \tag{2b}$$

где r — расстояние от центра Земли до рассматриваемой точки на траектории полета.

Кроме того, имеем еще

$$Y=\frac{c^*_{y\,кр}}{\gamma_0}\gamma F V^2. \tag{6}$$

Здесь γ; γ_0; F_M; F; g; r; $c_{x\,вр1}$, G — фиксированный момент времени величины постоянные. Коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления несущих поверхностей $c^*_{y\,кр}$ и $c^*_{x\,кр}$ — функции угла атаки α, так что можно записать:

$$c^*_{y\,кр}=f_1(\alpha) \quad и \quad c^*_{x\,кр}=f_2(\alpha),$$

---

[1] $c^*_{x\,кр}=\frac{c_{x\,кр}\gamma_0}{2}$ $[кг\,сек^2/м]$ постоянный коэффициент, пропорциональный аэродинамическому коэффициенту лобового сопротивления крыла;

$c_{x\,кр}$ — аэродинамический коэффициент лобового сопротивления крыла.

[1] $c_{x\,вр1}=\frac{c_{x\,вр}}{2}$ уменьшенный вдвое аэродинамический коэффициент вредного лобового сопротивления аппарата. *Прим. ред.*

Можно также рассматривать $c^*_{x\,кр}$ как функцию $c^*_{y\,кр}$, т. е. $c^*_{x\,кр} = \psi(c^*_{y\,кр})$.

Если профиль крыла определен, то и эти три функции можно считать известными [1].

Неизвестны еще α, Y и V как функции времени. Исключая из (6) и (2b) подъемную силу несущих поверхностей Y, получаем:

$$\frac{V^2}{r}\frac{G}{g} + \frac{c^*_{y\,кр}}{\gamma_0}\gamma F V^2 = G$$

или

$$V^2 = \frac{G}{\frac{G}{rg} + c^*_{y\,кр}\frac{\gamma}{\gamma_0}F}. \tag{2c}$$

Исключая из (1c), (1d), (6) и (2c) Q, Y и V, имеем:

$$-\frac{G}{g}\frac{dV}{dt} = c^*_{x\,кр}\frac{\gamma}{\gamma_0}F V^2 + c_{x\,вр1}F_M\gamma V^2;$$

или

$$-\frac{G}{g}\frac{dV}{dt} = \frac{\left(c^*_{x\,кр}\frac{\gamma}{\gamma_0}F + c_{x\,вр}F_M\gamma\right)G}{\frac{G}{rg} + c^*_{y\,кр}\frac{\gamma}{\gamma_0}F}. \tag{1e}$$

Дифференцируя (2c) по t, получаем

$$2V\frac{dV}{dt} = -G\left(\frac{G}{rg} + \frac{\gamma}{\gamma_0}c^*_{y\,кр}F\right)^{-2}\frac{\gamma}{\gamma_0}F\frac{dc^*_{y\,кр}}{dt},$$

или учитывая (2c)

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{\sqrt{G}}{2}\left(\frac{G}{rg} + c^*_{y\,кр}\frac{\gamma}{\gamma_0}F\right)^{-3/2}\frac{\gamma}{\gamma_0}F\frac{dc^*_{y\,кр}}{dt}. \tag{2d}$$

Подставив (2d) в (1e), имеем:

$$\frac{dc^*_{y\,кр}}{dt} = \frac{1}{F}\frac{2g}{\sqrt{G}}\left(c^*_{x\,кр}F + c_{x\,вр1}F_M\gamma_0\right)\left(\frac{G}{rg} + c^*_{y\,кр}\frac{\gamma}{\gamma_0}F\right)^{\frac{1}{2}} = \varphi(c^*_{y\,кр}). \tag{2e}$$

---

[1] Автор не учитывает зависимость аэродинамических коэффициентов от числа M полета. При очень больших числах M в первом приближении это допускать можно.

Если в это уравнение подставить $c^*_{x\,кр} = \psi(c^*_{y\,кр})$, то правая часть будет функцией от $c^*_{y\,кр}$ и тогда получаем:

$$t = \int_{(c^*_{y\,кр})_0}^{c^*_{y\,кр}} \frac{dc^*_{y\,кр}}{\varphi(c^*_{y\,кр})}. \qquad (20a)$$

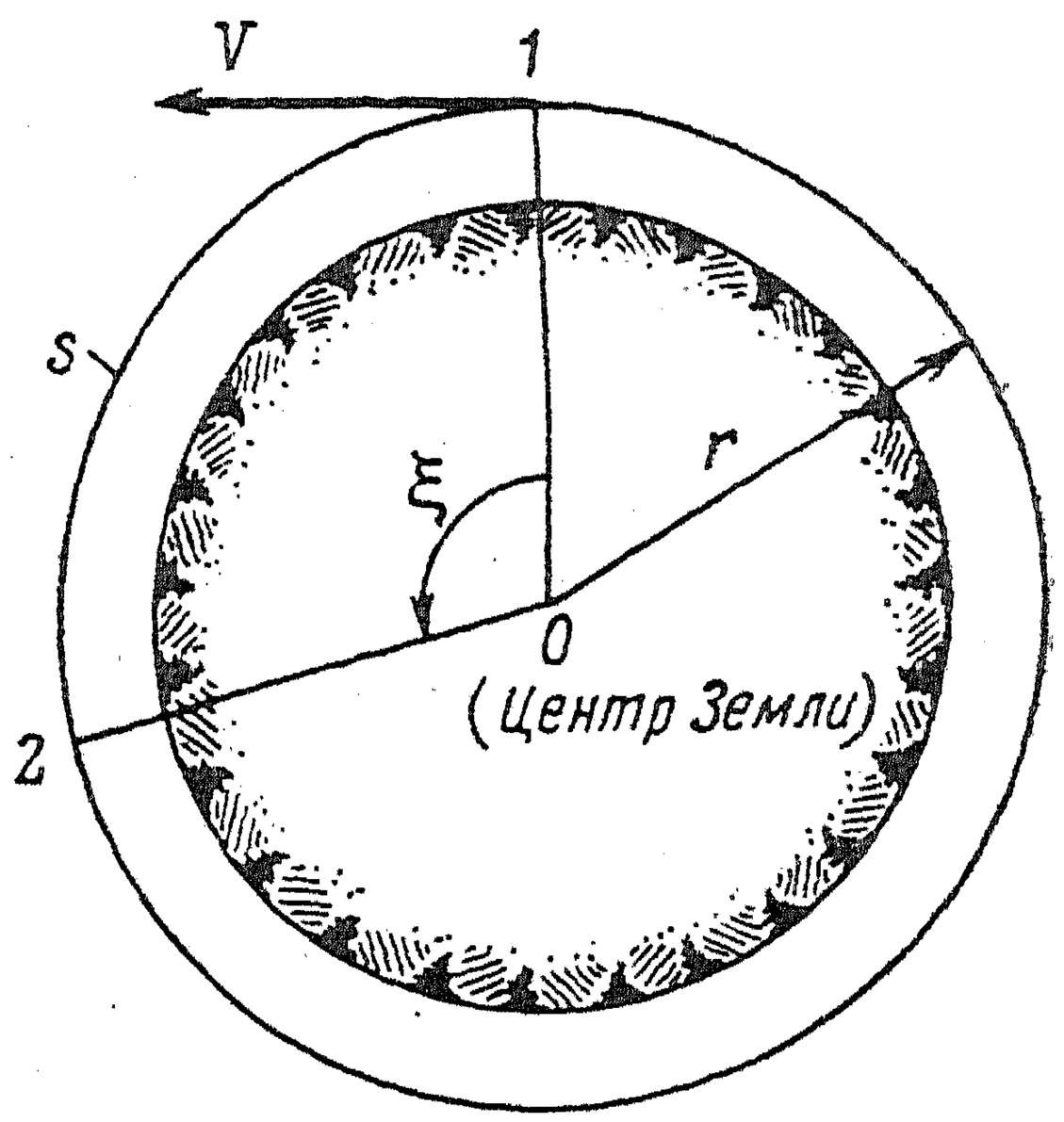
Из (20a) определяем $c^*_{y\,кр}$ как функцию времени полета t и получаем из $c^*_{y\,кр} = f_1(\alpha)$ угол наклона несущих поверхностей ракетоплана к направлению его движения, т. е. угол атаки крыла α, при котором полет ракетоплана будет происходить на постоянной высоте.

Далее из (2c) получаем скорость V, и из (2d) — замедление dV/dt.

Путь, который пролетит ракетоплан за время t

$$s = \int_0^t V\,dt, \qquad (21)$$

а центральный угол ξ (из центра Земли), определяющий угловую дальность полета аппарата вокруг Земли (фиг. 6).



Фиг. 6.

$$\xi^\circ = \frac{s}{r}\frac{180^\circ}{\pi}. \qquad (21')$$

Выразив $c^*_{x\,кр} = \psi(c^*_{y\,кр})$ для небольших углов атаки крыла α аналитической зависимостью, можем и t выразить конечной формулой.

В общем же случае время t можно найти графическим путем, планиметрируя вычисленную функцию $1/\varphi(c^*_{y\,кр})$ между пределами $(c^*_{y\,кр})_0$ и $c^*_{y\,кр}$.

Для определения значения скорости в точках траектории, между которыми возможен полет на данной высоте, лучше всего воспользоваться выражением (2c).

Если начальную [1] величину $c^*_{y\,кр}$, соответствующую наибольшему углу атаки крыльев при полете „на спине“, обозначим через $(c^*_{y\,кр})_1$, а конечную, соответствующую полету в обыкновенном положении, через $(c^*_{y\,кр})_2$, то получим

$$|(c^*_{y\,кр})_1| = |(c^*_{y\,кр})_2|.$$

---

[1] По времени полета на постоянной высоте. *Прим. ред.*

Полет «на спине» требуется при скоростях, больших, 8 *км/сек* для того, чтобы ракетоплан не вылетел обратно в межпланетное пространство.

Результирующая сила давления от набегающего на крылья ракетоплана потока должна быть направлена к центру Земли.

При этом $(c^*_{y\,кр})_1 < 0$, $(c^*_{y\,кр})_1$ соответствует V_{max}, а $(c^*_{y\,кр})_2 - V_{min}$.

Из (2c) получаем:

$$V^2_{max} = \frac{G}{\frac{G}{rg} - (c^*_{y\,кр})_1 \frac{\gamma}{\gamma_0} F}, \qquad (2c')$$

и

$$V^2_{min} = \frac{G}{\frac{G}{rg} + (c^*_{y\,кр})_2 \frac{\gamma}{\gamma_0} F}. \qquad (2c'')$$

Если здесь $(c^*_{y\,кр})_2$ — наибольшее достигаемое значение коэффициента подъемной силы, лежащее вблизи максимума кривой $c^*_{y\,кр} = f(c^*_{x\,кр})$, то можно построить кривые V_{max} и V_{min} как функции плотности γ. Очевидно, что чем больше γ, т. е. чем ближе полет совершается к поверхности Земли, тем больше V_{max} и тем меньше V_{min}. Для больших скоростей полета имеем, однако, еще другой предел — кажущуюся тяжесть.

Если в $(2c')$ принять $(c^*_{y\,кр})_2 = 0$, то получается $V = \sqrt{rg}$; это скорость, при которой центробежная сила равна силе тяжести. Аппарат при данной мгновенной скорости полетит свободно, как спутник Земли, оставаясь на постоянном расстоянии от центра Земли; кажущаяся тяжесть при этом равна нулю.

Обозначим через a — отношение кажущейся тяжести к силе притяжения Земли [1]. В случае, если горизонтальной составляющей кажущейся тяжести, вызванной замедлением полета $-\frac{dV}{dt}$ вследствие сопротивления воздуха можно пренебречь, то

$$a = \frac{Y}{G} = c^*_{y\,кр} V^2_{max} \frac{\gamma}{\gamma_0} \frac{F}{G}. \qquad (6b)$$

Но с другой стороны, центробежное ускорение в случае, если ракетоплан летит на постоянном расстоянии от центра Земли «на спине», равно сумме ускорения силы тяжести g и кажущейся тяжести ag, т. е.

$$g + ag = \frac{V^2_{max}}{r};$$

откуда

$$V^2_{max} = rg(1 + a). \qquad (6c)$$

[1] Т. е. перегрузку. *Прим. ред.*

Видим, что если a — постоянная величина, то и V_{max} — постоянная величина. В этом случае, как видно из (6b), $c^*_{y\,кр}$ — обратно пропорционально γ.

Для определения значения γ_x получим по формуле (6b) $c^*_{y\,кр} = (c^*_{y\,кр})_2$; причем:

$$\gamma_x = \frac{a\gamma_0 G}{(c^*_{y\,кр})_2 Frg(1+a)}. \qquad (6b')$$

Если $\gamma > \gamma_x$, то $c^*_{y\,кр} < (c^*_{y\,кр})_2$, т. е. плотность больше, чем γ_x, то по (6c) $V_{max} = \text{const}$, а при плотности воздуха меньшей, чем γ_x, будет иметь место формула (2c′) и V_{max} будет по мере уменьшения γ убывать.

При больших плотностях γ имеются еще следующие три причины, которые могут сократить возможность применения больших скоростей:

1) кажущаяся тяжесть, которая появляется в горизонтальном направлении от замедления полета [1];

2) нагрев аппарата в плотных слоях атмосферы;

3) большое лобовое сопротивление воздуха, которое может вызвать поломку аппарата. Замедление получаем из (2d), а две остальные причины будут рассмотрены особо.

Случай планирующего спуска, когда $c_{x\,кр} = \text{const}$

Если считать коэффициент лобового сопротивления крыла $c^*_{x\,кр}$ для определенной области небольших углов атаки α несущих поверхностей постоянным, то введя величины:

$$x = \frac{G}{rg} + c^*_{y\,кр}\frac{\gamma}{\gamma_0}F; \qquad (a)$$

$$A = \frac{(c^*_{x\,кр}F + c_{x\,вр1}F_M\gamma_0)\,g\gamma}{\gamma_0\sqrt{G}}; \qquad (b)$$

из (2e) получаем:

$$\frac{dc^*_{y\,кр}}{dt} = \frac{2\gamma_0}{\gamma F}Ax^{1/2}.$$

Дифференцируя выражение (a) по t, имеем

$$\frac{dx}{dt} = \frac{\gamma}{\gamma_0}F\frac{dc^*_{y\,кр}}{dt},$$

следовательно,

$$\frac{dx}{dt} = 2Ax^{1/2}. \qquad (a')$$

[1] Т. е. максимально допустимая величина продольной перегрузки. *Прим. ред.*

Отсюда

$$t = \frac{1}{2A}\int_{x_0}^{x}\frac{dx}{\sqrt{x}} = \frac{1}{A}\left(\sqrt{x}-\sqrt{x_0}\right), \qquad (c)$$

или

$$\sqrt{x} = At + \sqrt{x_0}. \qquad (c')$$

Подстановкой x из (c′) в (a′) получаем:

$$c^*_{y\,кр} = \frac{\left[(At+\sqrt{x_0})^2 - \frac{G}{rg}\right]\gamma_0}{\gamma F},$$

а из (2c)

$$V^2 = \frac{G}{x},$$

или

$$V = \frac{\sqrt{G}}{At+\sqrt{x_0}}. \qquad (2c')$$

Путь

$$s = \int_0^t V\,dt = \sqrt{G}\int_0^t \frac{dt}{At+\sqrt{x_0}},$$

или

$$s = \frac{\sqrt{G}}{A}\ln\left(\frac{A}{\sqrt{x_0}}+1\right). \qquad (21a)$$

Наконец из (1e) и (в) получаем замедление полета:

$$-\frac{dV}{dt} = \frac{g}{G}\left(\frac{c^*_{x\,кр}F}{\gamma_0}+c_{x\,впл}F_M\right)\gamma V^2;$$

или

$$-\frac{dV}{dt} = \frac{A\sqrt{G}}{(At+\sqrt{x_0})^2}. \qquad (1e')$$

Можем также определить результирующую кажущуюся тяжесть в корабле:

$$j = \sqrt{\left(\frac{dV}{dt}\right)^2+\left(\frac{V^2}{r}-g\right)^2}. \qquad (d)$$

Случай планирующего спуска, когда обратное аэродинамическое качество крыла — постоянная величина

Если рассматриваем область кривой $c^*_{x\,кр}/c^*_{y\,кр}$, в которой можно считать постоянным не $c^*_{x\,кр}$, а величину[1]

$$u = \frac{c^*_{x\,кр}}{c^*_{y\,кр}},$$

то получаем из (2e):

$$\frac{dc^*_{y\,кр}}{dt} = \frac{2g\gamma_0}{F\gamma\sqrt{G}}\left(uc^*_{y\,кр}\frac{\gamma}{\gamma_0}F + c_{x\,вр1}F_M\gamma\right)\times$$

$$\times\left(\frac{G}{rg} + c^*_{y\,кр}\frac{\gamma}{\gamma_0}F\right)^{\frac{1}{2}} \qquad (2e')$$

или с учетом (a)

$$\frac{dc^*_{y\,кр}}{dt} = \frac{2g\gamma_0}{F\gamma\sqrt{G}}\left(ux - \frac{nG}{rg} + c_{x\,вр1}F_M\gamma\right)x^{\frac{1}{2}}. \qquad (2e'')$$

Дифференцируя выражение (a) по t, имеем

$$\frac{dx}{dt} = \frac{\gamma}{\gamma_0}F\frac{dc^*_{y\,кр}}{dt}. \qquad (a'')$$

Если ввести обозначения

$$C_1 = \frac{2g}{\sqrt{G}}u \qquad (f)$$

и

$$C_2 = \frac{c_{x\,вр1}F_M\gamma}{u} - \frac{G}{rg}, \qquad (g)$$

то, вставляя $dc^*_{y\,кр}/dt$ из (2e″) в (a″), получим

$$\frac{dx}{dt} = C_1(x + C_2)x^{\frac{1}{2}}, \qquad (a''')$$

или

$$C_1 t = \int_{x_0}^{x}\frac{dx}{(x + C_2)x^{\frac{1}{2}}}. \qquad (a^{IV})$$

---

[1] u — обратное аэродинамическое качество крыла;

$$k_{аэр} = \frac{1}{u} = c^*_{y\,кр}/c^*_{x\,кр}.$$ *Прим. ред.*

Полагая

$$y = x^{1/2} \tag{h}$$

и, следовательно,

$$dy = \frac{1}{2}\frac{dx}{x^{1/2}}, \tag{h'}$$

подстановкой в (a^{IV}) получим:

$$C_1 t = 2\int \frac{dy}{y^2 + C_2} = \frac{2}{\sqrt{C_2}} \operatorname{arc\,tg}\left(\frac{y}{\sqrt{C_2}}\right) + C_3 =$$

$$= \frac{2}{\sqrt{C_2}} \operatorname{arc\,tg}\sqrt{\frac{x}{C_2}} + C_3,$$

или

$$C_1 t = \frac{2}{\sqrt{C_2}}\left(\operatorname{arc\,tg}\sqrt{\frac{x}{C_2}} - \operatorname{arc\,tg}\sqrt{\frac{x_0}{C_2}}\right). \tag{a^V}$$

Если ввести обозначение:

$$\xi = \operatorname{arc\,tg}\sqrt{\frac{x}{C_2}}, \tag{i}$$

или

$$\operatorname{tg}\xi = \sqrt{\frac{x}{C_2}}; \tag{i'}$$

$$\operatorname{tg}\xi_0 = \sqrt{\frac{x_0}{C_2}}, \tag{i''}$$

то

$$\frac{C_1\sqrt{C_2}}{2} t = \xi - \xi_0 \tag{a^{VI}}$$

и

$$x = C_2 \operatorname{tg}^2\xi = C_2 \operatorname{tg}^2\left(\xi_0 + \frac{C_1\sqrt{C_2}}{2} t\right) = \frac{G}{rg} + c^*_{y\,кр}\frac{\gamma}{\gamma_0} F,$$

или

$$c^*_{y\,кр} = \frac{\gamma_0}{\gamma F}\left[C_2 \operatorname{tg}^2\left(\xi_0 + \frac{C_1\sqrt{C_2}}{2} t\right) - \frac{G}{rg}\right]. \tag{k}$$

Определяя предварительно при помощи формул (f), (g), (i'') и (a) значения $C_1 C_2$ и ξ_0, можно по формуле (k) найти $c^*_{y\,кр}$ в зависимости от времени t. Затем по значению $c^*_{y\,кр}$ определяем угол атаки крыльев α и коэффициент лобового сопротивления $c^*_{x\,кр}$.

Далее из (2c) находим

$$V=\sqrt{\frac{G}{\varkappa}}=\frac{\sqrt{G}}{\sqrt{C_2}\,\mathrm{tg}\left(\xi_0+\frac{C_1\sqrt{C_2}}{2}t\right)}, \qquad (2c'')$$

и из (21):

$$s=\int_0^t V\,dt=\sqrt{\frac{G}{C_2}}\int_0^t\frac{dt}{\mathrm{tg}\left(\psi_0+\frac{C_1\sqrt{C_2}}{2}t\right)}=$$

$$=\sqrt{\frac{G}{C_2}}\,\frac{2}{C_1\sqrt{C_2}}\int_{\xi_0}^{\xi}\frac{d\xi}{\mathrm{tg}\,\xi}. \qquad (21b)$$

Здесь имеем

$$\int_{\xi_0}^{\xi}\frac{d\xi}{\mathrm{tg}\,\xi}=\int_{\xi_0}^{\xi}\frac{d(\sin\xi)}{\sin\xi}=\ln\frac{\sin\xi}{\sin\xi_0},$$

так что

$$s=\frac{2\sqrt{G}}{C_1C_2}\ln\frac{\sin\left(\xi_0+\frac{C_1\sqrt{C_2}\,t}{2}\right)}{\sin\xi_0}. \qquad (21c)$$

Далее по формуле (21′) центральный угол равен:

$$\xi=\frac{s}{r}\frac{180^\circ}{\pi}.$$

Наконец, если продифференцируем (2c‴) по t, то получим выражение для замедления:

$$-\frac{dV}{dt}=\frac{\sqrt{\frac{G}{C_2}}\,\frac{C_1\sqrt{C_2}}{2}}{\sin^2\left(\xi_0+\frac{C_1\sqrt{C_2}}{2}t\right)},$$

или

$$-\frac{dV}{dt}=\frac{C_1\sqrt{G}}{2\sin^2\left(\xi_0+\frac{C_1\sqrt{C_2}}{2}t\right)}. \qquad (2c^{IV})$$

Для вычисления V, s и $-\frac{dV}{dt}$ удобнее сначала определить ξ при помощи формулы (a^{IV}).

Расчет планирующего спуска с учетом центробежной силы

Если мы, как и при расчете полета на постоянной высоте, примем во внимание радиус кривизны траектории полета не только в формуле (1a) [соответственно (11c) или (11d)], но также и в формуле (2) и в первом приближении примем этот радиус равным расстоянию r до центра Земли, для некоторой средней высоты полета, то можем определить траекторию полета.

Принимая (как и выше) найденную траекторию как первое приближение, можно сказать, что ввиду увеличения при спуске угла θ, радиус кривизны будет в действительности меньше r, так что центробежная сила для той же скорости будет больше, чем принято, и значит, действительная траектория будет лежать выше найденной.

Определяя по первому расчету, приближенно, действительный радиус кривизны, можно определить при втором расчете траекторию полета точнее.

Вторая найденная траектория будет лежать также выше действительной, но будет уже весьма близка к ней.

Можно аналогичным образом найти еще третье приближение. Соответствующая траектория будет лежать между двумя первыми и еще ближе подойдет к действительной, которая уже будет лежать между траекториями полета, найденными при втором и третьем приближении.

Выше мы получили зависимости:

$$\frac{d^2h}{dt^2} = -\frac{dV}{dt}\sin\theta; \tag{11d}$$

$$\frac{dV}{dt} = g\left(\sin\theta - \frac{Q}{G}\right); \tag{1a}$$

$$Q = Y\frac{c^*_{x\,\text{кр}}}{c^*_{y\,\text{кр}}} + c_{x\,\text{вр1}}F_M\gamma V^2. \tag{1d}$$

Кроме того, из (2) и (3) имеем

$$\frac{G}{g}\frac{V^2}{r} + Y = G\cos\theta; \tag{3a}$$

$$Y = c_{y\,\text{кр}}\frac{\gamma}{\gamma_0}FV^2. \tag{6}$$

Ввиду того, что полет очень пологий, можно принять $\cos\theta \approx 1$. Тогда подстановкой (6) в (3a) получаем

$$V^2 = \frac{G}{\frac{G}{rg} + c^*_{y\,\text{кр}}\frac{\gamma}{\gamma_0}F} \tag{2c}$$

и из (1a) и (1d) формулу, аналогичную (1e),

$$-\frac{G}{g}\frac{dV}{dt}=c^{*}_{x\,\text{кр}}\frac{\gamma}{\gamma_0}FV^2+c_{x\,\text{вр}}F_M\gamma V^2-G\sin\theta. \tag{22}$$

Затем из (22) находим

$$\sin\theta=\frac{1}{g}\frac{dV}{dt}+\gamma\left(c^{*}_{x\,\text{кр}}\frac{F}{\gamma_0}+c_{x\,\text{вр1}}F_M\right)\frac{V^2}{G}, \tag{22a}$$

и формула (11d) примет вид:

$$\frac{d^2h}{dt^2}=-\frac{1}{g}\left(\frac{dV}{dt}\right)^2-\gamma\left(c^{*}_{x\,\text{кр}}\frac{F}{\gamma_0}+c_{x\,\text{вр1}}F_M\right)\frac{V^2}{G}\frac{dV}{dt}. \tag{23}$$

Из (2c) получаем:

$$\frac{dV}{dt}=-\frac{\sqrt{G}}{2}\left(\frac{G}{rg}+c^{*}_{y\,\text{кр}}\frac{\gamma}{\gamma_0}F\right)^{-\frac{3}{2}}\frac{c^{*}_{g\,\text{кр}}F}{\gamma_0}\frac{d\gamma}{dt}. \tag{2c^{V}}$$

Далее, зная закон изменения плотности воздуха с высотою, т. е. $h=f(\gamma)$, получаем

$$\frac{dh}{dt}=\frac{df}{d\gamma}\frac{d\gamma}{dt}=f'\frac{d\gamma}{dt}; \tag{24a}$$

$$\frac{d^2h}{dt^2}=\frac{df'}{d\gamma}\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)^2+f'\frac{d^2\gamma}{dt^2}=f''\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)^2+f'\frac{d^2\gamma}{dt^2}. \tag{24b}$$

Подставив выражение (24b) и (2c) в (23), получаем дифференциальное уравнение

$$f''\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)^2+f'\left(\frac{d^2\gamma}{dt^2}\right)+\frac{1}{g}\frac{G}{4}\left(\frac{G}{rg}+c^{*}_{y\,\text{кр}}\frac{\gamma}{\gamma_0}F\right)^{-3}\left(\frac{c^{*}_{y\,\text{кр}}}{\gamma_0}\right)^2F^2\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)^2-$$

$$-\frac{\sqrt{G}}{2}\frac{\left(c^{*}_{x\,\text{кр}}\frac{F}{\gamma_0}+c_{x\,\text{вр1}}F_M\right)}{\left(\frac{G}{rg}+c^{*}_{y\,\text{кр}}\frac{\gamma F}{\gamma_0}\right)^{5/2}}\frac{d\gamma}{dt}\frac{c^{*}_{y\,\text{кр}}\gamma F}{\gamma_0}=0,$$

или

$$\frac{d^2\gamma}{dt^2}+\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)^2\left[f''+\frac{G}{4g}\left(\frac{G}{rg}+c^{*}_{y\,\text{кр}}\frac{\gamma}{\gamma_0}F\right)^{-3}\left(\frac{c^{*}_{y\,\text{кр}}}{\gamma_0}\right)^2F^2\right]\frac{1}{f'}-$$

$$-\frac{d\gamma}{dt}\frac{\sqrt{G}\,c^{*}_{y\,\text{кр}}\gamma F\left(\frac{c^{*}_{x\,\text{кр}}F}{\gamma_0}+c_{x\,\text{вр1}}F_M\right)}{2f'\gamma_0\left(\frac{G}{rg}+\frac{c^{*}_{y\,\text{кр}}\gamma F}{\gamma_0}\right)^{5/2}}. \tag{25}$$

Это уравнение имеет вид:

$$\frac{d^2\gamma}{dt^2}+\varphi_1(\gamma)\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)^2+\varphi_2(\gamma)\frac{d\gamma}{dt}=0. \tag{25a}$$

Если мы введем новую переменную

$$z_1=\frac{d\gamma}{dt}, \tag{26}$$

то

$$\frac{dz_1}{d\gamma}=\frac{d^2\gamma}{dt^2}\frac{1}{z_1}, \tag{26a}$$

и уравнение (25a) принимает вид

$$z_1\frac{dz_1}{d\gamma}+\varphi_1 z_1^2+\varphi_2 z_1=0, \tag{25b}$$

где φ_1 и φ_2 — функции от γ, а именно:

$$\varphi_1(\gamma)=\frac{1}{f'}\left[f''+\frac{G}{4g}\left(\frac{G}{rg}+c^*_{y\,кр}\frac{\gamma}{\gamma_0}F\right)^{-3}\left(\frac{c^*_{y\,кр}}{\gamma_0}\right)^2F^2\right]; \tag{25c}$$

$$\varphi_2(\gamma)=\frac{\sqrt{G}\,c^*_{y\,кр}F\left(\frac{c^*_{x\,кр}F}{\gamma_0}+c_{x\,вр1}F\right)\gamma}{2f\gamma_0\left(\frac{G}{rg}+\frac{c^*_{y\,кр}\gamma F}{\gamma_0}\right)^{5/2}}. \tag{25d}$$

Если уравнение (25b) разделить на z_1, то его можно решить как уравнение (2b) (здесь вместо h введена независимая переменная γ).

Имеем

$$\frac{dz_1}{d\gamma}+\varphi_1 z_1+\varphi_2=0. \tag{25e}$$

Подстановкой

$$z_1=u\cdot q \tag{26}$$

получаем

$$z_1=\frac{d\gamma}{dt}=e^{-\int\varphi_1 d\gamma}\left[\int\varphi_2 e^{\int\varphi_1 d\gamma}d\gamma+C_3\right] \tag{27}$$

и

$$t=\int\frac{d\gamma}{z_1}+C_4. \tag{28}$$

Отсюда, как и в предыдущем случае, находим γ как функцию t. Далее из уравнения (24) находим h как функцию t; из (2c) скорость V как функцию t; затем из ($2c^{IV}$) — замедление $-\frac{dV}{dt}$ как функцию t и из (22a) $\sin\theta$.

Можно нанести все величины на общую диаграмму, и еще определить механической квадратурой пройденный путь:

$$s=\int V\,dt+C, \tag{28a}$$

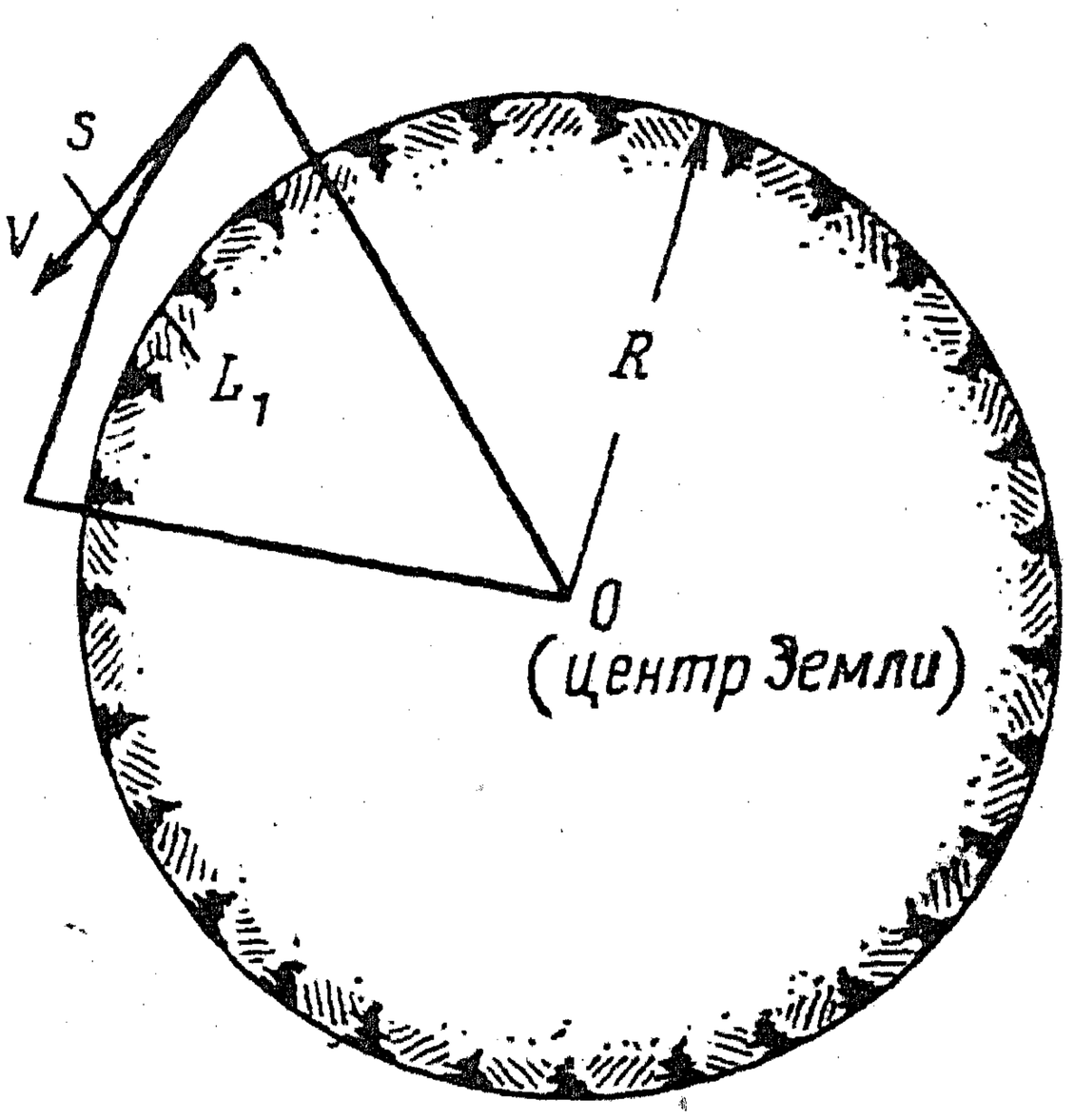
а также почти равную ему проекцию на поверхность Земли, и центральный угол облета Земли (фиг. 7):

$$L=\int V\cos\theta\,\frac{R}{R+h}\,dt; \tag{29}$$

$$\xi=\frac{L}{R}. \tag{30}$$

В этом расчете угол атаки крыльев принят постоянным, т. е. постоянное положение руля [1]. При этом угол наклона траектории может быть таким, что полет получается наиболее пологим, когда сопротивление крыльев и вредное сопротивление приблизительно равны. Такой полет возможен при скоростях, меньших 8 *км/сек*, так как при скорости 8 *км/сек* центробежная сила равна весу аэроплана, и положительный угол атаки привел бы к подъему ракетоплана, а не к спуску.

При больших скоростях можно осуществлять полет «на спине», снижаясь до некоторой высоты, причем в этом случае подъемная сила крыльев будет отрицательна, т. е. $Y<0$. Для того чтобы при этом не зарываться в атмосферу и не попасть в слишком низкие слои ее, необходимо применение механического ограничения подъемной силы; например, крылья должны автоматически пропускать воздух, если подъемная сила делается больше некоторой величины Y_1, кратной весу корабля. Это требуется также из-за возможной поломки крыльев.



Фиг. 7.

Планирующий спуск «на спине» может потребоваться, если при приближении к Земле межпланетный корабль прошел на слишком большом расстоянии от центра Земли, и он должен из наиболее высоких слоев Земной атмосферы попасть в более низкие, где он может летать «на спине» на постоянной высоте, медленно тормозя полет для спуска.

---

[1] Предположение, что угол отклонения руля высоты для удержания аппарата на постоянном балансировочном угле атаки постоянен, верно, если не учитывать изменения аэродинамических коэффициентов в зависимости от числа M полета. *Прим. ред.*

При полетах со скоростью, меньшей 8 *км/сек,* такое ограничение подъемной силы также требуется, но в этом случае только для того, чтобы крылья не ломались. Ракетоплан, как легко видеть, в обыкновенном положении устойчиво удерживается на почти постоянной высоте: действительно, если мы дадим ракетоплану слишком большой угол атаки α, он поднимается немного выше, но из-за более разреженного воздуха, в который он попадает, дальнейший подъем его прекращается. Если же угол атаки выбран слишком малым, то ракетоплан попадает в более плотные слои атмосферы и в них опять быстро уравновесится.

При полете «на спине» имеет место обратное: если угол атаки α слишком велик, ракетоплан погрузится в более низкие, плотные слои атмосферы, причем сила давления воздуха Y еще более увеличится, и без ограничения подъемной силы крыльев ракетоплан мог бы рухнуть о Землю. Правда, центробежная сила из-за большой кривизны траектории увеличивается, но уменьшение радиуса кривизны траектории вдвое соответствует при скорости 11 *км/сек* увеличению силы Y вдвое. Ввиду того, что плотность атмосферы сильно меняется, Y возрастает быстрее, значит, аппарат будет спускаться с данной высоты неустойчиво. Если же применить крылья, которые могут автоматически изменять свою поверхность, раскрываясь, как разрезные, или же перестанавливать при больших значениях Y рули, то силу Y можно удержать малой, и аппарат делается до некоторой степени устойчивым. Радиус кривизны траектории r', соответствующий данному Y_{max}, можно рассчитать по формуле

$$Y_{max} = \frac{G}{g}\,\frac{V^2}{r'} - G\cos\theta,$$

откуда

$$r' = \frac{GV^2}{g\,(Y_{max} - G\cos\theta)}. \qquad (31)$$

Вместо того, чтобы добиваться устойчивости при спуске действием крыльев, можно также установить перпендикулярно к направлению набегающего потока особую поверхность, на которую с одной стороны действует давление воздуха, а с другой — пружина [1]. Такая поверхность при изменении давления воздуха передвигается, и может легко переставлять рули так, что аппарат будет устойчиво удерживаться на соответствующей высоте. Влетая из межпланетного пространства в атмосферу Земли, можно, по достижении нормальной для данной скорости плотности атмосферы, включить эти регулирующие поверхности.

---

[1] Вследствие сильного аэродинамического нагрева все поверхности аппарата спуска будут иметь высокую температуру, поэтому металлическая пружина работать не будет. В этом случае роль пружины может выполнять, например, газовая подушка или какое-либо аналогичное устройство. *Прим. ред.*

Пока плотность атмосферы меньше нормальной для данной скорости полета, угол атаки, а также полет «на спине» или в обыкновенном положении, необходимо выбирать в зависимости от того, на каком ближайшем расстоянии от поверхности Земли аппарат прошел бы без действия подъемной силы крыльев.

Нами еще не исследован участок спуска из межпланетного пространства до той высоты, на которой радиус кривизны траектории полета из-за действия аэродинамических сил приблизительно равен радиусу Земли: в высоких слоях атмосферы. Хотя на этом участке траектории спуска можно лететь весьма различным образом, регулируя отклонением рулей полет так, чтобы можно было удобно спускаться, но сначала следует рассмотреть свободный спуск, когда мы, не пользуясь несущими поверхностями, влетаем в плотные слои атмосферы под малым углом наклона траектории. По отношению к траектории такого полета добавочная подъемная сила даст меньшую опасность падения на Землю, а добавочная отрицательная подъемная сила, летая в случае слишком высокого полета «на спине», даст большее приближение к Земле.

2. Баллистический спуск межпланетного корабля на Землю

Баллистический спуск с учетом кривизны поверхности Земли

Замедляюще действует сила лобового сопротивления как крыльев (лишенных подъемной силы), так и всех других наружных поверхностей ракетоплана, а ускоряюще — сила тяжести $G \sin \theta$, так что имеем:

$$-\frac{G}{g}\frac{dV}{dt} = c_{x\,\text{вр1}} F_{M} \gamma V^2 - G \sin \alpha, \tag{32}$$

где $c_{x\,\text{вр1}} F_{M} \gamma V^2$ — вредное сопротивление крыльев и всех других частей вместе взятых. Кроме того, для малого угла наклона траектории к горизонту центробежная сила, развиваемая при полете, приближенно равна весу аппарата. В общем случае имеем:

$$C = \frac{G}{g}\frac{V^2}{r'} = G \cos \theta,$$

или

$$V^2 = g r' \cos \theta. \tag{33}$$

Точный расчет встречает большие теоретические затруднения. Приближенно можем найти траекторию полета и все интересующие нас величины графически. Задаваясь начальной скоростью V_0 и начальным углом наклона траектории θ_0 (фиг. 8), определим по формуле (33) начальный радиус кривизны r'_0.

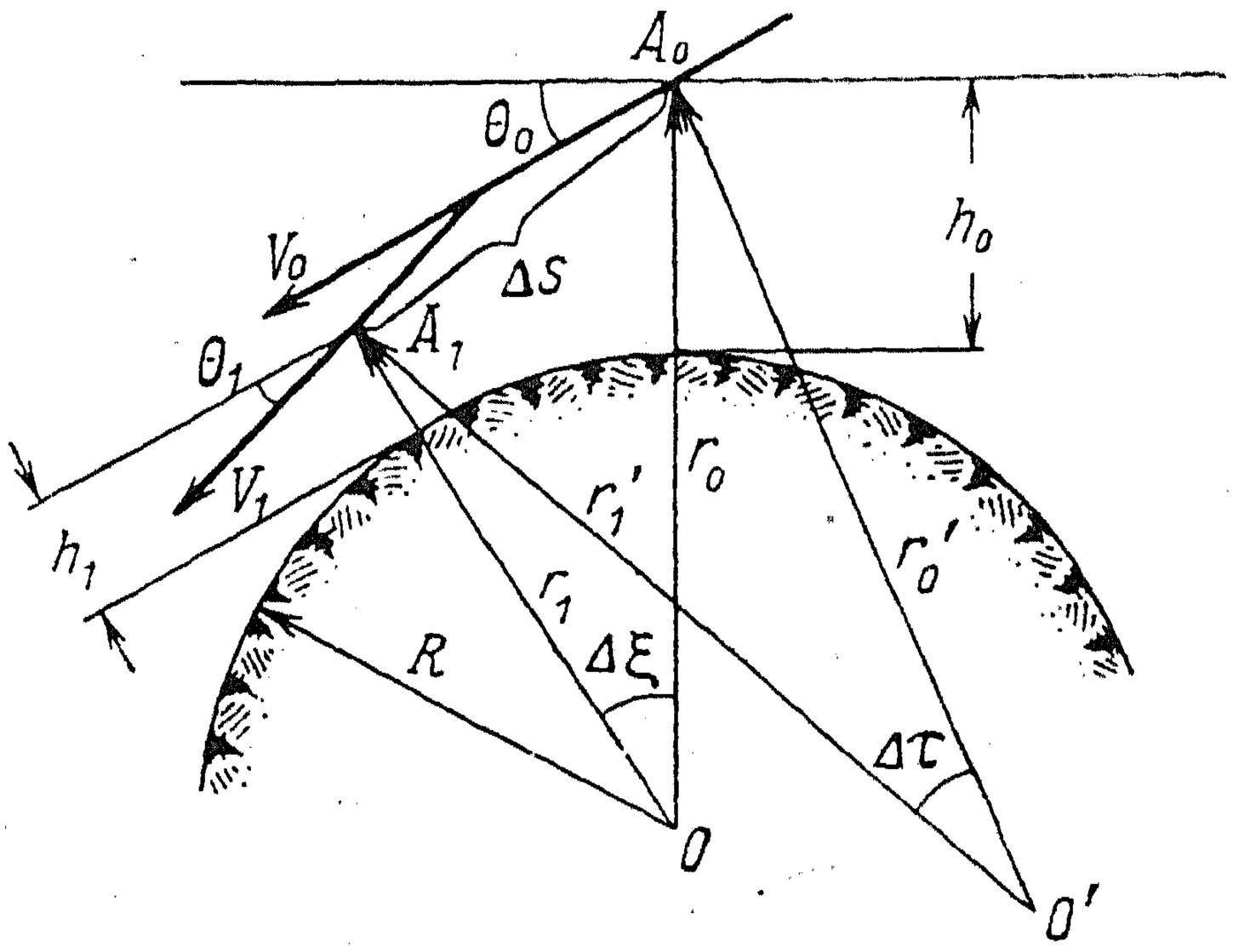
Зная зависимость плотности атмосферы от высоты над поверхностью Земли, определим из формулы (32) замедление dV_0/dt.

Для движения по дуге круга скорость, которую будет иметь межпланетный корабль через промежуток времени Δt, а также путь, выразятся формулами

$$V_1 = V_0 + \frac{dV_0}{dt}\Delta t;$$

$$\Delta s = V_0 \Delta t = r' \Delta \tau.$$

Для полученной точки A_1 определим по фиг. 8 высоту над поверхностью Земли h_1, вычислим соответственную плотность γ_1,



Фиг. 8.

найдем новый угол наклона траектории θ_1, и по формуле (33) новый радиус кривизны

$$r_1' \frac{V_1^2}{g \cos \theta_1},$$

а также $\Delta V_1/\Delta t$ по формуле (32). Затем повторим то же самое, пока не достигнем желаемой конечной высоты h_k.

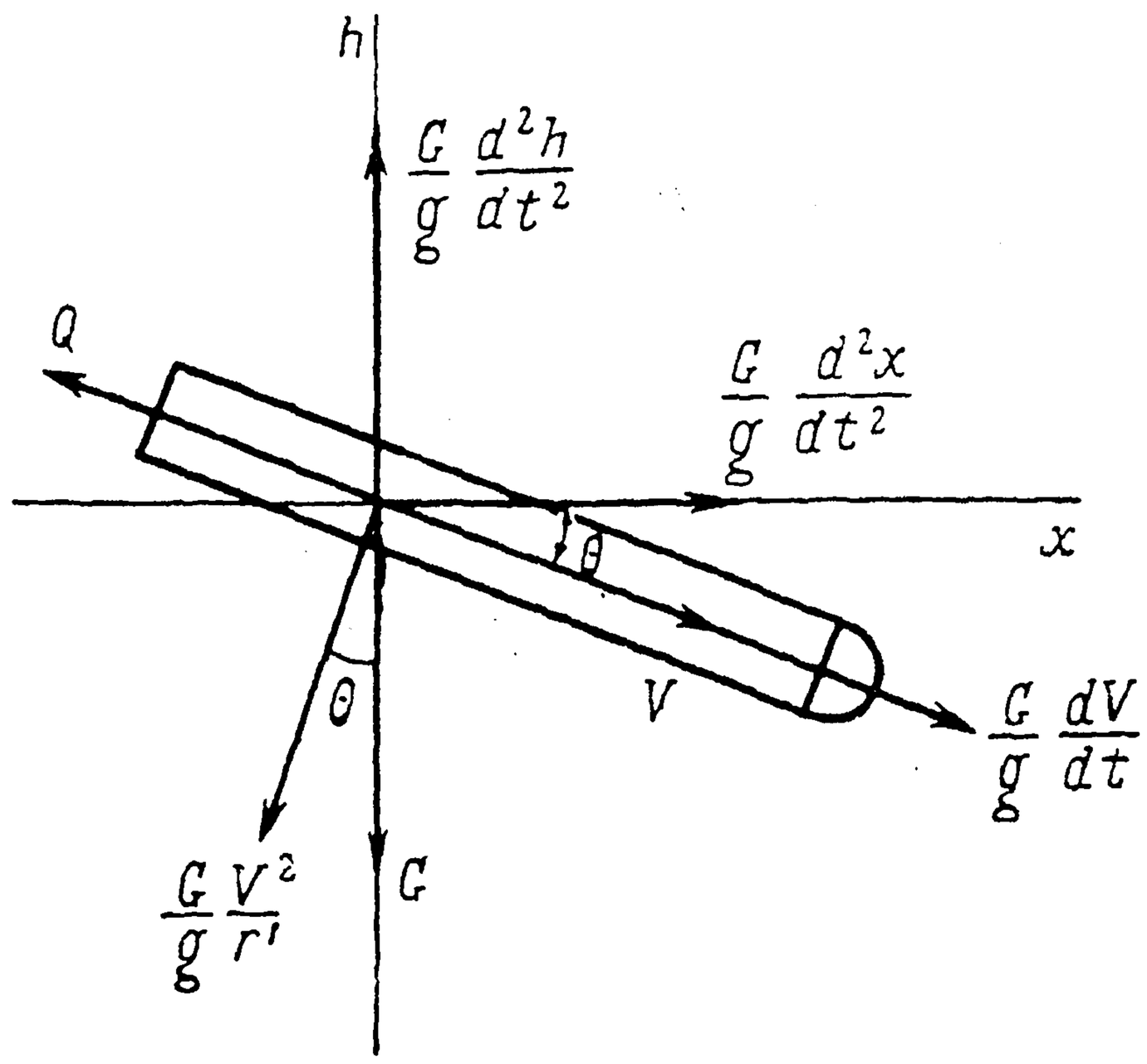
Аналогично поступаем и в других случаях. Если, например, дана высота, на которой спуск должен переходить в полет на постоянной высоте, то, исходя из сказанного выше, имеем данными h_k и $\theta_k = 0$; если при этом дана не скорость V_k, а скорость V_0, то необходимо построить ряд кривых. Примем любую скорость V_k, определим r_k' по формуле (33), а затем — dV_k/dt по формуле (32) и построим траекторию полета в обратном, чем в предыдущем случае, порядке.

Баллистический спуск без учета кривизны поверхности Земли

Рассматривая ускорения в вертикальном и горизонтальном направлениях (фиг. 9), получаем следующие уравнения движения [1]:

$$\frac{G}{g}\frac{d^2x}{dt^2} = -Q\cos\theta; \tag{34}$$

$$\frac{G}{g}\frac{d^2h}{dt^2} = Q\sin\theta - G. \tag{35}$$



Фиг. 9.

Так как

$$Q = c_{x\,\text{вр}}F_M\gamma V^2, \tag{36}$$

то

$$-\frac{d^2x}{dt^2} = \frac{g c_{x\,\text{вр}}F_M\gamma V^2}{G}\cos\theta,$$

или

$$-\frac{d^2x}{dt^2} = k_1\gamma V^2\cos\theta, \tag{34a}$$

где

$$k_1 = \frac{g c_{x\,\text{вр}}F_M}{G}. \tag{37}$$

---

[1] Автор не учитывает разгрузку от центробежных сил. *Прим. ред.*

Определяя проекции ускорений dV/dt и V^2/r' на вертикальное и горизонтальное направления, получаем

$$\frac{dV}{dt}\cos\theta - \frac{V^2}{r'}\sin\theta = \frac{d^2x}{dt^2}; \tag{38}$$

$$\frac{dV}{dt}\sin\theta + \frac{V^2}{r'}\cos\theta = -\frac{d^2h}{dt^2}. \tag{39}$$

Приближенно можем считать $\frac{V^2}{r'}\sin\theta \approx 0$, если скорость V — не очень велика, или угол θ — весьма мал. В этом случае уравнение (38) примет вид:

$$\frac{dV}{dt}\cos\theta = \frac{d^2x}{dt^2}. \tag{38a}$$

Если, далее, в уравнении (35) пренебречь величиной $Q\sin\theta$, то получим

$$\frac{d^2h}{dt^2} = -g;$$

откуда

$$h = -\frac{gt^2}{2} + C_1t + C_2.$$

РАСЧЕТ ПОЛЕТА МЕЖПЛАНЕТНОГО КОРАБЛЯ В АТМОСФЕРЕ (ПОДЪЕМ)[1]

Введем обозначения:

P — сила давления, производимого винтами или ракетою, направленная по оси аппарата, совпадающей с направлением полета;

α — угол наклона оси аппарата к горизонту;

$G = Mg_0$ — вес межпланетного корабля на поверхности Земли;

M — масса межпланетного корабля;

g_0 — ускорение силы тяжести на поверхности Земли;

V — скорость полета;

R/A — отношение сопротивления воздуху несущих поверхностей аэроплана в направлении полета к подъемной силе поверхностей, направленной перпендикулярно к направлению полета;

F_w — площадь перпендикулярной к направлению полета пластинки, соответствующей по своему сопротивлению воздуху сумме сопротивлений всех частей межпланетного корабля за исключением несущих поверхностей;

k — коэффициент сопротивления воздуху единицы поверхности пластинки, перпендикулярной к потоку, при плотности воздуха и скорости движения, равных единице;

γ — плотность воздуха на высоте h над поверхностью Земли;

W — полное сопротивление межпланетного корабля;

Q — подъемная сила несущих поверхностей, направленная перпендикулярно к направлению движения.

Пусть далее ξ — коэффициент, определяемый формулой:

$$\xi = \frac{\gamma V^2}{Q}. \tag{1}$$

Тогда полное сопротивление будет равно;

$$W = Q\frac{R}{A} + kF_W\gamma V^2 = \left(\frac{R}{A} + kF_W\xi\right)Q, \tag{2}$$

---

[1] В рукописи указана дата составления расчета—1924 г. В архиве Ф. А. Цандера была обнаружена его рукопись также под названием «Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере», но по вопросу подъема. Окончание этой рукописи не найдено, и потому редакция сочла возможным закончить ее, заключив окончание в квадратные скобки. *Прим. ред.*

причем $Q\frac{R}{A}$ — сопротивление крыльев и $kF_W\gamma V^2$ сопротивление пластинки F_W.

Пренебрегая центробежной силою от кривизны траектории полета, мы можем считать, что

$$Q=G\cos\alpha. \tag{3}$$

Сила P пропеллеров должна преодолевать: сопротивление воздуха W, составляющую веса корабля $G\sin\alpha$ и должна давать кораблю ускорение силой, равной $\frac{G}{g_0}\frac{dV}{dt}$, т. е.

$$P=W+G\sin\alpha+\frac{G}{g_0}\frac{dV}{dt}=$$

$$=\left(\frac{R}{A}+kF_W\xi\right)G\cos\alpha+G\sin\alpha+\frac{G}{g_0}\frac{dV}{dt}. \tag{4}$$

Отсюда находим полезную мощность двигателей или ракеты

$$N=PV=\left(\frac{R}{A}+kF_W\xi\right)GV\cos\alpha+GV\sin\alpha+\frac{G}{g_0}\frac{V\,dV}{dt}. \tag{5}$$

В этом расчете предположено для упрощения, что ускорение силы тяжести в пределах земной атмосферы постоянная величина. В действительности на высоте h оно равнялось бы:

$$g=g_0\frac{R^2}{(R+h)^2},$$

где $R=6370$ *км* — радиус Земли.

Тогда при $h=100$ *км*

$$g=g_0\frac{1}{\left(1+\frac{100}{6370}\right)^2}=0{,}97g_0,$$

а период ускорения корабля будет закончен ниже 100 *км* над поверхностью Земли.

По формуле расчета ракеты имеем

$$P=V_2\frac{B}{g_0}=-\frac{V_2}{g_0}\frac{dG}{dt}, \tag{6}$$

где V_2 — относительная скорость выхода газов из ракеты и B — расход горючего в единицу времени.

Расход горючего B равен убыли в весе корабля: $-\frac{dG}{dt}$.

Из уравнения 4 получаем:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{-g_0}{G}\frac{1}{g_0}\frac{dG}{dt}V_2 - \left(\frac{R}{A} + kF_W\xi\right)\frac{G\cos\alpha}{G}g_0 - G\sin\alpha\frac{g_0}{G},$$

или

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{dG}{G}\frac{V_2}{dt} - \left(\frac{R}{A} + kF_W\xi\right)g_0\cos\alpha - g_0\sin\alpha. \quad (7)$$

Известно, что при полете на режиме максимального аэродинамического качества сопротивление крыльев и вредное лобовое сопротивление аппарата приблизительно равны друг другу.

Это имеет место, если

$$\frac{R}{A} = kF_W\xi. \quad (8)$$

Вводя обозначение

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{R}{A} + kF_W\xi, \quad (9)$$

причем для наиболее выгодного полета

$$\operatorname{tg}\beta = 2\frac{R}{A}, \quad (10)$$

имеем

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{d\ln\frac{G}{G_0}}{dt}V_2 - g_0(\operatorname{tg}\beta\cos\alpha + \sin\alpha).$$

или

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{d\ln\frac{G}{G_0}}{dt}V_2 - g_0\frac{\sin(\alpha+\beta)}{\cos\beta}. \quad (11)$$

Это уравнение можно проинтегрировать при постоянном V_2, если известно как изменяется угол α с течением времени.

В общем случае имеем

$$V - V_0 = V_2\ln\frac{G_0}{G} - g_0\int_{t_0}^{t}\frac{\sin(\alpha+\beta)}{\cos\beta}dt, \quad (12)$$

а если $\alpha = \text{const}$, $\beta = \text{const}$, то

$$V - V_0 = V_2\ln\frac{G_0}{G} - g_0(t-t_0)\frac{\sin(\alpha+\beta)}{\cos\beta}. \quad (13)$$

Отсюда видно, что достигаемая скорость V тем больше для данного отношения весов G_0/G, т. е. расхода горючего и для данных V_2, α и β, чем меньше промежуток времени ускоренного движения.

Принимая расход горючего B постоянным, находим, что и сила $P = V_2 \frac{B}{g_0}$ постоянна; тогда из соотношения $\frac{dG}{dt} = -B$ имеем:

$$G_0 - G = B(t - t_0). \tag{14}$$

Подставив это выражение в (13), получим:

$$V - V_0 = V_2 \ln \frac{G_0}{G} - g_0 \frac{G_0 - G}{B} \frac{\sin(\alpha + \beta)}{\cos \beta} =$$

$$= V_2 \left[\ln \frac{G_0}{G} - \frac{G_0 - G}{P} \frac{\sin(\alpha + \beta)}{\cos \beta} \right]. \tag{15}$$

Из (12) видно, что с увеличением угла подъема α, сила тяги ракеты должна увеличиваться потому, что в уравнении (4) член $G \sin \alpha$ увеличивается и время полета необходимо сильно уменьшать, чтобы второй член в уравнении (12) был малым. Одновременно изменяется сопротивление воздуха, как видно из (1) и (2).

Можно найти наибольший угол α, который давал бы $V - V_0 = 0$. Из уравнения (15) получаем:

$$\sin(\alpha_{max} + \beta) = \frac{\ln \frac{G_0}{G} P \cos \beta}{G_0 - G}. \tag{16}$$

Для того чтобы в данный момент полета скорость не уменьшалась, определим α_{max} из (7), (11) и (6) для $dV/dt = 0$, т. е. для случая, когда скорость полета остается постоянной. Имеем

$$-\frac{dG}{G} \frac{V_2}{dt} - \operatorname{tg} \beta g_0 \cos \alpha_{max} - g_0 \sin \alpha_{max} = 0,$$

или

$$g_0 \frac{\sin(\alpha_{max} + \beta)}{\cos \beta} = -\frac{V_2}{G} \frac{dG}{dt} = \frac{P g_0}{G},$$

или

$$\sin(\alpha_{max} + \beta) = \frac{P}{G} \cos \beta. \tag{17}$$

Если мы полетим под углом α, для которого

$$\sin(\alpha + \beta) / \sin(\alpha_{max} + \beta) = \varepsilon, \tag{18}$$

то при $\varepsilon < 1$ корабль будет во всякий момент ускоряться.

Возьмем для примера: полный вес корабля в момент старта ракеты $G_0 = 5000$ *кг* (при этом предполагается, что 19% от полного веса корабля было израсходовано двигателями до рассматриваемого момента), силу тяги ракеты $P = 1500$ *кг*, отношение $R/A = 0{,}0624$. По формуле (10) получим:

$$\operatorname{tg} \beta = 0{,}1248; \quad \beta = 7°08'; \quad \cos \beta = \cos 7°08' = 0{,}992.$$

Уравнение (12) теперь легко интегрировать в случае если P и B постоянные величины.

Принимая начало полета ракеты $t_0=0$, получим:

$$G=G_0-Bt. \tag{19}$$

Далее имеем для интеграла правой части (12)

$$g_0\int_0^t\frac{\sin(\varkappa+\beta)}{\cos\beta}\,dt=g_0\varepsilon\int_0^t\frac{\sin(\alpha_{max}+\beta)}{\cos\beta}\,dt=\varepsilon g_0\int_0^t\frac{P}{G}\,dt=$$

$$=g_0\varepsilon P\int_0^t\frac{dt}{G_0-Bt}=\varepsilon Pg_0\int_0^t-\frac{1}{B}\,\frac{d(G_0-Bt)}{G_0-Bt}=-\frac{\varepsilon Pg_0}{B}\ln\frac{G_0-Bt}{G_0};$$

и уравнение принимает вид

$$V-V_0=V_2\ln\frac{G_0}{G}+\varepsilon\frac{P}{B}g_0\ln\frac{G_0-Bt}{G_0}=V_2\left(\ln\frac{G_0}{G}+\varepsilon\ln\frac{G_0-Bt}{G_0}\right)=$$

$$=V_2\ln\left(\frac{G_0}{G}\,\frac{(G_0-Bt)^\varepsilon}{G_0^\varepsilon}\right)=V_2\ln\frac{G_0^{1-\varepsilon}}{G^{1-\varepsilon}}=V_2(1-\varepsilon)\ln\frac{G_0}{G},$$

или

$$V-V_0=V_2(1-\varepsilon)\ln\frac{G_0}{G}. \tag{20}$$

Вместо того, чтобы взять $\varepsilon=\text{const}$, можно было бы лететь под углом α, для которого

$$\frac{\sin\alpha}{\sin\alpha_{max}}=\frac{1}{n},$$

где $n>1$.

Определяя в этом случае из уравнений (17) и (19) α_{max} как функцию t, затем графическим интегрированием второго члена правой части уравнения (12) можно получить также решение, но формула (20) скорее дает результат. Однако для того, чтобы всегда было $\alpha>0$, необходимо, чтобы в начале полета ракеты было $\varepsilon>0$, когда G наибольшее, а значит угол α — наименьший.

Из уравнений (17) и (18) имеем

$$\sin(\alpha+\beta)=\varepsilon\frac{P\cos\beta}{G}, \tag{21}$$

и взяв для начала полета $\alpha=0$, получаем

$$\varepsilon_{min}=\frac{G_0\operatorname{tg}\beta}{P}, \tag{22}$$

что представляет собою наименьшее значение ε, которое допускается. В нашем примере

$$\varepsilon_{min} = \frac{5000 \cdot 0,1248}{1500} = 0,416.$$

Принимая для водорода с кислородом $V_2 = 4130$ *м/сек*, и полагая, что ракета начинает работать при скорости $V_0 = 0,400$ *км/сек*, а мы рассматриваем полет до скорости $V = 0,8$ *км/сек* (см. уравнение 20), то

$$\lg \frac{G_0}{G} = \frac{V - V_0}{2,303 V_2 (1 - \varepsilon)} = \frac{8,0 - 0,4}{2,303 \cdot 4,13 (1 - \varepsilon)} = \frac{0,799}{1 - \varepsilon}.$$

При $\varepsilon = 0$ получилось бы $G_0/G = 6,30$, а при $\varepsilon = 0,5$ имеем $G_0/G = 6,30^2 = 39,5$. Это невыгодное отношение получается оттого, что мы для всего полета приняли $\varepsilon = 0,5$, между тем как с уменьшением веса G можно уменьшить и ε.

Поэтому, если принять: $G_0\varepsilon/G = \overline{V} = \text{const}$ (а не $\varepsilon = \text{const}$), то получим для интеграла правой части уравнения (12)

$$g_0 \int_{t_0}^{t} \frac{\sin(\alpha + \beta)}{\cos \beta} dt = g_0 \int_{t_0}^{t} \varepsilon \frac{\sin(\alpha_{max} + \beta)}{\cos \beta} dt =$$

$$= \frac{g_0 \overline{V}}{G_0} \int_{t_0}^{t} G \frac{P}{G} dt = \frac{g_0 \overline{V} P}{G_0} (t - t_0),$$

и если $t_0 = 0$, то

$$V - V_0 = V_2 \ln \frac{G_0}{G} - \frac{g_0 \overline{V} P}{G_0} t = V_2 \ln \frac{G_0}{G} -$$

$$- \frac{g_0 \overline{V} P}{G_0} \frac{G_0 - G}{B} = V_2 \left[\ln \frac{G_0}{G} - \overline{V} \frac{(G_0 - G)}{G_0} \right],$$

или

$$V - V_0 = V_2 \left[\ln \frac{G_0}{G} - \overline{V} \left(1 - \frac{G}{G_0} \right) \right]. \qquad (23)$$

Мы имеем $\overline{V}_{min} = \varepsilon_{min} = 0,416$; взяв $\overline{V}_{min} = 0,5$, получаем, опуская для приближенного расчета последний член уравнения (12), т. е. малую величину $\frac{G}{G_0} \overline{V}$

$$\frac{V - V_0 + \overline{V} V_2}{V_2} \approx \ln \frac{G_0}{G}, \qquad (24)$$

или

$$\lg \frac{G_0}{G} = \frac{1}{2{,}303 \cdot 4{,}13} (8{,}0 - 0{,}4 + 0{,}5 \cdot 4{,}13) = 1{,}018,$$

т. е.

$$\frac{G_0}{G} = 10{,}43. \tag{25}$$

При скорости $V = 11{,}3$ *км/сек* мы имели бы:

$$\lg \frac{G_0}{G} = \frac{1}{2{,}303 \cdot 4{,}13} (11{,}3 - 0{,}4 + 0{,}5 \cdot 4{,}13) = 1{,}365;$$

$$\frac{G_0}{G} = 23{,}2.$$

В пределе при $\overline{V} = \overline{V}_{min} = 0{,}416$ мы имели бы $\frac{G_0}{G} = 21{,}4$; а без всяких потерь было бы:

$$\lg \frac{G_0}{G} = \frac{10{,}9}{2{,}303 \cdot 4{,}13} = 1{,}146; \quad \frac{G_0}{G} = 14{,}0.$$

[[1] Эта формула пригодна пока $\sin(\alpha + \beta) \ll 1$; т. е. пока согласно формулам (17) и (18) $\frac{P}{G} \cos\beta \ll 1$ или $G \gg \varepsilon P \cos\beta$, в нашем примере это имело бы место при

$$\frac{G}{G_0} = \frac{\varepsilon P \cos\beta}{G_0} = \frac{0{,}5 \cdot 1500 \cdot 0{,}992}{5000} = \frac{1}{6{,}72}\Big].$$

Если написать уравнение (15) в виде:

$$\frac{V - V_0}{V_2} = \ln \frac{G_0}{G} - \frac{G_0 - G}{P} (\operatorname{tg}\beta \cdot \cos\alpha + \sin\alpha), \tag{26}$$

то можно вычислить средний за время полета угол α_{max}, для которого $V - V_0 = 0$; если при этом положить $\cos\alpha \approx 1$, то при больших уклонах α, которые имеют место при малом G, представляем трение в воздухе несколько преувеличенным против действительности; тогда

$$\sin\alpha'_{max} = \frac{\ln \frac{G_0}{G} - \frac{G_0 - G}{P} \operatorname{tg}\beta}{\frac{G_0 - G}{P}}. \tag{27}$$

---

[1] Если пренебрегать уже достигнутым двигателем высотой и скоростью полета ($h = 28$ *км*, $V_0 = 400$ *м/сек*).

Если при этом лететь под меньшим углом α_1, для которого $\sin\alpha/\sin\alpha'_{max}=1/n$, то из уравнения (26) получим

$$\frac{V-V_0}{V_2}\approx\ln\frac{G_0}{G}-\frac{G_0-G}{P}\operatorname{tg}\beta-\frac{G_0-G}{P}\sin\alpha,$$

(так как $\cos\alpha\approx 1$), откуда

$$\frac{V-V_0}{V_2}=\frac{G_0-G}{P}\left(\sin\alpha'_{max}-\frac{\sin\alpha'_{max}}{n}\right),$$

или

$$\frac{V-V_0}{V_2}=\frac{G_0-G}{P}\,\frac{n-1}{n}\sin\alpha'_{max}. \qquad (28)$$

Если даны G_0, β, P, V_2, V_0 и n, то легко вычислить по уравнениям (27) и (28) величину скорости V и угол α как функции G; чем больше уменьшение веса G_0-G, тем больше угол α.

Затем можно определить по формуле (14) время, истекшее с начала полета ракеты

$$t=\frac{G_0-G}{B}. \qquad (29)$$

Далее можно определить, на какой высоте должен совершаться полет со скоростью V; для этого воспользуемся формулой (1)

$$\xi=\frac{\gamma V^2}{Q}=\frac{\gamma V^2}{G\cos\alpha}\approx\frac{\gamma V^2}{G}.$$

Если обозначим поддерживающую поверхность крыльев аппарата через F, то можно сказать, что подъемная сила

$$Q=G_0\cos\alpha=\frac{A}{\gamma_0}\gamma F V^2, \qquad (30)$$

где A — подъемная сила единицы поверхности крыльев при скорости полета, равной единице;

$Q_0=AFV_0^2$, $\xi_0=\dfrac{\gamma_0 V_0^2}{Q_0}=\dfrac{\gamma_0}{AF}$ — значения Q и ξ на поверхности Земли.

Вредное сопротивление всех частей аппарата равно

$$kF_W\gamma V^2=kF_W\xi Q=kQ\,\frac{\gamma_0}{A}\,\frac{F_W}{F},$$

и по формуле (2) получаем полное сопротивление

$$W=Q\left(\frac{R}{A}+k\,\frac{\gamma_0}{A}\,\frac{F_W}{F}\right). \qquad (31)$$

(На этом рукопись Ф. А. Цандера обрывается [1]).

[Высоту, на которой совершается полет со скоростью V, можно определить, если учесть, что

$$\xi = \frac{\gamma_0}{AF} \cong \frac{\gamma V^2}{G}.$$

Преобразование дает величину γ/γ_0, характеризующую высоту полета, т. е.

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{G}{AFV^2}.$$

Скорость полета определим по формуле (28)

$$V = V_2 \frac{G_0 - G}{P} \frac{n-1}{n} V_0 t \sin \alpha'_{\max},$$

и тогда

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{G}{AF\left[V^2 \frac{G_0 - G}{P} \frac{n-1}{n} V_0 t \sin \alpha'_{\max}\right]}.$$

Высота, таким образом, определяется как функция веса ракеты].

О ТЕМПЕРАТУРЕ, КОТОРУЮ ПРИМЕТ МЕЖПЛАНЕТНЫЙ КОРАБЛЬ ПРИ ПЛАНИРУЮЩЕМ СПУСКЕ НА ЗЕМЛЮ

ОТ РЕДАКЦИИ

Ф. А. Цандер посвятил ряд теоретических работ вопросам возвращения межпланетного корабля на Землю. Уже в то время Ф. А. Цандер указал, что осуществление полета межпланетного корабля в космическое пространство с последующим возвращением на Землю требует решения ряда сложных научно-технических проблем, в том числе защиты корпуса корабля от теплового воздействия воздушного потока при движении его в атмосфере с большими сверхзвуковыми скоростями.

В публикуемой статье Ф. А. Цандер рассматривает аэродинамический нагрев межпланетного корабля и один из возможных способов его тепловой защиты. Некоторые приведенные в работе оценки температур корпуса и веса тепловой защиты корабля при планирующем спуске, полученные на конкретном примере, близки к значениям этих величин, даваемых современными методами расчета теплообмена. Следует отметить, что вопросы тепловой защиты межпланетного корабля на участке спуска и в настоящее время являются во многом не решенными и требуют проведения многочисленных теоретических и экспериментальных исследований теплообмена при сверхзвуковом обтекании тел. Поэтому исследования теплового режима межпланетного корабля, проведенные Ф. А. Цандером еще в 1925 г., представляют несомненный интерес и в настоящее время. Статья подготовлена к печати канд. техн. наук Б. П. Плотниковым.

Межпланетный корабль приносит с собою, входя из межпланетного пространства в земную атмосферу, большое количество кинетической энергии, которую он теряет, тормозясь в атмосфере.

Если скорость входа корабля в атмосферу равна 11,2 *км/сек*, то для осуществления планирующего спуска при этой скорости необходимо создать отрицательную подъемную силу с помощью угла атаки. Это следует из того, что при данной скорости центробежная сила C_1, развиваемая при кружении вокруг Земли, равна двойному весу корабля. При $V=8$ *км/сек* имеем $C_8=G$, а так как

отношение скоростей $11{,}2/8 = \sqrt{2}$ и $C = V^2/R$ (R — радиус Земли), то при $V = 11{,}2$ *км/сек* получим

$$C_{11,2} = C_8 (\sqrt{2})^2 = 2C_8 = 2G.$$

Силою $C_{11,8} - G = G$ необходимо придавливать аэроплан по направлению к Земле. Только бóльший коэффициент сопротивления при больших скоростях делает возможным некоторое уменьшение угла атаки, отчего уменьшается общее сопротивление воздуха.

Примем общее сопротивление воздуха W при скорости корабля 11,2 *км/сек* равным $1/n$ части веса межпланетного корабля, т. е. $W = G/n$ (где $n \approx 6$) [1].

Работа, которую совершает при этом сила сопротивления в единицу времени, равна:

$$L = WV = \frac{GV}{n}.$$

При уменьшении скорости межпланетного корабля до 8 *км/сек* сопротивление воздуха упадет, ввиду того, что при этой скорости тело свободно кружится вокруг земного шара и угол атаки крыльев может быть уменьшен до нуля. Отсюда видно, что при V_{max} мощность L будет также максимальной и секундное повышение температуры будет также наибольшим.

Найдем, какую температуру принял бы межпланетный корабль в случае, если общая мощность была бы постоянной. Действительный нагрев будет меньше, ввиду постепенного уменьшения мощности вследствие торможения корабля.

Мощности L соответствует тепловая энергия, равная AL, где $A = 1/427$ *ккал/кгм* тепловой эквивалент работы. На больших высотах воздух весьма разрежен и теплотою, которая подводится к кораблю от воздуха, можно пренебречь. Теплота Q, излученная в единицу времени (в 1 час), равна

$$Q = cF(T^4 - T_0^4),$$

где F — поверхность межпланетного корабля в $м^2$, которая излучает теплоту;

T — температура нагретой поверхности межпланетного корабля;

T_0 — температура окружающей среды;

c — коэффициент излучения для абсолютно черного тела;

$$c = 4{,}40 \cdot 10^{-8} \text{ ккал}/м^2 час$$

(мы можем принять $c \approx 4 \cdot 10^{-8}$).

---

[1] Коэффициент $n = 6$ автором, видимо, выбран на основании существовавших в то время данных по сопротивлению самолетов.

Мы предполагаем, что на поверхности корабля устанавливается тепловое равновесие; в этом случае можно написать уравнение теплового баланса

$$Q = \varphi AL = \varphi \frac{AGV}{n} = cF(T^4 - T_0^4),$$

где φ — некоторый коэффициент,

причем $\varphi < 1$, так как часть энергии L израсходуется на завихрение воздуха при движении межпланетного корабля [1].

G должно быть выражено в *кг*, V в *м/час*.

Примем для примера, что $G = 1000$ *кг* поверхность крыльев (сумма верхних и нижних сторон), равной $2 \times 40 = 80$ $м^2$, а поверхность самого корпуса при длине его 15 *м* и среднем диаметре 2 *м* составит 94,3 $м^2$, вся поверхность равна:

$$F_1 = 80 + 94{,}3 \approx 170 \text{ } м^2.$$

Если из этой поверхности будет нагреваться в среднем $\frac{1}{m}$ часть, то можем написать

$$F = \frac{F_1}{m}.$$

Тогда получаем

$$T^4 = T_0^4 + \varphi \frac{AGVm}{ncF_1},$$

а принимая для T_0 его вероятный верхний предел $T_0 = 273°$ К,

$$T^4 = 273^4 + \frac{1000 \cdot 11{,}2 \cdot 10^3 m\varphi 10^8 \cdot 3{,}6 \cdot 10^3}{6 \cdot 427 \cdot 4{,}0 \cdot 170} = 55{,}8 \cdot 10^8 + 23\,100 \cdot 10^8 m\varphi.$$

В случае если мы примем как наиболее вероятное, значение $\varphi = \frac{1}{70}$ (эта величина была найдена для метеоров, которые с большой скоростью влетают в земную атмосферу)[2], и $m \approx 20$, т. е., что нагревается лишь передняя часть корпуса и крыльев, то получим:

$$\frac{T^4}{10^8} = 55{,}8 + 23\,100 \frac{20}{70} \approx 6656; \quad T = 902° \text{ К};$$

$$t = 902 - 273 = 629° \text{ С}.$$

[1] Коэффициент φ показывает, какая доля кинетической энергии переходит в тепло, поступающее к поверхности корабля.

[2] В период работы Ф. А. Цандера над этой статьей не было каких-либо фундаментальных исследований по теплообмену тел, движущихся с большими сверхзвуковыми скоростями в атмосфере Земли, на основании которых можно было бы установить истинное значение коэффициента φ. Проведенные в последнее время исследования по теплообмену при сверхзвуковом обтекании тел, показали, что принятый Ф. А. Цандером коэффициент $\varphi = 1/70$ близок к реальному значению.

Даже в том случае, если бы вся энергия от торможения передавалась $^1/_{20}$ части поверхности корабля, то мы имели бы $\varphi=1$, $m=20$ и

$$\frac{T^4}{10^8}=55{,}8+23\,100\cdot 20=462\,056;$$

$$T=2610^\circ\text{ K};\quad t=2610-273=2337^\circ\text{ C}.$$

Если устроить передвижную поверхность таким образом, чтобы все части ее равномерно нагревались, то можно принять $\varphi=\frac{1}{70}$, $m=1$, т. е.

$$\frac{T^4}{10^8}=55{,}8+\frac{23\,100}{70}=386;$$

$$T=444^\circ\text{ K};\quad t=444-273=171^\circ\text{ C}.$$

Мы можем также отвести всю теплоту, нагревающую межпланетный корабль, водой, превращаемой теплотой в пар. Если мы воду возьмем с собою в виде льда, то 1 *кг* воды при давлении 1 *атм* может отнять $q=80+637=717$ *ккал/кг*.

Вся энергия, которую приносит межпланетный корабль с собой, равна $E=GV^2/2g$, а теплота, которую необходимо отвести, равна

$$R=\varphi EA=\varphi\frac{V^2AG}{2g},$$

тогда вес воды $G_в$, необходимый для отвода всей теплоты, будет равен:

$$G_в=\frac{R}{q}=\frac{\varphi V^2AG}{2gq},$$

и, следовательно,

$$\frac{G_в}{G}=\varphi\frac{V^2A}{2gq}.$$

Подставляя $V=11{,}2$ *км/сек*; $\varphi=\frac{1}{70}$; $q=717$ *ккал/кг* и $g=9{,}81$ *м/сек*^{2}, получаем:

$$\frac{G_в}{G}=\frac{11{,}2^2\cdot 10^6}{70\cdot 427\cdot 2\cdot 7{,}81\cdot 717}=0{,}299,$$

т. е. вес воды составит 30% от веса межпланетного корабля.

Спрашивается еще, какой величины должна быть поверхность нагрева для того, чтобы испарить количество воды, необходимое для охлаждения корабля.

В справочных книгах дается количество угля, сжигаемое на 1 *м*^{2} поверхности нагрева котла, а также коэффициент полезного дей-

ствия установки, откуда легко определить число калорий, которое в 1 час передается воде с 1 $м^2$ поверхности. Оказывается, что для пассажирских паровозов последнее число составляет приблизительно 37 000 *кал/час* $м^2$ или $\frac{37\,000}{3\,600} = 10{,}3$ *кал/сек* $м^2$.

В максимуме тепловых потоков необходимо отвести всего

$$Q = \frac{\varphi AGV}{n} \text{ кал/сек или в нашем примере:}$$

$$Q = - \frac{1000 \cdot 11{,}2 \cdot 10^3}{70 \cdot 427 \cdot 6} = 62{,}5 \text{ кал/сек;}$$

значит всего требуется лишь $625/10{,}3 = 6{,}06 \sim 6$ $м^2$ поверхности, для того, чтобы отвести количество теплоты, поступающее к поверхности корабля.

Далее можно показать, что температура наружной стенки корабля не будет сильно нагреваться.

Принимая, например, толщину стенок медных охлаждающих водяных рубашек равной 2 *мм*, причем для меди коэффициент теплопроводности равен $\lambda = 300$ *кал/м час* °С, и если вода все время кипит, то для нее коэффициент теплопередачи можно принимать

$$\alpha = 10\,000 \text{ кал/м}^2 \text{ час } ^\circ\text{C}.$$

Тогда получаем для общего коэффициента теплопередачи:

$$k = \frac{1}{\frac{1}{\alpha} + \frac{\delta}{\lambda}} = \frac{1}{\frac{1}{10\,000} + \frac{2}{300 \cdot 1000}} = 9390 \text{ кал м}^2 \text{ час } ^\circ\text{C}.$$

Принимая температуру охлаждающей воды равной $t = 100^\circ$ С, получаем по формуле $Q = kF(t_k - t)$ температуру наружных стенок охлаждающей рубашки

$$t_k = t + \frac{Q}{kF} = 100 + \frac{62{,}5 \cdot 3600}{9390F} = 100 + \frac{24}{F}.$$

Если $F = 6{,}06$ $м^2$, то получаем $t = 100 + \frac{24}{6{,}06} = 104^\circ$ С, а при $F = 1$ $м^2$, получим $t = 124^\circ$ С.

Мы видим, таким образом, что очень легко можно охладить межпланетный корабль во время спуска: даже если будут греться лишь передние кромки, т. е. малая поверхность; при этом температура охлаждаемых стенок не будет высокою.

ОБ ОТКЛОНЕНИИ МЕТЕОРОВ И ЗАДЕРЖИВАНИИ ИХ ДЕЙСТВИЕМ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ЭЛЕКТРИЧЕСТВА, ВЫПУСКАЕМОГО МЕЖПЛАНЕТНЫМ КОРАБЛЕМ [1]

В настоящей статье разбирается вопрос о возможности предохранения межпланетного корабля во время его путешествия в межпланетном пространстве от попадания в него метеоров. Предполагается применить следующий метод: межпланетный корабль соединяется с шаром, изготовленным из тончайших металлических листов. Шар электризуется отрицательным электричеством. Собственно межпланетный корабль можно располагать либо в шаре, либо за ним, чтобы метеоры его не могли настигать. Навстречу метеорам выпускается поток электронов, например, в виде катодных лучей. Электроны образуют заряд на метеорах, которые от шара, связанного с межпланетным кораблем, отталкиваются электрическими силами, вследствие чего число попаданий метеоров в межпланетный корабль может равняться нулю. Чем меньше метеоры, тем легче они будут задерживаться. Легче всего защищаться от метеорной пыли.

Пусть

m — масса метеора;

V_∞ — скорость метеора на бесконечно большом расстоянии от межпланетного корабля;

R — расстояние метеора от межпланетного корабля в данный момент;

R_0' — радиус шара, связанного с межпланетным кораблем;

K и K_0 — силы, с которыми отталкивается от межпланетного корабля метеор на расстояниях R и R_0.

μ, μ_1 — количества электричества, которые находятся в данный момент на метеоре и на межпланетном корабле;

μ_0 — количество электричества, которое находится на метеоре, когда расстояние между ним и межпланетным кораблем равно R_0;

U, U_1, U_0 — потенциалы метеора и корабля, соответствующие количествам электричества μ, μ_0 и μ_1,

γ/g — массовая плотность метеора;

r — радиус метеора;

---

[1] Статья написана в период с 26/VI по 6/VII—1925 г. Подготовлена к печати инженером Л. В. Летучих. *Прим. ред.*

R_0 — наименьшее расстояние между метеором и центром шара межпланетного корабля;

ν — количество электричества, выбрасываемого в одну секунду межпланетным кораблем в телесный угол, равный единице;

σ — телесный угол, в который выбрасывается электричество.

Можем написать, что энергия движения метеора в бесконечности равна $E=\frac{mV_\infty^2}{2}$. Если предположим, что метеор уже в бесконечности имеет потенциал U_0, то сила взаимодействия между метеором и межпланетным кораблем на расстоянии R равна $K=K_0\frac{R_0^2}{R^2}$. Если мы еще примем, что межпланетный корабль движется по линии движения метеора и заметно не замедляется последним, либо вследствие своей большой массы, либо же вследствие того, что он выпускает лучи также в других направлениях, отталкиваясь и от других метеоров, то мы можем написать для потенциальной работы силы K:

$$E_1=\int_{R_0}^{\infty}K\,dR=k_0R_0^2\int_{R_0}^{\infty}\frac{dR}{R^2}=K_0R_0. \qquad (1)$$

Если относительная скорость между метеором и шаром равна нулю, в частности, когда первый касается второго, то для последнего случая имеем:

$$E=E_1,\ \text{т. е.}\ \frac{mV_\infty^2}{2}=K_0R_0\ \text{ или }\ K_0=\frac{mV_\infty^2}{2R_0}. \qquad (2)$$

Здесь V_∞ — скорость метеора относительно межпланетного корабля.

По закону Кулона имеем

$$K_0=\frac{\mu_1\mu_0}{R_0^2}. \qquad (3)$$

При этом $\mu_1=R_0'U_1$ и $\mu_0=rU_0$, где R_0, r — емкости, измеряемые радиусами шаров. Здесь введено условие, что метеор имеет шаровидную форму. Для других форм поверхности при данной массе эти величины больше, но количество электричества, падающее в единицу времени на метеор данной массы, не будет сильно разниться от принятого здесь, ввиду того, что в проекции на плоскость, перпендикулярную к катодным лучам, предмет в среднем будет иметь приблизительно такое же сечение, как шар. Для тел разной формы это будет исследовано после [1].

[1] Все исследования проведены Ф. А. Цандером для метеоров шаровой формы, а исследования для других форм метеоров не освещены в данной работе и в архиве Ф. А. Цандера пока не найдены.

Если метеор в своем ближайшем положении от центра шара межпланетного корабля касается последнего и потенциалы шара и метеора одинаковы $U_1 = U_0$, то

$$R_0' = R_0 - r;\ \mu_1 = (R_0 - r)\,U_1;\quad \mu_0 = 2V_1.$$

Если подставим это в формулу (3), то получим:

$$K_0 = \frac{(R_0 - r)\,rU_1^2}{R_0^2},$$

или по формуле (2)

$$K_0 = \frac{mV_\infty^2}{2R_0} = \frac{\left(1 - \frac{r}{R_0}\right)rU_1^2}{R_0},$$

откуда

$$U_1^2 = V_\infty^2 \frac{m}{2r\left(1 - \frac{r}{R_0}\right)}.$$

Масса шара равна $m = \frac{4}{3}\pi r^3 \frac{\gamma}{g}$, так что

$$U_1^2 = V_\infty^2 r^2 \frac{2\pi\gamma}{3g\left(1 - \frac{r}{R_0}\right)}. \qquad (4)$$

Отсюда видно, что потенциалы, необходимые для полного торможения метеоров у поверхности шара межпланетного корабля, пропорциональны скорости метеора и его радиусу, а также корню квадратному из плотности метеора. Если примем, что метеор радиуса $r = 1$ *см* состоит из железа с удельным весом $\gamma = 7{,}86$ *кг/дм*^{3} и что скорость метеора по отношению к межпланетному кораблю равна $V = 25$ *км/сек* $= 25 \cdot 10^5$ *см/сек*, то получим, проводя расчет в CGS системе,

$$U_1 = U_0 = 300 \cdot 25 \cdot 10^5 \cdot 1{,}0 \sqrt{\frac{2\pi \cdot 7{,}86}{3\left(1 - \frac{r}{R_0}\right)}},$$

или, при $r/R_0 \approx 0$,

$U_1 = U_0 = 3{,}04 \cdot 10^9$ *в*. Потенциал земного шара равен, согласно теории Максвелла и Экснера, $1{,}9 \cdot 10^9$ *в*. Этим напряжением можно останавливать метеоры; радиус которых равен $r = 1{,}0 \cdot 19/30{,}4 = 0{,}625$ *см*, что соответствует весу

$$mg = \frac{4}{3}\pi r^3 \gamma = \frac{4}{3}\pi \cdot 0{,}625^3 \cdot 7{,}86 \cong 8\ г.$$

Метеоры, у которых траектория движения не проходит через центр шара межпланетного корабля, будут отклоняться много легче.

Если принять $r \ll R$, т. е. $\frac{r}{R} \approx 0$, то из формулы (4) видно, что необходимый для останавливания метеоров потенциал не зависит от радиуса шара межпланетного корабля.

Если $R_0' \approx R_0$, то $K_0 \approx \frac{\mu_0 U_1}{R_0}$, т. е. сила взаимодействия между метеором и шаром при соприкосновении метеора и шара обратно пропорциональна радиусу шара межпланетного корабля.

Метеоры, не выброшенные когда либо земными вулканами, в общем не будут обладать потенциалом Земли. На это ясно указывает то обстоятельство, что на Землю падает и метеорная межпланетная пыль. Можно также сказать, что метеоры, обладающие острыми гранями и углами, легко будут терять заряд электричества. Поэтому в общем случае необходимо, чтобы межпланетный корабль выпускал заряд отрицательного электричества.

Если мы, например, соберем солнечную энергию большими выпуклыми зеркалами, связанными с межпланетным кораблем, испарим полученной теплотою воду в паровом котле и приведем паром в действие паровую машину, а от нее динамомашину и далее прибор, излучающий катодные лучи, то мы можем постоянно выбрасывать в пространство большие количества отрицательного электричества.

Главными носителями энергии служат катодные лучи, которые выбрасывают электроны с огромной скоростью.

Поэтому подробнее рассмотрим выбрасывание электронов, процесс заряжения и задерживания метеоров.

В телесный угол $d\sigma$ за время dt выбрасывается электричество $\nu d\sigma\, dt$ кулон. Шарообразный метеор радиуса r будет виден на расстоянии R от межпланетного корабля под углом $\frac{\pi r^2}{R^2} = \Delta\sigma$. За время dt на метеор упадет количество электричества, равное: $\nu \frac{\pi r^2}{R^2} dt$.

В рассматриваемый момент на метеоре находится количество электричества, равное $\mu = rU$ кулон, и сила взаимодействия равна $K = \frac{\mu\mu_1}{R^2}$, причем $\mu_1 = R_0' U_1$. По законам механики имеем также $K = -m\frac{dV}{dt}$, где $V = -\frac{dR}{dt}$. Скорость метеора в данный момент считаем отрицательной, так как рассматривается случай сближения метеора и межпланетного корабля. Отсюда получаем

$$K = \frac{\mu\mu_1}{R^2} = -m\frac{dV}{dt},$$

или

$$-\frac{dV}{dt}=\frac{\mu\mu_1}{mR^2}=\frac{\mu_1 r}{m}\frac{U}{R^2}. \tag{5}$$

С другой стороны приращение количества электричества на метеоре равно

$$d\mu=\nu\frac{\pi r^2}{R^2}dt,$$

откуда

$$\frac{d\mu}{dt}=r\frac{dU}{dt}=\frac{\pi\nu r^2}{R^2}. \tag{6}$$

Вводя постоянные величины

$$K_1=\frac{\mu_1 r}{m} \quad \text{и} \quad K_2=\pi\nu r,$$

получим два дифференциальных уравнения:

$$-\frac{dV}{dt}=K_1\frac{U}{R^2}; \tag{5a}$$

$$\frac{dU}{dt}=\frac{K_2}{R^2}. \tag{6a}$$

Деля их почленно, получаем

$$\frac{dV}{dU}=-\frac{K_1}{K_2}U,$$

или

$$dV=-\frac{K_1}{K_2}U\,dU,$$

откуда

$$V-V_\infty=\frac{K_1}{2K_2}(U_\infty^2-U^2),$$

или также

$$V=-\frac{K_1}{2K_2}U^2+b_1, \tag{7}$$

где U_∞ — потенциал, который имел метеор на бесконечно большом расстоянии от межпланетного корабля, а

$b_1=\frac{K_1}{2K_2}U_\infty^2+V$ — постоянная величина.

Подстановкой $V=-\frac{dR}{dt}$ уравнения (5а) и (7) приводятся к виду

$$\frac{d^2R}{dt^2}=K_1\frac{U}{R^2}, \quad \frac{dR}{dt}=\frac{K_1}{2K_2}U^2-b_1;$$

исключая из этих выражений U получаем:

$$\frac{dR}{dt} - \frac{K_1}{2K_2}\left(\frac{d^2R}{dt^2}\right)^2 \frac{R^4}{K_1^2} + b_1 = 0,$$

или

$$R^2 \frac{d^2R}{dt^2} = \pm \sqrt{2K_1K_2} \sqrt{b_1 + \frac{dR'}{dt}}.$$

Введем постоянную

$$b_2 = \mp \sqrt{2K_1K_2} = \sqrt{\frac{\mu\pi\nu \cdot r}{m}}.$$

Так как $m = \frac{4}{3}\pi r^3 \frac{\gamma}{g}$, то

$$b_2 = \mp \sqrt{\frac{3g\mu\nu}{2r\gamma}}.$$

Теперь получаем:

$$\frac{d^2R}{dt^2} = -\frac{b_2}{R^2}\sqrt{b_1 + \frac{dR}{dt}},$$

или подстановкой

$$V = -\frac{dR}{dt} \text{ и } \frac{dV}{dt} = -\frac{d^2R}{dt^2}$$

получаем

$$\frac{dV}{dt} = \frac{+b_2}{R^2}\sqrt{b_1 - V}.$$

Но так как

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dR}\frac{dR}{dt} = -\frac{V\,dV}{dR},$$

то

$$-\frac{V\,dV}{\sqrt{b_1 - V}} = \frac{b_2\,dR}{R^2};$$

или, после интегрирования

$$+b_2\left(\frac{1}{R} - \frac{1}{R_\infty}\right) = +\int_{V_\infty}^{V} \frac{V\,dV}{V' - V}. \tag{8b}$$

Для вычисления интеграла правой стороны введем новую переменную

$$z = b_1 - V. \tag{9}$$

Тогда $dz=-dV$, и правая часть уравнения (8) принимает вид:

$$\int \frac{(b_1-z)(-dz)}{\sqrt{z}} = -b_1\int \frac{dz}{\sqrt{z}} +$$

$$+\int \sqrt{z}\,dz = (\sqrt{z_\infty}-\sqrt{z}) + \frac{2}{3}(z^{3/2}-z_\infty^{3/2}).$$

Подставляя это в уравнение (8) и вводя обозначение

$$b_3 = +\frac{b_2}{R_\infty} + 2b_1\sqrt{z_\infty} - \frac{2}{3}\sqrt{z_\infty^3},$$

получим

$$\frac{b_2}{R} = -b_3 - 2b_1\sqrt{z} + \frac{2}{3}\sqrt{z^3},$$

или

$$R = \frac{-b_2}{-b_3 + 2b_1\sqrt{z} - \frac{2}{3}\sqrt{z^3}}.$$

Переходя к переменной V (по формуле (9) имеем окончательно

$$R = \frac{-b_2}{-b_3 + 2b_1(b_1-V)^{1/2} - \frac{2}{3}(b-V)^{3/2}}.$$

Это выражение дает возможность рассмотреть поведение метеора в электростатическом поле, создаваемом межпланетным кораблем. В частности, оно дает возможность определить, какие значения принимает скорость V конкретно для каждой величины расстояния R между метеором и шаром в электростатическом поле, заданном параметрами μ_1 и ν.

Для случая полного торможения метеоров у поверхности шара, который характеризуется тем, что относительная скорость метеора $V=0$ при $R=R_0$, уравнение принимает вид:

$$R_0 = \frac{-b_2}{-b_3 + \frac{4}{3}b_1^{3/2}}.$$

Посредством этого выражения, где сложной функциональной зависимостью связаны параметры R_0, μ_1, ν, r, U_∞, V_∞ можно определить, какое количество электричества ν должен выбрасывать шар в единицу времени для полного торможения метеоров у поверхности межпланетного корабля.

Для определения реальных электрических параметров шара, которые обеспечат надежную защиту межпланетного корабля от бомбардировки метеорами, необходимо в дальнейших расчетах величины r, U_∞, V_∞ выбирать наиболее вероятными из их значений.

ПРОБЛЕМЫ СВЕРХАВИАЦИИ И ОЧЕРЕДНЫЕ ЗАДАЧИ ПО ПОДГОТОВКЕ К МЕЖПЛАНЕТНЫМ ПУТЕШЕСТВИЯМ[1]

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 бóльшую часть земного шара; перечисляются главные задачи сверхавиации и дается обзор работам, которыми необходимо заниматься уже теперь для подготовки к межпланетным путешествиям.

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/сек,* 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/сек* 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/сек* на высоте приблизительно 60 *км.*

Для решения этой задачи необходимы следующие исследования:

---

[1] Статья представляет собой краткое содержание доклада, написанного автором на эту тему, и последние страницы этой рукописи, содержащие общую сводку проблем сверхавиации. *Прим. ред.*

1. В области винтомоторной группы: исследование центробежных нагнетателей с увеличенным охлаждением и с числом ступеней бóльшим 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, сжижающихся 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 для очистки наблюдательных окон.

8. Теоретические исследования траектории полета, разработка приборов, показывающих напряжения в материалах.

Работами по этим пунктам мы сможем приготовиться 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. Требуются 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/сек.* 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, заряженного 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 бóльшей 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 производство 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 возможно 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 плодовитых растений, может прокормить одного человека при площади ее в один квадратный метр. Даже если потребовались бы 100 квадратных метров, площадь была бы меньше поверхности самолета [1]. Растения могут находиться в пустом помещении, в котором распыливается жидкость. Помещение по мере роста растений беспрепятственно раздвигается, что дает экономию в месте, необходимом для оранжереи.

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 устройством 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. после вылета за земную атмосферу, уже будет выгоднее строить межпланетный

---

[1] Здесь и далее под самолетом подразумевается межпланетный корабль в виде самолета. *Прим. ред.*

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/сек.* 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, потребные 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, имеющихся 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, наэлектризованная 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/сек* добавочной скорости полета. Облет Земли вне атмосферы дает около 10 *км/сек*, а облет внутри атмосферы 50—55 *км/сек*. Облет Юпитера вне его атмосферы может увеличить скорость полета на 24 *км/сек*.

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, получить 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 удается 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 вылет человека в межпланетное пространство и перелет на другие планеты осуществится в ближайшее время.

Приложение 1

КОНСПЕКТ ЛЕКЦИИ

О МОЕМ МЕЖПЛАНЕТНОМ КОРАБЛЕ, ЧИТАННОЙ В ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ СЕКЦИИ МОСКОВСКОГО ОБЩЕСТВА ЛЮБИТЕЛЕЙ АСТРОНОМИИ

20/I 1924 г.

A. Введение: распределение материала: сперва основные тезисы, действие, преимущества моих конструкций, а затем расчет их.

B. Доклад о моем межпланетном корабле.

I. Прочесть статью для журнала «Самолет» и показать чертежи.

II. Расчет ракеты межпланетного корабля.

a) Сила ракеты.

b) Скорость газов ракеты

c) Коэффициент полезного действия и игра энергии.

d) Определение сечений ракеты, скоростей, давлений, удельных весов и температур.

e) Расчет трения о стенки ракеты

f) и теплоты, отводимой через стенки и толщины стенок.

g) Практический пример расчета величин с a) до f) и термический коэффициент полезного действия, как функция высоты.

III. Расчет полета ракетою и общего расхода горючего.

IV. Расчет полета двигателем и мощность двигателя.

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 инженерных расчетов.

C. Заключение: необходимо всестороннее исследование конструкции. желательно образование общества исследователей любителей межпланетных путешествий.

Приложение 2

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!

Это 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 вникновение в самую глубину вопросов: с одной стороны мы будем теоретической разработкой вникать в явления, начертая ход их, и разрабатывая, отчасти совместно работая, конструкции; с другой стороны, мы испытуем практически, добиваясь скорейшего успеха, модели и маленькие ракеты для исследования высших слоев атмосферы, испытуем на опытах правильность теоретических выводов, качество горючих и т. п.

Наша задача будет, значит, состоять:

1) в лабораторной;

2) в чертежной;

3) в теоретической научной работе, причем все три рода работ будут тесно связаны друг с другом.

В дальнейшем будущем при дружной совместной работе мы тогда прибавим, как предвидется еще 4) — постройку больших аппаратов для подъемов людей в высшие слои атмосферы и само межпланетное пространство; надеемся, что сможем давать друг другу руку на других планетах.

Лабораторная и практическая работа

1. Самой ударной работой в лаборатории несомненно следует признавать:

А) Испытание маленьких ракет, действующих разными горючими материалами. Уже после первых удачных опытов можно будет пускать такие ракеты, испытуя приборы для сохранения устойчивости. В этом отношении сильно продвинет дело выписанный конкурс на маленькие ракеты для испытания высших слоев атмосферы. Затем необходимо будет испытания распространить на 1) влияние начального давления и конечного давления газов, 2) гладкости стенок, 3) прохождение тепла через стенки, 4) определение пропульсивной силы для всех случаев, 5) разные горючие, также и металлы, 6) материалы для ракет в связи с температурою

стенок и внутренним давлением, 7) испытание разных стабилизаторов движения, 8) испытание ракеты-инжектора, работающей атмосферным воздухом, 9) испытание сложных, вложенных друг в друга ракет, 10) определение конструкций, могущих взять с собой наибольший процент жидкого горючего.

Далее следует:

B) Постройка и испытание моделей складываемых и нескладываемых аэропланов разных систем, приводимых в движение ракетами и двигателями или только ракетами.

C) Испытание действия больших ускорений на особо построенных центробежных аппаратах.

D) Постройка и испытание двигателей, работающих жидким кислородом или солнечной теплотою.

E) Испытание водолазных костюмов для полетов на большие высоты и в пространство и предохранительных приборов к ним.

F) Испытание аппаратов, регенерирующих выдыханный воздух и проч.

G) Исследования к оранжерее авиационной легкости;

H) Испытание телевизии для ракет.

I) 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.

K) Исследование высших слоев атмосферы ракетами, шарами-зондами и фотометрическим наблюдением сумерек и инструменты к ним.

L) Испытание тончайших листов для экранов.

M) Испытание колец, через которые течет электрический ток, причем внутри находится железная пыль.

Приложение 3

17/X 1926 г.

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)

I. Предисловие. Путь исследователя и изобретателя.
II. Оглавление.
III. Введение. Предмет книги. Очерчивание величины задачи.
IV. Расчет ракет 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 ($\eta_i=\eta_m\cdot\varphi\cdot\eta_t$). Диаграмма его зависимости от скорости полета.

г) Полный коэффициент полезного действия ракеты (η_{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. Трудность охлаждения маленьких ракет по сравнению с большими.

8) Определение толщины стенок ракеты [1].

9) Численные примеры.

а) Водородно-кислородная ракета на осевое давление $P\approx1500$ *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.

---

[1] Здесь так же как и в пп. 4—7 под ракетой следует понимать ракетный двигатель. *Прим. ред.*

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) Охлаждением стенок ракеты 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. V2б 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:
α) полеты давлением катодных лучей, испускаемых самим межпланетным кораблем;
β) полеты давлением катодных лучей, которые пучком параллельных лучей передаются на межпланетный корабль извне.
з) Полеты 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 помощью шаров, наэлектризованных статическим электричеством и отталкивающихся от небесных тел (Солнца, планет, их лун и т. д.), предполагая, что они заряжены. Тоже в случае притягивания ими.

к) Полеты другими методами.

3) Межпланетные станции; их значение, расположение для различных целей и вероятное устройство.

4) О результатах расчетов полета ракет ученого К. Э. Циолковского, проф. H. 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 $\leqslant 8$ *км* в сек.). Теория.

а) Полет с помощью двигателя.

б) Полет с помощью ракеты.

в) Полет с помощью двигателя и ракеты одновременно.

г) Численные примеры:

α) подъем с помощью двигателя постоянной мощности с диаграммами;

β) 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 энер-

гии летательного аппарата при больших скоростях полета:

α) общий случай;

β) случай, в котором коэффициент сопротивления крыльев R — постоянная величина;

γ) 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, принимая во внимание кривизну Земли.

и) Падение в атмосфере, пренебрегая кривизною Земли; пологий полет.

к) Движение по дуге круга с постоянной скоростью.

л) Приближенное определение зоны, окружающей земной шар, в которую можно влететь с большой скоростью ($\geqslant 8$ *км* в сек.), не разбиваясь.

м) О других случаях спуска на Землю:

α) планирующий спуск по прямой линии;

β) 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 отношении.

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 планеты.

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 ракетою 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 круги, 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 спиралям, если солнечные лучи падают косо на вращающийся диск, соединенный с межпланетным кораблем. Пути и времена полета, достигаемые скорости, вес дисков.
   в) Облет планет по спиралям 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 спиралям.
   б) 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 заряжении 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) Конструкция 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 жироскопом, или переворачивание особых рулевых ракет.

б) Передвижение масс, регулируемое жироскопами.

в) Жироскопы.

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 поддерживания жизни в герметически закрытом помещении в межпланетном корабле, на межпланетной станции, на луне, на другой планете, обладающей атмосферою.

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 аэрации сточных вод.

5) Опыты, произведенные до сих пор.

6) Первые опыты, произведенные автором.

7) Конструкции и расчет воздухонепроницаемых одежд.

8) Об использовании отбросов для вскармливания домашней птицы, рыб или животных.

XII. 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.* [1]).

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 тем-

---

[1] У Цандера этот двигатель носил название «Астрон». *Прим. ред.*

пературой 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 воздухонепроницаемых 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 путей, космической пыли, электростатического 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 огромной скоростью.

12) Изготовление системы вогнутых зеркал или стекол, превращающих несколько расходящийся (угол в 0,5°) 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.

17) Теоретическое исследование затруднений и облегчений, которые будут иметь место при жизни:

а) в межпланетной станции;

б) на Луне, лунах других планет, астероидах или Меркурие (не обладающих атмосферою);

в) на других планетах, обладающих атмосферою при разных предположениях.

18) Более точное исследование путей перелетов, добавочных скоростей и начальных весов межпланетных кораблей:

а) принимая, что орбиты обеих планет — эллипсы;

б) в участке действия двух небесных тел.

19) Другие исследования.

XIII. Краткий обзор полученным мною новым результатам.

XIV. Виды на будущность:

1) ближайшую,

2) дальнейшую.

Ф. Цандер

Приложение 4

ПРОГРАММА К КНИГЕ

«РАСЧЕТ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ КОМБИНАЦИЙ С ДВИГАТЕЛЯМИ ДРУГИХ ВИДОВ»

А. Предисловие.

Б. Введение.

В. Реактивные двигатели, для которых кислород для горения берут с собою.

I. Определение температуры сгорания при переменном содержании кислорода.

а) при переменных теплоемкостях и пренебрегая диссоциацией;

б) при переменных теплоемкостях и принимая диссоциацию во внимание.

II. Определение сечений раструба, скоростей, давлений, плотностей и температур в разных местах раструба, величины реакции струи при данном расходе смеси, термического коэффициента полезного действия, пользуясь либо диаграммами i, S и T, S, либо формулами для совершенных газов.

III. Определение количества тепла, проходящего через стенки; температура стенок:

а) для камеры сгорания;

б) для сопла;

в) бака с жидким кислородом;

г) для испарителя жидкого кислорода.

IV. Определение повышения температуры и падения давления газов вследствие трения газов о стенки.

V. Коэффициенты полезного действия реактивных двигателей.

VI. Стоимость горючего и кислорода. Экономическая сторона применения реактивных двигателей.

VII. Определение размеров камеры сгорания.

VIII. Конструктивное оформление простых реактивных двигателей для разных целей, работающих на жидком горючем.

IX. Пороховые ракеты, особенности расчета.

X. Применение кругового процесса в реактивных двигателях для увеличения их коэффициента полезного действия.

а) практический расчет прямого и обратного конусов (двойного конуса);
б) многоступенчатые циклы двойных конусов;
в) формы конусов для получения разных круговых циклов;
г) определение наиболее выгодного цикла для данной цели;
д) регуляторы и пусковые приспособления для реактивных двигателей;
е) конструктивные данные при применении для различных целей;
ж) применение двойных (прямых и обратных) конусов в качестве:
1. аэродинамических труб;
2. струйных насосов.

Г. Воздушные реактивные двигатели и струйные нагнетатели.

I. Типы воздушных реактивных двигателей.

II. Расчет воздушного реактивного двигателя и струйного нагнетателя, в которых низкое давление газов внутри прибора удерживается особым прибором, и продукты сгорания не смешиваются с воздухом;

а) без вторичного использования тепла для охлаждения обратного конуса;
б) с вторичным использованием этого тепла.

III. Расчет воздушного реактивного двигателя, в котором продукты сгорания смешиваются с воздухом без удара или с малым ударом;

а) без вторичного использования тепла;
б) с вторичным использованием тепла.

IV. Расчет многоступенчатых реактивных двигателей.

Д. Расчет реактивных двигателей, выбрасывающих одновременно твердые и летучие продукты сгорания. (Реактивные двигатели, работающие отчасти или всецело на металлическом горючем, пороховые, общехимические).

I. Осевое давление и термический коэффициент полезного действия в зависимости от отношения твердых и газообразных частиц.

II. Передача тепла от твердых окислов к летучим продуктам их сгорания.

III. Общий термодинамический расчет.

IV. Определение сопротивления полету составных ракет, состоящих из одной центральной и многих боковых.

V. Конструктивное оформление ракет с металлическим горючим.

VI. Воздушные ракеты с одним металлическим или общехимическим горючим.

VII. Пороховые воздушные ракеты и реактивные двигатели.

Е. Комбинации реактивных двигателей с обыкновенными и применение струйных нагнетателей взамен центробежных.

Ж. Комбинации турбин с реактивными двигателями.

З. Полеты при помощи реактивных двигателей.

I. Полет ракетных аэропланов.

а) с ракетами, берущими кислород для горения с собою;
б) с воздушными реактивными двигателями;
в) с реактивными двигателями, использующими частично металлическое горючее;
г) с реактивными двигателями, берущими на земле весь воздух из атмосферы, а по мере увеличения высоты полета, использующие во все большей степени жидкий кислород;
д) комбинациями винтомоторной группы с реактивными двигателями.

II. Подъем ракет.

И. Собрание таблиц, имеющих отношение к расчету реактивных двигателей.

К. Заключение.

СОДЕРЖАНИЕ

Стр.

Предисловие 3

Л. К. Корнеев. Жизнь, творчество и деятельность Ф. А. Цандера 5

Проблема полета при помощи реактивных аппаратов 76

1. Высота атмосферы Земли 77
2. Влияние состава, плотности, давления и температуры атмосферы на мероприятия, предпринимаемые для обеспечения полетов . . . 82
3. Обзор методов достижения больших высот и больших скоростей полета 84
4. Струйные нагнетатели. Теоретическая диаграмма сжатия. О комбинациях струйных нагнетателей с реактивными и поршневыми двигателями 87
5. Реактивные двигатели прямого действия с постоянной скоростью истечения. Кривые состояния газов. Скорость, осевое давление, прохождение тепла через стенки, трение о стенки 97
6. Реактивные двигатели с круговым рабочим циклом 104
7. Коэффициенты полезного действия реактивных двигателей прямой реакции, работающих исключительно продуктами сгорания 106
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 108
9. Коэффициенты полезного действия воздушных реактивных двигателей. Сравнение их с поршневыми двигателями 115
10. Топливо для реактивных двигателей 117
11. О выгодности разных видов ракет. О приспособлениях для ракет 121
12. Аэропланы, снабженные ракетой и двигателями; часть конструкции используется в качестве горючего 123
13. Центральная ракета, окруженная множеством боковых ракет и сосудов для горючего и кислорода 125
14. Подъем ракетного аэроплана 126
15. Полет далеко летающих ракет вне атмосферы 130

Реактивные двигатели 156

Тепловой расчет ракетного двигателя на жидком топливе (статья первая) 161

Тепловой расчет ракетного двигателя на жидком топливе (статья вторая) 188

Расчет опытного ракетного двигателя ОР-1 206

Применение металлического топлива в ракетных двигателях 223

Вопросы конструирования ракеты, использующей металлическое топливо 242

Сравнение расхода топлива для случая, когда кислород берется из атмосферы, и для случая, когда он запасен в ракете 261

Перелеты на другие планеты (статья первая) 267

Перелеты на другие планеты (статья вторая) 271

Описание межпланетного корабля системы Ф. А. Цандера 280

Стр.

Полеты на другие планеты. (Теория межпланетных путешествий) 285

1. Определение траектории межпланетного полета и величин добавочных скоростей, необходимых для его осуществления 285
2. Определение момента отлета на другую планету, обеспечивающего добавочную скорость, близкую к минимальной 316
3. Корректирование полета при приближении к планетам с целью достижения безопасного спуска в желаемом месте 320
4. Определение необходимой добавочной скорости для корректирования траектории полета 330
5. Изменение траектории полета вокруг Солнца действием гравитационных полей планет 333
6. Приращение кинетической энергии межпланетного корабля при облете планеты 335
7. Облет спутника планеты межпланетным кораблем с целью разгона или торможения последнего 346
8. О выгодности ускорения полета межпланетного корабля действием ракеты в моменты, когда скорость полета большая 348
9. Определение траекторий полетов в мировое пространство с возвращением на Землю через целое число лет 354

Об использовании силы давления света для полетов в межпланетном пространстве 361

Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере Земли (спуск) . . . 382

1. Планирующий спуск космического корабля из межпланетного пространства на Землю 383
2. Баллистический спуск межпланетного корабля на Землю 411

Расчет полета межпланетного корабля в атмосфере (подъем) 415

О температуре, которую примет межпланетный корабль при планирующем спуске на Землю 424

Об отклонении метеоров и задерживании их действием электростатического электричества, выпускаемого межпланетным кораблем 429

Проблемы сверхавиации и очередные задачи по подготовке к межпланетным путешествиям 436

Приложение 1

Конспект лекции о моем межпланетном корабле, читанной в теоретической секции Московского общества любителей астрономии 20/I 1924 г. 442

Приложение 2

Организационный доклад инженера Ф. А. Цандера о предполагаемых работах Научно-Исследовательской Секции Общества изучения Межпланетных Сообщений 443

Приложение 3

Оглавление (конспект) к книге инженера Ф. А. Цандера, предполагаемой к печатанию под заглавием «Перелеты на другие планеты: первый шаг в необъятное мировое пространство» (Теория межпланетных сообщений) 444

Приложение 4

Программа к книге «Расчет реактивных двигателей и их комбинаций с двигателями других видов» 455

Фридрих Артурович Цандер

ПРОБЛЕМА ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ РЕАКТИВНЫХ АППАРАТОВ

Оформление худ. *Камаева О. В.*

Издательский редактор *М. С. Аникина* Техн. ред. *В. П. Рожин*

Т-07686. Подписано в печать 21/VIII 1961 г. Учетно-изд. л. 27,21.
Формат бумаги 60×92$^{1}/_{16}$=14,50 бум. л.—29,00 печ. л., в т. ч. 2 вкл.
Цена 2 р. 10 к. Тираж 8550 экз. Заказ 423/9865

Типография Оборонгиза

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
6	3 снизу	6473 *кг*	6483 *кг*
27	9 снизу	функция	функций
51	9 сверху	Садово-Кудринской	Садово-Спасской
166	Формула (9)	$+ N_{2oml}$	$+ N_{2mol}$
325	12 сверху	r_0, r, ϑ,	V, r_s, ϑ,
361	13 сверху	Фигура 130	Фигура 4
442	18 сверху	*f*) и теплоты	*f*) Расчет теплоты
442	5 снизу	и инженерных	и интересных
444	20 сверху	телевизии	телевиза
444	2 снизу	(W_2)	(w_2)
445	2 сверху		
445	8 и 9 сверху	энергию при истечении	энергию скорости истечения
446	9 сверху	выхода	входа
447	15 снизу	из которых	из которой
451	6 сверху	сечение конуса пути	сечение конуса. Пути
453	18 снизу	необходимых	годных
454	13 сверху	космических путей	космических лучей

Заказ 423/9865