

АКАДЕМИЯ НАУК СССР

ОТДЕЛЕНИЕ МЕХАНИКИ И ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ

А. А. ШТЕРНФЕЛЬД

ВВЕДЕНИЕ В КОСМОНАВТИКУ

Второе издание



ИЗДАТЕЛЬСТВО «НАУКА»

МОСКВА 1974

УДК 629.28

А. А. Штернфельд. Введение в космонавтику. Изд. 2-е. М., «Наука», 1974 г., 240 стр.

Первое издание книги появилось в 1937 году. Она давно стала библиографической редкостью.

Монография представляет собой оригинальную работу, в которой рассматриваются основные теоретические и технические вопросы космонавтики. Второе издание автор снабдил комментариями и примечаниями.

Издание рассчитано на специалистов в области ракетно-космической техники, а также на историков космонавтики.

Ответственный редактор

Т. М. ЭНЕЕВ

01048177 X ✓

Ш $\frac{31901-202}{055 (02)-74}$

БЗ-27,91

УЧЕБНАЯ
БИБЛИОТЕКА

1974 г.
УНИВЕРСИТЕТ

© Издательство «Наука», 1974 г.

Таинственный блеск звезд и других небесных светил породил в человеке желание приблизиться к ним, овладеть ими и оно возникло, вероятно, тогда же, когда они впервые предстали пылливому взору. В даль тысячелетий уходят многочисленные мифы, легенды и предания о полетах человека к небесным телам. Сохранилось 5200-летней давности иллюстрированное описание легенды о полете в небо вавилонского царя Этанá. 3500 лет древнеиндийским творениям, развивающим тему о полете на Луну и других внеземных путешествиях; более 3000 лет китайским и монгольским преданиям на ту же тему. Около 2000 лет древнегреческим и римским мифам и легендам о полетах людей к небесным телам и посещениях небесных светил. 1000 лет насчитывает персидский эпос о посещении небес человеком.

В эпосе и сказаниях многих народов полеты с Земли в небесную даль занимают видное место. Различные религиозные культы возносили на небо как живых, так и души усопших, но лишь за высокие заслуги, помещая за небесными светилами самый счастливый уголок Вселенной — «рай».

Но как осуществить чудесную мечту человечества о полетах ввысь, к звездам? Фантазия людей использовала для этого птиц, лошадей, искусственные крылья, ураганы и мистические силы.

После мрачной средневековой эпохи, подавлявшей своими догмами все живое, прогрессивное, наступило Возрождение, а с ним бурное развитие науки, техники, искусства. Запрет свободно мыслить и творить был снят.

Более 300 лет назад появились фантастические сочинения, иногда социально-сатирического плана, в которых впервые использовались машинные спо-

собы осуществления полета. Пророческим оказалось описание полета человека с помощью ракет в сочинении Сирано де Бержерака «Путешествие на Луну» (1649 г.), повторенное в произведении Ашиля Эро «Путешествие на Венеру» (1865 г.), и как вспомогательное средство — в более позднем замечательном сочинении Жюль Верна «Вокруг Луны» (1870 г.).

По мере развития науки и техники менялись и способы космического полета, использованные авторами фантастических романов. Мы найдем здесь воздушные шары и шары, наполненные газом, более легким, чем водород, паровые машины, пушки, использование вулканических извержений для метания снаряда с пассажирами, захват части Земли кометой и путешествие на ней, использование магнитов, экрана тяготения или тел, прозрачных для сил тяготения, либо вещества, отталкиваемого Землей, — минус материи, передаче энергии излучением на борт межпланетного корабля, использование концентрической психической энергии, излучаемой человеческим мозгом, электрической энергии, светового давления и, наконец, ядерной энергии.

Испытание временем выдержали только ракеты, использующие химическую, ядерную или электрическую энергию, а также аппараты, движущиеся с помощью светового давления солнечного излучения.

XIX век изобиловал предложениями и проектами пассажирских воздухоплавательных и космических летательных аппаратов, использующих реактивный принцип. Однако только появление на рубеже XIX — XX веков работ К.Э. Циолковского распахнуло перед человечеством дверь в космос, врата в «рай». Впервые разработанные им общая теория движения ракеты, принципы уст-

ройства ракет и ракетных двигателей на жидком топливе, план освоения мирового пространства навсегда легли в основу фундамента космонавтики. Строго научные сочинения К. Э. Циолковского, изданные в 1903, 1911—1912, 1914, 1926 гг. и позже, читаются как захватывающий роман.

Проблема покорения космоса назрела, и спустя некоторое время в ряде стран независимо появились классические работы, развивавшие идеи Циолковского, — это работы Р. Эно-Пельтри в 1913, 1928, 1930—1935 гг., Р. Годдарда в 1919, 1936 гг., Г. Оберта в 1923, 1929 гг. В 1925 г. выходит в свет книга В. Гоманна, посвященная изучению трасс будущих межпланетных полетов, в 1929 г. публикуются блестящие исследования Ю. В. Кондратюка, а в 1932 г. — Ф. А. Цандера. В 1933 г. выходит труд Э. Зенгера.

В результате публикаций этих исследований широкой общественности стало известно, что основные теоретические вопросы космонавтики успешно решены. Требуется дальнейшая их разработка и развертывание экспериментальных исследований как этапа, предшествующего практическому осуществлению вылета за атмосферу.

В 1921 г. Р. Годдард первым начал эксперименты с жидкостными ракетными двигателями, а с 1926 г. — летные испытания жидкостных ракет. Весной 1921 г. (решением военного ведомства) была организована Реактивная лаборатория Н. И. Тихомирова, а в 1928 г. переименованная в Газодинамическую лабораторию (ГДЛ). Это была первая советская научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация по разработке ракет и ракетных двигателей. В ГДЛ впервые были разработаны ракеты на длительно горящем бездымном порохе (1928—1933 гг.), электротермический ракетный двигатель (1929—1933 гг.), первые отечественные жидкостные ракетные двигатели (1930—1933 гг.). В 1929—1930 гг. Г. Оберт с сотрудниками проводил экспериментальные работы с жидкостными ракетными двигателями. В 1931 г.

стартовала первая в Европе жидкостная ракета, разработанная И. Винклером, а в 1933 г. взлетели первые советские ракеты конструкции М. К. Тихонравова на гибридном топливе и Ф. А. Цандера на жидком топливе, разработанные в производственной Группе изучения реактивного движения (ГИРД), созданной в июне 1932 г. при Осоавиахиме. В этот же период начал свою опытно-конструкторскую работу в ракетной технике Сергей Павлович Королев.

Научной популяризации идеи космических полетов способствовало появление замечательных книг Я. И. Перельмана «Межпланетные путешествия» (1915 г., 10-е издание в 1935 г.), М. Валье «Полет в мировое пространство как техническая возможность» (1924 г., 6-е издание в 1931 г.), сборника «Возможность космического полета» под редакцией В. Лея (1928 г.), энциклопедии Н. А. Рынина «Межпланетные сообщения» в трех томах, объединивших девять книг (1928—1932 гг.).

Так возникла более благоприятная обстановка для работы энтузиастов ракетной техники и космонавтики. В 20—30-х годах в ряде стран публикуются статьи, книги, читаются доклады и лекции, создаются общества, кружки, секции, выставки, посвященные межпланетным сообщениям. К этим годам расцвета научного подхода к разработке идей межпланетного полета относятся и работы А. А. Штернфельда, одного из пионеров космонавтики.

Счастлив тот, кто нашел свое призвание, способное поглотить все его помыслы и стремления, заполнить всю его жизнь чувством радости творческого труда. Дважды счастлив тот, кто нашел свое призвание еще в отроческие годы. А. А. Штернфельду выпало это счастье. С юных лет в нем зажегся неукротимый огонь стремления к звездам, пылающий в нем и ныне. Жизненный путь, выбор решений на крутых поворотах, каждодневные поступки — все подчиняется одной мысли: приблизит ли это к заветной цели или отдалит?

Париж, Франция
 Paris, (France) 1er
 Rue Thérèse, 5
 A Monsieur
 Ary J. Sternfeld
 Адрес отправителя: СССР (U.R.S.S.), Калуга
 (Kaluga), ул. Циолковского (Tziolkowsky)
 ул. Циолковского, № 1

4 июля, 1934г
 Г. Штернфельду от
 Циолковского (Калу-
 га, ул. Циолковского, № 1)
 Дорогой и любозна-
 вательный, Вайту
 старую us Note à
 l'Académie... я полу-
 чил. В ответ, с
 моей благодарностью,
 я вышлю Вам како-
 то, или несколько (не
 помню, если бы знал,
 что у Вас сержант,
 то может быть на-
 шли чтонибудь еще
 послать)
 Очень радуюсь полу-
 чению Вашей пре-

ми и интересу-
 ась Вашей научной
 работой в области
 космической сообщени-
 я.
 При сем прилагаю
 сведения о гранди-
 озной баллиде, управ-
 лившей над Буровском
 (Калужского района),
 где я проводил учения
 12 лет. Планирую новую
 в баллиде 200 тысяч.
 Его видать, в обрете
 математической задачи,
 дастся за 1000 тысяч,
 от Москвы.
 Надрадно в конных
 Исследованиях Восток а СССР.
 Ваш Циолковский.



Пригласительный билет на доклад, прочитанный А. Штернфельдом в Сорбонне 2 мая 1934 г.

С юных лет А. А. Штернфельд увлекался чудесной мечтой и посвятил ей свою жизнь.

А. А. Штернфельд родился 14 мая 1905 г. в старинном польском городе Серадз, входившем в те времена в состав Российской империи. Сначала Лодзинская гимназия, затем Ягеллонский университет в Кракове. Своё образование А. А. Штернфельд завершил во Франции, закончив в 1927 г. Институт механики Нансийского университета, после чего работал на парижских промышленных предприятиях. Здесь, в Париже, он прочел труды К. Э. Циолковского, завязал с ним переписку и опубликовал в 1930 г. статьи в газетах, познакомившие французского читателя с основоположником космонавтики. Переписывался с Г. Обертом, В. Гоманном, общался с Р. Эно-Пельтри.

Тогда же А. А. Штернфельд пророчески утверждал: «Только социалистическое общество откроет путь к освоению космического пространства»*.

В 1935 г. А. А. Штернфельд переехал в Советский Союз и стал сотрудником Реактивного научно-исследовательского института (РНИИ), посвятив себя разработке проблем космонавтики. В 1936 г. принял советское гражданство.

«Введение в космонавтику» было

написано А. А. Штернфельдом в течение 1929—1933 гг. и доложено им в Варшавском университете в 1933 г., затем в Парижском университете в 1934 г. Выступление А. А. Штернфельда в Сорбонне прошло успешно в присутствии Р. Эно-Пельтри, Андра Луи-Гирша и др. Доклад был представлен в рукописи Комитету астронавтики Французского астрономического общества, удостоившему этот труд в 1934 г. Международной поощрительной премии по астронавтике. Некоторые вопросы, разработанные во «Введении в космонавтику», были доложены Французской Академии наук и опубликованы в ее трудах в 1934 г. В 1935—1936 гг. в Советском Союзе рукопись была дополнена А. А. Штернфельдом новыми исследованиями, переведена с французского на русский язык заместителем начальника РНИИ по научной части Г. Э. Лангемаком и впервые издана в Москве (1937 г.).

А. А. Штернфельд посвятил себя теоретическим исследованиям главным образом траекторий космических полетов. Его поиски энергетически невыгоднейших траекторий полета явились значительным вкладом в развитие космонавтики. «Введение в космонавтику» содержит также оригинальные исследования по истории ракетостроения.

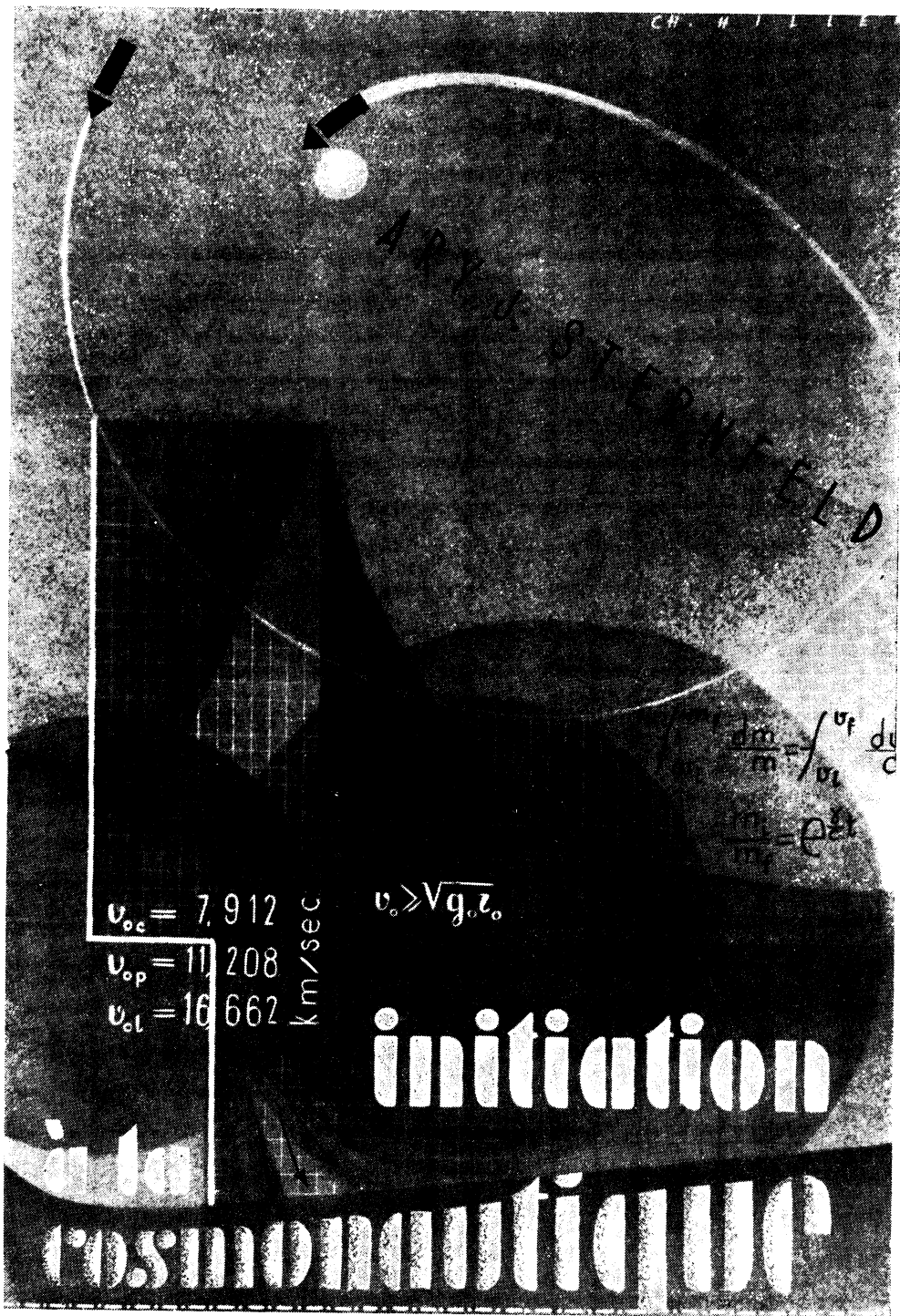
В 1945 г. А. А. Штернфельд сделал доклад в Академии наук СССР о пересечении атмосферы космической ракетой. В течение 1938—1948 гг. получил ряд авторских свидетельств на изобретения.

К основным трудам А. А. Штернфельда помимо «Введения в космонавтику» относится книга «Искусственные спутники Земли» (1956 г., 2-е издание в 1958 г.).

Его талантливые научные и многочисленные научно-популярные труды по космонавтике изданы более чем 80 раз на 36 языках в 39 странах Европы, Азии, Африки, Северной и Южной Америки и Австралии.

Научная деятельность А. А. Штернфельда получила высокую оценку как

* «Юманите», 2 сентября 1930 г.



Фронтиспис первого издания книги «Введение в космонавтику»

в нашей стране, так и за рубежом. Нансийский университет присвоил ему степень доктора физико-математических наук *honoris causa* (1961 г.). В 1963 г. он вновь удостоен международной премии по астронавтике, на этот раз премии Галабера. Академия наук СССР присвоила ему ученую степень доктора технических наук *honoris causa* (1965 г.). А. А. Штернфельд — заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1965 г.). Академия и общество наук Лотарингии избрали его почетным членом (1966 г.). С 1963 г. он — почетный гражданин города Серадз, в котором родился.

Переиздание «Введения в космонавтику» следует приветствовать, так как этот интересный труд содержит ряд

приоритетных идей. Ряд примечаний к первоначальному изданию вызван необходимостью исправления ныне устаревших представлений о строении атмосферы Земли, тел Солнечной системы, сведений тех времен, когда дебатировалась реальность существования геокорония, планеты между Меркурием и Солнцем и т. п. Необходимыми оказались также разъяснения и там, где утверждения автора недостаточно точны либо не подтвердились в дальнейшем.

Автор повторно издаваемого труда, явившегося выдающимся событием в 30-х годах, продолжает творческую работу и ныне. Пожелаем ему дальнейших успехов на выбранном им звездном пути.

Академик В. П. Глушко

Предисловие к первому изданию

На протяжении нескольких столетий целая плеяда ученых, имена которых читатель не один раз встретит в этой книге, вносила свой вклад в науку, которую мы теперь называем космонавтикой*, и хотя первые мысли об установлении связи между отдельными мирами были высказаны уже давно, но научные основы межпланетного летания утвердились лишь в текущем столетии, когда труды ученых и техников пришли на смену фантазиям романистов.

За последние годы наука обогатилась рядом крупных достижений, и можно сказать без преувеличения, что мы подошли вплотную к осуществлению ракетного транспорта.

Однако прежде чем приступить к постановке широких опытов в этой области, необходимо установить пределы человеческих возможностей. Исходя из этого, все проекты, описанные в этой книге, как бы они ни были фантастичны, рассмотрены со строго научной точки зрения.

Для того чтобы направить исследователей по верному пути, необходимо прежде всего дать систематический обзор всего того, что до сих пор было сделано как для космонавтики в прямом смысле этого понятия, так и в примыкающих к ней областях науки, с тем чтобы наметить главное направление научной мысли и определить второстепенные задачи.

С этой целью все элементы, относящиеся к проблеме межпланетных путешествий, рассмотрены в их историческом развитии. Вместе с тем автор считал нужным указать, наряду с блестящими перспективами космонавтики, также и на громадные трудности ее осуществления и на множество опасностей, которые встретятся при межпланетных путешествиях.

Все рассуждения и расчеты автор старался излагать наиболее просто, даже в ущерб изяществу формы. При этом он всячески избегал полемики и поэтому не останавливался на тех ошибках, которые, к сожалению, весьма нередки в литературе по космонавтике, даже в трудах, имеющих признанный авторитет*.

Многие числовые данные, необходимые для полного решения задач космонавтики, до сих пор еще точно не определены. Если производить расчеты с принятыми приближенными величинами, то результаты могут получиться чрезвычайно неточными. Это соображение побудило автора отнестись с наибольшей тщательностью к вычислениям. Исходя из наиболее достоверных данных, автор сам вычислял все производные величины, даже если они имелись в литературе. Таким образом были получены согласованные между собой величины с достаточным числом десятичных знаков**.

* Автор считает употребляемый в английском и немецком языках и введенный им во французскую терминологию термин «космонавтика» (*cosmonautique*) более правильным, чем «астронавтика» (*astronautique*), ибо определение науки, изучающей движение в межпланетном пространстве, должно дать понятие о среде, в которой предполагается движение (космос), но не об одной из возможных его целей.

* Например, в «Handbook of the British Astronomical Association» (1932 г.) можно встретить ошибки порядка 13—15% (например, в значениях ускорения у полюсов Юпитера и Сатурна). В литературе по космонавтике можно найти ошибки в сотни процентов.

** Небольшие расхождения в некоторых результатах объясняются тем, что вычисление исходных данных было произведено с большим числом десятичных знаков, чем приведено в тексте.

В своем труде автор, не повторяя выводов классических задач небесной механики, аэродинамики и др., пользовался лишь их результатами в виде формул или выводов там, где это было необходимо для большей наглядности изложения*. Точно так же при изложении специальных вопросов приведены результаты ранее произведенных исследований в рассматриваемой области.

* В начале книги приведен подробный перечень применяемых в книге математических обозначений.

В заключение автор позволяет себе выразить надежду, что предлагаемый труд окажет помощь в новых исследованиях и облегчит решение многих задач.

Париж, декабрь 1933 г.

После этой даты, уже по приезде в СССР, в рукопись внесены некоторые дополнения, касающиеся стратосферной и составной ракет (см. стр. 65—74, 78, 140, 141, 143—147, 154—173).

Москва, март 1936 г.

Автор

Предисловие ко второму изданию

Мы редко задумываемся над тем, какая революция произошла в умах современного поколения. Космонавтика потеряла свою сенсационность, стала обыденным делом. Не следует, однако, забывать, что людям, пробивавшим путь к началу космической эры, приходилось преодолевать большие трудности. По существу шла упорная борьба между теми, кто был лишен способности научного предвидения и считал космонавтику фантастикой, делом XXI в., и носителями передовых научных идей, которые решили действовать со всей свойственной энтузиастам энергией. В итоге согласно законам развития человеческого общества восторжествовало новое.

Монография «Введение в космонавтику» прошла довольно сложный путь. История этой первой моей книги тесно переплетается с историей личной жизни, поэтому следует, вероятно, остановиться на отдельных ее моментах.

Всерьез заниматься вопросами космонавтики я начал с 20-летнего возраста,

хотя и раньше, еще в школьные годы, зарождались у меня идеи, которые впоследствии были мною разработаны и включены в данную монографию, например, вопросы оптимального количества топлива в ракете, определения расстояния космического аппарата от Солнца путем измерения равновесной температуры определенного тела, предложение применения контурных коек для экипажа космической ракеты и др.

Монографии не суждено было стать докторской диссертацией о космических полетах: мои французские руководители (академик Кениг, профессор Оклэр) отказались одобрить столь фантастическую тему. Несмотря на это, я решил посвятить все свои силы космонавтике и продолжать работу в избранном направлении.

Покинув в середине 1932 г. Париж, я вернулся к родителям в Лодзь, где спустя полтора года начатая во Франции рукопись была доведена до конца. Вопреки невероятным трудностям и лишениям, несмотря на отсутствие в

тогдашней Лодзи хорошей научно-технической библиотеки, электрических счетных машин и других необходимых пособий, мне удалось уже к концу 1933 г. представить свой труд на обсуждение польских ученых. Вот что писал об этом тридцать с лишним лет спустя старейший польский астроном Ян Гадомский¹ *:

«6 декабря 1933 года мы выслушали на научном собрании в Астрономической обсерватории Варшавского университета доклад Штернфельда о результатах его исследований в столь новой тогда области знаний. В докладе не было обнаружено научных ошибок. Но его приняли довольно холодно, считая тему космических рейсов слишком фантастической».

Дальнейшее пребывание в Польше 30-х годов становилось бессмысленным, и я уехал в Париж. Французские ученые проявили большой интерес к моим исследованиям. 2 мая 1934 г. с кафедры аудитории Декарта в Сорбонне мною был повторен варшавский доклад — автореферат «Введения в космонавтику» — под названием «Некоторые новые взгляды в астронавтике».

Сейчас, спустя сорок лет, когда переиздается «Введение в космонавтику», мне, естественно, хочется привести поддержку из отчета об этом докладе. Председатель, член Французской Академии наук П. Хельброннер, поблагодарив докладчика за интересное изложение вопроса, сказал: «Вы являетесь в такой же степени романтиком, как и реалистом, у Вас есть вера в идеал будущих времен, и я Вам желаю на долго сохранить этот творческий дух»**.

Мои доклады по космонавтике во Французской Академии наук я послал в 1934 г. К. Э. Циолковскому, с которым уже несколько лет меня связывала дружеская переписка. Положительные отзывы о моих работах, вошедших в «Введение в космонавтику», были получены от Р. Эно-Пельтри,

Г. Оберта, Ж. Перрена, П. Ланжевена, Э. Эсклангона, В. Гоманна и ряда других ученых.

Когда мои труды в области космонавтики нашли официальное признание, я получил заманчивые предложения научной работы на Западе, но ответил решительным отказом. Уже тогда у меня была глубокая уверенность, что первым к освоению космического пространства приступит Советский Союз. Эти предсказания многие считали безумием. Ведь тогда СССР только начинал делать первые шаги на пути индустриализации и значительно отставал от развитых в промышленном отношении стран Запада. Но те, кто верил в прочность социалистического строя, знали: мощь СССР будет быстро расти и приведет к бурному расцвету науки и техники.

В начале 1934 г. через Торгпредство СССР в Париже я переслал машинописную рукопись «Введения в космонавтику» Советскому Правительству для использования по усмотрению, а в мае 1935 г. мы с женой переехали навсегда в Советский Союз, чтобы здесь жить и работать. Монография «Введение в космонавтику» была существенно дополнена результатами новых исследований, которые я провел в стенах Реактивного научно-исследовательского института. Здесь мне довелось работать вместе с С. П. Королевым, В. П. Глушко, М. К. Тихонравовым, Ю. А. Победоносцевым и другими сейчас хорошо известными учеными. Особенно я подружился тогда с Г. Э. Лангемаком, который переводил мою рукопись «Введение в космонавтику» с французского языка на русский.

Книга «Введение в космонавтику», вышедшая из печати в 1937 г., была встречена положительными отзывами. М. К. Тихонравов, конструктор первой советской жидкостной ракеты, писал: «Мы вполне можем рекомендовать эту книгу, содержащую ряд новых и оригинальных исследований по применению ракеты...»*. В официальной

* Цифровые сноски в тексте поясняются примечаниями, приведенными в конце книги.
** L'Astronomie. Paris, 1934, p. 277—278.

* Вестник инженеров и техников. Москва, июнь 1938, стр. 443—445.

рецензии профессора В. В. Ветчинкина и профессора Ю. А. Победоносцева сказано: «Представленная работа, несомненно, вносит большой вклад в техническую литературу по межпланетным сообщениям...».

Много лет спустя, 13 апреля 1961 г., вопросы, разработанные мною в этой монографии, были представлены Нансйскому ученому обществу *. В расширенной форме это сообщение напечатал в своем бюллетене в 1965 г. Институт авиации в Варшаве. 27 июля 1964 г. в «аудиториум максимум» Варшавского университета состоялась моя лекция под названием «Встреча с «Введением в космонавтику», посвященная сопоставлению приоритетных идей, изложенных в этой монографии, с материалами современных космических исследований. Польское Государственное научное издательство опубликовало эту лекцию отдельной книгой.

В начале упомянутой лекции я подчеркнул, что не случайно именно страна, которая первая в мире совершила социалистическую революцию, создав

неограниченные возможности для общественного прогресса, первая проложила путь в мировое пространство, осуществив вечно юную мечту человечества.

Второе издание «Введения в космонавтику» выходит в свет без существенных изменений. Монография дополнена мною примечаниями и комментариями, в которых новые данные, полученные в ходе реализации программ космических полетов, сравниваются с теоретическими исследованиями и идеями, изложенными в первом издании книги. Большинство из них были воплощены в жизнь и подтвердились. Для меня это самая большая радость, какую может дать человеку осуществление дела, которому он посвятил свою жизнь. Книга также снабжена сокращенным списком моих печатных работ по космонавтике.

Я счастлив, что мой труд принес пользу. Наградой для меня являются слова благодарности, полученные мною от летчиков-космонавтов СССР, в частности от В. И. Севастьянова, назвавшего «Введение в космонавтику» «большой книгой знаний, с помощью которой мы входили в Космонавтику».

Ари Штернфельд

* Idées prioritaires en astronautique. Par Ary Sternfeld.— Bulletin de la Société Lorraine des Sciences (Nancy), 1962, N 1, 28—33.

Обозначения

Параметр	Наименование величины	Единицы измерения или размерность
a	Большая полуось эллипса	$a. e., км$
b	Малая полуось эллипса	$a. e., км$
c	Скорость истечения газов относительно ракеты	$км·сек^{-1}$
$c_{ид}$	Идеальная скорость истечения газов относительно ракеты	$км·сек^{-1}$
c_p	Теплоемкость газа при постоянном давлении	$ккал·г^{-1}·град^{-1}$
c_v	Теплоемкость газа при постоянном объеме	$ккал·г^{-1}·град^{-1}$
d	Линейный эксцентриситет эллипса (фокусное расстояние)	$a. e., км$
e	1. Основание натуральных логарифмов $e = 2,718281828$ 2. Эксцентриситет эллипса	—
f	1. Коэффициент видимости сквозь атмосферу 2. Качество самолета	—
g	Ускорение силы тяжести	$м·сек^{-2}$
g_0	Ускорение силы тяжести на поверхности Земли или планеты	$м·сек^{-2}$
h	Постоянная живых сил	L^2T^{-2}
i	Наклонение орбиты к плоскости эклиптики	$град, мин, сек$
j	Наклонение экватора к орбите	$град, мин, сек$
k	Коэффициент	—
k^2	Постоянная всемирного тяготения; $k^2 = 6,658 \cdot 10^{-8}$ (Бойс)	$см^3 \cdot г^{-1} \cdot сек^{-2}$
l	Скорость света; $l = 299\,680$ (Майкельсон—Ньюкомб)	$км·сек^{-1}$
m	Масса ракеты в данный момент	M
m_H	Начальная масса ракеты	M
m_K	Конечная масса ракеты	M
m_T	Масса топлива в ракете	M
m_6	Масса баков	M
m_d	Масса двигателя и баков в ракете	M
m_c	Сумма масс m_T и m_d	M
$m_{п}$	Масса полезного груза ракеты	M
n	1. Среднее движение 2. Количество	$м·день^{-1}$ —
o	1. Наименьшая освещенность, ощущаемая глазом 2. Длина хорды дуги траектории	$м·св·см^{-2}$ L
p	1. Параметр траектории 2. Абсолютное давление газов	— $кг·см^{-1}$
p_i	Абсолютное давление газов в камере сгорания	$кг·см^{-2}$
p_k	Абсолютное давление газов в критическом сечении сопла	$кг·см^{-2}$
p_6	Избыточное давление в баках	$кг·см^{-2}$
q	Количество, коэффициент	—
r	Радиус-вектор	L
r_3	Радиус земной орбиты	$a. e.$
$r_{п}$	Радиус планетной орбиты	$a. e.$
r_{π}	Расстояние светила в перигелии	$a. e.$
r_{α}	Расстояние светила в афелии	$a. e.$
r_0	Радиус планеты	$км$
r_k	Величина, равная $r_0 \cdot r_{п}$ или r_3	L
s	Путь, пройденный ракетой	L
s'	Путь, пройденный вытекшими газами	L
t	Время	T

Параметр	Наименование величины	Единицы измерения или размерность
u	Синодическое время обращения планеты	Троп. годы
v	Скорость ракеты	км·сек ⁻¹
$v_{в}$	Скорость встречи	км·сек ⁻¹
$v_{кр}$	Круговая скорость	км·сек ⁻¹
$v_{кр_0}$	Круговая скорость на поверхности планеты	км·сек ⁻¹
$v_{от}$	Скорость отлета ракеты	км·сек ⁻¹
$v_{ото}$	Относительная скорость отлета с планеты	км·сек ⁻¹
$v_{св}$	Скорость в свободном пространстве	км·сек ⁻¹
$v_{к}$	Конечная скорость	км·сек ⁻¹
$v_{г}$	Гиперболическая скорость	км·сек ⁻¹
$v_{н}$	Начальная	км·сек ⁻¹
$v_{ид}$	Идеальная	км·сек ⁻¹
$v_{ос}$	Скорость освобождения	км·сек ⁻¹
$v_{ср}$	Средняя скорость	км·сек ⁻¹
v_0	Начальная скорость на планете, в частности на Земле	км·сек ⁻¹
$v_{п}$	Параболическая скорость	км·сек ⁻¹
$v_{по}$	Параболическая скорость на поверхности светила	км·сек ⁻¹
$v_{из}$	Избыточная относительная скорость ракеты в бесконечности	км·сек ⁻¹
$v_{вс}$	Относительная скорость встречи с планетой	км·сек ⁻¹
$v_{д}$	Дополнительная скорость $v_{д} = v_{п} - v_{кр}$	км·сек ⁻¹
v_{α}	Скорость в апогее или в афелии	км·сек ⁻¹
v_{π}	Скорость в перигее или перигелии	км·сек ⁻¹
v_{Σ}	Суммарная скорость	км·сек ⁻¹
ω	Скорость небесных тел	км·сек ⁻¹
$\omega_{кр}$	Окружная скорость небесного тела	км·сек ⁻¹
ω_{α}	Скорость небесного тела в афелии	км·сек ⁻¹
ω_{π}	Скорость небесного тела в перигелии	км·сек ⁻¹
$\omega_{ср}$	Средняя скорость небесного тела	км·сек ⁻¹
x	Переменные величины, координаты	L
y		
z		
A	Альбеде	—
B	Теплотворная способность топлива при давлении 760 мм рт. ст и 15° С	ккал·кг ⁻¹
C_2	Постоянная, входящая в выражение второго закона Кеплера	$L^2 T^{-1}$
C	Постоянная, входящая в выражение третьего закона Кеплера	$L^2 T^{-1}$
C_p	Молекулярная теплоемкость при постоянном давлении	кал·г ⁻¹ ·моль ⁻¹
C_v	Молекулярная теплоемкость при постоянном объеме	кал·г ⁻¹ ·моль ⁻¹
D	1. Диаметр	L
	2. Секундный массовый расход в ракете	MT^{-1}
D_1	Секундный массовый расход воздуха в инжекторе	MT^{-1}
E	1. Эксцентрическая аномалия	град, мин, сек
	2. Энергия	$L^2 MT^{-2}$
F	Коэффициент видимости в пустоте	—
G	Стехиометрическое отношение топливных компонентов	—
H_1	1. Расстояние от афелия эллиптической траектории до круговой орбиты	а. е.; км
	2. Вершина траектории при движении над поверхностью планеты	км
I	Коэффициент перегрузки	—

Параметр	Наименование величины	Единицы измерения или размерность		
J	Механический эквивалент теплоты $J = 4,1863 \cdot 10^7$ $J = 426,85$ (Grüneisen — Giebe, 1920)	$\text{эрг} \cdot \text{кал}^{-1}$ $\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{ккал}^{-1}$		
$K_{\text{н}}$	Коэффициент наполнения	—		
$K_{\text{п}}$	Коэффициент пассивной массы	—		
$K_{\text{пн}}$	Коэффициент полезной нагрузки	—		
L	Термохимическая энергия топлива при постоянном давлении 760 мм рт. ст. и 15° С	$\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{кг}^{-1}$		
$L_{\text{ид}}$	То же, при давлении 0 мм рт. ст. и 0° абс.	$\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{кг}^{-1}$		
$L_{\text{т}}$	Долгота перигелия	град, мин, сек		
M	1. Средняя аномалия 2. Молекулярная масса данного газа	град M		
N	Количество	—		
O	Наибольшая освещенность Земли солнечными лучами	$\text{м} \cdot \text{сс} \cdot \text{см}^{-2}$		
P	Сила	LMT^{-2}		
Q	Количество движения	LMT^{-1}		
R	Газовая постоянная совершенных газов $R = 8,3156 \cdot 10^7$	$\text{эрг} \cdot \text{град}^{-1} \cdot \text{моль}^{-1}$		
R_b	Соппротивление воздуха	$\text{кг} \cdot \text{м}^{-2}$		
R_p	Соппротивление материала растяжению	$\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{м}^{-2}$		
S	Площадь сечения, поверхность, площадь	L^2		
$S_{\text{к}}$	Площадь критического сечения сопла	M^2		
T	1. Время в системе, связанной с космическим кораблем 2. Абсолютная температура 3. Работа	T град $L^2 \text{MT}^{-2}$		
T_i	Абсолютная температура газов в камере сгорания	град		
U	Звездное время обращения планеты	Троп. годы		
V	Объем	L^3		
$V_{\text{т}}$	Внутренний объем баков (объем топлива)	L^3		
$V_{\text{б}}$	Объем материала баков	L^3		
$V_{\text{отн}}$	Относительный объем планеты	L^3		
$V_{\text{отн}}$	Удельный объем газа	$\text{м}^3 \cdot \text{кг}^{-1}$		
V_i	Удельный объем газа в камере сгорания	$\text{м}^3 \cdot \text{кг}^{-1}$		
W	Кинетическая энергия космического корабля	$L^2 \text{MT}^{-2}$		
X Y Z	Координаты в системе осей, связанной с космическим аппаратом	L		
α			Истинная аномалия	град, мин, сек; рад
β			Угол между касательной к траектории и горизонтальною	град, мин, сек; рад
γ	Ускорение реактивной силы	LT^{-2}		
δ	1. Плотность атмосферы 2. Постоянная Стефана-Больцмана $\delta = 1,374 \cdot 10^{-12}$	$\text{кг} \cdot \text{м}^{-3}$ $\text{ккал} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{сек}$		
ϵ	1. Половина угла отклонения сигнального луча 2. Сплюснутость эллипса 3. Отношение массы баков к массе топлива	град, мин, сек — —		
ζ	Отношение	—		
η	Коэффициент полезного действия	—		
$\eta_{\text{д}}$	Динамический к.п.д. ракеты	—		
$\eta_{\text{дм}}$	Мгновенный к.п.д. ракеты	—		
$\eta_{\text{п}}$	Полный	—		
$\eta_{\text{г}}$	Гравитационный	—		

Параметр	Наименование величины	Единицы измерения или размерность
η_0	Эффективный к. п. д. сопла	—
η_T	Термический » »	—
θ	Время суточного вращения планеты	дн, час, мин, сек
ι	Коэффициент прозрачности атмосферы	—
χ	Отношение теплоемкостей при постоянном давлении и постоянном объеме	—
λ	Величина, равная $k^2\mu$, где μ означает либо сумму двух взаимно действующих масс, либо массу одного лишь центрального светила, когда вторая масса пренебрежимо мала	L^3T^{-2}
μ	Масса светила	M
μ_C	» » относительно Солнца	M
μ_3	» » » Земли	M
ν	1. Средний угол падения солнечных лучей на поверхность зеркала 2. Угол, образуемый с осью x нормалью к кривой второго порядка	град, мин, сек град, мин, сек; рад
ξ	Отношение расхода воздуха в инжекторе к расходу газов в двигателе	—
π	Отношение окружности к диаметру $\pi = 3,14159265$	—
ρ	1. Плотность вытекающих газов 2. Плотность светила 3. Отражательная способность	$L^{-3}M$ $L^{-3}M$ —
σ	Удельная энергия солнечного излучения	кал·см ⁻² ·мин ⁻¹
τ	Полное время работы двигателя	T
θ	Время, необходимое для полета на планету	Синодические годы
φ	Разность $\pi - \alpha$	—
ψ	Аэродинамический коэффициент сопротивления	—
ω	Угол	рад
Γ	Ускорение движения космического корабля	LT^{-2}
Δ	Малое приращение	—
Θ	Географическая широта	час, мин, сек
Δ_a	Постоянная, характеризующая поглощательную способность	—
Δ_e	Постоянная, характеризующая лучеиспускательную способность	—
Ξ	Солнечная постоянная, $\Xi = 1,92$ (Аббот)	кал·см ⁻² ·мин ⁻¹
Π	Жизненный запас в космическом корабле	кг
Π_c	Суточное потребление припасов на одного человека	кг
Σ	Сумма	—
Γ	Вспомогательная постоянная в формулах для равновесной температуры	—
Φ	Угол между направлением ускорения реактивной силы и направлением ускорения ракеты	час, мин, сек
Ψ	$\Psi = \frac{1}{\sqrt{1 - v^2/c^2}}$	—
Ω	Удвоенное время от момента прибытия на планету до момента соединения планеты с Землей	T

Примечание. В настоящем перечне не приведены редко встречающиеся в книге обозначения. Они объяснены в тексте.

Значение космонавтики

Научное значение исследований межпланетных пространств неоспоримо. То, что представляет в настоящее время* интерес с точки зрения чисто теоретической, может со временем найти самое разнообразное практическое применение².

Один из первых этапов завоевания межпланетных пространств — движение в пределах земной атмосферы с весьма большими скоростями — имеет огромное практическое значение. Использование полетов вне Земли со спортивными целями сейчас кажется чем-то невероятным, однако даже изучение условий подобных полетов было бы весьма полезно, в частности, в деле воспитания и образования молодежи³.

Исследование верхних слоев атмосферы с помощью ракет является первоочередной задачей. Этим путем можно будет выяснить, во-первых, условия торможения в воздухе аппарата, движущегося с весьма большой скоростью, что имеет непосредственное значение для сверхскоростных самолетов. Во-вторых, немалую пользу для радиотехники принесет исследование слоя Хевисайда (Heaviside), в частности изучение влияния на него изменений метеорологических условий.

С помощью ракет, посылаемых за пределы атмосферы, можно непосредственно измерить величину солнечной постоянной и исследовать природу девственных лучей Солнца и других небесных тел⁴.

Опытное определение величины альбедо Земли поможет установить доселе неизвестную точно температуру вблизи центра Земли.

Будет, по-видимому, решен вопрос о населенности планет Солнечной системы. Вместе с тем мы узнаем, каково разнообразие форм жизни и стадий ее развития при том разнообразии физических условий, которые господствуют на различных планетах и на их спутниках.

Если даже предположить, что богатства нашей Земли никогда не будут исчерпаны человечеством, то все же немалый интерес имела бы попытка акклиматизировать живые существа на тех планетах, на которых условия жизни близки к нашим.

За пределами земной атмосферы звезды представляются наблюдателю немигающими и могут наблюдаться в течение круглых суток. Быть может в этих условиях с помощью мощных телескопов будет открыто существование планет, движущихся вокруг отдельных звезд⁵. Так же непрерывно может быть изучена солнечная корона, которую теперь мы можем видеть с Земли лишь во время солнечных затмений⁶.

Мы могли бы значительно обогатить наши сведения о внутренних планетах, если бы, оторвавшись от Земли, с которой так трудно вести наблюдение за ними, мы могли рассматривать их со стороны Солнца⁷. Этим же путем можно решить вопрос о существовании гипотетической малой планеты, обращающейся внутри орбиты Меркурия⁸.

Было бы облегчено определение массы и размеров многих спутников планет, а также периода их вращения около собственной оси.

Кроме того, вопросы геологии и климатологии различных планет и ряд других характеристик (например, период вращения Венеры, наклон оси внутренних планет к их орбитам, планетный

* Здесь и в дальнейшем по тексту имеется в виду время к 1930 г.

магнетизм и т. д.) малоисследованы, а частью и вовсе неизвестны. Даже Луна, несмотря на значительную либрацию, недоступна для земного наблюдения почти на 41% своей поверхности.

Наблюдения, произведенные над планетами с достаточно близкого расстояния, дадут возможность заполнить указанные пробелы⁹. Дальнейшим шагом будут наблюдения и измерения, сделанные на поверхности планет¹⁰.

Не исключена возможность, что при посещении планет на них будут найдены такие редкие соединения и элементы, как радий и т. п., или просто характерные для них вещества, и если даже не будут открыты новые элементы, то весьма вероятно нахождение неизвестных нам химических соединений, образовавшихся в условиях, отличных от земных¹¹.

Полет в межпланетном пространстве позволяет произвести ряд важных опы-

тов. Появляется возможность установить, является ли пространство евклидовым, или же, как доказывает теория относительности Эйнштейна, оно соответствует геометрии Римана. Известно, что посвященные этой задаче опыты на Земле (Гаусс) не дали достоверных результатов вследствие малости триангуляционных треугольников.

Точно так же могут быть проверены и другие гипотезы теории Эйнштейна, например изменение постоянной тяготения в зависимости от распределения масс (Меркурий). Вполне возможно, что в мировом пространстве будут обнаружены такие явления, о которых мы совершенно не подозреваем¹².

Наконец, если бы со временем удалось построить вне Земли достаточно большие зеркала, то тем самым можно было бы оказывать непосредственно или косвенным путем влияние на климатические условия на Земле.

Интересующая нас Солнечная система является, как известно, ничтожной частичкой Вселенной. В эту систему входят следующие небесные тела: 1) Солнце, 2) планеты, 3) спутники планет, 4) астероиды, 5) кометы — постоянные и периодические, 6) падающие звезды и метеориты.

1. Тяготение

В 1666 г. Ньютон, исходя из законов Кеплера (см. стр. 20—21), вывел свой знаменитый закон всемирного тяготения, который гласит, что «всякие два тела притягивают друг друга с силой, пропорциональной их массам и обратно пропорциональной квадрату их взаимного расстояния», что может быть выражено формулой ¹³

$$P = k^2 \frac{\mu m}{r^2}. \quad (1)$$

Пользуясь этой формулой, можно, например, найти, что сила притяжения между Землей и Солнцем равна $3631096 \cdot 10^{12} m$.

Согласно закону Ньютона сила тяготения равна нулю лишь при бесконечно большом удалении двух тел друг от друга. Астроном Г. Штремберг (G. Stroemberg) в обсерватории Маунт-Вильсон (США) нашел, что сила тяготения имеет еще заметную величину на расстоянии, в сотни миллионов раз превышающем удаление крайней планеты Солнечной системы — Плутона.

Согласно ньютоновскому второму закону движения сила P сообщает свободному телу с массой m ускорение γ , пропорциональное этой силе, имеющее с ней одинаковое направление и не зависящее от скорости тела. Таким образом

$$P = m\gamma. \quad (2)$$

На основании указанных двух законов Ньютона можно определить отношение ускорения g , которое имеет тело на некотором расстоянии r от центра планеты радиусом r_0 , к ускорению g_0 , имеющему место на поверхности той же планеты (табл. 1, рис. 1).

В общем случае приходится иметь дело с несколькими полями тяготения, которые взаимодействуют друг с другом. На рис. 2 показан случай, отвечающий одновременному воздействию полей тяготения Земли и Луны на материальную точку, расположенную на прямой, соединяющей центры этих небесных тел. Простейший расчет пока-

Таблица 1

Относительные величины		Абсолютные величины для Земли	
$\frac{r}{r_0}$	$\frac{g}{g_0}$	$r, \text{ км}$	$g, \text{ м/сек}^2$
1,00	1,000	6 378	9,81
1,05	0,907	6 697	8,90
1,10	0,826	7 016	8,11
1,15	0,756	7 335	7,42
1,20	0,694	7 654	6,82
1,25	0,640	7 973	6,28
1,30	0,592	8 292	5,81
1,35	0,549	8 611	5,39
1,40	0,510	8 930	5,01
1,45	0,474	9 249	4,65
1,50	0,444	9 568	4,36
1,60	0,391	10 205	3,83
1,70	0,346	10 843	3,40
1,80	0,309	11 481	3,03
1,90	0,277	12 119	2,72
2,00	0,250	12 757	2,45
2,20	0,207	14 032	2,03
2,40	0,174	15 308	1,70
2,60	0,148	16 584	1,45
2,80	0,128	17 859	1,25
3,00	0,111	19 135	1,09

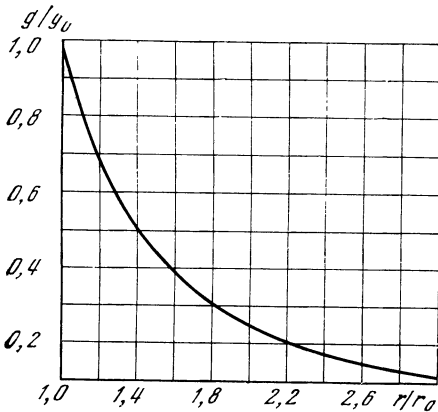


Рис. 1

зывает, что в точке, отстоящей от центра Земли на 346 067 км, или, что то же, на расстоянии 38 336 км от центра Луны, силы притяжения Земли и Луны равны по величине и направлены в противоположные стороны.

Заметим также, что из основного ньютоновского закона $P = m\gamma$ вытекает как частный случай закон инерции, установленный Галилеем: «Всякое тело сохраняет состояние покоя или равномерного прямолинейного движения, пока действие сил не заставит его изменить свое состояние». Именно этот закон отчасти компенсирует неумоли-

мый закон тяготения и делает возможным осуществление межпланетных путешествий.

2. Законы Кеплера

Известные три закона Кеплера, выведенные им (1609—1619 гг.) на основании наблюдений Тихо Браге, дают основные указания о характере движения планет и о форме их орбит.

Едва ли автор этих законов предполагал, что через несколько столетий они будут применены к управляемым человеком космическим кораблям. А ведь межпланетный аппарат, летящий в пустоте с выключенным двигателем, подчиняется тем же законам, что и все небесные тела.

Первый закон. *Планеты движутся по эллиптическим орбитам, в одном из фокусов которых находится Солнце.*

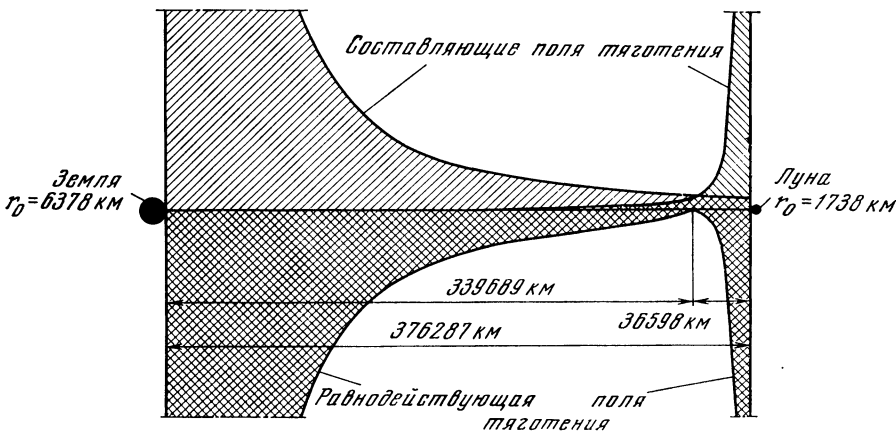
Напомним, что кометы и метеориты могут двигаться по параболам и гиперболам.

Математическое выражение первого закона

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \alpha} \quad (3)$$

является уравнением: окружности при $e = 0$, эллипса при $e < 1$ и $p = a(1 - e^2)$ (рис. 3),

Рис. 2



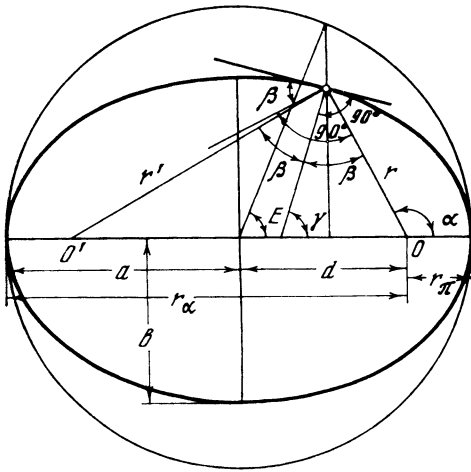


Рис. 3

параболы при $e=1$ и $p=2r_{\pi}$, гиперболы при $e > 1$ и $p = a_1(e^2 - 1)^{14}$.

Второй закон. Площади, описываемые радиусами-векторами орбит, пропорциональны соответствующим временам движения планет по орбитам:

$$v_1 r_1 \cos \beta_1 = v_2 r_2 \cos \beta_2 = C_2. \quad (4)$$

Третий закон. Квадраты времен обращения планет вокруг Солнца пропорциональны кубам больших осей их орбит (табл. 2 и рис. 4).

Таким образом

$$\frac{U_1^2}{a_1^3} = \frac{U_2^2}{a_2^3} = \dots = \text{const}, \quad (5)$$

или, более точно ¹⁵,

$$C_3 = \frac{U_1^2(1 + \mu_1)}{a_1^3} = \frac{U_2^2(1 + \mu_2)}{a_2^3} = \dots \quad (5')$$

3. Солнце и планеты

В табл. 3 даны главнейшие характеристики Солнца и планет нашей Солнечной системы. В тексте указаны главные источники, из которых почерпнуты нужные сведения, а также приведены определения и расчетные формулы.

Массы. Для отношения масс планет* к массе μ_s Солнца мы принимаем значения, данные Ньюкомбом (Newcomb), имеющим признанный авторитет в этом вопросе. Заметим кстати, что Британская астрономическая ассоциация принимает для Меркурия значение 1/9 000 000, данное Баклундом ¹⁶ и существенно отличающееся от обычно принятого, а для Венеры — число 1/403 490, данное Россом **.

Для Плутона рассматриваемое отношение дано Никольсоном и Майолом *** (Nicholson, Mayoll). Отношение массы Плутона к массе Земли, вычисленное, исходя из возмущений Нептуна, составляет

$$\mu_3 = 0,94 \pm 0,25.$$

В табл. 3 указано отношение массы Земли к массе Солнца без учета массы

* За исключением Плутона.

** См. Handbook for 1932.

*** Astr. phys. Journ., 1931, 73, 1—12.

U, зв. годы

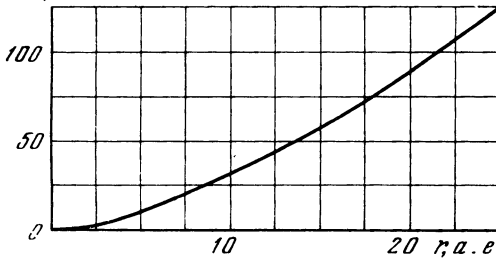


Рис. 4

Таблица 2

Расстояние a , а.е.	Время обращения U , зв. годы	Расстояние a , а.е.	Время обращения U , зв. годы
1	1,00	9	27,00
2	2,83	10	31,62
3	5,20	15	58,09
4	8,00	20	89,44
5	11,18	25	125,00
6	14,70	30	164,32
7	18,52	40	252,98
8	22,63	50	353,55

Таблица 3

Солнце и планеты

Наименование величин	Обозначения	Солнце	Меркурий	Венера	Земля	Марс
Масса относительно:						
Солнца	μ_c	1	1/6000000	1/408000	1/333432	1/3093500
Земли	μ_z	333432	0,55572	0,817724	1	0,107785
Большая полуось орбиты:						
км	a	0	57872926	108141022	149504201	227797756
относительная		0	0,387099	0,723331	1,000000	1,523688
Эксцентриситет	e		0,20562508	0,00678944	0,01672748	0,09335641
Расстояние от Солнца в перигелии	r_p		0,307503	0,718420	0,983273	1,381441
Расстояние от Солнца в афелии	r_a		0,466695	0,728242	1,016727	1,665935
Отношение осей	b/a		0,978631	0,99998	0,99986	0,99563
Долгота перигелия	L_p		76°40'27"	130°49'35"	335°8'1"	13°31'34"
Наклон орбиты к эклиптике	i		7°0'14",1	3°23'39",3	0°0'0"	1°50'59",9
Удельная энергия солнечного излучения:						
кал/см ² ·мин	σ		12,8	3,67	1,92	0,827
относительная			6,673532	1,911284	1	0,430732
Радиус светила:	r_0	695553,46	2420,89	6095,71	Э. 6378,388 П. 6356,909	3392,14
км						
относительный		109,04843	0,3795456	0,9556816	Э. 1 П. 0,99663238	0,5318175
Относительный объем	$V_{отн}$	1301137,7	0,5480140	0,87579954	1	0,15092212
Плотность относительно:						
воды	ρ	1,416	5,599	5,160	5,527	3,947
Земли		0,25626188	1,0129759	0,9336879	1	0,7141743
Ускорение силы тяжести на поверхности светила:						
м/сек ²	g_0	275,18	3,786	8,786	Э. 9,8142 П. 9,8806	3,740
относительное		28,039382	0,3857697	0,8953236	Э. 1 П. 1,0067694	0,3810937
Период вращения вокруг оси	θ	25 дн. 9 ч 7 м 12 с	58,65 дн.	243,16 дн.	23 ч 56 м 41 с	24 ч 37 м 22,654 с
Наклон экватора к орбите	s		5°	ок. 6°	23°27'8"	25°10'
Сидерический период в тропических годах	U		0,24085	0,61521	1,00004	1,88089
Среднее движение:						
угл. сек/день	n		14732,420	5767,670	3548,193	1886,519
относительное			4,1520909	1,625523	1	0,5316844
Синодический период в тропических годах	u		0,317259	1,598718	—	2,135398
Альбедо	A		0,10—0,16	0,65—0,88	0,45	0,17—0,25

Различные характеристики и примечания

Солнце. Зернистое строение поверхности; величина «рисового зерна» около 1000 км. Между 5 и 35° появляются пятна на время от нескольких часов до нескольких месяцев. Температура на поверхности около 6000°.

Меркурий. Средняя элонгация 23°. Наибольшая элонгация 29°. Имеется узкий, хотя и увеличенный вследствие либрации умеренный пояс. Фазы, сходные с фазами Луны.

Венера. Наибольшая элонгация 48°. Температура 60° (Кобленц и Эмерсон)²⁰. Фазы, сходные с фазами Луны. Вращение в обратную сторону.

Марс. Температура у полюсов — 70°C, у экватора от — 20 до +5°C (Кобленц и Лампланд). Моря отсутствуют. Полюса покрыты снегом и льдом. Времена года аналогичные земным, но более резко выраженные и неодинаковые в северном и южном полушарии вследствие большого эксцентриситета орбиты.

Юпитер	Сатурн	Уран	Нептун	Плутон	Примечание
1/1047,355 318,35624	1/3501,6 95,222755	1/22869 14,580086	1/19314 17,263746	1/354720 0,94	Для Земли вместе с Луной 1/329390. Масса Земли по Бойсу и Брауну — $5,98 \cdot 10^{27}$ г
777840592 5,202803	1426097111 9,538843	2869131832 19,190978	4495691791 30,070672	5 899 051 000 39,45743	
0,04841673 4,950892	0,05571953 9,007376	0,04633113 18,301807	0,00900020 29,826904	0,24852 29,65147	Для 1950 г. ¹⁷ Для 1950 г.
5,454706	10,070310	20,080149	30,314440	49,26341	Для 1950 г.
0,99883 92°4'39" 1°18'21",2	0,99844 92°4'39" 2°29'28"	0,99889 172°17'27" 0°46'22"	0,99996 47°26'23" 1°46'28",1	0,96863 112°22'12" 17°12'19"	Для 1950 г. Почти постоянное Для 1950 г. Для 1950 г.
0,070 0,0369424 Э. 71372,71 П. 66617,91	0,0211 0,01099027 Э. 60398,99 П. 54049,59	0,00521 0,00271522 24846,72	0,00212 0,001105894 26499,3	0,00124 0,000642307 64001 ⁸	Солнечная постоянная по Абботу. Более достоверна относительная величина Для сплюснутых планет указаны радиусы экватори- альный и полярный (Э и П.)
Э. 11,189768 П. 10,444314 1312,1610	Э. 9,469315 П. 8,473860 762,40099	3,895453 59,311505	4,154543 71,950667	1 1	Плотность Земли по Бойсу и Брауну
1,341 0,2426198	0,6903 0,1243985	1,359 0,2458222	1,326 0,2399386	5,2 0,94	
Э. 24,953 П. 28,642 Э. 2,5425599 П. 2,9184586	Э. 10,429 П. 13,015 Э. 1,0626407 П. 1,3261058	9,430 0,9608246	9,816 ⁹ 1,0002030	9,2 0,94	Для Земли принята форму- ла Гельмерга (1908)
З. Э. 9 ч 50 м 30,003 с З. П. 9 ч 55 м 40,632 с	10 ч 14 м 24 с	~10 ч 45 м	15 ч 50 м	(?)	Для Юпитера З. Э. означает: экваториальная зона; З. П. — полярная зона
3°7'	26°45'	98°	151°	(?)	Для наклонов больше 90° вращение обратное
11,86223	29,45772	84,01529	164,78829	247,6968	Принято во внимание вли- яние масс планет
299,128 0,0843043 1,022110	120,455 0,0339483 1,035183	42,23 0,011902 1,012087	21,53 ̄ 0,006068 ̄ 1,006146	14,32 0,004037 1,00449	
0,50—0,72	0,50—0,84	0,50—0,70	0,50—0,60	(?)	

Юпитер. Температура на поверхности —130°С (Кобленц и Лампланд). На поверхности заметно «красное пятно», обнаруженное более 60 лет назад, длиной около 50 000 км. Другие быстро исчезающие пятна.

Сатурн. Температура на поверхности —150°С (Кобленц и Лампланд). Относительно колец см. стр. 30. Облачность в виде круглых колец, параллельных

экватору. Высокая температура ядра. Отсутствие твердой коры.

Уран. Открыт в 1781 г. Гершелем. Температура на поверхности —170°С (Кобленц и Лампланд).

Нептун. Открыт в 1846 г. Леверье в результате вычислений.

Плутон. Открыт в 1930 г. Точность указанных величин относительно этой планеты сомнительна.

Луны; если принять во внимание последнюю, то будем иметь $\mu_s = 1/329\,390$.

Абсолютная величина земной массы, согласно Бойсу и Брауну (Boys, Braun), равна $5,98 \cdot 10^{27}$ г. Центральное бюро Международного геодезического общества принимает значение $5,99733 \cdot 10^{27}$ г.

Большая полуось орбиты. Ее длина равна среднему расстоянию планеты от центра Солнца. Относительное расстояние от Солнца всех планет, кроме Плутона, а также абсолютное расстояние нашей планеты заимствованы из «The American ephemeris and nautical almanac for the year 1932».

Если бы орбита Земли была окружностью и все планеты двигались в плоскости эклиптики, то среднее расстояние нижних планет — Меркурия и Венеры — от Земли было бы, очевидно, равно среднему расстоянию между Землей и Солнцем²¹; расстояние же между верхними планетами и Землей было бы равно их расстоянию до центра Солнца. Истинные средние расстояния мало отличаются от только что указанных.

Ниже приводим формулы, связывающие длину большой полуоси орбиты с некоторыми величинами:

$$a = \sqrt{b^2 + d^2};$$

$$a = \frac{p}{1 - e^2}; \quad a = \frac{r + r'}{2};$$

$$a = \frac{r(1 + e \cos \alpha)}{1 - e^2};$$

$$a = \frac{r \cos \alpha}{e(\cos E - e)};$$

$$a = \frac{r_K r_\alpha \cos \alpha + r_\alpha^2}{2r_\alpha - r_K(1 - \cos \alpha)}; \quad a = \frac{r_\pi}{1 - e};$$

$$a = \sqrt[3]{C_3 U^2}; \quad a = -\frac{\lambda}{h};$$

$$a = \frac{\lambda}{v_\pi^2 - v^2};$$

$$a = \frac{\lambda}{2\lambda/r - v^2};$$

$$a = \sqrt[3]{\frac{\lambda U^2}{4\pi^2}}. \quad (6)$$

Эксцентриситет. Эта величина совместно с величиной большой полуоси определяет эллиптическую форму орбиты планеты. Отметим кстати, что эксцентриситет всех орбит слегка изменяется каждый год.

Величина эксцентриситета вычислена по формулам Леверье и Гайо (Le Verrier, Gaillot), для Плутона же мы использовали данные Никольсона и Майола.

Изменения эксцентриситета на протяжении всего XX столетия для всех планет колеблются в пределах от $+0,00017$ до $-0,00035$.

Ниже приведены формулы для вычисления эксцентриситета.

Для эллипса, гиперболы и параболы:

$$e = \sqrt{1 + \frac{hC_2^2}{\lambda^2}};$$

$$e = \sqrt{1 + \frac{v^2 - \frac{2\lambda}{r}}{\left(\frac{\lambda}{C^2}\right)^2}};$$

для эллипса:

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}; \quad e = \frac{d}{a},$$

где $0 < e < 1$;

$$e = \sqrt{1 + \left(\frac{rv^2}{\lambda} - 2\right) \frac{rv^2}{\lambda} \cos^2 \beta};$$

линейный эксцентриситет:

$$d = \sqrt{a^2 - b^2}; \quad d = \frac{\sqrt{\lambda^2 - (2\lambda/r - v^2) C_2^2}}{2\lambda/r - v^2};$$

для гиперболы:

$$e = \frac{d_1}{a_1}, \quad \text{где } e > 1. \quad (7)$$

Расстояние планеты от Солнца в перигелии. Для него имеем

$$r_\pi = a(1 - e).$$

В табл. 3 помещены значения r_π .

Для эллипса:

$$r_{\pi} = a - d; \quad r_{\alpha} = 2a - r_{\alpha};$$

$$r_{\pi} = \frac{p}{1+e}; \quad r_{\alpha} = \frac{v_{\alpha}^2 r_{\alpha}^2}{2\lambda - v_{\alpha}^2 r_{\alpha}};$$

для параболы:

$$r_{\pi} = \frac{p}{2};$$

для гиперболы:

$$r_{\pi} = a_1(e - 1); \quad r_{\alpha} = d_1 - a_1. \quad (8)$$

Расстояние планеты от Солнца в афелии. Для него имеем выражение

$$r_{\alpha} = a(1 + e). \quad (9)$$

Для эллипса, параболы и гиперболы имеем формулу

$$a \pm d = \frac{\lambda \pm \sqrt{\lambda^2 - (2\lambda/r - v^2) C_2^2}}{2\lambda/r - v^2}, \quad (10)$$

с помощью которой определяются величины r_{π} и r_{α} для эллипса. В случае параболы $r_{\alpha} = \infty$. Для эллипса имеем также

$$r_{\alpha} = a + d; \quad r_{\alpha} = 2a - r_{\pi};$$

$$r_{\alpha} = \frac{r(1 + e \cos \alpha)}{1 - e}. \quad (11)$$

Наименьшее расстояние от Земли до нижних планет во время соединения можно принять приближенно равным $a_3 - r_{\alpha}$, а для верхних планет это расстояние равно $r_{\pi} - a_3^*$.

Отношение осей орбиты. Оно вычисляется по формуле

$$\frac{b}{a} = \sqrt{1 - e^2}.$$

Из табл. 3 видно, что орбиты планет без значительной погрешности могут быть приняты за окружности, причем Солнце в большей или меньшей степени смещено относительно центра орбит.

* В обоих случаях предполагаем, что Земля движется по окружности и что плоскости планетных орбит совпадают с эклиптикой.

Имеем для эллипса:

$$b = \sqrt{a^2 - d^2}; \quad b = \sqrt{r_{\alpha} \cdot r_{\pi}};$$

$$b = r_{\alpha} \sqrt{\frac{2a}{r_{\alpha}} - 1};$$

$$b = r_{\pi} \sqrt{\frac{2a}{r_{\pi}} - 1};$$

$$b = r_{\pi} \sqrt{\frac{1+e}{1-e}}; \quad b = \frac{C_2}{\sqrt{2\lambda/r - v^2}}; \quad (12)$$

$$b = C_2 \sqrt{\frac{a}{\lambda}}; \quad b = a(1 - e);$$

для гиперболы:

$$b_1 = a_1 \sqrt{e^2 - 1}; \quad b_1 = \sqrt{d_1^2 - a_1^2}.$$

Долгота перигелия. Для Плутона эта величина взята по Банахевичу. Для всех остальных планет она вычислена нами по формулам Леверье и Гайо для 1950 г. Наибольшее изменение ее для нашего столетия составляет $1^{\circ}58'$.

Наклон орбиты к плоскости эклиптики. Углы наклона вычислены по формулам Леверье и Гайо, а для Плутона взята величина угла, данная Банахевичем. Изменение угла с течением времени незначительно: за время от 1900 до 2000 г. они колеблются в пределах от 1° до $1^{\circ}26'$.

К счастью для космонавтики, орбиты всех планет лежат примерно в одной плоскости, и это обстоятельство в огромной мере благоприятствует установлению связи между планетами.

Удельная энергия солнечного излучения. Отношение испускаемой Солнцем энергии к той ее части, которая достигает земной атмосферы, равна

$$\sigma_{\text{отн}} = \frac{1}{a^2}, \quad (13)$$

где величина a выражена в астрономических единицах.

Солнечная постоянная, т. е. удельная энергия солнечного излучения перед его проникновением в

земную атмосферу, равна:

$$\Xi = 1,92 \text{ кал/см}^2 \cdot \text{мин.}$$

Таким образом, для всех планет $\sigma = 1,92 \sigma_{\text{отн}} \text{ кал/см}^2 \cdot \text{мин.}$

Радиус планеты*. Для планет, имеющих форму сплюснутых эллипсоидов, в табл. 3 приводятся радиус по экватору и величина полудиаметра, проходящего через полюса планеты. Для возможности сравнения планет между собой даны также отношения радиусов планет к экваториальному радиусу Земли.

Относительный объем. Мы принимаем во внимание, что некоторые из планет имеют форму сплюснутого эллипсоида. В этом случае для относительного объема имеем выражение

$$V_{\text{отн}} = \frac{r_0'^2 r_0'}{r_{03}^2 r_{03}},$$

а в случае сферической планеты

$$V_{\text{отн}} = \frac{r_0^3}{r_{03}^2 r_{03}},$$

где r_0 — радиус планеты по экватору, а r_0' — малая полуось.

Плотность²². По отношению к воде величины плотности планет найдены, исходя из средней плотности Земли, которая, согласно Бойсу и Брауну, в 5,527 раза больше плотности воды. При этом мы считаем, что массы планет однородны, так что

$$\rho_{\text{отн}} = \frac{\mu_3}{V_{\text{отн}}}, \quad \rho = 5,527 \rho_{\text{отн}} \text{ г/см}^3.$$

Величины ρ ясно показывают, насколько отлично строение Меркурия, Венеры, Марса и Плутона, имеющих плотность, близкую к земной, от

* Приводим имена ученых, определивших размеры светил: Солнце — Ауверс (Auwers), Меркурий — Леврье (Le Verrier), Венера — Ауверс, Земля — Хейфорд (Hayford), Марс — Гартвиг (Hartwig), Юпитер — Сампон (Sampon), Сатурн — Струве, Уран — средняя из величин, данных Барнардом (Barnard), Си (See) и Виртцем (Wirtz), Нептун — Барнард. Диаметр Плутона в точности неизвестен.

строения планет гигантов, которые за исключением Сатурна по плотности приближаются к Солнцу.

Ускорение силы тяжести на поверхности планеты. Согласно измерениям Гельмерта (Helmert) ускорение силы тяжести на экваторе за вычетом центробежного ускорения, обусловленного вращением Земли, составляет

$$g_0 = 9,7803 \text{ м/сек}^2.$$

Но центробежное ускорение в данном случае равно

$$\gamma_{\text{ц}} = \frac{4\pi^2 \cdot R}{t^2} = \frac{4\pi \cdot 6378388}{86164^2} = 0,0339 \text{ м/сек}^2.$$

Поэтому ускорение на Земле, обусловленное наличием только поля тяготения, равно

$$g_0 = 9,7803 + 0,0339 = 9,8142 \text{ м/сек}^2.$$

Для любой другой планеты будем иметь

$$g_{0 \text{ отн}} = \frac{\mu_3}{r_{0 \text{ отн}}^2},$$

$$g_0 = 9,8142 g_{0 \text{ отн}} \text{ м/сек}^2.$$

Числа, приведенные в табл. 3, получены без учета влияния центробежного ускорения, и потому они выражают то ускорение, которое имело бы место на поверхности планеты при отсутствии вращения последней около своей оси. Эти значения как раз и интересны с точки зрения космонавтики.

Интересно все же отметить, что величина центробежного ускорения на некоторых планетах весьма значительна. Так, на экваторе Юпитера оно равно 2,245 м/сек², что составляет 9% от ускорения тяжести. На Сатурне это отношение еще больше.

Формула для ускорения

$$g = k^2 \frac{\mu}{r^2}; \quad g = \frac{v^2}{r}; \quad g = \frac{\lambda}{r^2}, \quad (14)$$

где λ — коэффициент, характеризующий поле тяготения планеты. Приведенные в табл. 3 относительные значения вспомогательной величины λ (по отношению к Солнцу и Земле) соответствуют величинам μ_3 и μ_3 . Эти значе-

ния λ несколько изменяются в зависимости от того, принято ли за основу число Гельмерта (g_0) или же Бойса и Брауна (ρ и k^2).

Для эллипса, параболы и гиперболы имеем

$$\lambda = gr^2, \quad \lambda = k^2\mu;$$

для эллипса:

$$\lambda = n^2a^3; \quad \lambda = v_{ср}^2 r_{ср}. \quad (15)$$

Период вращения планеты около своей оси.

Для Солнца, которое не является твердым телом, период вращения составляет от 25 до 28 дней в зависимости от широты. В астрономических таблицах согласно Каррингтону (Carrington) этот период обычно определяется в 25,38 средних солнечных суток.

Радиолокационные наблюдения Меркурия, начатые в 1965 г., позволили установить, что Меркурий делает полный оборот около своей оси относительно звезд в течение 58,65 земных суток. Поскольку же один оборот Меркурия по своей орбите вокруг Солнца длится 87,97 земных суток, то из формулы, аналогичной уравнению (18) (см. ниже), вытекает, что местные сутки (период обращения планеты около своей оси по отношению к Солнцу) длятся 176 земных суток. Это вдвое больше местного года и втрое — меркурианских звездных суток. Из приведенных данных следует также, что день или ночь на Меркурии длятся целый меркурианский год²³.

Период вращения Венеры вокруг своей оси продолжается больше местного года²⁴.

Для Марса принята величина, указанная в Эфемеридах Марта (Marth), там же взяты данные для Юпитера. У этой планеты, еще не достигшей твердого состояния, угловые скорости на экваторе и в умеренных поясах неодинаковы. Для Сатурна мы приводим лишь величину угловой скорости на экваторе (по данным Максвелла и Холла). Эта планета, также лишенная твердой оболочки, имеет на экваторе большую угловую скорость, чем вблизи полюсов.

Период вращения Урана взят нами из справочника Британской астрономической ассоциации, а для Нептуна — по данным Мура и Менцля (Moore, Menzel), которые произвели определение спектрографическим методом с точностью до одного часа. Что касается Плутона, то его период вращения еще не определен*.

Наклон экватора планеты к ее орбите. Величина этого угла заимствована из «Астрономического ежегодника Фламариона», кроме Венеры, для которой приняты самые современные данные. Ось Венеры лежит почти в плоскости ее орбиты, вследствие чего продолжительность ее дня (и ночи) равна половине времени ее обращения вокруг Солнца, т. е. длится почти треть нашего года. Ось Урана расположена приблизительно таким же образом, вследствие чего полярный день на Уране длится 42 земных года.

Период обращения вокруг Солнца. Эта величина связана с предыдущими следующими формулами:

$$U = \sqrt{\frac{a^3}{C_3}}; \quad U = \frac{2\pi}{n};$$

$$U = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\lambda}}; \quad U = \frac{2\pi ab}{v_n r_n}. \quad (16)$$

Среднее движение. Так называется средняя величина углового перемещения планеты за время, равное звездным суткам.

Для эллипса (окружности) имеем

$$n = \frac{2\pi}{U}; \quad n = \sqrt{\frac{\lambda}{a^3}}, \quad (17)$$

причем величина n совпадает с действительным угловым перемещением, когда $r = \sqrt{ab}$.

Синодический период²⁵. Так называется время, необходимое для того, чтобы планета возвратилась в положение соединения или в положение противостояния относительно

* Отметим, что Венера, Уран и Нептун — планеты, имеющие направление вращения, обратное направлению годового движения.

Таблица 4

Спутники планет

Планета	Спутник ²⁷	Ученый, открывший спутник	Год открытия	Средние расстояния от планеты		Эксцентриситет	Наклон орбиты от- носите- льно орбиты планеты	
				а. е.	км			
Земля	Луна	—	—	0,002571185	384 403	0,054908	5° 8'43"	
Марс	1. Фобос	Холл А.	1877	0,000062725	9 378	0,0170	25 20	
	2. Деймос	»	1877	0,00015695	23 464	0,0031	24 15	
Юпитер	1. Ио	Галилей	1610	0,00281956	421 536	Неболь- шой и пе- ременный	3 7	
	2. Европа	»	1610	0,00448620	670 705		3 6	
	3. Ганимед	»	1610	0,00715590	1 069 837		3 2	
	4. Каллисто	»	1610	0,0125865	1 881 735		2 43	
	5-й	Барнард	1892	0,001207	180 452		3 7	
	6-й	Перрин	1904	0,076605	11 452 769		0,1550	28 45
	7-й	»	1905	0,078516	11 738 471		0,2073	27 58
	8-й	Мелотт	1908	0,15720	23 502 060		0,38	148 4
	9-й	Никольсон	1914	0,1581 [1]	23 636 614		0,248 [1]	156
Сатурн	1. Мимас	Гершель	1789	0,0012401	185 400	0,0190	26 45	
	2. Энцилад	»	1789	0,0015909	237 846	0,0046	26 45	
	3. Тефия	Кассини	1684	0,0019694	294 434	0,0000	26 45	
	4. Диона	»	1684	0,0025224	377 109	0,0020	26 45	
	5. Рея	»	1672	0,0035226	526 643	0,0009	26 42	
	6. Титан	Гюйгенс	1655	0,0081660	1 220 851	0,02886	26 7	
	7. Гиперион	Бонд	1848	0,0098929	1 479 030	0,119	26 0	
	8. Япет	Кассини	1671	0,0237976	3 557 841	0,029	16 18	
	9. Феба	Пикеринг	1898	0,086593	12 946 017	0,1659	174 75	
Уран	1. Ари	Лассель	1851	0,0012820	191 664		97 59	
	2. Умбриель	—	1851	0,0017859	266 000		97 59	
	3. Титания	Гершель	1787	0,0029303	438 092		97 59	
	4. Оберон	»	1787	0,0039187	585 852		97 59	
Нептун	Тритон	Лассель	1846	0,0023635	353 353		139 50	

Солнца. Нетрудно вывести, что

$$u = \frac{U_3 U_{\text{план}}}{U_3 - U_{\text{план}}} \quad (18)$$

Вследствие наклона плоскости орбит Меркурия и Венеры по отношению к эклиптике прохождение их перед Солнцем во время верхнего соединения может быть наблюдаемо очень редко: для Меркурия приблизительно один раз в 8 лет, а для Венеры еще реже (последнее прохождение в 1882 г., последующие в 2004 и 2012 гг.).

А л ь б е д о. Под этим названием подразумевается отношение отражаемого планетой света к его количеству, получаемому ею от Солнца. Достаточно достоверных данных о величине этого отношения пока еще нет. Для планет мы указываем крайние значения, приведенные в «Астрономическом ежегоднике Фламариона» и принятые Антониади (Antoniadi), Цельмером (Zölmer), Мюллером (Müller) и Расселем (Russel).

Для сравнения ниже указаны зна-

Период обращения		Радиус, км	Масса		Плотность относи- тельно воды	Ускоре- ние на поверх- ности, м·сек ⁻²	Альбе- до [7]
звездный, дни	синодический, дн. час. мин. сек.		относительно планеты	относительно Солнца			
27,3216609	29.12.44.28	1737,99	1/81,495	1/271,725·10 ⁴	3,341	1,6221	0,10
0,3189103	— 7.39.26,65	6,99					0,13
1,26244064	1.6.21.15,68	4,5					0,13
1,76913780	1.18.28.35,95	1697	1/22 240	1/429,4·10 ¹⁰	4,095	1,9847	0,46 ²
3,55118108	3.13.17.53,74	1500,5	1/39 430	1/242,1·10 ¹⁰	3,341	1,4318	0,51 ²
7,15455312	7. 3.59.35,86	2633,5	1/12 520	1/762,7·10 ¹⁰	1,946	1,4639	0,30 ²
16,68901805	16.18. 5. 6,92	2528,5	1/22 200	1/430,0·10 ¹⁰	1,240	0,8956	0,11 ²
0,49817923	— 11.57.27,6	80(?)					0,15 ²
250,62	266 — — —	65(?)					0,15
260,07	276.16 — —	25(?)					0,15
738,9	631.2? —	25(?)					0,15
745 [2]	636 — — — [2]	7[6](?)					0,15
0,9424219	—22.37.12,4	297,5[3]	1/16 340 000	1/0,175·10 ¹⁰	0,316	0,2630	0,20
1,3702178	1. 8.53.21,9	370 [3]	1/ 4 000 000	1/0,714·10 ¹⁰	0,671	0,6948	0,20
1,8878025	1.21.18.54,8	603,5[3]	1/921 500	1/3,099·10 ¹⁰	0,672	1,1220	0,25
2,7369159	2.17.42. 9,7	724[3]	1/536 000	1/5,328·10 ¹⁰	0,669	1,3541	0,25
4,5175026	4.12.27.56,2	925,5[3]	1/250 000	1/11,42·10 ¹⁰	0,686	1,7767	0,25
15,945452	15.23.15.25	2856,5[4]	1/4 700	1/607,6·10 ¹⁰	1,242	9,9205	0,33 ²
21,276665	21. 7.39.6	225(?)					0,20
79,33082	79.22. 4.56	850					0,25
550,45	523.16—	100					0,15
2,520383	2.12.29.40	450(?)					0,25
4,144183	4. 3.28.25	350					0,25
8,705876	8.17. 0. 0	850					0,25
13,463262	13.11.15.36	750					0,25
5,876833	5.21. 3.27	2500(?) [1]	1/290 [5]	1/1800·10 ¹⁰ [5]			0,33

чения альбе-до для некоторых поверх-ностей ²⁶:

Лес густой	0,03
Моря, озера, чистая вода	0,05
Лава Везувия, Этны	0,06
Вспаханная почва, влажная	0,08
Известняк	0,10
Вулканический пепел	0,14
Почва пустынь (в среднем)	0,16
Кучевые облака	0,71
Снег свежеснеженный	0,78

Примечание к табл. 4.

Нижеследующие величины взяты из спра-вочника «Connaissances des Temps»:

- а) средние расстояния спутников от их планет (в а. е.);
- б) эксцентриситет орбит;
- в) период обращения;
- г) радиусы первых четырех спутников Юпи-тера;
- д) значения масс.

Радиусы остальных спутников, а также величины наклоения орбит спутников к орбитам планет заимствованы из ежегодника «Annuaire Flammarion», 1930.

4. Спутники

Главнейшие характеристики спутников планет приведены в табл. 4.

Луна. Ни один из спутников планет Солнечной системы не имеет столь большого отношения массы к массе главной планеты, как наше ночное светило. Большие лунные равнины, называемые «морями», достигают в длину 1000 км. Лунные кратеры имеют поперечники в несколько сот километров. Очертания гор, не размытых водой, весьма рельефны. Гора Курциуса подымается на высоту 8 880 м, т. е. достигает высоты Эвереста — величайшей из горных земных вершин (8 882 м). Благодаря либрации Луны большая половина ее поверхности (59%) доступна наблюдению с Земли.

Работами ученых обсерватории на горе Вильсон установлено, что на освещенной поверхности Луны температура достигает $\sim 130^\circ\text{C}$.

Кольца Сатурна. Характерное отличие Сатурна от прочих планет заключается в кольцевой форме его спутников. Главными кольцами, имеющими толщину от 150 до 3200 км, являются:

Ширина, км

Кольцо А (матово-белое)	18 818
Промежуток Кассини (Cassini)	2 741
Кольцо В (блестящее)	27 966
Кольцо С (темное)	18 215
Полная ширина	67 740 км

Таблица 5

Астероид	Ученый, открывший астероид	Год открытия	№ п/п	Диаметр, км	Расстояние от Солнца, а.е.	Время обращения, дни	Альbedo
Церера	Пиаччи	1801	1	767	2,767	1681	0,1
Паллада	Ольберс	1802	2	489	2,770	1684	—
Веста	»	1807	4	385	2,362	1326	0,6
Эрот	Уайт	1898	433	—	1,458	643	Переменное

Кольца состоят из огромного количества отдельных частиц разных размеров. Килер (Keeler) нашел с помощью спектрографического метода, что внутренний край кольца обращается вокруг планеты за 5 час 30 мин, а наружный край — за 13 час.

5. Астероиды

Астероиды — малые планеты, так называемые планетоиды, обращающиеся вокруг Солнца, преимущественно между орбитами Марса и Юпитера. Наклон их орбит к эклиптике составляет $8-25^\circ$, а у некоторых достигает 48° .

В настоящее время известно до 1500 малых планет²⁸, причем их общий объем меньше, чем объем Луны. Самые меньшие из них не улавливаются даже мощными телескопами. Наименьший занесенный в каталог астероид (I. Keeler) имеет диаметр около 1 км.

Интересно отметить, что величины альbedo у планетоидов весьма разнообразны, что указывает на различия их строения и геометрической формы.

В табл. 5 приведены данные о некоторых наиболее крупных астероидах.

6. Кометы²⁹

Кометы обычно состоят из головы в виде ядра, окруженного туманностью, и из длинного хвоста. Как исключение встречаются кометы с несколькими головами или с несколькими хвостами. Ядро, представляющее собой скопление твердых тел более или менее крупных размеров, окружено оболочкой пыли, имеющей значительно боль-

шую плотность, чем вещество хвоста. Последний представляет настолько разреженное тело, что прохождение его через Землю было бы незаметно.

Одни кометы движутся в том же направлении, как и Земля, другие — в противоположном. Наклон их орбит к эклиптике весьма разнообразен. У большинства комет расстояние перигелия меньше 1 *a.e.* и движение совершается по гиперболе. Периодические же кометы движутся по сильно растянутому эллипсам³⁰.

По мере приближения к Солнцу голова кометы сжимается, в то время как хвост ее, отбрасываемый по направлению от Солнца, удлиняется и в отдельных случаях достигает 2 *a.e.*

7. Некоторые свойства мирового пространства

На Земле даже в затененных местах мы не лишены совершенно света благодаря наличию атмосферы, рассеивающей солнечный свет. В пустоте же пространства, планеты, расположенные в тени, погружены в полный мрак. Небесный свод там представляется абсолютно черным. Звезды не мерцают и постоянно отчетливо видимы при условии, что глаза защищены от непосредственного действия солнечных лучей; в противном случае глаз приспособляется к яркому свету Солнца и теряет способность различать звезды.

Прежняя гипотеза о существовании межзвездного эфира окончательно опровергнута теорией относительности. Последняя, однако, не исключает возможность существования в мировом пространстве материальной среды, которая, впрочем, имеет совсем иные свойства, чем воображаемый эфир.

Наличие в спектрах поглощения двойных звезд неподвижных линий, соответствующих натрию и кальцию, привели Эддингтона (Eddington) к заключению, что мировое пространство наполнено молекулами этих элементов, отстоящими на большое расстояние.

Кроме того, газовые частицы, оторвавшиеся от атмосферы звезд, также являются составной частью, хотя и незначительной, космической материи. Предполагают, что совокупная ее масса равна удвоенной массе всех звезд, чему соответствует плотность 10^{-24} ед. CGS. Температуру ее оценивают в 10—15 тыс. °C.

Совершенно ясно, что при такой ничтожной плотности космическая материя не окажет влияния на движение космического корабля ни в смысле сопротивления, ни со стороны нагрева. По той же причине ни один звук не мог бы нарушить глубокого безмолвия, господствующего в межзвездных пространствах.

В составе солнечного спектра, особенно в его ультрафиолетовой части, есть лучи, которые при прямом действии на человека были бы губительны для его организма. Так называемые космические лучи, имеющие весьма короткую волну, обладают большей проникающей способностью, чем X-лучи. Согласно Милликену (Millikan), эти лучи порождаются звездным излучением и способны пронизать толщу воды в 60 м и более.

Однако вредоносность того или иного излучения зависит не от его проникающей способности, но главным образом от его интенсивности. Между тем энергия космических лучей после их проникновения через всю толщу атмосферы незначительна. В крайнем же случае пришлось бы искать способы защиты от этих лучей³¹.

Литература

1. Brit. Astron. Assoc. Handbook for 1932. Oxford. Цит. по Никольсону.
2. *Nicholson*. Proc. Nat. Acad. Sci. (Washington), 1917, p. 147.
3. *Hepburn*. J. Brit. Astron. Assoc. (London), 1923, 33, 248.
4. *Levin* J. Brit. Astron. Assoc. (London), 1923, 33, 216.
5. *Nicholson*, *Van Maanen*. Publ. Astron. Soc. Pac. (San Francisco), 1931, 43, 261.
6. *Nicholson*. Publ. Astron. Soc. Pac. (San Francisco), 1920, 32, 143.
7. *Russel*. Astrophys. J. (Chicago), 1916.

1. Значение атмосферы

Свойства земной атмосферы представляют для нас интерес с точки зрения того сопротивления, которое будет испытывать межпланетный корабль при взлете и возвращении. Атмосфера нас интересует еще как фильтр солнечных лучей, доходящих до нас уже лишенными части радиации, которая кажется пагубной в самородном виде.

При взлете атмосфера является препятствием, при спуске же она может быть использована для торможения, и этим путем можно сэкономить значительно больше топлива, чем будет израсходовано на преодоление сопротивления воздуха при взлете. Однако неизбежное нагревание аппарата при движении в воздухе не может не вызывать опасений. Пример падающих звезд показывает, что возвращение межпланетного корабля на Землю является достаточно сложной задачей.

Нужно еще иметь в виду, что полезное действие ракетного двигателя при соответствующем устройстве может быть заметно увеличено в разреженной среде.

Для космического корабля погода не играет почти никакой роли, поскольку высота того слоя, в котором происходят метеорологические явления, незначительна. Правда, наблюдения над падающими звездами показали, что на высотах между 30 и 80 км еще имеют место ветры, однако их скорость так мала сравнительно со скоростью межпланетного аппарата (который к тому же имеет хорошо обтекаемую форму), что ею можно пренебречь.

2. Методы исследования

Изучение атмосферы может производиться прямыми и косвенными методами.

Вблизи поверхности Земли, пользуясь самолетами, привязными и свободными аэростатами, шарами-зондами, непосредственно определяют температуру, давление и влажность воздуха, отбирают пробы для химического анализа и исследуют явления космического излучения.

Применяются также приборы-самописцы, поднимаемые с помощью воздушных змеев и шаров-зондов. Воздушные змеи достигают высоты в 9 км, самолеты около 15 км, аэростаты 22 км. Шары-зонды из всех прочих способов дают наибольшую высоту. Так, еще в 1912 г. проф. Гамба (Gamba) добился с помощью этого способа подъема приборов на высоту 37,7 км. В дальнейшем этот рекорд был без труда превзойден.

Другим способом изучения высоких слоев атмосферы является спектральный анализ лучей, испускаемых Солнцем и звездами. При прохождении через атмосферу часть солнечных лучей ею поглощается и в результате в солнечном спектре появляются черные линии, обусловленные присутствием в атмосфере различных элементов. Эти линии обнаруживаются тем более отчетливо, чем толще слой воздуха, через который проходят лучи.

Был также предложен (Synge) способ отбрасывания вверх мощного светового пучка с последующим измерением с помощью фотоэлектрического метода степени рассеяния света молекулами атмосферных газов; результаты этих измерений позволяют определить характеристики высоких слоев атмосферы.

Наблюдение над атмосферой во время зари и в сумерках позволяет видеть освещенные Солнцем слои воздуха на высотах до 75 км, наконец, падающие звезды и северное сияние дают сведения о еще более высоких слоях.

3. Тропосфера и стратосфера

Одним из самых поразительных фактов является существование в атмосфере двух примыкающих друг к другу слоев, существенно отличающихся по характеру происходящих в них явлений.

Нижний слой носит название тропосферы. В нем происходят все метеорологические явления. Здесь сосредоточена в различных видах вся испаренная Землей вода. Перемежающиеся испарения и конденсирование являются причиной перемешивания масс воздуха и постоянных перемен погоды.

Над этим слоем простирается спокойная прозрачная область стратосферы. Здесь отдельные слои воздуха как бы скользят относительно соседних слоев, не перемешиваясь между собой. Можно сказать, что это единственная область, относительно которой всегда сбываются предсказания метеорологов, так как здесь всегда хорошая погода.

Особенно резко проявляется различие в тепловых процессах, происходящих в обоих слоях. В тропосфере имеют место адиабатические процессы: в восходящих потоках температура понижается вследствие расширения, в нисходящих потоках вместе со сжатием воздуха происходит его нагревание.

Стратосфера в исследованной ее части, напротив, изотермична. Движение масс воздуха в этой области происходит очень редко, и потому температура с возрастанием высоты практически остается постоянной (до известного предела).

Вблизи полюсов стратосфера начинается уже на высоте примерно 10 км, на экваторе же ее нижняя граница находится на высоте порядка 15 км и даже выше.

Некоторые вводят еще понятие тропопаузы, т. е. переходного слоя между тропосферой и стратосферой.

Перейдем теперь более подробно к рассмотрению главнейших характеристик атмосферы.

4. Температура атмосферы

Непосредственное нагревание воздуха тропосферы лучами Солнца очень незначительно. В основном воздух здесь нагревается теплом Земли, которая поглощает значительное количество солнечной энергии и большую часть ее отдает атмосфере.

По мере возрастания высоты температура воздуха падает вследствие расширения восходящих потоков. Измерения, произведенные на больших высотах, показали, что в стратосфере, вплоть до высоты 30 с лишним километров, температура остается практически постоянной. В наших широтах она составляет -5° летом и -58° С зимой. У полюсов она несколько выше, а вблизи экватора значительно ниже (порядка -80°).

Если бы процессы, происходящие в тропосфере, были строго адиабатическими, то с каждым километром высоты температура должна была бы понижаться на 10° . В действительности оказывается, что в начале понижение составляет 5° на 1 км, а на высоте в 10 км достигает 8° на 1 км. Эти значения приняты Международным метеорологическим комитетом.

Необходимо отметить, что уменьшение температуры прилегающих к поверхности Земли слоев воздуха изменяется в зависимости от времени года, но это изменение не зависит непосредственно от температуры земной поверхности.

В некоторых странах на основании статистических данных построены условные кривые температуры, плотности и давления атмосферы для высот до 10—20 км. Состояния атмосферы, определяемые по этим кривым для различных высот, получили название «стандартных атмосфер». Ими пользуются при оценке достижений авиации, а также при определении сопротивления воздуха, испытываемого артиллерийскими снарядами, и для ряда других целей.

Французская стандартная атмосфера принята в качестве международной

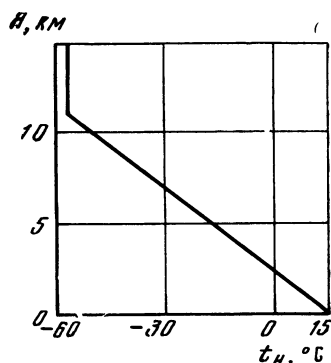


Рис. 5

единицы (табл. 6)³³. Она дает для высот не более 11 км следующее выражение для температуры на высоте H (закон Гуссэна) (Toussaint):

$$t = 15 - 6,5H. \quad (19)$$

На высотах выше 11 км температура считается постоянной и равной $-56,5^\circ\text{C}$ (рис. 5). Этот закон носит несколько упрощенный характер, однако применение его дает результаты, достаточно близко совпадающие со статистическими данными, добытыми наблюдениями.

Фабри (Fabry) считает, что количество поглощаемой озоном лучистой энергии довольно значительно, и высказывает предположение, что в высших слоях атмосферы до 4% падающей лучистой энергии превращается в теплоту.

Поскольку плотность высших слоев весьма мала, их температура должна быть довольно высокой. Возможно, что ночью она несколько понижается. Во всяком случае можно полагать, что над слоем стратосферы, имеющим постоянную низкую температуру, имеются более теплые слои воздуха.

К этому заключению пришли Линдeman и Добсон (Lindeman, Dobson) в результате изучения падающих звезд. Штауде и Ветчинкин, исходя из установленных Фесенковым³⁴ величин коэффициентов отражения света воздухом,

Таблица 6

Стандартная атмосфера

Высота H , км	Давление p_H , мм рт. ст.	Относительное давление p_H/p_0	Температура t_H , °C	Плотность δ_H , кг/м ³	Относительная плотность δ_H/δ_0
0	760	1,000	+15	1,2255	1,0000
0,5	716	0,942	+11,75	1,1667	0,9528
1	674,1	0,887	+8,5	1,1120	0,9074
1,5	634,2	0,834	+5,25	1,0584	0,8637
2	596,2	0,784	+2,0	1,0068	0,8216
2,5	560,1	0,737	-1,25	0,9572	0,7811
3	525,8	0,6918	-4,50	0,9094	0,7420
3,5	493,2	0,6490	-7,75	0,8634	0,7046
4	462,3	0,6082	-11	0,8193	0,6686
4,5	432,9	0,5696	-14,25	0,7770	0,6340
5	405,1	0,533	-17,5	0,7363	0,6008
5,5	378,7	0,4983	-20,75	0,6972	0,5689
6	353,8	0,4655	-24,0	0,6598	0,5384
6,5	350,2	0,4344	-27,25	0,6240	0,5091
7	307,9	0,4051	-30,5	0,5896	0,4810
7,5	286,8	0,3773	-33,75	0,5567	0,4542
8	266,9	0,3512	-37,0	0,5252	0,4285
8,5	248,1	0,3265	-40,25	0,4952	0,4040
9	230,4	0,3032	-43,5	0,4664	0,3806
9,5	213,8	0,2813	-46,75	0,4388	0,3580
10	198,2	0,2606	-50	0,4127	0,3367
10,5	183,4	0,2414	-53,25	0,3876	0,3147
11	169,4	0,2231	-56,5	0,3636	0,2967
11,5	156,6	0,2060	-56,5	0,3360	0,2742
12	144,6	0,1903	-56,5	0,3104	0,2533
12,5	133,7	0,1759	-56,5	0,2869	0,2341
13	123,7	0,1627	-56,5	0,2653	0,2165
13,5	114,2	0,1503	-56,5	0,2452	0,2001
14	105,6	0,1389	-56,5	0,2266	0,1849
14,5	97,5	0,1283	-56,5	0,2093	0,1708
15	90,14	0,1186	-56,5	0,1935	0,1579
16	76,99	0,1045	-56,5	0,1652	0,1348
18	56,16	0,0762	-56,5	0,1205	0,0983
20	40,94	0,0556	-56,5	0,0879	0,0717
22	29,61	0,0402	-56,5	0,0641	0,0523

получили такие же результаты. Они нашли, что на высоте от 60 до 80 км температура поднимается до 57°C . Начиная с 80 км, температура быстро убывает и на высоте более 100 км падает до $40-50^\circ\text{K}$, т. е. приблизительно до -228°C ³⁵.

5. Давление и плотность атмосферы

На уровне моря при 15°C давление атмосферы составляет $1,033 \text{ кг/см}^2$. Таким образом, полный вес воздушной оболочки Земли равен весу слоя ртути толщиной в 760 мм . Так как высота атмосферы несравненно больше этой величины, то масса ее несколько больше, чем масса ртутного слоя. Это обстоятельство вызывается двумя причинами: во-первых, уменьшением ускорения силы тяжести, а во-вторых, увеличением центробежной силы с высотой.

Колебания температуры у поверхности Земли оказывают влияние на распределение температуры в тропосфере; это, в свою очередь, обуславливает распределение плотности воздуха по высоте.

Что касается нижнего слоя стратосферы, имеющего определенную толщину и постоянную температуру, то его плотность в умеренном поясе северного полушария испытывает колебания порядка 10% в зависимости от изменений температуры у поверхности Земли.

Необходимо отметить, что у поверхности Земли повышение температуры воздуха вызывает уменьшение его плотности, тогда как в стратосфере плотность увеличивается с температурой. Из этого следует, что на определенной высоте плотность не зависит от температуры на поверхности Земли.

Согласно Гэмфрису (Humphreys), расчетная высота этого слоя, подтверждаемая опытом, составляет приблизительно 8 км . Эно-Пельтри независимо от Гэмфриса открыл это явление, но найденная им высота составляет всего $5,17 \text{ км}$.

Мы не останавливаемся на изменениях плотности в зависимости от времен года и широты местности, так как на тропосферу приходится ничтожный участок траектории межпланетного корабля.

На высоте более 120 км воздух настолько разрежен, что не представляет заметного сопротивления при космических скоростях. Это подтверждается тем, что на этих высотах явление падаю-

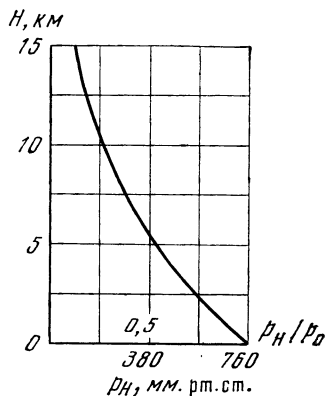


Рис. 6а

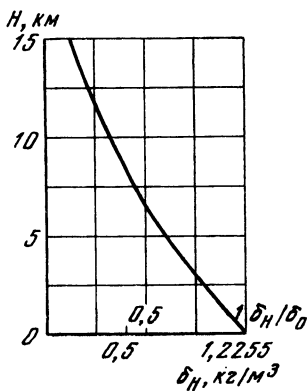


Рис. 6б

щих звезд наблюдается очень редко.

Согласно французской стандартной атмосфере относительное давление атмосферы на высоте H , меньшей 11 км , выражается следующим образом:

$$\frac{P_H}{P_0} = \left(1 - \frac{H}{44,3}\right)^{5,256}, \quad (20)$$

а относительная плотность — формулой

$$\frac{\delta_H}{\delta_0} = \left(1 - \frac{H}{44,3}\right)^{4,256}. \quad (21)$$

Для высот, больших 11 км , имеем

$$\frac{\delta_H}{\delta_{11 \text{ км}}} = \frac{P_H}{P_{11 \text{ км}}} = e^{-\frac{H-11}{6,34}}, \quad (22)$$

где e — основание натуральных логарифмов (рис. 6а и 6б).

Было предложено множество других формул для определения изменения плотности воздуха с высотой (американский стандарт, формулы Кранца, Эно-Пельтри, Лапласа, Гоманна и др.). Однако все они в значительной мере произвольны.

Все же нужно сказать, что в настоящее время данные о плотности высоких слоев атмосферы вполне достаточны для расчетов, относящихся к полетам сквозь атмосферу.

6. Состав атмосферы

Соотношение составных частей воздуха в тропосфере в общем постоянно благодаря непрерывному перемешиванию ее слоев. Исключение составляют редкие газы — неон, криптон и ксенон, которые вследствие высокого атомного веса не поднимаются высоко; у верхней границы тропосферы исчезают даже их следы.

Вегенер принимает следующий состав атмосферы у поверхности Земли (табл. 7).

В табл. 7 указан состав сухого воздуха. В действительности содержание водяных паров в воздухе иногда доходит до 4 об. %. Летом количество водяных паров значительно больше, чем зимой. По мере возрастания высоты

Таблица 7

Газ	Об. %	Примечание
Азот	78,06	Ледюк
Кислород	20,90	—
Аргон	0,937	—
Углекислый газ	0,029	Переменная величина
Водород	0,0033	Готье — Рэлей
Неон	0,0015	Клод
Гелий	0,0005	—
Криптон	0,0001	Приблизительно
Ксенон	0,000005	—
Озон	Следы	Тьерри

влажность постепенно убывает и на высоте 10—11 км исчезает совершенно.

Присутствие озона в высших слоях атмосферы имеет огромное значение для жизни на Земле: молекулы озона, состоящие из трех атомов кислорода, задерживают вредоносные лучи солнечного и звездного излучения.

Полосы, соответствующие озону, были открыты в видимой части спектра французским ученым Шапюи (Charpuis) в 1880 г. В следующем году Корню (Cornu) предпринял систематическое исследование линий поглощения озона, группирующихся главным образом в ультрафиолетовой части спектра. Природа этого газа вначале не была установлена. В дальнейшем этим вопросом занимались многие ученые (Хартлей, Фулер, Рэлей, Кабани, Дюфэ и др.), которым удалось установить относительное содержание озона: оказалось, что вся масса озона, приведенная к атмосферному давлению на уровне моря, составила бы слой толщиной в 2—4 мм в зависимости от времени года.

Способ определения содержания озона, не прибегая к химическому анализу, а также способ определения высоты, на которой можно обнаружить присутствие озона, указаны Фабри и Бюиссоном (Fabry, Buisson). Опыты показали, что эта высота переменна и заключается в пределах от 20 до 50 км.

Штермер и Вегард (Störmer, Vegard), основываясь на спектроскопических исследованиях северных сияний, а также Линдемана и Добсона, исходившие из наблюдений над воспламенением и затуханием падающих звезд, пришли к заключению, что на высотах 120—600 км должен существовать слой твердого азота, находящегося в мелко распыленном состоянии. С другой стороны, Мак Леннан (Mac Lennan) установил, что такой же спектр может быть получен от смеси гелия с кислородом, подвергнутой действию электрического разряда³⁶.

Кинетическая теория газов дает возможность вычислить удельный вес каждой из составных частей воздуха на

любой высоте в стратосфере, если известен состав ее у нижней границы.

Определение содержания водорода в тропосфере затруднительно; различные исследователи, занимавшиеся этим вопросом, получали разнообразные результаты.

Благодаря большому относительному содержанию водорода на больших высотах величина молекулярной массы воздуха в высших слоях стратосферы была бы весьма различна в зависимости от того, какое процентное содержание водорода принято для тропосферы. Между тем величина молекулярной массы имеет большое значение в вопросе нагревания космического аппарата при возвращении на Землю.

Литература

- Фесенков В. Г.* О строении атмосферы. Фотометрический анализ сумерек. М.—Л., ОНТИ, 1936.
Штауде Н., Ветчинкин В. Русский астрономический журнал, 1927, 4.

- Alayrac C.* L'atmosphère standart du service technique.— Serv. Techn. Aéronaut. Bull. techn., février, 1923.
Benndorf H. Phys. Z., 1929.
Dobson G. M. B. Quart. J. Roy. Meteorol. Soc., 1923, July.
Esnault-Pelterie R. C. r. Acad. sci., juin, juillet, 1928.
Fabry C. H. Astronomie, 1929, août; Scientia, 1931, janvier.
Gamba P. Le caratteristiche dell'atmosfera libera sulla Valle Padana, Venise, 1923.
Gold. Proc. Roy. Soc., 1909.
Humphreys W. J. Monthly Weather Rev., 1921.
Kahlke S. Ann. Hydrogr. and Marit. Meteorol. (Berlin), 1921, 49.
Lindemann F. A. Nature, 1926, 118.
Lindemann F. A., Dobson G. M. B. Proc. Roy. Soc., 1922.
Maris H. B. Terrest. Magnet. and Atmos., 1928.
Maurain Ch. Rev. scient., 1931, Septembre.
Petersen H. Phys. Rev., 1928.
Piccard A. Forschungsflug in die Stratosphere. Augsburg, 1931 (имеется русский перевод).
Rateau A. C. r. Acad. sci., 1922.
Stoermer C. Rev. scient., 1930, juillet.
Synge E. H. Phil. Mag., 1930.
Veronnet A. C. r. Acad. sci., 1918.
Wegener. Recherches sur la nature des couches supérieures de d'atmosphère. Paris, 1919.
Whipple F. J. W. Nature, 1923, 111, 112.

Физиологические явления в космическом аппарате

Физиологические явления, испытываемые пассажирами космического корабля во время его движения, могут быть разделены на две различные категории, в зависимости от того, на каком этапе движения находится аппарат.

Характер движения одного этапа отличается тем, что аппарат находится под действием своего двигателя или испытывает сопротивление воздуха, или то и другое вместе. Такое движение, как правило, довольно кратковременно; оно будет иметь место, например, при взлете аппарата с Земли, затем при изменении скорости или направления движения по инерции, наконец, при торможении с помощью самого двигателя или через посредство окружающего воздуха.

Движение другого этапа характеризуется тем, что аппарат движется в пустоте как свободное тело. Длительность такого движения будет, как правило, значительно больше, чем предыдущего.

Таким образом, во время периодов первого рода физиологические явления будут обусловлены влиянием ускорения, а при движении второго рода — полным отсутствием ускорения. В конечном счете мы стоим перед необходимостью установить, как долго может выносить человек без ущерба для своего здоровья различные по величине ускорения.

Подробные данные этих исследований прежде всего должны быть приняты во внимание при проектировании космического корабля. Ведь совершенно очевидно, что любой технически осуществимый проект обитаемого космического аппарата не имеет практической ценности, если условия его движения не будут переноситься человеческим организмом.

1. Перегрузка

О п р е д е л е н и е. Для преодоления космических пространств межпланетный аппарат должен обладать огромной скоростью. Естественно, что начальный участок пути при взлете с Земли должен быть участком ускоренного движения.

Физиологическое действие ускорения хорошо известно из обыденной практики: если мы находимся внутри какого-нибудь экипажа, то при трогании его с места мы ощущаем толчок и прижимаемся в направлении задней стенки. Аналогичное ощущение бывает в лифте, когда начинается подъем. Ощущаемый нами эффект ускорения бывает тем сильнее, чем больше величина ускорения. При замедлении движения физиологическое ощущение бывает того же порядка, изменяется лишь направление ощущаемого толчка или давления.

Центробежное ускорение оказывает вполне аналогичное действие на организм. Мы его обнаруживаем при резком повороте экипажа, при виражах самолета и т. п.

Вообразим теперь, что мы находимся внутри герметически закрытой кабины вдали от небесных тел, так что сила их притяжения может не приниматься во внимание *. Если кабине тем или иным способом сообщено ускоренное движение, то мы будем себя чувствовать в ней, как на планете, притягивающей нас с постоянной силой. Во всяком случае никакими приборами нельзя обнаружить разницу между тем или другим действием. В самом деле существует полная эквивалентность между полем ускорения и полем тяготения, и это по-

* При этом мы пренебрегаем силами взаимного притяжения разными частями падающего тела, поскольку эти силы практически неощутимы.

ложение является одним из законов теории относительности Эйнштейна.

Если предоставить какому-либо телу возможность свободного падения в поле тяготения, то во время падения внутренние силы между молекулами, обусловленные тяготением, исчезают. Но лишь только свободное падение нарушено введением той или иной опоры, но не приложением соответствующих сил к каждой молекуле, как между молекулами возникают силы взаимодействия: вышележащие частицы тела оказывают давление на нижележащие, и в результате поверхность тела, соприкасающаяся с опорой, испытывает так называемую реакцию опоры, т. е. направленное снизу вверх давление, равное весу тела. Поэтому мы говорим, что под действием ускорения силы тяжести тело «имеет вес», т. е. что между последовательными слоями тела действуют силы, возникающие вследствие притяжения со стороны другого тела.

Опора сама по себе может быть как неподвижной, так и подвижной. Примером последней может служить ракета, поддерживающая то или иное тело на некоторой высоте, или, в общем случае, ракета, сообщающая телу ускорение в пространстве. При этом только это ускорение будет ощущаться; что касается ускорения тяжести, то оно не будет вызывать напряжений между молекулами, так как ни одна из них не будет испытывать препятствия в свободном падении к центру притяжения.

Таким образом, мы наблюдаем одинаковое действие одного из трех факторов: поля тяготения, ускоренного движения и центробежной силы — на тело, лежащее на опоре. Это действие мы называем перегрузкой, которую определяем следующим образом: *всякое тело испытывает перегрузку, когда реакция опоры вызывает появление напряжений между его молекулами.*

Величину перегрузки мы можем регулировать в желаемых пределах, если в наших силах изменять время или путь, на протяжении которых должно быть достигнуто увеличение или умень-

шение скорости движения. Само собой разумеется, что тело, лишенное опоры, не испытывает никакой перегрузки.

Формулы для перегрузки. При прямолинейном ускоренном движении для ускорения имеем следующие выражения:

$$\gamma = \frac{2s}{t^2}; \quad \gamma = \frac{v}{t}; \quad \gamma = \frac{v^2}{2s}. \quad (23)$$

Из этих трех равенств, зная две величины, без труда найдем третью. Для центробежного ускорения имеем

$$\gamma = \frac{v^2}{r}. \quad (23a)$$

На основании общего закона динамики мы можем высказать следующее положение: если на тело действуют несколько сил, вызывающих перегрузки, то равнодействующая перегрузки равна геометрической сумме составляющих перегрузок.

Отметим в связи с этим, что перегрузка, испытываемая лишенным опоры телом в поле тяготения, пропорциональна не истинному ускорению движения Γ , но ускорению реакции или вообще ускорению силы, приложенной к аппарату.

Поэтому в качестве величины, характеризующей перегрузку, мы можем ввести отношение

$$I = \frac{\gamma}{g_{03}}, \quad (24)$$

которое мы будем называть коэффициентом перегрузки. Последний показывает, во сколько раз истинная перегрузка больше, чем действие среднего ускорения силы тяжести у земной поверхности.

Опыты с перегрузкой. Первые наблюдения над физиологическим действием вращательного движения относятся еще к 1825 г. Пуркинье (Purkinje). В 1875 г. Е. Мах (E. Mach) изучал ощущения человека при движении и в 1906 г. Мегюзар (Megusar) — влияние «анормального действия тяжести».

Через 20 лет ряд ученых (Гиллерт и Кайзер в Адлерсгофе, Прандтль в Геттингене, Гарсо, Малассэ и Туссэн в

Сен-Сире, наконец, Винклер в Брославе) производили опыты над живыми существами, подвергнутыми действию центробежной силы. Правда, с точки зрения космонавтики эти опыты не представляют большого интереса, главным образом вследствие отсутствия данных о длительности опытов. Все же можно считать установленным, что коэффициент перегрузки до 4,5 может переноситься в течение довольно длительного промежутка времени без вреда для организма и что быстрота зрительной и слуховой реакции при перегрузке в 1,6 остается такой же, как и в состоянии покоя.

Для справки приводим вполне достоверные данные о коэффициентах перегрузки, переносимых человеком в различных условиях:

Самолетные катапульты	2—5
Фигуры на самолете	3—9
Испытательные станки	4,5
Прыжки в воду	Более 20

Таким образом, человеческий организм способен выдерживать очень большие перегрузки. Нужно, впрочем, иметь в виду, что на катапульте длительность действия перегрузки измеряется немногими секундами, а при прыжке в воду — лишь ничтожными долями секунды.

Вообще все опытные данные о влиянии перегрузки, кроме тех, которые получены в опытах с центробежным ускорением, представляют очень малый интерес с точки зрения космонавтики, так как величина ускорения и длительность действия совершенно несравнимы с теми условиями, которые будут иметь место при космическом полете; только с помощью вращающихся приборов можно получить сколь угодно большое ускорение и притом в течение неограниченного времени.

Одним из наиболее интересных опытов в этой области является известный цирковой аттракцион, заключающийся в том, что мотоциклист быстро движется по внутренней поверхности большого цилиндра с деревянными стенка-

ми, находясь при этом почти в горизонтальном положении. Обычно такое выступление продолжается более двух минут, а коэффициент перегрузки достигает 4 Пэж (Paige). Этого было бы достаточно для достижения половины «первой космической скорости» (равной около 8 км/сек). Можно предполагать, что это время может быть увеличено без особого труда ³⁷.

Низшие животные оказываются гораздо более выносливыми к перегрузкам. Влияние центробежной силы на жизненные функции животных изучалось в конце прошлого века Маркаччи (Marcacci, Италия), Штейн (Stein, Германия, 1910 г.) и Клеман (Clément, Франция, 1917 г.) продолжали эти исследования. Опыты Брока и Гарсо (Broca, Garsaux, Франция, 1917—1927 гг.) над собаками, подвергнутыми действию центробежного ускорения, показали, что эти животные способны легко выдержать 80-кратную перегрузку в течение двух минут и 40-кратную в течение пяти минут. Будучи посажены в вертикально движущуюся ракету, они за это время достигли бы скорости в 94 и 117 км/сек, т. е. в несколько раз больше, чем необходимо для космических полетов.

При действии в течение пяти минут коэффициента перегрузки, равного 98, наступала быстрая смерть от анемии мозга, легких и мышц сердца, однако разрыва органов не наблюдалось.

В 1930 г. Рынин ³⁸ совместно с группой физиологов под руководством Лихачева произвели ряд интересных опытов над низшими животными. В табл. 8 приведены результаты их опытов с некоторыми добавлениями, могущими характеризовать эти опыты с точки зрения космонавтики.

Таким образом, высшие организмы значительно хуже переносят перегрузку, и это может вызвать опасения за судьбу человека, тем более, что с точки зрения интересов космонавтики было бы очень важно иметь возможность подвергать пассажиров максимальным перегрузкам в течение длительного периода.

Таблица 8

Типы живых существ	Переносится без вреда			Переносится с незначительным вредом		
	коэффициент перегрузки	длительность перегрузки, мин	достижимая скорость, км/сек	коэффициент перегрузки	длительность перегрузки, мин	достижимая скорость, км/сек
Черный таракан, муха	2200	1,17	1510			
Пруссак (рыжий таракан), павозный жук	2532	1	1489			
Карась	2200	1	1295			
Лягушка	48	2	55,7			
Чиж	38,9	2	45,2			
Белая мышь	12	2	14,2	48	2	60,1
Кошка	10	2	10,7	28	2	32,3
Кролик	10	2	10,7	16	2	17,8

Одним из путей в этом направлении будет отыскание таких условий, в которых наиболее легко переносится данная перегрузка. Известно, например, что стоящий человек больше всего ощущает тяжесть в ногах. В других положениях распределение сил тяжести, а также общая усталость тела будут иными. Так, утомление при сидячем положении меньше, чем стоячем, а при лежачем положении еще меньше.

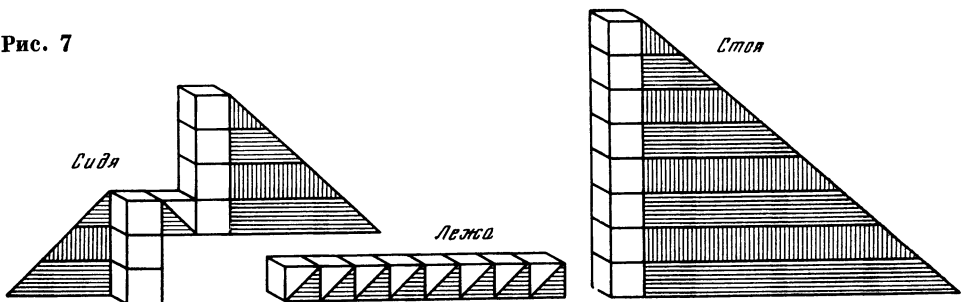
Это известное явление можно иллюстрировать следующим образом. Возьмем восемь кубиков одинакового веса, например в 1 кг, и расположим их тремя различными способами, напоминаящими различные положения человеческого тела (рис. 7). Заштрихованные площадки на чертеже изображают закон изменения нагрузки. В положении

«лежа» все восемь кубиков касаются опоры и в каждом из них нагрузка на любое горизонтальное сечение кубика изменяется от 0 до 1 кг, в зависимости от расстояния сечения от опоры. Полную сумму нагрузки можно в данном случае оценить произведением $0,5 \times 8 = 4$.

Рассуждая подобным же образом, найдем, что для случая «сидя» нагрузку можно оценить числом 13, а для случая «стоя» — числом 32, т. е. в 8 раз большим, чем в положении «лежа».

Если предположить, что усталость организма пропорциональна нагрузке, испытываемой частями организма, то, как видно из приведенного выше примера, усталость при лежачем положении тела будет во много раз меньше, чем при сидячем и тем более при вертикальном положении тела.

Рис. 7



Приведенный пример дает, конечно, только грубо приближенную картину физиологической усталости человека, так как наше тело неоднородно и очень сложно по устройству. Кроме того, качественная сторона усталости очень сильно зависит от характера опоры.

К. Э. Циолковский³⁹ предложил использовать погружение пассажиров межпланетного корабля в жидкость, имеющую плотность, близкую к средней плотности тела, с тем чтобы смягчить действие перегрузки. Несомненно, что теми или иными мерами можно будет значительно уменьшить вредное влияние перегрузки, однако весьма трудно устранить сотрясение нервных центров внутри черепной коробки, а это как раз представляет наибольшую опасность.

Ю. В. Кондратюк⁴⁰ выдвинул идею о возможности увеличения сопротивления человека большим ускорениям, сообщая ему тем или иным способом вращательное движение около продольной оси симметрии. Однако из упоминавшихся уже опытов Гарсо, Малассэ и Туссэна можно вывести прямо противоположное заключение: люди, подвергнутые действию кориолисова ускорения, как это имело бы место при реализации предложения Ю. В. Кондратюка, испытывают дополнительное ощущение сильнейшего головокружения.

Поэтому нам представляется, что более действенным средством было бы помещение человека в специальном индивидуальном пригнанном футляре. Последний не должен точно воспроизводить контуры тела, напротив, следовало бы принять в расчет вызываемые перегрузкой деформации тела и сообразовать кривизну футляра с различными изменениями формы органов⁴¹.

Выскажем пожелание, чтобы спортивные общества поставили перед собой задачу тренировки спортсменов с целью установления пределов выносливости человеческого организма на перегрузку с точки зрения ее интенсивности и длительности. Эти тренировки должны быть направлены на перенесение самого большого центростремительного ускорения до-

статочной длительности, чтобы с учетом гравитационных потерь могли быть достигнуты три основные космические скорости, свойственные нашей планете (7,9; 11,2; 16,7 км/сек). При этом для достижения интересных результатов следует применять усовершенствованные технические средства и соответствующие медикаменты. Этот вопрос имеет очень большое значение, ибо чем большие достижения будут получены на этом пути, тем легче будет осуществить конструкцию космического корабля.

2. Отсутствие перегрузки

Физические условия.

В обычных условиях человек испытывает действие перегрузки, величина которой, по определению, выражается единицей.

Вообразим теперь, что мы находимся в тележке, которая свободно скатывается по наклонной плоскости, образующей с горизонталью угол β , и положим, что вредные сопротивления отсутствуют. Тогда земное ускорение g_0 может быть разложено на две составляющие, из которых одна (Γ), параллельная направлению движения, не производит эффекта перегрузки вследствие отсутствия реакции опоры с этой стороны, другая (γ), перпендикулярная первой, вызывает то же ощущение, что и сила тяжести при состоянии покоя, но имеет лишь величину

$$\gamma = g_0 \cos \beta.$$

При изменении угла β от 0 до 90° коэффициент перегрузки γ/g_0 изменяется от 1 до 0.

Точно так же мы ощущаем изменения перегрузки при спуске на лифте, зависящие от разности между земным ускорением и ускорением самого лифта.

При нахождении тела в состоянии покоя ощущение перегрузки может исчезнуть лишь в том случае, если тело находится в центре планеты или же расположено в такой точке пространства, в которой силы притяжения различных небесных тел взаимно уравновешиваются, или, наконец, в бесконеч-

ном удалении от небесных тел. Впрочем все эти случаи носят чисто теоретический характер.

Если во время космического полета тело движется по инерции по кривой второго порядка, то все приложенные к каждой его частице силы взаимно уравновешиваются, и оно не будет испытывать перегрузки. В обыденной жизни полное отсутствие перегрузки может иметь место лишь при свободном падении или при прыжке вверх. Таким образом, опыт может длиться в лучшем случае несколько секунд. При падении в воздухе сопротивление его, возрастающая пропорционально квадрату скорости, постепенно уменьшает возрастание скорости и в конце концов приводит к постоянной скорости падения. В этом случае коэффициент перегрузки, равный нулю в начале падения, в дальнейшем непрерывно возрастает и достигает нормального значения, т. е. единицы, несмотря на продолжающееся падение; таким образом, здесь мы имеем дело с несвободным падением, так как воздушная среда является своего рода опорой.

Для того чтобы полностью устранить ощущение перегрузки, нужно поместить пассажира в герметически закрытую кабину и сообщить последней необходимый импульс для преодоления внешнего сопротивления во время падения⁴². Постановка такого рода опытов с достаточной длительностью была бы трудной задачей. Заменить их можно с помощью специальных ракет, совершающих полеты на все большие расстояния, во время которых можно будет также исследовать влияние невесомости на организм человека в течение разных промежутков времени. Когда будет достигнута скорость, достаточная для полета к антиподам, то ракета уже не упадет обратно на Землю, но будет обращаться около нее как спутник в течение сколь угодно большого времени, не расходуя топлива. Так как при этом сила тяготения будет уравновешиваться центробежной силой, то пассажиры ракеты совершенно не будут ощущать перегрузки.

Таким путем можно получить исчерпывающие сведения о влиянии длительного отсутствия перегрузки еще задолго до того, как будет осуществлен полет на другие планеты.

Однако здесь сейчас же встает вопрос, каким способом совершить переход к устранению перегрузки. Повседневный опыт дает, по-видимому, возможность осуществить резкий переход, более экономичный с точки зрения расхода топлива, чем постепенный переход.

Физиологические условия⁴³. Мы знаем, что отсутствие перегрузки в течение нескольких секунд вполне безвредно. Однако, оценивая условия межпланетного путешествия, которое может длиться многие месяцы, мы можем лишь строить более или менее обоснованные гипотезы, касающиеся самочувствия пассажиров.

Можно предполагать, что сердце будет действовать нормально, поскольку деятельность его сходна с механической работой насоса с замкнутым циклом, и ему приходится лишь преодолевать сопротивление трения крови о стенки вен, а это сопротивление почти не зависит от внешнего давления.

Вопросы дыхания не представляются более сложными, хотя, например, при кратковременном падении обычно наблюдается задержка дыхания.

Прием пищи может производиться и при отсутствии тяжести, так как прохождение пищи обуславливается сокращением мускулов пищевода. Глотание жидких веществ может производиться даже если голова опущена ниже туловища, т. е. занимает положение, обычное для четвероногих. Удаление экскрементов из организма также обеспечено работой мускулов кишечника.

В обычных условиях физиологические процессы совершаются при любых положениях тела — стоячем, сидячем и лежащем, и изменение направления силы тяжести не оказывает на них существенного влияния. Известно, однако, что очень трудно долгое время держать голову опущенной ниже туловища. Это показывает, что при некоторых необыч-

ных положениях тела сила тяжести оказывает вредное влияние на организм, но, с другой стороны, нельзя утверждать, что для других положений тела наличие тяжести необходимо. Наоборот, основываясь на том, что большинство физиологических процессов совершается под действием мускульных, осмотических и т. п. сил, мы имеем все основания надеяться, что отсутствие перегрузки не внесет существенного расстройства в деятельность организма⁴⁴.

Что касается психологических переживаний при полете в мировом пространстве, то можно думать, что они будут сходны с ощущениями парашютиста, по крайней мере на первых порах.

3. Искусственная перегрузка

Из сказанного в этой главе ясно, что в нашем распоряжении еще нет опытных доказательств того, что человек будет чувствовать себя вполне нормально при отсутствии перегрузки; вполне возможно, что для этого придется применить те или иные меры медицинского характера, которые, впрочем, не устраняют опасности атрофии большинства мышц.

Радикальным решением вопроса было бы искусственное создание перегрузки, которое заменило бы эффект силы тяжести, если бы отсутствие последней оказалось губительным для человеческого организма.

Эно-Пельтри в 1912 г. предложил создавать «искусственное поле тяготения», поддерживая непрерывно работу двигателя хотя бы на пониженной мощности. Такое решение, как увидим дальше, потребовало бы непомерного расхода топлива. Между тем существует чрезвычайно простой способ создания искусственной перегрузки без необходимости расходовать топливо, именно вращение аппарата.

Приоритет этой идеи принадлежит Гансвиндту (Ganswindt), который опубликовал в 1899 г. проект космического корабля, в котором пассажирская каюта приводится во вращение, с тем чтобы

под действием центробежной силы находящиеся в каюте предметы прижимались к ее стенкам. Недостаток проекта состоит в том, что вследствие малых размеров каюты величина центробежной силы была бы очень различна для отдельных частей человеческого тела, а это могло бы повлечь всякого рода физиологические расстройства. Поэтому в проекте Ноордунга (Noordung) мы находим конструкцию межпланетного корабля в виде платформы диаметром около 100 м, вращающейся около своей оси. Не касаясь фантастичности самого проекта, нельзя не отметить, что он не устраняет возможности появления головокружений, вызванных вращением аппарата.

Дейш и Оберт⁴⁵ предложили несколько иной способ, согласно которому аппарат должен состоять из двух соединенных тросом частей, которые взлетают как одно целое, а затем отделяются одна от другой в нужный момент и с помощью небольших ракетных двигателей приводятся в круговое движение около их общего центра тяжести, которое в зависимости от соотношения масс может совершаться или по общему кругу, или по двум концентрическим окружностям. Очевидно, что по достижении системой требуемой скорости вращения последнее будет продолжаться без участия двигателей.

Для получения нужного эффекта ускорения, по-видимому, достаточно длина троса в несколько сот метров. Предлагаемая Обертом длина в 10—20 км явно преувеличена, не говоря уже об обременительности столь большого груза.

М. Валье (M. Valier) утверждает, что идея только что описанного способа также принадлежит Гансвиндту.

Литература

- Лихачев А.* О влиянии на организм ускорений.— Труды Всес. конференции по изучению стратосферы, 1934. М.— Л., Изд-во АН СССР, 1935.
Рынин Н. Теория космического полета. Л., Изд-во АН СССР, 1930.

- Рыбин Н. А., Лихачев А. А.* Эффект ускорения на живые организмы.— Труды научно-исслед. бюро Ленинградского ин-та гражд. возд. флота, № 1, Л., 1931.
- Broca A., Garsaux.* Note préliminaire sur l'étude des effets de la force centrifuge sur l'organisme.— Bull. Acad. méd. (Paris), 1919, 32, 3.
- Bréhon Ph.* De l'absence de lésions extérieures dans certains cas de mort par précipitation et dans les grands traumatismes. Lille, 1909.
- Clément H.* Contribution à l'étude de la centrifugation expérimentale en biologie. Lyon, 1917.
- Dirigshofen H.* Die Bedeutung hydrostatischen Druckunterschieden den Blutkreislauf des Menschen bei Einwirkung hoher Beschleunigungen.— Z. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 1932, N 6.
- Gachot J.* Etude médico-légale sur les lésions par chute et par écrasement. Strasbourg, 1924.
- Garsaux H., Malassez et Toussaint.* Sur le vertige de rotation.— C. r. Acad. sci., 1926, 182.
- Garsaux.* Etudes expérimentale sur le vertige de rotation.— Recherches et inventions, 1927, N 155.
- Haenel H.* Das Erlebniss des Absturzes.— Muenchen. med. Wochenschr., 1919.
- Laurent H.* Etude médico-légale de la chute. Lyon, 1906.
- Mach E.* Grundlinien der Lehre von den Bewegungsempfindungen. Leipzig, 1875.
- Marcacci A.* Gli effetti della forza centrifuga sulle funzioni animali. Palermo, 1899.
- Megusar Th.* Einfluss abnormaler Gravitaetwirkung.— Arch. Entwicklungsmech., 1906, 22.
- Nayler T.* The effect of acceleration on human beings.— J. Roy. Aeronaut. Soc., 1932, 3.
- Purkinje.* Physiologische Beobachtungen ueber den Schwindel, 1826.
- Raethjen P.* Beschleunigte Flugzeugbewegungen.— Z. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt (München und Berlin), 1926, S. 537.
- Roucaché P.* Etude des chutes d'un lieu élevé sans lésions. Lyon, 1901.
- Roumaillac T.* La sensation organique éprouvée pendant la chute libre.— J. méd. Bordeaux, 1931, 11.
- Seashore C.* Influence of the rate of change upon the perception of differences in pressure and weight, 1896.
- Stein S.* Die Wirkung des kontinuierlichen Zentrifugierens auf die Entwicklung von Eien, Kücken, Fischen und Meerschweinchen. Leipzig, 1910.

1. Экран тяготения

Аналогия, существующая между законом тяготения и законом распространения световых и других лучей, издавна наводила людей на мысль о существовании лучей тяготения.

С другой стороны, давно известно, что с помощью той или иной преграды можно воспрепятствовать распространению различных видов лучистой энергии. Так, большинство веществ непроницаемы для световых лучей; затем есть вещества, прозрачные для света, но не пропускающие тепловых лучей, например кварц; далее, непрозрачные металлы задерживают распространение электромагнитных лучей (в обычном смысле этого слова); наконец, достаточно толстые пластинки свинца непроницаемы для рентгеновских и радиоактивных лучей.

Возникает вопрос: можно ли найти преграду против действия лучей тяготения? Если бы этот вопрос был решен положительно, то достаточно было бы сообщить межпланетному кораблю, изолированному от силы тяжести с помощью экрана, лишь начальный импульс для того, чтобы вывести его из состояния покоя и отправить в мировое пространство.

С точки зрения механики для введения какого-либо тела в пространство, защищенное от действия силы тяготения, необходимо затратить работу, равную разности потенциалов тяготения, имеющих место в данной точке до и после введения экрана. Таким образом, применение экрана не дает никакого выигрыша в смысле расхода энергии. Однако задача вылета аппарата в мировое пространство все же была бы чрезвычайно облегчена, так как перенесение аппарата в область, защищенную экраном от сил тяготения, могло

бы производиться на Земле с помощью соответствующего механизма, в котором можно было бы сочетать умеренную мощность двигателя с достаточной продолжительностью всей операции.

Если бы даже и не удалось создать совершенно непроницаемый экран, то все же частичная нейтрализация силы тяжести имела бы огромное практическое значение. Посмотрим, однако, что говорит опыт о существовании экрана тяготения.

Целый ряд ученых, среди них Аустин (Austin), Барричелли (Barricelli), отец и сын Бьеркнесс (Bjerkness), Кремье (Cremieu), Эрисман (Erismann), Грей (Gray), Клейнер (Kleiner), Корн (Korn), Лаагер (Laager), Майорана (Majorana), Пойнтинг (Poynting), Шломка (Schlomka) и Твайн (Twing) посвятили целые годы своей жизни исследованию вопроса о поглощении «лучей тяготения». Упоминание об этой проблеме мы находим еще у Лапласа.

Майорана, например, вел исследование более 10 лет. Он производил взвешивание свинцового шара грузом в 1,274 кг сначала в свободном состоянии, затем окруженного слоем ртути грузом в 104 кг. В последнем случае обнаружилось уменьшение веса свинцового шара на 0,001 мг. В других опытах Майорана получил еще меньшую разницу в весе.

Аналогичные результаты получил Шломка. Однако эти результаты не были подтверждены работами других ученых.

Боттлингер и Ситтер пришли к мысли поставить аналогичный опыт в условиях космического масштаба. Они произвели взвешивание груза перед солнечным затмением и во время самого затмения, предполагая, что нахождение Луны между Землей и Солнцем ослабит действие притяжения по-

следного. Результат получился отрицательный.

Шоу (Shaw) и Дэви (Davy) пытались выяснить, не оказывает ли температура влияния на силу тяжести. Для этого они воспользовались крутильными весами и измеряли температуру взвешиваемого с их помощью тела в пределах от 20 до 250° С. Полученные ими колебания в весе могут быть отнесены на счет недостаточной точности приборов. Заметим кстати, что на основании теории относительности увеличение температуры тела влечет за собой увеличение его массы, и наоборот. Однако чувствительность существующих измерительных приборов недостаточна для того, чтобы можно было получить подтверждение этого положения⁴⁶.

Все это приводит к заключению, что попытки решить проблему космических полетов путем поисков экрана тяготения, конечно, заведомо обречены на неудачу.

2. Пушки

Получение космических скоростей с помощью пороховой или электромагнитной пушки затруднительно по ряду причин, из которых мы остановимся лишь на самых главных.

Пороховые пушки. В этих пушках сгорание заряда приводит к образованию в короткий промежуток времени большого количества газов, производящих выбрасывание снаряда. Очевидно, что при отсутствии снаряда исчезение газов в атмосферу происходило бы с большей скоростью, чем вылет снаряда.

Другими словами, скорость этого снаряда не может быть больше, чем скорость частиц газов, производящих выстрел. Между тем известно, что ни у одного из взрывчатых веществ продукты сгорания не достигают даже той скорости, которая необходима для полета к антиподам (см. стр. 108).

Таким образом, нет надобности перечислять еще другие затруднения, связанные с применением обычных ору-

дий для получения космических скоростей*.

Электромагнитные пушки. С помощью электромагнитов или соленоидов можно, вообще говоря, сообщить снаряду любую желаемую скорость при условии достаточной длины разгона. Можно, например, вообразить, что снаряд, имеющий оболочку из магнитной стали, движется внутри длинного соленоида, образующего своего рода туннель. Имея на снаряде контакт, можно получить бегущее магнитное поле таким образом, чтобы южный полюс туннеля находился все время несколько впереди северного полюса снаряда, а северный полюс соленоида, перемещаясь синхронно со снарядом, занимал все время среднее положение относительно его полюсов. В результате снаряд будет испытывать ускорение, имеющее постоянное направление.

Рассмотрим прежде всего, какова должна быть длина горизонтального туннеля, чтобы снаряд при вылете имел скорость 7,912 км/сек, достаточную для превращения его в спутник Земли.

Если Γ есть ускорение снаряда в км/сек², то потребная длина туннеля

$$s = \frac{v^2}{2\Gamma} = \frac{7,912^2}{2\Gamma} \text{ км.}$$

Соответствующий коэффициент перегрузки

$$I = \frac{\sqrt{g_0^2 + \Gamma^2}}{g_0}.$$

Приведенные в табл. 9 данные показывают, что при допустимых значениях коэффициента I длина туннеля оказывается непомерно большой.

* В середине XVII в. Мерсен и Пти (Mersenne, Petit, Франция) выстрелили из пушки прямо вверх, чтобы проверить, упадет ли при этом снаряд обратно на Землю. Но все выпущенные снаряды бесследно исчезли. Недооценив несовершенство их техники и методов наблюдения, исследователи решили, что снаряды улетели в космическое пространство. Даже Декарт считал этот «факт» совершенно естественным. Нельзя отрицать, что с точки зрения истории космонавтики это был весьма интересный эксперимент.

Таблица 9

l	Γ/g_0	s, км
1	0	∞
1,41	1	3189
2	1,73	1841
4	3,87	823
10	9,95	321
100	99,995	32
1000	999,999	3

Введение амортизатора для смягчения толчка при больших перегрузках равносильно удлинению ствола орудия соответственно перемещению амортизатора и потому не дает никакого выигрыша.

Не следует также забывать, что речь идет о первой космической скорости, т. е. о наименьшей из космических скоростей, и что длина туннеля должна возрасти пропорционально квадрату скорости снаряда при вылете. Отсюда ясно, что рассматриваемый способ практически трудно осуществить.

Рассмотрим, однако, еще некоторые вопросы, характеризующие технические затруднения при реализации таких пушек.

При движении снаряда внутри описанного выше туннеля, вообще говоря, можно было бы избежать потерь на сопротивление воздуха, удалив воздух из туннеля и закрыв выход легкой крышкой, которая не препятствовала бы вылету снаряда. Однако вследствие огромной скорости снаряда при вылете сопротивление наружного воздуха было бы эквивалентно сопротивлению стальной брони. В связи с этим пришлось бы делать снаряд очень тяжелым и длинным для увеличения поперечной нагрузки и получения возможно меньших потерь.

Для снаряда с пассажирами возникает еще одно требование: замедление в воздухе не должно вызывать опасных для организма перегрузок. Это требование еще более увеличит тяжесть снаряда.

Другим недостатком рассматриваемой системы является ее громоздкость, требующая стационарной установки, а следовательно, и применения в заранее определенном месте. Заметим еще, что угол наклона туннеля к горизонту не может быть велик, так как горы на земле недостаточно высоки, а кривизна туннеля должна быть рассчитана таким образом, чтобы не возникали чрезмерные центробежные ускорения. Таким образом, вылет из туннеля неизбежно будет происходить в сравнительно плотных слоях атмосферы.

Правда, электромагнитная пушка имеет некоторое преимущество перед пороховым орудием, стенки которого должны быть рассчитаны на высокое давление пороховых газов. Но все же оба способа, даже не говоря об их колоссальной дороговизне, представляются нам непригодными для целей космонавтики.

3. Праца и круговой туннель

Проекты посылки аппаратов в мировое пространство с помощью пращи и кругового туннеля имеют довольно большую популярность, так как осуществление их на первый взгляд кажется довольно легким.

Первобытная праща впервые была механизирована римлянами, которые начали применять метательный прибор, называемый катапультой. В последнее время этот прибор был в модернизированном виде предложен французами Масом и Друэ (Mas, Drouet) на службу космонавтики.

Описание этого прибора дает Граффиньи (Graffigny):

«Вообразим себе, — пишет он, — большое колесо с укрепленным на его ободе аппаратом, который мы желаем перебросить на большое расстояние. После приведения колеса в быстрое вращение аппарат освобождает от удерживающей его связи, и тогда он будет продолжать путь по касательной к окружности обода и с той же линейной скоростью, которую он имел в момент освобождения.

Эта схема может быть еще упрощена заменой колеса двуплечим рычагом, насаженным средней частью на ось, приводимую во вращение от того или иного двигателя. На конце одного плеча укрепляется аппарат, а на другом — соответствующий противовес.

Для освобождения точно в избранный момент удерживающей связи можно применить электрический механизм, с тем чтобы обеспечить взлет аппарата в желаемом направлении».

В 1927 г. Граффиньи выступает против проекта Маса и Друэ:

«Описанный способ на первый взгляд кажется пригодным... однако авторы его, по-видимому, не приняли в расчет развивающейся на ободе колеса центробежной силы, которая неизбежно вызовет в аппарате всякого рода расстройств. Поэтому трудно предположить, чтобы такого рода прибор был когда-либо построен. Можно все же найти удовлетворительное решение,

прямолинейную ветку, которая уложена под некоторым углом к горизонту».

Оставляя в стороне множество несуразностей, которыми пестрят проекты использования центробежной силы, рассмотрим лишь их техническую сущность.

Во-первых, необходимо указать, что в настоящее время, да и в ближайшем будущем, не может быть и речи о получении окружных скоростей, близких к космической скорости. Больше того, даже достижение обычных артиллерийских скоростей с помощью вращающихся установок абсолютно невозможно.

Стодола (Stodola)* произвел расчеты профилей равного сопротивления для колес, не имеющих центрального отверстия, принимая расчетную величину временного сопротивления стали равной 2500 кг/см^2 , и получил следующие результаты:

Окружная скорость на ободе, м/сек	200	400	600	800	1000
Отношение толщины колеса в центре к толщине на внешней окружности	1,9	12,9	310	27 500	8 700 000

если переменить роли основных элементов прибора, именно убрать связь между аппаратом и направляющим приспособлением и сделать первый свободным, а второй неподвижным. Тогда все устройство выльется в следующую схему: вместо вращающегося колеса будем иметь круговой путь в виде двух концентрических рельсов, уложенных в герметически закрытом туннеле, внутри которого воздух достаточно разрежен с помощью мощных насосов, аппарат же установлен на тележке, скользящей по рельсам своими полозьями. Движение тележки производится с помощью электрической системы Дюле-Цельми (Dulait-Zelmy), состоящей из расположенного между рельсами туннеля статора и укрепленного на движущейся тележке ротора.

После того как тележка с аппаратом наберет внутри туннеля необходимую скорость, она переводится с помощью обычной железнодорожной стрелки на

Таким образом, уже при окружной скорости в 1 км/сек колесо с толщиной обода в 1 мм должно было бы иметь у ступицы фантастическую «толщину» в $8,7 \text{ км}$. Добавим к этому, что ни собственный вес колеса, ни вес дополнительных грузов на ободе при расчете не были приняты во внимание. Приведенные цифры, очевидно, устраняют необходимость дальнейшего разбора проекта в целом.

Нетрудно показать, насколько вообще несостоятельна также и идея получения большой скорости с помощью кругового туннеля, если допустимая величина ускорения ограничена известным пределом. В самом деле, защитники подобного проекта исходят из того, что круговой туннель должен иметь меньшую длину, чем прямоли-

* Stodola A. Dampf- und Gasturbinen. Berlin, 1924; см. также Basch A., Leon A. Sitzungsberichte der Akademie der Wissenschaften. Wien, 1907, 116, Abt. IIa.

нейный путь. В действительности это неверно, как видно из следующих рассуждений.

Для прямолинейного туннеля имеем в каждой точке

$$s = \frac{v^2}{2\gamma_{\max}}, \quad (25)$$

где s — длина пройденного пути; v — мгновенная скорость; γ_{\max} — наибольшее допустимое ускорение. Сторонники кругового туннеля рассуждают так: вместо того чтобы делать туннель длиной s , можно сделать туннель круговым и заставить аппарат совершить несколько раз круговой путь, пока он не достигнет той же скорости, что и в прямолинейном туннеле. Таким путем будет получен выигрыш в общей длине туннеля.

Это рассуждение неверно, ибо, как показано ниже, для получения той же скорости недостаточно даже полного круга, образованного из полной длины s прямого пути, даже если не принимать во внимание поступательное ускорение.

В самом деле, для этого нужно было бы иметь

$$2\pi r \leq s. \quad (26)$$

С другой стороны, наименьший радиус, при котором центробежное ускорение не превосходит заданной величины, определяется равенством

$$r = \frac{v^2}{\gamma_{\max}}. \quad (27)$$

Но на основании (25) и (27)

$$r = 2s, \quad (28)$$

что противоречит выражению (26).

Таким образом, необходимо раз навсегда отказаться от осуществления проектов катапульта и круговых туннелей.

4. Давление солнечного света

Гипотеза о том, что хвост комет отбрасывается действием солнечных лучей, впервые была высказана Кеплером (1619 г.). В дальнейшем подобная же гипотеза была предложена Эйлером (1746 г.)⁴⁷, доказательство же ее мы

впервые находим у Максвелла (1873 г.)⁴⁸. Наконец, Бартоли распространил это доказательство на все виды излучения.

Экспериментальное подтверждение существования давления Максвелла — Бартоли было получено Лебедевым⁴⁹ (1901). После этого Никольс и Гулль (Nichols, Hull) произвели свой известный опыт: пересыпая в закрытом сосуде с выкачанным воздухом тонкую струйку прокаленных грибных спор диаметром примерно 0,002 мм и плотностью 0,1, они направили на струйку сильный горизонтальный пучок света и обнаружили при этом заметное отклонение струйки от вертикали.

Нерист, Вихерт и Шарпеллер указали на теоретическую возможность использования светового давления для перемещения космического корабля в пространстве. Для этого достаточно было бы построить аппарат, у которого поверхность, отражающая солнечные лучи, была бы достаточно велика по отношению к его собственной массе, чтобы преодолеть притяжение Земли.

Циолковский независимо от них исследовал возможность применения той же силы с целью изменения траекторий предложенных им межпланетных станций. Точно так же у Оберта мы находим использование солнечной энергии для управления космическими зеркалами.

В самом деле, в мировом пространстве сила притяжения Солнца уравновешивается центробежной силой, которая действует на космическое тело, и потому световое давление, как бы мало оно ни было, все же будет заметно. На поверхности же какой-нибудь планеты это давление может оказать влияние лишь в том случае, если оно по величине сравнимо с силой притяжения планеты.

Для оценки светового давления как средства передвижения в мировом пространстве произведем некоторые подсчеты. Величина давления, оказываемого световым пучком любого цвета на поверхность, выражается формулой Максвелла — Бартоли

$$p = (1 + \rho)E, \quad (29)$$

где p — искомое давление в динах на 1 см^2 ; ρ — коэффициент, характеризующий отражательную способность поверхности; E — количество падающей энергии в эргах, содержащееся в 1 см^3 .

Принимая для солнечной постоянной значение $1,92 \text{ кал} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{сек}^{-1}$, найденное Абботом (Abbot), получим, что на расстоянии, равном среднему расстоянию Земли от Солнца, давление на абсолютную черную поверхность будет равно

$$p = 4,55 \cdot 10^{-8} \text{ г/см}^2,$$

а давление на идеально отражающую поверхность

$$p' = 9,1 \cdot 10^{-8} \text{ г/см}^2.$$

Забегая несколько вперед, укажем, что при полете ракеты на расстоянии, равном расстоянию Земли от Солнца, отбрасывание массы всего в $0,01 \text{ кг}^*$

* Обозначение кг принято здесь и в дальнейшем для килограммов массы.

в год (при скорости истечения 3 км/сек) сообщило бы ракете такое же ускорение, какое могла бы получить под влиянием солнечного давления идеально отражающая пластинка той же массы площадью в 1 м^2 ⁵⁰.

Литература

- Перельман Я.* Влияние силы тяжести и ее свойства.— Бюлл. Русского общества друзей астрономии, 1915.
Bottlinger. Ber. Bayer. Akad., 1912, 1918.
Graffigny Henry de. La Revue, 1914, N 14; Je sais tout, 1927, avril.
Majorana Q. Rendiconti R. Accad. Lincei, 1920, 1921, 1922.
Majorana Q. Quelques recherches sur l'absorption de la gravitation par la matière.— J. de Phys., 1930, sept.
Oberth H. Wege zur Raumschiffahrt, 1929, 350—371.
Shaw P. E., Davy N. The effect on temperature on gravitative attraction.— Phys. Rev., 1923, N 21.
Sitter. Proc. Koninkl. Akad. Wet. Amsterdam, 1912.

Различаются три рода двигателей:

1. *Двигатели прямой реакции*, или *простые ракеты*, которые сообщают связанному с ними телу движение путем отбрасывания массы, взятой с собой до начала движения.

2. *Двигатели непрямой реакции*, обуславливающие движение тела с помощью промежуточных органов, производящих отбрасывание внешних по отношению к телу масс.

3. *Двигатели смешанной реакции*, представляющие собой комбинацию предыдущих двух типов.

Обычно движение тел возникает вследствие реакции окружающей среды. Но космический корабль должен обладать способностью двигаться в пу-

стоте. В то же время опорой может служить лишь материальная среда. Особенностью ракеты как раз и является то, что она несет с собой материю, которую используют в пустом пространстве в качестве опоры, обеспечивающей движение.

Другой особенностью ракеты является возможность осуществлять весьма малые ускорения в течение сравнительно длительного периода времени, а это позволит не только уносить в мировое пространство живые существа, но и преодолевать сопротивление воздушной оболочки Земли с наименьшей затратой энергии, так как в пределах атмосферы ракета имеет еще малую скорость.

1. Развитие теории¹

Применение ракеты как самодвижущегося аппарата намного опередило появление теории ракетного двигателя.

Впервые теорией ускоренного и замедленного движения занимался Бенедетти (1587 г.). Развитие этой теории было дано Галилеем (1596 г.), а затем Гюйгенсом (1673 г.). Последнему уже был известен принцип действия и противодействия, однако точная его формулировка была дана лишь Ньютоном в 1687 г. в его сочинении «*Philosophiae naturalis principia mathematica*».

Ньютон первый высказал идею, что межпланетные путешествия могут быть осуществлены с помощью двигателей прямой реакции. Подробное описание опытов Ньютона с повозкой, приводимой в движение реакцией водяного пара, мы находим у Гравесанде (1724 г.).

В 1736 г. Д. Бернулли² сформулировал теорию реактивного действия водяной струи. Два года позже в своем сочинении «Гидродинамика» он предложил использовать истечение воды из труб для перемещения морских судов.

Вскоре после появления воздушных шаров стали предлагаться проекты установки на них ракетного двигателя. Точно так же появились предложения применить ракетный принцип движения для аппаратов тяжелее воздуха. Проекты использования ракет для всякого рода земных экипажей были очень многочисленны, но разработаны слабо, поэтому историческое значение их ничтожно.

В 1841 г. Ч. Голайтли (Англия) получил патент* на летательный аппарат

с двигателем прямой реакции, причем предлагал применение жидкого топлива.

В проекте русского революционера Н. И. Кибальчича⁴, написанном им в 1881 г. накануне казни и затем скрытом царскими чиновниками в полицейских архивах вплоть до революции, описывается ракетный аппарат, в котором работа двигателя поддерживается сжиганием пороховых зарядов, последовательно вводимых в камеру сгорания.

В 1881 г. Керкховэ и Сниср взяли в Бельгии патент на ракетный двигатель, работающий на смеси водорода и кислорода, получаемых путем электролитического разложения воды. Продукты сгорания вытекают из камеры сгорания через сопло, имеющее форму сходяще-расходящегося конуса. Изобретатели намечают многочисленные применения предложенного ими аппарата: в качестве двигателя прямой реакции для земных экипажей, для гидросамолетов, для морских судов, а также в качестве генератора газа для турбин.

Ф. Гешвенд (Киев) в написанной им в 1887 г. брошюре предлагает использовать прямую реакцию при истечении водяного пара для передвижения самолета, а также для движения железнодорожных составов. Следует отметить в его проекте применение многоступенчатых насадок-инжекторов⁵.

Германский изобретатель Гансвиндт⁶ был первым техником, пытавшимся подвести научные основы под проблему межпланетных путешествий. Его первое сообщение на эту тему будто бы было сделано еще в 1881 г. В печати первый отчет о таком сообщении поя-

в Лондоне в Государственном архиве (Public Record Office) под названием «Аппарат для получения движущей силы» (Apparatus for obtaining motive-power. 1841, С 66/4617, № 1)³.

* Текст его не был опубликован и считался утерянным. Нам удалось найти рукопись

вился в 1893 г. Он же высказал идею о необходимости создания в мировом пространстве промежуточных станций для снабжения космических кораблей всем необходимым, с тем чтобы обеспечить возможность совершения путешествия последовательными этапами.

Идея Федорова ⁷ (1896 г.) применить ракеты для движения в пустоте послужила толчком для обширных исследований русского ученого К. Э. Циолковского. Первые научные основы космических путешествий были изложены им в 1903 г. и затем развиты в работах 1911 и 1914 гг. С тех пор и до самой своей смерти (1935 г.) он неустанно работал над этой проблемой. Многие его идеи, относящиеся к ракетам, получили признание современной науки ⁸.

Во Франции первым борцом за идею использования двигателей прямой реакции был Р. Лорэн (R. Lorin) (с 1907 г.). Он выдвинул проекты ракетных самолетов, а также воздушных торпед, управляемых на расстоянии с помощью электрических механизмов и предназначенных как для военных целей, так и для переброски почты. Для увеличения к. п. д. ракетного аппарата в момент взлета Лорэн предложил применить разгон его с помощью электрической катапульты. В качестве горючего ему представлялось целесообразным применение этилового спирта.

Не исследовав в достаточной мере вопросы, относящиеся к к.п.д. ракетного аппарата, он полагал, что уже при скоростях порядка 40 м/сек ракетный двигатель может быть более рентабельным, чем винтомоторная группа. С другой стороны, он недооценивает всех преимуществ ракетного двигателя, считая, что с его помощью могут быть достигнуты скорости не больше тех, которые имели современные ему самолеты.

В 1911 г. Гедике в Германии выступает защитником реактивного движения.

В 1912 г. Эно-Пельтри ⁹ выступил в Петербурге и в Париже с докладами, в которых он рассмотрел с теоретиче-

ской стороны возможность путешествий на планеты. Отчет об этих докладах был помещен в «Journal de Physique». В 1927 г. им же был прочитан доклад во Французском астрономическом обществе, полностью затем опубликованный.

В это же время он совместно с А. Гиршем ¹⁰ учредил премию, присуждаемую за лучшие труды по космонавтике. Жюри, рассматривающее вопрос о присуждении премии (Комитет астронавтики ¹¹ при Французском астрономическом обществе), состояло из членов Академии и других представителей науки и техники*.

В 1930 г. Эно-Пельтри выпустил свой капитальный труд «Астронавтика», в котором, в частности, помещен его доклад 1927 г., исправленный и значительно расширенный. В 1934 г. он опубликовал дополнение к этому труду.

В ранних своих работах этот ученый приходил к выводу, что космические путешествия станут возможны только после того, как будет найден доступный источник энергии, сочетающий высокую мощность с малой массой (каковы, например, внутриаомная энергия, энергия радиоактивных веществ и т. д.). В последних же работах он уже проводит мысль, что мировое пространство может быть завоевано с помощью технических средств, доступных уже в настоящее время.

Работы Эно-Пельтри являются совершенно оригинальными и сугубо научными. Он внес большой вклад в изучение многих сложных проблем: нагрев космического аппарата в асмосфере при его возвращении; влияние введения избытка легкого газа в истекающую струю газов, сгоревших в стехиометрической пропорции; методы увеличения скорости истечения газов и др.

* В письме члена Комитета астронавтики от 11 июня 1934 г. А. Гирша автору настоящей книги сказано:

«Все члены Комитета выразили восхищение Вашим трудом. С особым восторгом отзывался о нем Жан Перрен ¹², который в беседах с членами Комитета дал высокую оценку Вашей работе».

Проф. Г. Тихов¹³, астроном Пулковской обсерватории, на конференции в 1916 г. обсуждал проблемы, касающиеся реактивных двигателей и аннулирования силы тяготения.

В 1919 г. в Вашингтоне Годдард¹⁴ опубликовал результаты своих теоретических и экспериментальных исследований, произведенных в Кларкском университете в Ворчестере. Он первый поставил задачу достижения максимального коэффициента полезной нагрузки при движении ракеты в атмосфере. В своих работах и патентах Годдард выдвигает идею ракеты-пулемета по типу Гансвиндта, а также идею составной ракеты. После 1919 г. Годдард, ранее поддерживаемый Смитсоновским институтом, а затем финансистом Гугенгеймом, перестал публиковать какие-либо сведения о результатах своих опытов.

В 1920 г. А. Б. Шершевский пропагандировал в Берлине идеи Циолковского, а в 1929 г. выпустил популярную книгу, посвященную космическим полетам.

Оберт является одним из самых выдающихся деятелей в рассматриваемой области. В изданных им в Германии в 1923—1929 гг. трудах он приводит расчеты и ряд оригинальных проектов ракет, предназначенных для исследования верхних слоев атмосферы, а также проекты космических кораблей. Он предложил составную ракету, состоящую из двух ракет, из которых одна, действующая в пределах земной атмосферы, работает на спирте, а вторая, включаемая после вылета за пределы Земли, работает на жидких водороде и кислороде.

Оберту принадлежит открытие, что введением избытка водорода в топливную смесь можно увеличить скорость истечения продуктов сгорания в атмосферу. Это открытие послужило главным основанием для присуждения его автору премии Эно-Пельтри — Гирша (1929 г.). Интересно отметить, что Оберт, ничего не зная о работах Циолковского, во многих вопросах пришел к одинаковым с ним выводам.

В 1924 г. вышла книга Валье¹⁵, выдержавшая затем до 1931 г. шесть изданий. В ней автор популяризирует идеи Оберта со своими добавлениями. В противоположность Оберту он предвидит будущность космических полетов на пути эволюции ракетного самолета. В 1930 г. он погиб во время опытов с ракетами.

В начале 1925 г. проф. В. П. Ветчинкин¹⁶ в прочитанном им в Москве докладе изложил основы межпланетных путешествий и сообщил об уже проделанных в этой области опытах.

В 1925 г. издана книга Гоманна¹⁷, в которой преимущественно разбираются возможные пути небесных кораблей. Там же излагается проект возвращения на Землю без необходимости расходовать топливо. Для этого предлагается поглощать кинетическую энергию возвращающегося аппарата путем торможения его воздухом в высших слоях атмосферы. Особенность решения задачи состоит в том, что аппарат описывает вокруг Земли последовательно уменьшающиеся эллиптические орбиты, причем только часть эллипса должна пролегать в атмосфере Земли. Последнее делается с той целью, чтобы избежать слишком резкого торможения, опасного не только для организма пассажиров, но и для самого аппарата (вследствие нагревания). Наконец, Гоманн рассматривает еще вопросы о непрерывном торможении в атмосфере и о посадке на планеты с применением торможения реактивным действием.

В 1928 г. Гоманн выпускает новую работу в сборнике «Die Möglichkeit der Weltraumfahrt», в которой еще более расширен круг исследований о космических путях. Его расчеты, вообще говоря, сделаны весьма грубо и могут рассматриваться лишь как первое приближение. Вместе с тем его сочинения отличаются ясностью изложения и несомненно являются ценным вкладом в литературу по космонавтике. Работы Гоманна были отмечены Комитетом астронавтики (1929 г.).

Из последователей Оберта следует упомянуть Ф. Гефта, сделавшего в

1924 г. на конгрессе натуралистов в г. Инсбруке сообщение о своем проекте ракеты, предназначенной для фотографирования неисследованных местностей, а также для перевозки почты.

В 1926 г. в Вене было учреждено «Общество для изучения больших высот» под председательством Ф. Гефта с секретарем в лице Пиркэ. В 1930 г. оно было ликвидировано.

Пиркэ в ряде статей, помещенных в журнале «Die Rakete» в 1928—1929 гг., подверг дальнейшему исследованию вопрос о космических траекториях. Редактором и деятельным сотрудником этого журнала был И. Винклер, который затем стал председателем Германского «Общества межпланетных путешествий».

В конце 1929 г. журнал «Die Rakete» прекратил свое существование и был заменен сборником «Mitteilungen», в котором помещались лишь отчеты о деятельности обществ.

В 1930 г. появился труд проф. М. Руа, имеющий основным предметом исследование коэффициента полезного действия ракетных самолетов. В этом выдающемся сочинении автор приходит к заключению, что при соответствующем конструктивном оформлении воздушно-ракетный двигатель может успешно конкурировать с винтомоторной группой, уже начиная со скоростей полета в 750 км/час. При скоростях же порядка 1500 км/час двигатель прямой реакции имеет явное преимущество перед воздушным винтом.

В том же году в Нью-Йорке основано «Американское межпланетное общество», переименованное затем в «Американское ракетное общество».

В 1931 г. премия Эно-Пельтри — Гирша была присуждена П. Монтаню (Франция) за исследование топлив, пригодных для применения в ракетных двигателях. В 1934 г. Комитет авиации вторично отметил работы этого автора.

В СССР идеи космических путешествий очень популярны. Начиная с 1924 г. здесь возникают кружки и общества, ставящие своей целью исследо-

вание проблем реактивного движения и объединение усилий всех занимающихся этой отраслью знания. Наиболее деятельными руководителями этих организаций в первое время были Н. А. Рынин, Ф. А. Цандер и Я. И. Перельман¹⁸. Последний является лучшим популяризатором в интересующей нас области.

Ф. А. Цандер¹⁹ опубликовал в 1924 г. проект космического корабля в виде самолета, предназначенного для достижения космической скорости еще в пределах атмосферы, с той целью, чтобы в случае отказа двигателя иметь возможность использовать окружающий воздух в качестве поддерживающей среды. Кроме того, он впервые высказал идею об использовании топливных резервуаров и других, ставших в полете ненужными, частей аппарата в качестве топлива. Этот же вопрос им углублен в новом труде, вышедшем в 1932 г.

В 1927 г. группой изобретателей была организована в Москве «Первая международная выставка по межпланетным путешествиям». Наряду с чисто фантастическими проектами здесь были представлены интересные модели аппаратов вместе с их описаниями.

В 1935 г. состоялась первая в СССР конференция по применению ракетных аппаратов для исследования стратосферы.

В 1928 г. началось издание труда проф. Н. А. Рынина «Межпланетные сообщения». В вышедших в течение четырех лет девяти томах он собрал чрезвычайно обширный и разнообразный материал, составляющий своего рода энциклопедию межпланетных путешествий. К сожалению, этот материал недостаточно систематизирован и нередко можно встретить в нем повторения, а также сведения, имеющие довольно отдаленное отношение к проблемам космонавтики.

Следует отметить работу Ю. В. Кондратюка «Завоевание межпланетных пространств» (1929 г.), в которой сжатое изложение сочетается с обилием интереснейших идей.

В 1935 г. Международная премия по астронавтике была присуждена Л. Дамблану (Франция), в 1936 г. — А. Африкано и Американскому ракетному обществу.

2. Развитие опытных работ²⁰

Первая чисто реактивная турбина, так называемый *эолипил*, относится к 150 г. до н. э. Ракеты служили средством развлечения в Китае во время народных праздников еще в глубокой древности. Упоминание о подобном же применении ракет в Милане в 399 г. мы находим у римского поэта Клавдия. Около 880 г. Лев Философ втайне занимался приготовлением ракет. Марк Грек (X в.) приводит свидетельство о том, что ракеты применялись задолго до него. Роджер Бэкон (1260 г.) и Альберт Великий (1265 г.) описывают рецепты изготовления ракет.

В эту эпоху употребление ракет уже не ограничивалось только развлекательными целями: они появились на полях сражения преимущественно для создания пожаров в лагере противника. При этом китайцы практиковали метание ракет из луков с целью увеличения их досягаемости.

В 1420 г. Фонтана дает описания и даже схемы ракетных экипажей, судов и торпед. Начиная с XV в. ракеты приобретают все большую популярность. У Солмса (1547 г.) мы находим упоминание о ракете с парашютом, у Нассау (1610 г.) — описание подводных ракет.

Приоритет изобретения составной ракеты, столь рьяно оспариваемый современными нам учеными, в действительности имеет очень большую давность. Так, мы нашли описание таких ракет у В. Бирингуччо (1540 г.), примитивный рисунок — у Ж. Бови (1591 г.) и подробные чертежи — в изданной в Амстердаме в 1650 г. книге К. Семеновича «Великое искусство артиллерии»²¹.

Первоначально ракеты снабжались длинными древками для придания им устойчивости. Но уже в литературе

XVII в. мы находим рисунки ракет, снабженных плавниковыми стабилизаторами.

Области применения ракет также постепенно расширялись. В XVII—XVIII вв. они применялись во время охоты для рассеивания стад зверей. Изобретение Баркера (1745 г.) было использовано Сегнером для устройства гидравлического колеса, приобретенного столь широкою известностью. В 1784 г. американец Рамзей сконструировал корабль, движимый струей отбрасываемой воды. Впервые для целей сигнализации ракета была предложена в 1786 г. Бергштедтером (Германия).

В 1806 г. французскому пиротехнику К. Рюжжери удалось поднять живого барашка на высоту 200 м. Барашек спустился невредимым на парашюте.

В качестве боевого оружия ракеты были оценены особенно в XVIII в. Индусы первыми организовали специальные войсковые части для метания ракет. Этот пример был быстро перенят европейцами. В частности, английский генерал Конгрев, возвратившись после походов в Индии к себе на родину, начал опыты с ракетами (1804 г.) и добился очень хороших результатов. Так, с помощью ракет было произведено сожжение Булони (1806 г.), Копенгагена (1807 г.), а в 1813 г. ракеты были применены при Лейпцигском сражении. Эти ракеты имели уже вес до 14,5 кг и дальность полета до 2,7 км. Преимущества ракет были признаны тогда же Австрией, Пруссией, а затем и другими странами, которые также организовали целые войсковые части, специально обученные ракетному бою.

Дальнейшее усовершенствование ракет Конгрева было произведено голландцем Шумахером (1819 г.) и американцем Гейлем. Последний предложил вместо обычного древка использовать гироскопический эффект, возникающий при приведении ракеты во вращательное движение.

В середине прошлого века ракета представляла собой боевой снаряд весом до 80 кг и досягаемостью до 2700 м. По некоторым сведениям, русские ра-

кеты имели дальность до 4000 м, французские до 7500 м.

Одним из наиболее выдающихся специалистов ракетного дела в XIX в. был русский генерал Константинов²², деятельность которого относится к 40—60-м годам. Он читал специальный курс в Артиллерийской академии и опубликовал ряд интересных работ, ведя одновременно работы в лаборатории.

После изобретения нарезного оружия и введения бездымного пороха огущество обычной пушечной артиллерии значительно опередило мощность боевых ракет, и потому во второй половине XIX в. ракетные войска были постепенно упразднены.

Одновременно с развитием ракетной артиллерии шло распространение ракет в других областях. Так, в XIX в. довольно успешно были проведены опыты по переброске при помощи ракет тросов с корабля на берег. В 1886 г. Бюиссон и Чиурку получили во Франции патент на применение ракетного двигателя для морских судов и летательных аппаратов. Этот двигатель состоял из двух цилиндров, в которых попеременно сжигалось топливо, продукты сгорания которого выпускались в особый приемник, откуда истекали в атмосферу через специальное отверстие, размеры которого можно было по желанию изменять.

В конце XIX в. Денисс во Франции и Рорман в Германии испытали ракету, оснащенную фотокамерой. Согласно патенту Рормана, пуск ракеты должен производиться под известным углом к горизонту, причем ракета несет с собой трос, другой конец которого привязан к установленному на земле барабану. Этот трос должен служить для возвращения ракеты к месту пуска. Для стабилизации фотоаппарата в определенном положении предусмотрен гироскоп.

В начале текущего столетия шведский полковник Унге предпринял обширные опыты с ракетными снарядами. Опыты были прекращены после того, как выяснилось, что эти снаряды не дают достаточной точности попадания.

Уже в 1905—1907 гг. были начаты Биркеландом (Норвегия) опыты с ракетами, работающими как на порохе, так и на смеси водорода с кислородом, причем исследовались условия работы ракеты в пустоте.

В 1912 г. М. М. Поморцевым²³, а после его смерти Д. П. Рябушинским испытывались пневматические ракеты. Результаты этих опытов были опубликованы в 1920 г. Рябушинским в Париже.

Во время первой мировой войны Мело (Франция) производил испытания ракет с инжекторными насадками, имея целью применение их в авиации.

Первые систематические научные исследования о действии ракет были опубликованы в 1919 г. Годдардом. Особо следует отметить получение им высокого коэффициента полезного действия ракетного двигателя*, доходившего до 64%, а также подтверждение превосходства тяги при работе ракеты в пустоте по сравнению с работой в обычных условиях. Оказалось, что в первом случае тяга почти на 20% больше, чем во втором. В 1935 г. жидкостные ракеты Годдарда достигали высоты 2,3 км и дальности — около 4 км.

В 1924 г. Оберт в Германии начал опытные работы с ракетами на жидком топливе. В дальнейшем под его руководством в работах принимали участие Ланггут, Небель, Ридель и др. В течение нескольких лет были сделаны многочисленные попытки пуска ракет в воздух, но сколько-нибудь значительных успехов достигнуто не было.

В 1928—1929 гг. обширные опыты были проведены Валье с пороховыми ракетами, используемыми в качестве двигателя для автомобилей, железнодорожных дрезин, лодок, моделей самолетов и т. д. Значительных успехов с пороховыми ракетами достиг в Германии Тилинг²⁴. По его данным, им получена высота вертикального подъема до 8 км, а при стрельбе под углом — дальности до 18 км²⁵.

* Речь идет об отношении живой силы струи газов к термохимической энергии пороха.

Литература

- Арабский манускрипт № 2827 (XV или XVI в.). Национальная библиотека. Париж.
- Albertus Magnus* (1265). De mirabilibus mundi.
- Appier Jean* (dit Hanzelet) (1620). Recueil de plusieurs machines militaires et feux artifices pour la guerre et récréation. Pont-a-Mousson.
- Appier Jean* (1630). La Pyrotechnie où sont représentés les plus rares et plus épreuves secrets des machines et des feux artificiels propres pour assiéger, battre, surprendre et défendre toutes places. Pont-a-Mousson.
- Bacon Roger* (1260). Epistola. Opus maius²⁵.
- Biringuccio Vanoccio* (1540). Pirotechnia. Венеция²⁷.
- Bovy Jehan* (1591). La pyrotechnie militaire. Liège.
- Congreve W.* (1823). Британский патент № 8771.
- Denisse Amédée* (1882). Traité pratique complet des feux d'artifice. Paris.
- Fontana Joanes* (1420). Bellicorum instrumentorum liber.
- Frezier Amédée-François* (1707). Traité des feux d'artifice. Paris.
- Fronspurger Leonhart* (1557). Von Geschuetz und Feuerwerk.
- Furtembach Joseph* (1627). Halinitro-Pyrobolia et Architectura Navalis.
- Ganswindt H.* (1899). Das juengste Gericht: Erfindungen von Hermann Ganswindt. Schöneberg bei Berlin.
- Gravesande G. J.* (1721). Physica elementa mathematica, experimenta confirmata, sive introductio ad philosophiam Newtonianam, v. II. Leyde.
- Herons von Alexandria* (II в. до н. э.). Druckwerke und Automatentheater, griechisch und deutsch herausgegeben von Wilhelm Schmidt. Leipzig, 1899.
- Histoire des fusées de guerre, ou Recueil de tout de qui a été publié ou écrit sur ce projectile (1841). Paris (rédigé par Montgéry).
- Jähns* (1889—1891). Geschichte der Kriegswissenschaften. München.
- Konstantinoff C. I.* (1857). Mémoire sur les fusées de guerre. Paris.
- Konstantinoff C. I.* (1858). Supplément au mémoire sur les fusées. Paris.
- Konstantinoff C. I.* (1861). Lectures sur les fusées de guerre, faites en 1860. Paris²⁸.
- Konstantinoff C. I.* (1863). Application des fusées au jet des amarres de sauvetage. СПб. (Работы К. И. Константинова имеются на русском языке).
- Konstantinoff C. I.* Dessins pour l'intelligence des lectures sur les fusées de guerre. Paris (s. d.).
- Konstantinoff C. I.* Légendes des dessin pour l'intelligence des lectures sur les fusées de guerre. Paris (s. d.).
- Kyesser V., Eichstaedt Konrad* (1405). Bellifortis.
- Lalanne Ludovic* (1842). Essai sur le feu grégeois et sur la poudre à canon. Paris.
- Léon le Philosophe* (IX в.). Institution militaires... suivies d'une dissertation sur le feu grégeois..., traduit par Joly de Maizeroy. Paris, 1771.
- Malthus Francis* (1629). Traité des feux artificiels pour la guerre et la récréation... Paris.
- Malthus Francis* (1646). Pratique de la guerre, contenant l'usage... des feux artificiels... et à la fin des feux de joie. Paris.
- Manuel de l'artificier (1757). Paris.
- Marcus Graecus* (X в.). Liber ignium ad comburendos Hostes²⁹. Paris, 1804.
- Nadjm al Din Hasan al Rammâh al Ahdab* (1285—1295). Арабский манускрипт № 2825. Национальная библиотека. Париж.
- Ozanam* (1694). Récréations mathématiques et physiques. Paris.
- Perrinet d'Orval* (1745). Essai sur les feux d'artifice. Paris.
- Pralon A.* (1883). Une page de l'histoire de l'artillerie. Les fusées de guerre en France. Paris.
- Reinaud J. I. et Favé* (1845). Du feu grégeois, des feux de guerre et des origines de la poudre à canon. Paris.
- Romocki* (1895). Geschichte der Explosivstoffe. Berlin.
- Romocki* (1912). Geschichte der Sprengstoffe. Hannover.
- Ruggieri Claude-Fortuné* (1801). Eléments de Pyrotechnie.
- Siemienowicz Casimiro* (1650). Artis magnae Artilleria. Amsterdam³⁰.
- Solms R. V.* (1547). Descriptions de guerres.
- Susane M.* (1863). Les fusées de guerre. Metz.

1. Принцип ракеты

Третий закон Ньютона (1687 г.) гласит: «*Действие и противодействие всегда равны по величине и противоположны по направлению; или: действия двух тел друг на друга всегда равны и направлены в противоположные стороны.*»

Рассмотрим ракету, имеющую массу m и отбрасывающую частицу газа Δm . Имея в виду приведенный выше закон и учитывая ранее приводившееся равенство $P = \gamma m$, будем иметь

$$|(m - \Delta m) \gamma| = |\Delta m \gamma'|, \quad (30)$$

где γ' — ускорение отбрасываемых частиц.

Так как при этом

$$\frac{\gamma}{\gamma'} = \frac{\Delta v}{c_g},$$

то можем написать

$$|(m - \Delta m) \Delta v| = |\Delta m c_g|,$$

или

$$|(m - \Delta m) \Delta v| = |\Delta m (c - \Delta v)|. \quad (31)$$

Таким образом, приобретенные газом и ракетой скорости обратно пропорциональны их массам. В этом и состоит закон количества движения.

Умножив уравнение (31) на промежуток времени t , получим выражение для закона сохранения центра тяжести

$$(m - \Delta m) \Delta v t = \Delta m (c - \Delta v) t, \quad (32)$$

откуда

$$(m - \Delta m) s = \Delta m s'. \quad (33)$$

Последние два равенства иллюстрируются рис. 8.

Если величина Δm весьма мала по сравнению с m , то Δv пренебрежимо мало сравнительно со скоростью c , и тогда вместо (32), (31) и (33) будем иметь

$$m \Delta v = \Delta m c \quad (34)$$

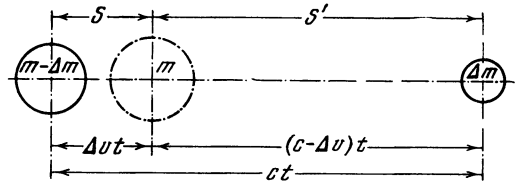


Рис. 8

и

$$ms = \Delta m s'. \quad (35)$$

Необходимо еще принять во внимание, что в соответствии с законом Паскаля (1660 г.) при горении топлива внутри сосуда стенки последнего испытывают известное давление. Если при этом в одном из днищ сосуда имеется отверстие, через которое происходит истечение, то общее давление на противоположное ему дно будет больше и в результате возникает дополнительная тяга, пропорциональная площади истечения и избыточному давлению в этом сечении.

Для определения зависимости приращения скорости от силы реакции и от времени ее действия подставим в выражение (2) для второго закона Ньютона

$$\gamma = \frac{\Delta v}{\Delta t},$$

тогда получим

$$m \Delta v = P \Delta t, \quad (36)$$

откуда видим, что приращение количества движения равно произведению от силы реакции на время ее действия.

2. Основные уравнения

а) Соотношения между составляющими массами ракеты.

Введем обозначения:

m_H — начальная масса ракеты;
 m_{II} — полезная масса ракеты;
 m_D — масса двигателя и топливных баков;
 m_B — масса топливных баков;
 m_T — масса топлива;
 m_C — сумма $m_B + m_T$;
 m_K — конечная масса ракеты;

$$K_H = \frac{m_H}{m_K} \text{ — коэффициент наполнения;} \quad (37)$$

$$K_{II} = \frac{m_{II}}{m_H} \text{ — коэффициент пассивной} \quad (38)$$

массы;

$$K_{III} = \frac{m_{II}}{m_H} \text{ — коэффициент полезной} \quad (39)$$

нагрузки.

Тогда будем иметь следующие очевидные равенства:

$$m_K = m_{II} + m_D; \quad (40)$$

$$m_C = m_T + m_D; \quad (41)$$

$$m_H = m_{II} + m_C;$$

$$m_H = m_{II} + m_D + m_T; \quad (42)$$

$$m_H = m_K + m_T;$$

$$K_{II} = \frac{1}{K_H}; \quad (43)$$

$$\frac{m_D}{m_H} = K_{II} - K_{III}; \quad (44)$$

$$\frac{m_T}{m_H} = 1 - K_{II}; \quad (45)$$

$$\frac{m_C}{m_H} = 1 - K_{III}; \quad (46)$$

$$\frac{m_{II}}{m_K} = K_H K_{III}; \quad (47)$$

$$\frac{m_D}{m_K} = K_H (K_{II} - K_{III}); \quad (48)$$

$$\frac{m_T}{m_K} = K_H - 1; \quad (49)$$

$$\frac{m_C}{m_K} = K_H (1 - K_{III}). \quad (50)$$

б) Коэффициент наполнения ракеты. Рассмотрим ракету с пульсирующим двигателем, у которой после каждого цикла двигателя отбрасывается часть массы, отвечающая опорожненной части топливных баков. Кроме того, будем считать, что при каждом цикле сгорание соответствующей порции топлива происходит мгновенно.

При отбрасывании q -й доли начальной массы оставшаяся масса равна

$$m_1 = \frac{q-1}{q} m_H. \quad (51)$$

При n -кратном отбрасывании, предполагая, что каждый раз отбрасывается q -я часть массы, оставшейся после предыдущего отбрасывания, будем иметь

$$m_K = \left(\frac{q-1}{q} \right)^n m_H. \quad (52)$$

В общей массе m/q , отделяющейся каждый раз от ракеты, одна часть, отвечающая продуктам сгорания топлива, покидает ракету с относительной скоростью c , другая же часть, отвечающая бакам, имеет относительную скорость, равную нулю. Первая часть массы, очевидно, равна

$$\Delta m_T = \frac{1}{1+\varepsilon} \frac{m}{q}, \quad (53)$$

где

$$\varepsilon = \frac{m_B}{m_T}. \quad (54)$$

На основании закона сохранения количества движения найдем, что после первого отбрасывания массы Δm_T со скоростью c имеет место равенство

$$\frac{1}{1+\varepsilon} \frac{m_H}{q} (c - \Delta v) = \left(m_H - \frac{m_H}{q} \right) \Delta v, \quad (55)$$

откуда

$$\frac{\Delta v}{c} = \frac{1}{q - \varepsilon(1-q)}, \quad (56)$$

а после n циклов

$$\frac{v_K}{c} = \frac{n}{q - \varepsilon(1-q)}. \quad (57)$$

Таблица 10

$(1 + \epsilon) \frac{v_K}{c}$	q				
	2	3	5	10	∞
1	4	3,375	3,052	2,868	2,718
2	16	11,391	9,313	8,226	7,389
3	64	38,433	28,422	23,591	20,086
4	256	129,602	86,736	67,660	54,598
5	1 024	437,480	264,698	194,049	148,413
6	4 096	1471,255	807,799	556,538	403,429
7	16 384	4982,363	2465,212	1596,163	1096,633
8	65 536	16815,474	7523,229	4577,832	2980,958
9	262 144	56752,224	22959,072	13129,322	8103,084
10	1 048 576	191538,757	70066,227	37655,104	22026,466

На основании (52) и (57) будем иметь

$$K_H = \frac{m_H}{m_K} = \left(\frac{q}{q-1} \right)^{[(1+\epsilon)q-\epsilon]} \frac{v_K}{c}; \quad (58)$$

если величина q велика по сравнению с ϵ , то можно положить

$$K_H = \left(\frac{q}{q-1} \right)^{(1+\epsilon)q} \frac{v_K}{c}. \quad (59)$$

Так как, с другой стороны,

$$\begin{aligned} \left(\frac{q}{q-1} \right)^q &= \frac{1}{1!} + \frac{1}{2!} \frac{q+1}{q} + \\ &+ \frac{1}{3!} \frac{(q+1)(q+2)}{q^2} + \dots, \end{aligned} \quad (60)$$

то при возрастании q до бесконечности в правой части последнего равенства получим ряд, сумма которого равна основанию натуральных логарифмов. При этих условиях равенство (59) примет вид

$$K_H = e^{(1+\epsilon) \frac{v_K}{c}}. \quad (61)$$

В этой ракете отбрасывание соответственной части баков происходит непрерывно, поэтому такую ракету мы называем непрерывной.

Заметим, что последнее выражение мы могли бы вывести, не прибегая к установлению понятия о пульсирующей ракете. В самом деле, при $q = \infty$ $m_H/q = dm$, и если пренебречь величинами dv и

dm по сравнению соответственно с v и m_H , то уравнение (55) можно написать в виде

$$\frac{1}{1+\epsilon} c dm = dv m, \quad (62)$$

откуда

$$\int_{m_H}^{m_K} \frac{dm}{m} = (1+\epsilon) \int_0^{v_K} \frac{dv}{c}. \quad (63)$$

После интегрирования, очевидно, получим формулу (61) (рис. 9* и 10, табл. 10).

Если принять, как это обычно делается, $\epsilon = 0$, то можно также положить

$$K_H = e^{\frac{v_K}{c}}, \quad (64)$$

или ³¹

$$\frac{v_K}{c} = \ln K_H, \quad (65)$$

откуда видно, что в то время как коэффициент наполнения возрастает в геометрической прогрессии, скорость ракеты возрастает в арифметической прогрессии.

Из формулы (64) следует также, что скорость ракеты не зависит от порядка сжигания топлива по времени. Кроме

* На рис. 9 в выражении K_{HO}/K_{HI} указатель «о» относится к обыкновенной ракете, указатель «п» — к пульсирующей ракете.

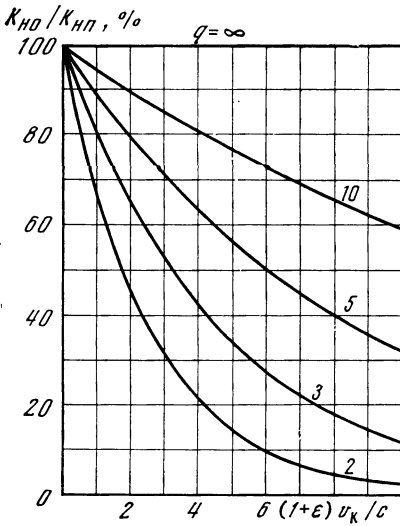


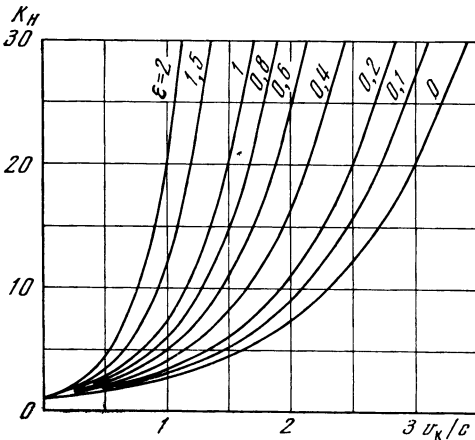
Рис. 9

того, скорость истечения газов относительно ракеты не зависит от скорости последней. В расчетах мы будем считать, что скорость истечения постоянна и имеет наибольшую возможную величину³².

Важность получения возможно больших скоростей истечения очевидна, так как достижение высоких значений K_H представит на первых порах очень большие затруднения.

в) Электрический ракетный двигатель. Известно, что

Рис. 10



с помощью электрической энергии можно получить истечение электронов и даже молекул. Исходя из этого, Улинским и Обертом были предложены космические аппараты, использующие реакцию электронного потока.

Можно было бы использовать солнечную энергию, преобразовывая теплоту его лучей в электрическую энергию для создания электронного потока. Пусть m есть масса, отбрасываемая со скоростью c , отнесенная к единице площади «тени» космического корабля, и σ — удельная энергия солнечного излучения. Тогда, если принять, что вся полученная аппаратом солнечная энергия преобразуется в живую силу отбрасываемых частиц, то

$$\frac{mc^2}{2} = \sigma.$$

По приведенным ранее формулам (36) и (13) сила, приходящаяся на 1 см^2 поверхности,

$$P = mc = \frac{1}{c} \cdot \frac{2 \cdot 1,92,4 \cdot 1863 \cdot 10^7}{60} \frac{1}{r^2} \frac{\text{дин}}{\text{см}^2}. \quad (66)$$

Таким образом, при одной и той же скорости истечения величина секундного расхода массы, а следовательно, и величина реакции на различных расстояниях от Солнца пропорциональна напряженности солнечного излучения или ускорению солнечного тяготения (см. табл. 3).

Если принять $c = 3 \cdot 10^5 \text{ см/сек}$ и расстояние r равным среднему радиусу земной орбиты (т. е. 1 а. е.), то из формулы (66) получим³³

$$P = 0,0091 \text{ г/см}^2.$$

3. Мгновенный динамический к.п.д.

а) В свободном пространстве*. На основании формулы (36) сила реакции, возникающая при расходе массы D газов за единицу

* Под этим названием мы подразумеваем пространство, лишенное сопротивляющейся среды и удаленное от небесных тел на достаточное расстояние, чтобы можно было пренебречь силами тяготения.

времени, равна

$$P = Dc, \quad (67)$$

а полезная мощность, или работа, затраченная на перемещение ракеты за единицу времени, будет

$$E = Dcv. \quad (68)$$

С другой стороны, во время движения ракеты заключенное в ней топливо, помимо присущей ему термохимической энергии, обладает еще определенной кинетической энергией относительно неподвижной системы координат. Поэтому полная энергия единицы массы топлива в движущейся ракете равна

$$E_{\text{тн}} = \frac{Dc^2}{2} + \frac{Dv^2}{2}. \quad (69)$$

Разделив (68) на (69), получим выражение для *мгновенного динамического к.п.д.* ракеты

$$\eta_{\text{дм}} = \frac{E}{E_{\text{тн}}} = \frac{2v/c}{1 + v^2/c^2}. \quad (70)$$

После того как газы покинули аппарат, их кинетическая энергия относительно упомянутой выше координатной системы будет

$$E_{\text{тк}} = \frac{D(c-v)^2}{2}. \quad (71)$$

Разность между $E_{\text{тн}}$ и $E_{\text{тк}}$, которая, кстати сказать, может быть больше термохимической энергии вытекших газов, очевидно, поглощена ракетой, в чем нетрудно убедиться, так как, вычтя (71) из (69), получим (68).

Из равенства (70) следует, что когда скорость v ракеты равна скорости истечения c , то мгновенный динамический к.п.д. имеет наибольшую величину, равную единице; в этом случае продукты сгорания, покинув аппарат, отдадут ему полностью свою энергию и остаются неподвижными относительно неподвижной системы координат.

В других случаях продукты сгорания после истечения сохраняют в пространстве некоторую скорость, направленную либо в сторону движения самой ракеты, либо в противоположную сто-

рону, в зависимости от того, будет ли скорость ракеты больше или меньше, чем скорость истечения. В обоих случаях рассматриваемый к.п.д. будет меньше единицы.

В частном случае, когда ракета неподвижна, $\eta_{\text{дм}}$ равен нулю, так как вся термохимическая энергия топлива в этом случае превращается в кинетическую энергию продуктов сгорания относительно неподвижной системы координат.

Точно так же при безграничном возрастании v , когда v/c стремится к бес-

Таблица 11

$K_{\text{н}}$	$K_{\text{п}}, \%$	$\frac{v_{\text{к}}}{c}$	$\eta_{\text{д}}, \%$	$\eta_{\text{дм}}, \%$	$\eta_{\text{е}}, \%$
1	100,0	0	0	0	0
1,1	90,9	0,095	9,1	18,9	0,8
1,2	83,3	0,182	16,6	35,3	2,8
1,3	76,9	0,262	22,9	49,1	5,3
1,4	71,4	0,336	28,3	60,5	8,1
1,5	66,7	0,405	32,9	69,6	11,0
1,6	62,5	0,470	36,8	77,0	13,8
1,7	58,8	0,531	40,2	82,8	16,6
1,8	55,5	0,588	43,2	87,4	19,2
1,9	52,6	0,642	45,8	90,9	21,7
2	50,0	0,693	48,0	93,6	24,0
2,5	40,0	0,916	56,0	99,6	33,5
2,7	36,8	1,000	58,2	100,0	36,8
3	33,3	1,099	60,3	99,6	40,2
3,5	28,6	1,253	62,8	97,5	44,8
4	25,0	1,386	64,1	94,9	48,0
4,5	22,2	1,504	64,6	92,2	50,3
4,9	20,3	1,594	64,8	90,0	51,6
5	20,0	1,609	64,7	89,7	51,8
6	16,7	1,792	64,2	85,1	53,5
7	14,3	1,946	63,1	81,3	54,1
8	12,5	2,079	61,8	78,1	54,1
9	11,1	2,197	60,3	75,4	53,6
10	10,0	2,303	58,9	73,1	53,0
15	6,7	2,708	52,4	65,0	48,9
20	5,0	2,996	47,2	60,1	44,9
30	3,3	3,401	39,9	54,1	38,6
40	2,5	3,689	34,9	50,5	34,0
50	2,0	3,912	31,2	48,0	30,6
75	1,3	4,317	25,2	44,0	24,9
100	1,0	4,605	21,4	41,5	21,2
∞	0	∞	0	0	0

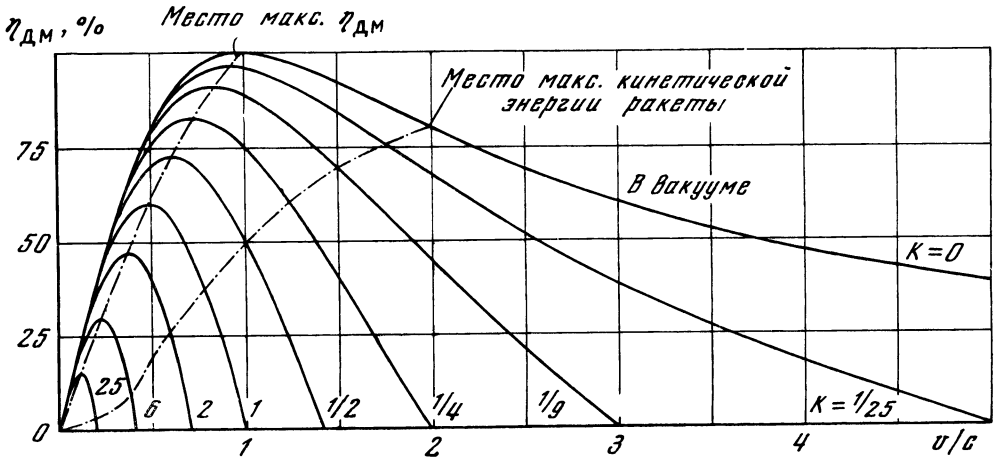


Рис. 11

конечности, величина η_{DM} стремится к нулю (табл. 11), так как тогда приращение энергии вследствие истечения составляет бесконечно малую часть полной кинетической энергии затраченного топлива.

Заметим еще, что уравнение (68) может быть написано в виде

$$\frac{dE}{dm} = cv, \quad (72)$$

откуда видно, что выгодно иметь возможно большую скорость истечения газов и самой ракеты.

б) В сопротивляющейся среде. При движении ракеты в воздухе энергия, затрачиваемая ею для увеличения собственной скорости, составляет в единицу времени величину

$$E' = (P - R_B) v. \quad (73)$$

Имея в виду, что

$$P = Dc = \frac{S_e}{V_e} c^2, \quad (74)$$

где индекс e относится к выходному сечению сопла, и

$$R_B = \psi \frac{S}{V_a} \frac{v^2}{2}, \quad (75)$$

получим выражение для мгновенного

к.п.д. ракеты, движущейся в воздухе:

$$\eta_{DM} = \frac{E'}{E_{TH}} = \frac{2v/c}{1 + v^2/c^2} \left(1 - \frac{\psi}{2} \frac{V_e}{V_a} \frac{S}{S_e} \frac{v^2}{c^2} \right). \quad (76)$$

В некоторых случаях можно считать постоянной величину

$$k = \frac{\psi}{2} \frac{V_e}{V_a} \frac{S}{S_e}. \quad (77)$$

Тогда вместо (76) будем иметь

$$\eta_{DM} = \frac{2v/c}{1 + v^2/c^2} \left(1 - k \frac{v^2}{c^2} \right). \quad (78)$$

Построив кривую $\eta_{DM} = f(v/c)$ (см. диаграмму рис. 11), найдем, что η_{DM} обращается в нуль при

$$\frac{v}{c} = \sqrt{\frac{2V_a S_e}{\psi V_e S}}, \quad (79)$$

а это условие имеет место в тот момент, когда сопротивление воздуха становится равным тяге двигателя. В самом деле, тогда имеем

$$\frac{\psi}{2} \frac{S}{V_a} v^2 = \frac{S_e}{V_e} c^2, \quad (80)$$

что равносильно равенству (79).

Дифференцируя уравнение (78), найдем, что η_{DM} имеет максимум при

$$k = \frac{1 - v^2/c^2}{(v^2/c^2)(v^2/c^2 + 3)}. \quad (81)$$

4. Полный динамический к.п.д.

Полным динамическим к.п.д. ракеты мы называем отношение кинетической энергии ракеты к максимальной кинетической энергии газов, которая может быть получена при превращении всего затраченного топлива в продукты истечения.

Для случая движения ракеты в свободном пространстве будем иметь

$$\eta_{\text{д}} = \frac{1/2 m_{\text{к}} v^2}{1/2 (m_{\text{н}} - m_{\text{к}}) c^2} = \frac{1}{m_{\text{н}}/m_{\text{к}} - 1} \left(\frac{v}{c} \right)^2,$$

или на основании (64)

$$\eta_{\text{д}} = \frac{(v/c)^2}{e^{\frac{v}{c}} - 1}, \quad (82)$$

или, наконец,

$$\eta_{\text{д}} = \frac{1}{K_{\text{н}} - 1} (\ln K_{\text{н}})^2. \quad (83)$$

Для определения значения $v/c = x$, при котором $\eta_{\text{д}}$ имеет максимум, возьмем производную от (83) и найдем, что она обращается в нуль при условии $y = e^x (2 - x) - 2 = 0$.

Пользуясь методом последовательных приближений Ньютона и взяв в качестве приближенного значения $x_1 = 1,6$, получим

$$\frac{y}{y'} = \frac{e^x (2 - x) - 2}{e^x (1 - x)} = 0,006326,$$

а затем более точное значение

$$x_2 = x_1 - \left(\frac{y}{y'} \right)_1 = 1,593674.$$

Наконец, при следующем приближении получаем

$$\frac{v}{c} = x_3 = x_2 - \left(\frac{y}{y'} \right)_2 = 1,593625.$$

Соответствующее значение коэффициента наполнения

$$K_{\text{н}} = e^{\frac{v}{c}} = 4,92156.$$

Если при выводе выражения для к.п.д. исходить не из кинетической энергии конечной массы ракеты, но

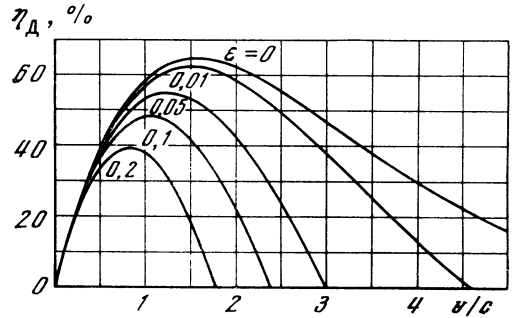


Рис. 12

из энергии полезного груза, масса которого

$$m_{\text{п}} = m_{\text{к}} - m_{\text{д}} = m_{\text{к}} - \varepsilon m_{\text{т}},$$

то на основании (49) и (65) получим

$$\eta_{\text{д}} = \frac{1 - \varepsilon (e^{\frac{v}{c}} - 1)}{\frac{v}{c} (e^{\frac{v}{c}} - 1)} \left(\frac{v}{c} \right)^2. \quad (84)$$

Это равенство (84) иллюстрируется рис. 12.

5. Замечание

о кинетической энергии ракеты

Рассмотрим кинетическую энергию ракеты по отношению к координатной системе, в которой ракета вначале находилась в состоянии покоя вне поля тяготения.

После пуска ракеты ее кинетическая энергия будет возрастать до тех пор, пока будет сохраняться условие

$$(m - \Delta m)(v + \Delta v)^2 \geq \frac{mv^2}{2}. \quad (85)$$

Пренебрегая бесконечно малыми величинами порядка выше первого и полагая

$$\frac{\Delta m}{\Delta t} = D, \quad (86)$$

приведем неравенство (85) к виду

$$2 \frac{\Gamma}{v} \geq \frac{D}{m}. \quad (87)$$

В общем случае

$$\Gamma = \frac{P - R_B}{m}, \quad (88)$$

где P и R_B определяются уравнениями (74) и (75).

Пользуясь по-прежнему обозначением

$$k = \frac{\psi}{2} \frac{V_e}{V_a} \frac{S}{S_e}$$

и произведя необходимые преобразования, найдем из (85), что возрастание кинетической энергии ракеты будет продолжаться до того момента, когда

$$\left(\frac{v}{c}\right)_{\max} = \frac{1}{0,25 + \sqrt{0,0625 + k}} = \sqrt{\frac{1}{16k^2} + \frac{1}{k} - \frac{1}{4k}}. \quad (89)$$

Этому равенству соответствует рис. 13 (см. также рис. 11), из которого видно, что при изменении k от 0 до ∞ величина $(v/c)_{\max}$ изменяется от 2 до 0.

Заметим, что в свободном пространстве отношение кинетической энергии

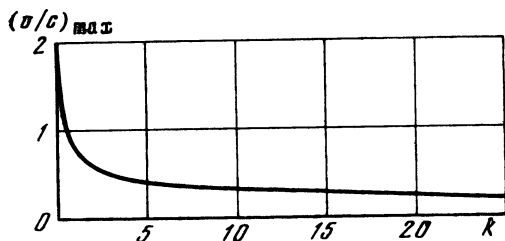


Рис. 13

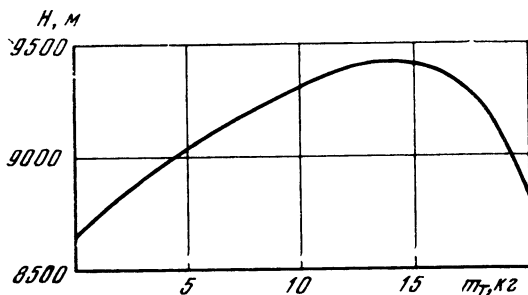


Рис. 14

ракеты к термохимической энергии топлива (в количестве, соответствующем начальной массе) выражается следующим образом:

$$\eta_e = \frac{mv^2}{m_H c^2} = \frac{v^2}{c^2} e^{-\frac{v}{c}}. \quad (90)$$

Эта функция имеет максимум, равный 0,5412, при $v/c = 2$ (рис. 14).

6. Составные ракеты³⁴

Общие зависимости

Возможности простой ракеты с точки зрения достижения больших скоростей весьма ограничены. В самом деле, обозначая, как и раньше,

$$m_0 = \varepsilon m_T \quad (91)$$

и имея в виду, что ракета несет с собой некоторую полезную массу m_{II} , так что начальная масса

$$m_H = m_{II} + (1 + \varepsilon) m_T, \quad (92)$$

получаем, что наибольшая возможная для простой ракеты скорость равна

$$v = c \ln \left(1 + \frac{1}{m_{II}/m_T + \varepsilon} \right). \quad (93)$$

На рис. 15 приведены значения v/c для различных значений переменных, входящих в последнее выражение.

Для достижения более высоких значений v/c приходится прибегать к составной ракете. В самом деле, в простой ракете во время работы двигателя масса топливных баков остается постоянной, несмотря на то что их содержимое убывает. Опорожненная часть баков, продолжая ускоренное движение вместе с ракетой, вызывает непроизводительную затрату энергии, поэтому ясно, что необходимо освободить от них ракету как можно скорее.

Если бы было возможно производить отбрасывание этой пассивной массы непрерывно, как это имеет место в «непрерывной» ракете (ракете с бесконечным количеством ступеней, рис. 16), то мы имели бы идеальное решение вопроса. Однако простые технические со-

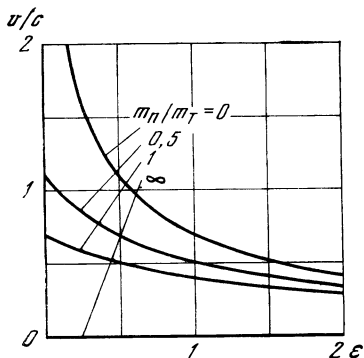
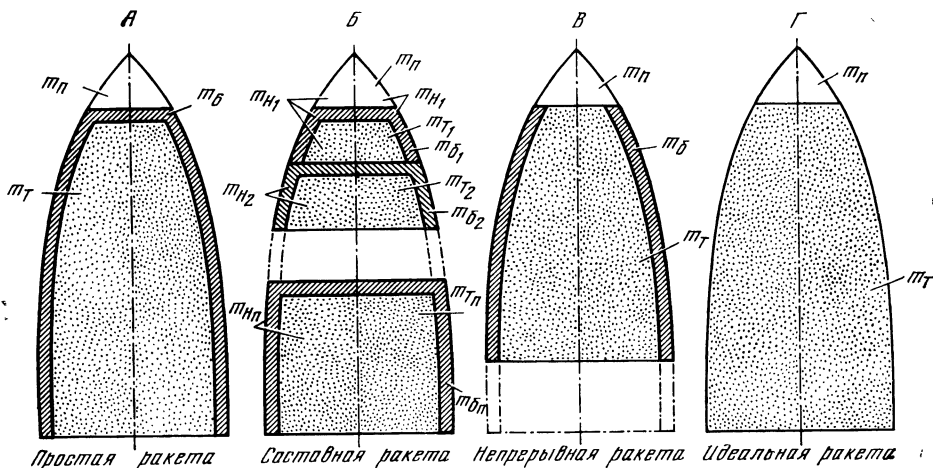


Рис. 15

ображения говорят о том, что отбрасывание сосуда можно произвести только после полного его опорожнения, а это, естественно, можно сделать только через более или менее длительные промежутки времени. Ещё реже можно производить отбрасывание камер сгорания.

Таким образом, если наибольшая достижимая с помощью простой ракеты скорость недостаточна, то следует производить разгон ракеты с помощью другой ракеты. В случае необходимости составная ракета может быть сделана многоступенчатой, и так как наибольшие скорости всех ступеней складываются, то этим способом при достаточном числе ступеней может быть получена желаемая конечная скорость

Рис. 16



Однако еще и до достижения предела, указываемого формулой (93), замена простой ракеты на составную может представить практические выгоды. Так будет в том случае, когда коэффициент ϵ слишком мал, чтобы топливные баки могли выдержать действующие на них усилия, или же когда величина ϵ еще приемлема с точки зрения прочностной конструкции, но имеется необходимость увеличить отношение $m_{\text{п}}/m_{\text{г}}$ сверх того предела, который можно осуществить в простой ракете, или, наконец, когда желательно уменьшить начальную массу ракеты.

Рассмотрим составную ракету, имеющую n ступеней (рис. 16, Б), причем коэффициент ϵ для всех ступеней имеет одно и то же значение и каждая ступень сообщает полезной массе одно и то же приращение скорости, равное

$$v_{\Delta} = \frac{v_{\text{к}}}{n}. \quad (94)$$

Из этого условия следует равенство

$$\frac{m_{\text{н}(n-1)}}{m_{\text{б}n}} = \frac{m_{\text{п}}}{m_{\text{б}1}}. \quad (95)$$

По окончании горения топлива в n -й ступени будем иметь

$$\begin{aligned} \frac{m_{\text{н}1} + m_{\text{н}2} + \dots + m_{\text{н}(n-1)} + m_{\text{н}n}}{m_{\text{н}1} + m_{\text{н}2} + \dots + m_{\text{н}(n-1)} + m_{\text{б}n}} &= \\ &= e^{\frac{1}{n} \frac{v_{\text{к}}}{c}}, \end{aligned} \quad (96)$$

после чего отбрасывается масса $m_{бн}$ и в действие вступает $(n - 1)$ -я ступень.

После надлежащих преобразований получаем следующую зависимость для отношения начальной массы n -ступенчатой ракеты к ее полезной массе:

$$\frac{m_{н1} + m_{н2} + \dots + m_{н(n-1)} + m_{н(n)}}{m_{п}} = \left[\frac{e^{\frac{1}{n} \frac{v}{c}}}{1 - \varepsilon (e^{\frac{1}{n} \frac{v}{c}} - 1)} \right]^n, \quad (97)$$

а для отношения полной массы топлива той же ракеты к ее полезной массе — выражение следующего вида:

$$\frac{m_{т1} + m_{т2} + \dots + m_{т(n-1)} + m_{т(n)}}{m_{п}} = \frac{e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}} - 1}{1 - \varepsilon (e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}} - 1)^n} \times \frac{e^{\frac{v_K}{c}} - [1 - \varepsilon (e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}} - 1)]^n}{e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}} - [1 - \varepsilon (e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}} - 1)]}. \quad (98)$$

Если бы мы задались целью получить ту же скорость с помощью простой ракеты (тип А) (с такими же величинами $m_{п}$, v_K/c и ε), то на основании (97) и (98) должны были бы осуществить усло-

$$\frac{m_{нА}}{m_{п}} = \frac{e^{\frac{v_K}{c}}}{1 - \varepsilon (e^{\frac{v_K}{c}} - 1)} \quad (99)$$

и

$$\frac{m_{тА}}{m_{п}} = \frac{e^{\frac{v_K}{c}} - 1}{1 - \varepsilon (e^{\frac{v_K}{c}} - 1)}. \quad (100)$$

Отсюда нетрудно найти, что отношение начальной массы простой ракеты к начальной массе n -ступенчатой

составной ракеты должно быть равно

$$\frac{m_{нА}}{m_{н1} + m_{н2} + \dots + m_{н(n-1)} + m_{н(n)}} = \frac{\left[1 - \varepsilon (e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}} - 1) \right]^n}{1 - \varepsilon (e^{\frac{v_K}{c}} - 1)}, \quad (101)$$

а отношение соответствующих масс топлива будет

$$\frac{m_{тА}}{m_{т1} + m_{т2} + \dots + m_{т(n-1)} + m_{т(n)}} = \frac{m_{нА} - m_{п}}{m_{н1} + m_{н2} + \dots + m_{н(n-1)} + m_{нп} - m_{п}} = \frac{[1 - \varepsilon (e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}} - 1)]^n \times 1 - \varepsilon (e^{\frac{v_K}{c}} - 1)}{e^{\frac{v_K}{c}} - [1 - \varepsilon (e^{\frac{v_K}{c}} - 1)]} \times \frac{e^{\frac{v_K}{c}} - [1 - \varepsilon (e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}} - 1)]^n}{e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}} - [1 - \varepsilon (e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}} - 1)]}. \quad (102)$$

Оба отношения, выражаемые формулами (101) и (102), изменяются в пределах от 1 до ∞ при изменении v_K/c от нуля до той величины этой дроби, которая может быть достигнута с помощью простой ракеты. При $\varepsilon = 0$ эти отношения равны единице для любой скорости ракеты, так как в этом случае составная ракета ничем не отличалась бы от идеальной простой ракеты, у которой топливо не нуждается в баках.

Аналогично изложенному можно было бы произвести сравнение составных ракет, имеющих различное число ступеней.

Сравнение различных типов ракет

Для того чтобы яснее представить преимущества и недостатки различных типов ракет, произведем сравнение следующих схем: 1) простой ракеты А, 2) составной ракеты В, 3) непрерывной ракеты В и 4) идеальной ракеты Г (рис. 16).

1. М а с с ы. Рассмотрим сначала случай, когда все названные ракеты

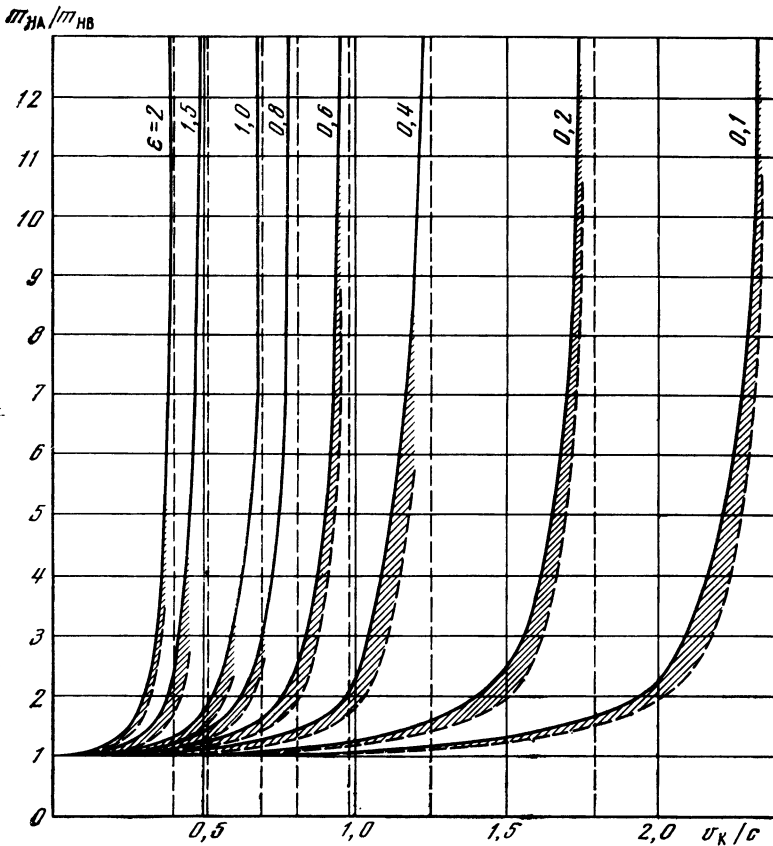


Рис. 17

имеют одинаковые величины v_k/c , m_{Π} и ϵ , причем будем считать, что в пассивную массу входит и масса двигателя.

а) *Простая и двухступенчатая ракеты.* Отношение начальной массы и массы топлива простой ракеты к соответствующим величинам двухступенчатой ракеты получим из формул (101) и (102), в которые нужно подставить $n = 2$ (рис. 17, пунктирные кривые).

б) *Простая и непрерывная ракеты.* На основании формулы (61) находим

$$\frac{m_{нА}}{m_{нВ}} = \frac{1}{e^{\frac{v_k}{c}} [1 - \epsilon (e^{\frac{v_k}{c}} - 1)]}. \quad (103)$$

Значения отношения масс для этого случая приведены на рис. 17 (сплошные кривые).

Для отношения масс топлива будем иметь

$$\frac{m_{тА}}{m_{тВ}} = \frac{1 + \epsilon}{1 - \epsilon (e^{\frac{v_k}{c}} - 1)} \frac{e^{\frac{v_k}{c}} - 1}{e^{(1+\epsilon)\frac{v_k}{c}} - 1} \quad (103а)$$

(рис. 18).

Заметим, что последнее уравнение может быть представлено в виде

$$\frac{m_{тА}}{m_{тВ}} = \frac{m_{тД}}{m_{тС}} \frac{m_{нС}}{m_{нД}} \frac{m_{нА}}{m_{нС}}. \quad (104)$$

в) *Непрерывная и идеальная ракеты.* Рассмотрим далее отношение масс для этих ракет, выражаемое равенством

$$\frac{m_{нВ}}{m_{нГ}} = e^{\frac{\epsilon v_k}{c}}. \quad (105)$$

Величины этого отношения при различных значениях v_k/c и ϵ даны на

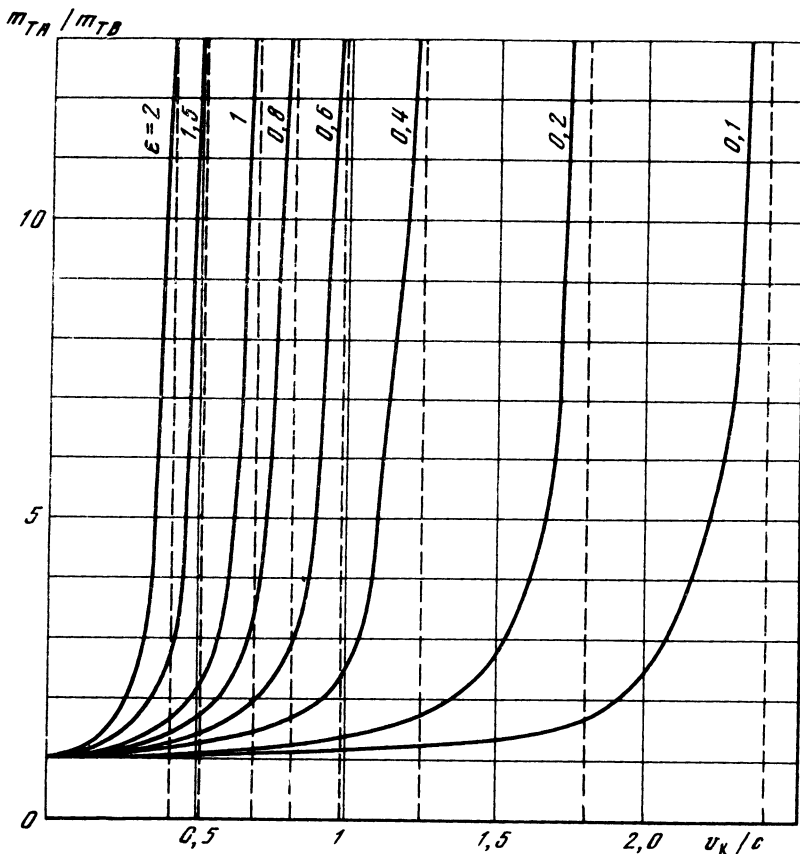


Рис. 18

рис. 19. Значения отношения масс, лежащие выше пунктирной линии, лежат в области, которая недостижима для простых ракет.

Для отношения масс топлива будем иметь

$$\frac{m_{TB}}{m_{TF}} = \frac{1}{1 + \epsilon} e^{\frac{(1+\epsilon)v_K}{c} - 1} \cdot \frac{e^{\frac{v_K}{c}} - 1}{e^{\frac{v_K}{c}} - 1}. \quad (106)$$

При достаточно малых значениях v_K/c и ϵ можно принять с достаточным приближением

$$\frac{m_{TB}}{m_{TF}} = \frac{e^{\frac{v_K}{c}} + 1}{2} = 0,5 \left(\frac{m_{NB}}{m_{NF}} + 1 \right). \quad (107)$$

В частном случае, если имеем две ракеты, из которых первая имеет $\epsilon = a$ и $v_K/c = b$, а вторая $\epsilon = b$ и $v_K/c = a$, то обе ракеты будут иметь одинаковое отношение начальных масс, но разное отношение масс топлива.

Формула (106) иллюстрируется кривыми на рис. 20.

Кривые на рис. 19 и 20 пересекают пунктирные кривые, которые для каждого ϵ показывают соответствующее максимальное значение v/c в случае простой ракеты.

2. Топливные баки. Произведем теперь сравнение простой ракеты с составной и непрерывной ракетами, причем будем рассматривать случаи, когда они имеют одинаковые величины $m_{П}$, $m_{Н}$ и v/c , но различные значения m_0/m_T , равные соответственно ϵ_A , ϵ_B и ϵ_B (для идеальной ракеты $\epsilon_T = 0$).

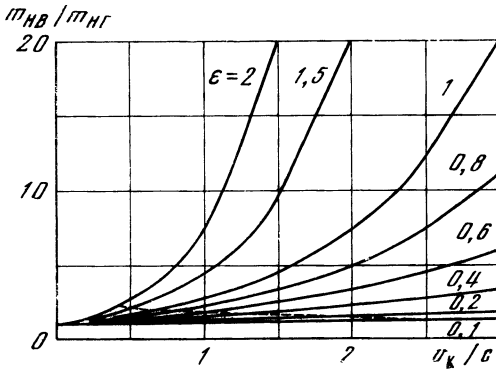


Рис. 19

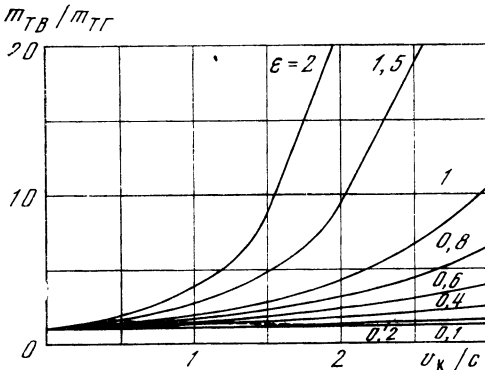


Рис. 20

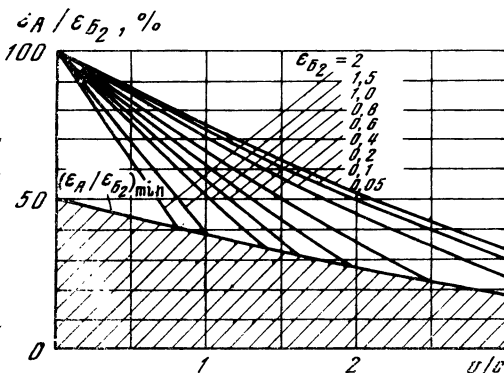


Рис. 21

а) Простая и составная ракеты. На основании уравнения (97) найдем, что

$$\epsilon_A = \frac{1 - [1 - \epsilon_B (e^{\frac{1}{n} \frac{v}{c}} - 1)]^n}{e^{\frac{v}{c}} - 1}. \quad (108)$$

Для двухступенчатой ракеты можем также написать

$$\epsilon_{B_2} = \frac{1 - \sqrt{1 - \epsilon_A (e^{\frac{v}{c}} - 1)}}{e^{\frac{1}{2} \frac{v}{c}} - 1}. \quad (109)$$

При наибольшем значении v/c , достижимом с помощью двухступенчатой ракеты (равном удвоенному значению v/c простой ракеты), будем иметь

$$\left(\frac{\epsilon_A}{\epsilon_{B_2}} \right)_{\min} = \frac{e^{\frac{1}{2} \left(\frac{v}{c} \right)_{\max}} - 1}{e^{\left(\frac{v}{c} \right)_{\max}} - 1}. \quad (110)$$

Формулы (109) и (110) иллюстрируются рис. 21.

б) Простая и непрерывная ракеты. Из формул (61) и (97) вытекает, что при $n = 1$

$$\epsilon_B = -\frac{c}{v} \ln [1 - \epsilon_A (e^{\frac{v}{c}} - 1)]. \quad (111)$$

Этой формуле отвечает семейство кривых на рис. 22.

3. Скорости. а) Простая и составная ракеты. Произведем сравнение простой и составной ракет, предполагая, что обе они имеют одинаковые значения масс $m_{п}$ и $m_{н}$ и коэффициентов ϵ_A и ϵ_B . На основании формулы (97), полагая один раз $n = 1$ и другой раз $n = n$, найдем, что

$$\frac{v_A}{c} = \ln \frac{(1 + \epsilon_A) e^{\frac{v_B}{c}}}{[1 - \epsilon_B (e^{\frac{1}{n} \frac{v_B}{c}} - 1)]^n + \epsilon_A e^{\frac{v_B}{c}}}. \quad (112)$$

б) Простая и непрерывная ракеты. Если, как и в предыдущем случае, взять одинаковые для обеих ракет значения $m_{п}$ и $m_{н}$, то с помощью

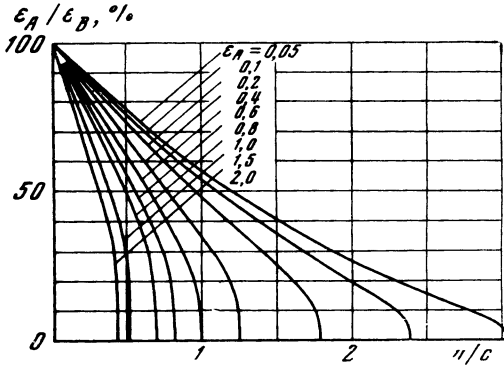


Рис. 22

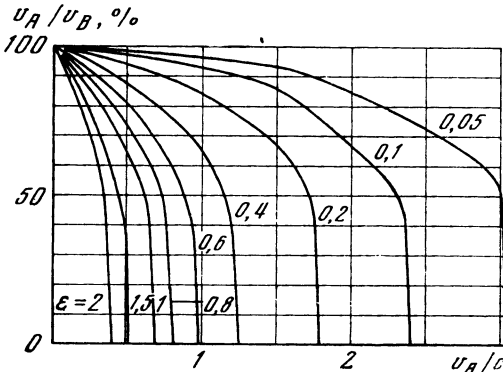


Рис. 23

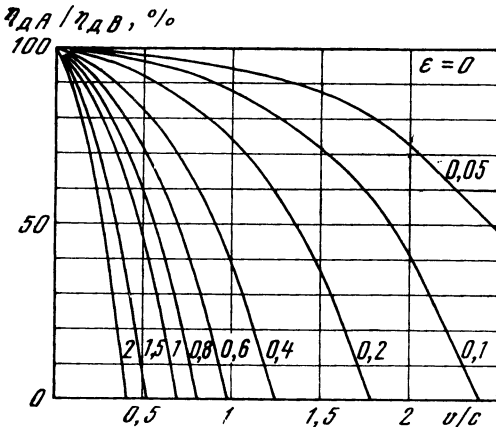


Рис. 24

формул (61) и (97) найдем

$$\frac{v_B}{c} = \frac{1}{1 + \epsilon_B} \times \left\{ \frac{v_A}{c} - \ln [1 - \epsilon_A (e^{\frac{v_A}{c}} - 1)] \right\}. \quad (113)$$

На рис. 23 даны (в %) значения отношения $v_A/v_B = f(v_A/c, \epsilon)$ для случая, когда $\epsilon_A = \epsilon_B$.

4. Динамический к.п.д.

а) Простая и составная ракеты. Для составной ракеты динамический к.п.д. должен быть равен величине, обратной выражению (98) и умноженной на v^2/c^2 . Написав соответствующее выражение, найдем без труда отношение этого к.п.д. к к.п.д. простой ракеты. При этом получается довольно сложное выражение, которое мы не приводим в настоящей работе.

б) Простая и непрерывная ракеты. Для непрерывной ракеты выражение динамического к.п.д. имеет вид

$$\eta_{дВ} = \frac{1 + \epsilon}{e^{(1+\epsilon)\frac{v}{c}} - 1} \frac{v^2}{c^2}, \quad (114)$$

а, следовательно,

$$\frac{\eta_{дА}}{\eta_{дВ}} = \frac{1 - \epsilon (e^{\frac{v}{c}} - 1)}{1 + \epsilon} \frac{e^{(1+\epsilon)\frac{v}{c}} - 1}{\frac{v}{c} - 1}. \quad (115)$$

Эта формула хорошо иллюстрируется рис. 24.

Подводя итог сказанному в настоящем параграфе, мы видим, что в тех границах, в которых задача еще может быть решена с помощью простой ракеты, составная двухступенчатая ракета уже дает большую часть тех преимуществ, которых мы можем ожидать от составной многоступенчатой ракеты и даже от непрерывной ракеты. Однако наибольший интерес двухступенчатая ракета приобретает в области наибольших скоростей, достижимых с помощью простой ракеты. За пределами этой области задача, очевидно, может быть решена только с помощью составной ракеты, имеющей по крайней мере две ступени.

Аналогичные рассуждения должны быть применены и к ракетам с большим числом ступеней.

Для того чтобы избежать опасности разрушений, которые могут быть произведены отделяющимися от ракеты частями при их падении, можно производить отбрасывание над необитаемыми областями (моря, пустыни), либо затормаживать падение, используя для этого сопротивление воздуха.

Если для отделения использованных частей ракеты применить действие внеш-

них сил, например сопротивление воздуха, то эти силы будут оказывать замедляющее действие и на остальную часть ракеты, поэтому предпочтительно использовать для этой цели внутренние силы.

Способ простого отделения ненужных частей не является наиболее экономичным. Путем некоторого усложнения конструкции можно добиться того, чтобы эти части участвовали в общем отбросе массы двигателем и даже в горении.

1. Топливо

Топливом мы называем совокупность горючего вещества и окислителя. Современная техника занимается главным образом вопросами, касающимися горючего, так как окислитель для обычных машин может в неограниченном количестве черпаться из атмосферы. Для космических полетов, большую часть пути протекающих практически в пустоте, оба компонента топлива имеют одинаковое значение.

Историческая справка. Горючие масла были известны еще в древности. Марк Грек в своем сочинении «Книга об огне...» (X в.) дает точный рецепт черного пороха. В 1766 г. Кавендишем (Cavendish) был открыт водород. Через пять лет Лавуазье разработал способ добывания водорода путем пропускания водяного пара над раскаленным железом. В 1775 г. он доказал, что открытый Пристлеем (Priestley) в 1774 г. кислород является веществом, без которого невозможно горение.

Фарадей, добившийся в 1823 г. сжижения хлора, обобщил этот факт и высказал положение, что состояние того или иного тела не является неизменным, но определяется давлением и температурой. В 1877 г. Кальетэ (Cailletet) и Пиктэ (Pictet) доказали возможность сжижения газов. На основании их работ Ольшевский и Врублевский произвели в 1883 г. сжижение кислорода. В 1898 г. Дьюару (Dewar) удалось получить жидкий водород (изобретение «дьюаровского» сосуда относится к 1890 г.).

Уже в 1841 г. Монжери (Montgery) впервые предложил применить в ракетах в качестве топлива сжиженные газы. Применение водорода и кислорода для космического корабля было пред-

ложено Лузом (Loos) в 1900 г. Циолковский, начиная с 1903 г., отстаивал применение жидких топлив и сжиженных газов для целей космонавтики. Цандеру принадлежит мысль об использовании металла баков (после их опорожнения) для сжигания в двигателе (1924 г.). Наконец, Кондратюк предложил (1929 г.) заменить кислород озоном, дающим более теплотворную смесь с горючими.

а) Г о р ю ч и е. Водород и его жидкие соединения с углеродом (углеводороды) представляют собой наилучшие горючие для ракет.

Водород в жидком состоянии, при атмосферном давлении, имеет температуру кипения -253°C , температуру затвердевания -259°C , скрытую теплоту испарения 123 ккал/кг , удельный вес $0,07$; его критическое давление составляет $13,2 \text{ кг/см}^2$, критическая температура -240°C .

Метан CH_4 имеет значительно более высокие температуры кипения и затвердевания: -164 и -184°C . Его скрытая теплота равна 125 ккал/кг .

Различные сорта бензина (общая формула $\text{C}_n\text{H}_{2n+2}$, где n имеет значения от 5 до 16) имеют удельный вес по меньшей мере в 10 раз больший, чем у водорода. Температура их кипения лежит в пределах от 60 до 120°C .

Очищенный керосин (состав по весу: $40\% \text{ C}_9\text{H}_{20}$, $25\% \text{ C}_{10}\text{H}_{22}$, $15\% \text{ C}_{13}\text{H}_{28}$ и $20\% \text{ C}_{16}\text{H}_{34}$), имеющий теплотворную способность $11\,500 \text{ ккал/кг}$, является одним из лучших горючих для авиационных двигателей.

Широкое применение имеет также бензол C_6H_6 (температура кипения 100°C , температура замерзания -5°C), а также этиловый спирт $\text{C}_2\text{H}_5\text{O}$. Некоторые твердые горючие, как нафталин, целлюлоза, обладают очень высокой теплотворной способностью.

Сжигание металлических частей ракеты, после того как они стали ненужными, дало бы возможность строить ракеты с относительно меньшим начальным весом. В частности, можно было бы осуществить сжигание сплавов магния с цинком, железом или медью.

Атомный водород при образовании молекулярного водорода ($2H = H_2$) выделяет на единицу массы огромное количество энергии, далеко превосходящее все другие известные реакции (более 50 000 ккал/кг).

б) О к с и л и т е л и. Наиболее распространенным на Земле окислителем является кислород. В жидком виде он имеет плотность 1,12, температуру кипения $-182,5^\circ C$, температуру затвердевания $-235^\circ C$. Его скрытая теплота испарения равна 51 ккал/кг, критическое давление 51 кг/см².

Жидкий озон при разложении выделяет 700 ккал/кг. Его физические характеристики: температура кипения $-112^\circ C$, затвердевания $-251,5^\circ C$, скрытая теплота испарения 73 ккал/кг, удельный вес 1,7, критическая температура $-5^\circ C$, критическое давление 67 кг/см².

Кроме чистого кислорода, могут быть использованы его соединения: перекись водорода H_2O_2 , азотный ангидрид N_2O_5 (эндотермические соединения), хлорная кислота $HClO_4$, азотная кислота HNO_3 , хлорнокислый калий $KClO_4$, азотнокислый калий KNO_3 (экзотермические соединения) и др.

В некоторых случаях может представить интерес применение фтора в качестве окислителя. В частности, реакции его соединения с литием, магнием, алюминием, кальцием и натрием сопровождаются довольно большим выделением тепла.

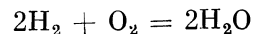
в) В ы б о р т о п л и в а. Вещества, входящие в состав соединений кислорода, но не участвующие в горении, являются, очевидно, мертвым грузом. Отсюда вытекает, что эндотермические соединения кислорода обладают недостаточно высокой теплотворной способностью. (Азотный ангидрид к тому же

является нестойким и дорогим веществом.) С этой точки зрения жидкий кислород является более интересным

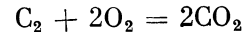
Правда, озон во всех случаях дает лучшие результаты, чем кислород, так как реакция его разложения сопровождается выделением тепла, что существенно увеличивает теплотворную способность топливной смеси. Кроме того, его удельный вес почти на 50% выше, чем у кислорода. Недостатками его, однако, являются, во-первых, сильное окисляющее действие на металлы, а во-вторых, легкая взрываемость.

Элементарные химические законы дают возможность без труда подсчитать количество кислорода, необходимого для полного сжигания выбранного горючего.

Рассмотрим наиболее часто встречающийся случай сгорания топлива состава $C_m H_n$. Реакция сгорания водорода при атмосферном давлении



сопровождается выделением 34 300 ккал/кг, а реакция сгорания углерода



дает 8135 ккал/кг.

Имея в виду атомные веса $H = 1$, $C = 12$ и $O = 16$, найдем простейшими вычислениями число килограммов кислорода или озона, потребных для сжигания 1 кг горючего $C_m H_n$:

$$G = \frac{2 \cdot 16}{12} \frac{12m}{12m+n} + \frac{16}{2 \cdot 1} \frac{n}{12m+n} = \frac{32m+8n}{12m+n} \text{ кг.} \quad (116)$$

В том случае, когда кислород заимствуется из атмосферы, можно говорить о теплотворной способности горючего, которая равна

$$B' = \frac{97\,620m + 34\,300n}{12m+n} \text{ ккал/кг,} \quad (117)$$

а теплотворная способность топлива равна

$$B = \frac{97\,620m + 34\,300n}{12m+n} : \left(1 + \frac{32m+8n}{12m+n}\right) = \frac{97\,620m + 34\,300n}{44m+9n} \text{ ккал/кг.} \quad (118)$$

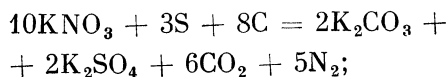
Если вместо кислорода взять в качестве окислителя озон, то

$$B = \frac{120\,020m + 3\,900n}{44m + 9n} \text{ ккал/кг.} \quad (119)$$

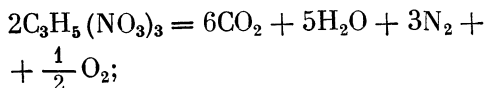
Таким образом, топлива водород-кислород и водород-озон имеют весьма высокую теплотворную способность B , соответственно равную 3811 и 4333 ккал/кг. Для топлива углерод-кислород и углерод-озон имеем соответственно $B = 2219$ и 2728 ккал/кг. Горючие состава C_mH_n при сжигании в кислороде или в озоне имеют, очевидно, теплотворную способность, лежащую между указанными выше величинами для водородного и углеродного топлива.

Пороха и взрывчатые вещества имеют в своем составе кислород, необходимый для горения, например:

черных порохов



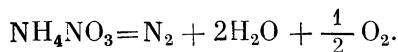
нитроглицерин



бездымный порох



аммонийная селитра



Смесь порошкообразного угля с жидким кислородом (оксиликвит) представляет собой одно из сильнейших взрывчатых веществ. Малая теплотворная способность порохов объясняется, с одной стороны, присутствием инертного азота, а с другой стороны — малым относительным содержанием водорода.

Пороха и вообще твердые топлива не дают возможности осуществить непрерывную подачу в камеру сгорания, если не идти на чрезвычайное усложнение конструкции. Жидкие и газообразные топлива, напротив, могут постепенно вводиться в камеру сгорания, причем горючее и окислитель могут

храниться порознь и входить в соприкосновение только в камере сгорания.

Топливо для ракеты представляет тем большую ценность, чем большую скорость истечения оно дает при сгорании в двигателе и чем больше его плотность. Первое условие непосредственно вытекает из формулы (64), второе же дает возможность, во-первых, иметь баки меньшего объема, а следовательно, и меньшего веса, а во-вторых, сконструировать ракету с меньшим сопротивлением воздуха. К сожалению, удельный вес жидкого водорода, дающего наибольшие скорости истечения, весьма мал. Кроме того, получение жидкого водорода в больших количествах довольно затруднительно вследствие низкой температуры его кипения, в связи с чем и стоимость его высока.

Метан дает достаточно большую скорость истечения, причем стоимость его сжижения не очень высока. Очевидно, что наибольшие удобства дает применение таких горючих, которые при нормальных условиях имеют жидкое состояние. Тем самым упрощается конструкция баков, отпадают опасения за их прочность и не приходится применять специальных мер для защиты горючего от влияния температуры наружного воздуха. Горючие этого рода имеют большой удельный вес, обращение с ними очень просто, а стоимость их несравненно ниже, чем сжиженных газов.

Жидкое топливо перед его сжиганием должно быть распылено и нагрето до температуры воспламенения. Для этого необходимо затратить некоторое количество теплоты, которая может быть заимствована от продуктов сгорания. В результате скорость истечения продуктов сгорания несколько уменьшится, но зато уменьшится температура камеры сгорания.

Использование металлических частей ракетного аппарата в качестве горючего должно еще более усложнить и без того сложную проблему камеры сгорания, так как температура горения металлов значительно выше, чем у обычных горючих.

Что касается атомного водорода, то в настоящее время не существует еще ни промышленного способа его изготовления, ни умения с ним обращаться.

2. Скорость истечения продуктов сгорания

При горении топлива заключенная в нем термохимическая энергия может быть преобразована в кинетическую энергию газовых молекул. Если B — теплотворная способность топлива, то на основании термодинамического закона об эквивалентности теплоты и механической работы

$$\frac{mc^2}{2} = mgJB,$$

откуда получим выражение для скорости истечения (рис. 25):

$$c = \sqrt{2gJB} = 91,499 \sqrt{B} \text{ м/сек} \approx 91,5 \sqrt{B} \text{ м/сек.} \quad (120)$$

Обозначив

$$gJB = L, \quad (121)$$

будем иметь

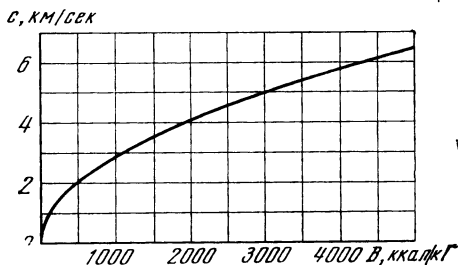
$$c = \sqrt{2L}. \quad (122)$$

Это выражение характеризует скорость истечения продуктов сгорания при атмосферном давлении и температуре 15°C при условии, что топливо перед сгоранием находилось в этих же условиях и что при сгорании не происходит никаких потерь.

В действительности скорость истечения должна выражаться равенством

$$c = \sqrt{2L_{\text{ид}}\eta_э}, \quad (123)$$

Рис. 25



где $\eta_э$ — эффективный коэффициент полезного действия.

Частицы газа при истечении могут обладать или одинаковой, или различной скоростью. Нетрудно показать, что количество движения газовой струи имеет наибольшую величину, когда скорости частиц одинаковы. В самом деле, обозначив через m_0 — массу сгоревшего топлива, c_0 — скорость, одинаковую для всех частиц, m_1 и m_2 — слагаемые общей суммы m_0 , имеющие соответственно скорости c_1 и c_2 , можем на основании закона сохранения энергии написать

$$\frac{m_1 c_1^2}{2} + \frac{m_2 c_2^2}{2} = \frac{m_0^2 c_0^2}{2}. \quad (124)$$

Соответствующее количество движения будет

$$Q_m = m_1 c_1 + m_2 c_2. \quad (125)$$

Имея же в виду, что $m_1 + m_2 = m_0$, получим из (124) и (125)

$$Q_m = m_1 c_1 + \sqrt{(m_0 - m_1)(m_0 c_0^2 - m_1 c_1^2)}. \quad (126)$$

Пользуясь обычным методом, найдем, что Q_m имеет максимум при

$$c_1 = c_2 = c_0,$$

что и требовалось доказать.

Это доказательство можно распространить на любое число потоков, имеющих разные скорости*.

3. Способы увеличения скорости истечения

Для увеличения скорости истечения газов Гуссали (Gussali) предложил (1923 г.) применить турбинное колесо, установленное у выхлопного отверстия сошла и вращаемое в сторону, противоположную истечению, причем колесо должно приводиться во вращение отдельным двигателем. С этой целью Гуссали предлагал применить вещества,

* См. Штернфельд А. О влиянии распределения скоростей в газовом потоке на величину реактивного импульса. — Ракетная техника, 1937, вып. 5, 156—163.

способные в соответствующих условиях выделять большое количество энергии без образования газов.

Описанная система может представить практический интерес лишь в том случае, если удельная энергия вспомогательного топлива и к.п.д. турбинной установки достаточно высоки.

Если m — масса истекающих газов, c — их скорость в обычных условиях, m' — масса вспомогательного топлива и c' — повышенная указанным способом скорость истечения, то превосходство этого способа перед обычным соплом будет иметь место при условии

$$mc' > (m + m')c. \quad (127)$$

С другой стороны, очевидно,

$$\frac{mc'^2}{2} = \frac{mc^2}{2} + m'\eta'E',$$

так что предыдущее неравенство примет вид

$$m\sqrt{c^2 + 2\frac{m'}{m}\eta'E'} > (m + m')c. \quad (128)$$

Положив $c^2/2 = \eta E$, получим окончательно условие

$$\eta'E' > \frac{2m + m'}{m}\eta E. \quad (129)$$

Из этого неравенства следует, что

$$\eta'E' > 2\eta E \quad \text{при} \quad \frac{m'}{m} \rightarrow 0;$$

$$\eta'E' > 3\eta E \quad \text{при} \quad \frac{m'}{m} = 1;$$

$$\eta'E' > \infty \eta E \quad \text{при} \quad \frac{m'}{m} \rightarrow \infty.$$

Если принять еще во внимание увеличение веса аппарата, приходящееся на долю рассмотренного дополнительного устройства, называемого его автором «турбиной с двойной реакцией», то станет ясным, что при наличии существующих источников энергии применение подобного устройства нецелесообразно.

Вещества, не дающие при горении газообразных продуктов, целесообразно использовать таким образом, чтобы нагретые твердые частицы вводились

в соприкосновение с газообразными продуктами сгорания, отдавая им свою теплоту, увеличивая тем самым общую скорость потока. Если эта скорость однообразна, то рассматриваемый способ дает выгоду при условии, что

$$\eta'E' > \eta E.$$

Здесь мы пренебрегаем потерями на удар частиц так же, как и в предыдущих выводах.

4. Истечение газа из сопла Лавала

В конце прошлого века Лаваль (Laval), развивая исследования Сен-Венана, касающиеся истечения газов, предложил свое знаменитое сопло. Он пришел к выводу, что при истечении через цилиндрические или суживающиеся насадки скорость газа не может превзойти скорости звука в соответствующих условиях. Однако при выполнении насадки в виде сходящегося сначала, а потом расходящегося канала скорость газа может не только превысить скорость звука, но — при наличии идеальных условий — достигнуть величины, соответствующей полному превращению энергии газа в кинетическую энергию его частиц. Дальнейшее углубление работ Лавала связано с развитием турбиностроения.

Если считать, что продукты сгорания являются идеальными газами, не изменяющими своего химического состава при расширении, и если пренебречь теплообменом с внешней средой, то процесс истечения можно считать адиабатическим.

При этих условиях скорость истечения выражается формулой

$$c = \sqrt{2 \frac{\chi}{\chi - 1} p_i V_i \left[1 - \left(\frac{p}{p_i} \right)^{\frac{\chi - 1}{\chi}} \right]}. \quad (130)$$

Имея в виду классические формулы термодинамики

$$pV = \frac{R}{M} T \quad (131)$$

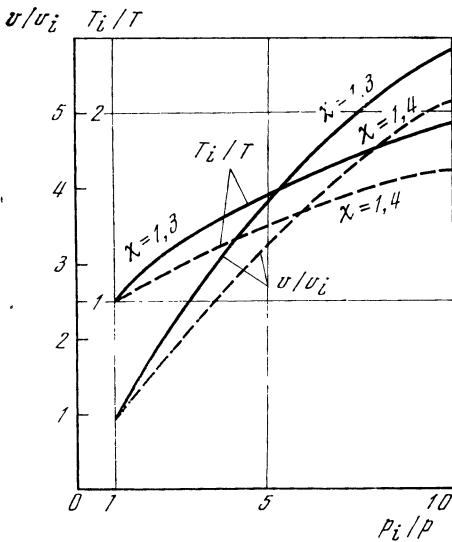


Рис. 26

и

$$\frac{T}{T_i} = \left(\frac{V_i}{V}\right)^{\chi-1} = \left(\frac{p}{p_i}\right)^{\frac{\chi-1}{\chi}}, \quad (132)$$

можем получить c в зависимости от других переменных.

Можно формулу (130) представить также в виде

$$c = \sqrt{\frac{2J}{M} C_p (T_i - T)}. \quad (133)$$

Положив $p/p_i = 0$, получим из (130) выражение для идеальной скорости истечения

$$c_{ид} = \sqrt{\frac{2RT_i}{M} \frac{\chi}{\chi-1}}. \quad (134)$$

Для определения площади сечения сопла в любой точке воспользуемся уравнениями (130) и (132), присоединив к ним еще уравнение неразрывности

$$D_1 = \frac{Sc}{V}.$$

Тогда получим

$$S = \frac{D_1}{\sqrt{2 \frac{\chi}{\chi-1} \frac{P_i}{V_i} \left[\left(\frac{p}{P_i}\right)^{\frac{2}{\chi}} - \left(\frac{p}{P_i}\right)^{\frac{\chi+1}{\chi}} \right]}}. \quad (135)$$

Для наименьшего сечения, именуемого критическим сечением сопла, имеем

$$\frac{p_k}{P_i} = \left(\frac{2}{\chi+1}\right)^{\frac{\chi}{\chi-1}}. \quad (136)$$

Для этого сечения получим

$$S_k = \frac{D_1}{\sqrt{\frac{P_i}{V_i} \chi \left(\frac{2}{\chi+1}\right)^{\frac{\chi+1}{\chi-1}}}}, \quad (137)$$

или

$$\frac{S}{S_k} = \sqrt{\frac{\chi-1}{\chi+1} \left(\frac{2}{\chi+1}\right)^{\frac{2}{\chi-1}}};$$

$$: \sqrt{\left(\frac{p}{P_i}\right)^{\frac{2}{\chi}} - \left(\frac{p}{P_i}\right)^{\frac{\chi+1}{\chi}}}. \quad (138)$$

Форма сопла, имеющего вначале сужение, а затем постепенно расширяющегося, обусловлена тем, что давление газов непрерывно падает по мере приближения к выходному отверстию, в то время как удельный объем газов вначале возрастает медленнее, чем его скорость, а затем быстрее.

Скорость истечения газов в критическом сечении сопла, как известно, равна скорости распространения звука в тех же условиях, т. е.

$$c_k = \sqrt{\frac{R}{M} T_k \frac{2\chi}{\chi+1}}, \quad (139)$$

а скорость звука в камере сгорания

$$c_i = \sqrt{\chi \frac{R}{M} T_i}. \quad (140)$$

На основании (134), (139) и (140) получаем

$$c_i : c_k : c_{ид} = \sqrt{\frac{\chi-1}{2}} : \sqrt{\frac{\chi-1}{\chi+1}} : 1. \quad (141)$$

При $\chi = 1,35$ эти отношения выражаются числами $0,3873 : 0,3612 : 1$, а при $\chi = 1,4$ — числами $0,4472 : 0,4082 : 1$.

В табл. 12 и на рис. 26 даны значения различных величин в зависимости от отношения p/p_i .

Кинетическая энергия газов, истекающих из сопла ракеты, естественно,

Таблица 12

$\frac{P_i}{P}$	V/V_i		T_i/T		D/D_K	
	$\chi = 1,3$	$\chi = 1,4$	$\chi = 1,3$	$\chi = 1,4$	$\chi = 1,3$	$\chi = 1,4$
1,5	1,37	1,34	1,10	1,12	1,02	1,02
1,83 *	1,59	—	1,15	—	1,00	—
1,96 *	—	1,61	—	1,20	—	1,00
3	2,33	2,19	1,29	1,37	1,06	1,04
5	3,45	3,16	1,45	1,58	1,18	1,16
10	5,88	5,18	1,70	1,93	1,44	1,39
20	10,02	8,50	2,00	2,35	1,79	1,70
40	17,07	13,94	2,34	2,90	2,26	2,04
65	24,81	19,72	2,62	3,30	2,67	2,47
100	34,55	26,83	2,89	3,73	3,11	2,85
150	47,20	35,84	3,18	4,18	3,59	3,25
250	69,91	51,62	3,58	4,84	4,32	3,87
400	100,37	72,21	3,98	5,54	5,13	4,54
650	145,81	102,15	4,46	6,36	6,12	5,33
1 000	203,09	138,95	4,92	7,20	7,18	6,22
5 000	700,42	438,65	7,14	11,40	13,26	10,90
10 000	1193,80	719,68	8,38	13,89	16,98	13,88

* Критическое сечение.

значительно меньше полной термохимической энергии топлива, что является следствием следующих обстоятельств:

- потери тепла из-за неполноты сгорания;
- трения газов о стенки и передачи тепла стенками во внешнюю среду;
- вязкости газов;
- образования вихревых движений;
- невозможности бесконечного увеличения выходного отверстия сопла ракеты.

Из изложенного ясно, что возрастание скорости газов в сопле возможно лишь при условии их расширения. Однако вследствие указанных потерь скорость газов, несмотря на их расширение, иногда может убывать.

Для нормального истечения газов необходимо, чтобы давление газов в выходном сечении сопла было равно атмосферному давлению. Если первое меньше второго, то правильность истечения нарушается вследствие возникновения удара о воздух; в противоположном

случае продукты сгорания по выходе из сопла, обладая избыточным давлением, быстро расширяются и утрачивают осевое направление движения. Если первый случай является неприемлемым, то второй, наоборот, дает сравнительно неплохие результаты в смысле регулярной работы двигателя. Однако описанное явление уменьшает силу тяги.

Так как атмосферное давление убывает с высотой, то наилучшим условием движения ракеты было бы применение устройства, которое давало бы возможность изменять во время полета отношение выходного диаметра сопла к критическому.

Угол растворения конуса сопла должен быть не очень большим, так как в противном случае нарушается правильность истечения.

Выражение для кинетической энергии единицы массы газа может быть представлено в виде

$$\frac{c^2}{2} = \int_{P_i}^{P_K} V dp, \quad (142)$$

т. е. кинетическая энергия выражается площадью диаграммы расширения (p, V).

Ф. А. Цандер, имея целью увеличить к.п.д. ракетного двигателя, предложил такой способ истечения, при котором газы расширяются не до атмосферного давления, как это обычно делается (рис. 27, точка C), но до достижения ими температуры наружной среды (E) (или до температуры приемлемого в ракете сжиженного газа). После этого газы претерпевают сжатие при постоянной температуре в специальной насадке-диффузоре, причем давление их повышается до внешнего давления. В результате часть тепловой энергии отдается внешней среде, другая же используется для увеличения скорости истечения.

Этот избыток энергии на диаграмме отвечает площади CEF .

Цикл, предложенный Цандером, вряд ли даст какие-либо преимущества по ряду причин, из которых отметим следующие:

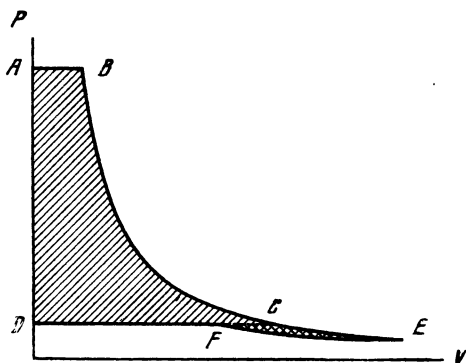


Рис. 27

а) при больших давлениях в камере сгорания возможное теоретически приращение скорости истечения оказывается ничтожным;

б) едва ли можно ожидать хорошего к.п.д. от рассматриваемого устройства; в самом деле, для поглощения значительного количества тепла за весьма короткий промежуток времени потребовались бы весьма громоздкие устройства, которые, к тому же, оказали бы замедляющее действие на струю; кроме того, к.п.д. диффузоров очень невелик;

в) громоздкость всего устройства будет настолько велика, что применение его на летательных аппаратах нецелесообразно.

5. Влияние диссоциации

При возрастании температуры во время реакции горения может наступить такой момент, когда силы сцепления между атомами, составляющими молекулу, оказываются недостаточными и происходит распад молекул. Это явление носит название диссоциации.

Диссоциация может проходить через одну или через несколько стадий. Например, молекула воды H_2O сначала теряет один атом водорода, затем, начиная с некоторой температуры, происходит распад группы HO . Таким же образом происходит диссоциация CO_2 и некоторых других молекул.

Явление диссоциации сопровождается значительной потерей тепловой энергии. Если давление в камере сгорания во много раз больше давления в выходном сечении сопла, то при расширении в сопле происходит значительное падение температуры и все потерянное вследствие диссоциации тепло восстанавливается вновь*.

При работе двигателя в пустоте может быть получен любой перепад давления. Поэтому ясно, что наибольшую скорость истечения можно получить, беря стехиометрическое соотношение топливных компонентов, так как при этом температура сгорания будет наибольшей.

При истечении в атмосферу для получения большого перепада давления в случае, когда давление в выходном сечении равно атмосферному, пришлось бы осуществить очень высокое давление в камере сгорания, а это связано с очень большими трудностями, в особенности из-за высокой температуры горения. Таким образом, в земных условиях при современном уровне техники могут быть получены меньшие скорости истечения, чем при внеатмосферном полете, и газы, покидающие сопло, будут уносить с собой вследствие диссоциации значительное количество энергии в виде теплоты.

Для того чтобы устранить возможность истечения газов в частично диссоциированном состоянии, как это должно иметь место при стехиометрической смеси, Оберт предложил применять переобогащенную или переобедненную смесь с тем, чтобы путем введения избытка одного из компонентов понизить температуру сгорания и, уменьшив тем самым степень диссоциации, обеспечить наиболее полное превращение тепловой энергии в живую силу истекающих газов.

В случае применения топлива состава водород — кислород Оберт рекомендует

* При наличии диссоциации расширение газов в сопле происходит по политропическому закону, приближаясь более к изотермическому процессу, чем к адиабатическому.

вводить в смесь избыток водорода, обладающего, как известно, очень большой газовой постоянной. В ракете, работающей на спирте, Оберт предложил добавлять в топливо еще и водяной пар.

Вне атмосферы желаемый перепад давления может быть получен независимо от абсолютного давления в камере. Поэтому здесь не приходится опасаться потери от диссоциации; в худшем случае пришлось бы взять достаточно длинное сопло. Однако и при движении в атмосфере можно получить желаемый перепад давления благодаря тому, что позади ракеты образуется разрежение, тем более сильное, чем выше ее скорость.

Таким образом, применение стехиометрического состава топлива может оказаться полезным и в пределах атмосферы. Что касается введения избытка водорода в водород-кислородное топливо, то вряд ли оно было бы целесообразно, так как плотность этого газа в жидком виде чрезвычайно мала, что повлекло бы за собой увеличение размеров баков, а следовательно, и повышение сопротивления воздуха; к тому же, он очень дорог.

Итак, мы приходим к выводу, что потери энергии, возникающие в связи с диссоциацией, будут чувствительны лишь при малых скоростях движения ракеты в атмосфере. Впрочем и в этом случае можно добиться достаточно хороших результатов. В самом деле, для снижения температуры в камере сгорания до предела, безопасного для целостности камеры, можно вводить достаточный избыток одного из компонентов. Для того же, чтобы использовать одновременно и преимущества стехиометрического состава топлива и большого перепада давления с целью получить наибольшую скорость истечения, можно производить впрыскивание недостающего компонента в канал сопла в том месте, где температура уже достаточно низка.

Заметим, кстати, что свойства переобогащенных и переобедненных топливных смесей еще недостаточно изучены.

6. Внутреннее и наружное смещение продуктов сгорания с воздухом

Положим, что при движении ракеты в атмосфере некоторая масса воздуха входит в соприкосновение с продуктами сгорания, смешивается с ними и вся смесь отбрасывается из ракеты с некоторой скоростью, одинаковой для всех частиц. Допустим также, что при этом процессе отсутствуют потери от ударов частиц, от вязкости газов и т. п. Конечно, подобное предположение лишено какого бы то ни было физического смысла, но мы его примем для того, чтобы определить границы того эффекта, какой можно получить путем «разжигания» продуктов сгорания.

Пусть D_1 означает секундный расход воздуха, D — расход газов в двигателе, c' — скорость истекающей струи топлива ракеты.

Тогда сила реакции

$$P_1 = Dc' + D_1(c' - v). \quad (143)$$

С другой стороны,

$$\frac{(D + D_1)c'^2}{2} = \frac{D_1v^2}{2} + \frac{Dc^2}{2},$$

откуда, положив $D_1/D = \xi$, получим

$$c' = \sqrt{\frac{\xi v^2 + c^2}{1 + \xi}}. \quad (144)$$

Подставив это выражение в (143), будем иметь

$$P_1 = (D + D_1) \sqrt{\frac{\xi v^2 + c^2}{1 + \xi}} - D_1v. \quad (145)$$

Отношение тяги рассматриваемой ракеты к тяге простой ракеты, имеющей тот же расход D газов, очевидно, будет

$$\frac{P_1}{P} = \sqrt{(1 + \xi) \left(\xi \frac{v^2}{c^2} + 1 \right)} - \xi \frac{v}{c}. \quad (146)$$

Это отношение равно единице лишь при $v = c$ и больше единицы при $v \neq c$. Таким образом, для увеличения тяги ракеты, движущейся с относительно малой скоростью, нужно по возможности увеличивать массу подсосываемой

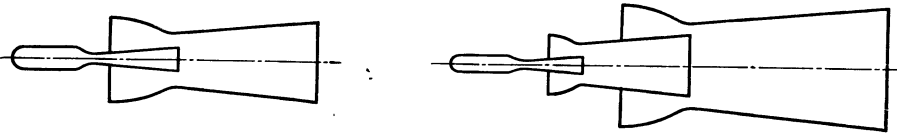


Рис. 28

мого воздуха. Общая скорость потока от этого, конечно, уменьшится, но сила тяги, а вместе с ней и полный к.п.д. увеличатся.

В идеальном случае, когда масса увлекаемого воздуха бесконечно велика и сопротивление его равно нулю, кинетическая энергия продуктов сгорания полностью преобразуется в энергию движения ракеты и ее к.п.д. будет равен единице.

В этом случае

$$\frac{m_R v^2}{2} = \frac{(m_H - m_R) c^2}{2},$$

где c — скорость истечения газов в простой ракете, и, следовательно, коэффициент наполнения будет равен

$$K_H = 1 + \frac{v^2}{c^2}. \quad (147)$$

Использование атмосферного воздуха в качестве окислителя имеет еще очень большое значение с точки зрения уменьшения запасов топлива в самой ракете. В самом деле, для сжигания 1 кг горючего обычно требуется несколько килограммов кислорода. Между тем взятый из воздуха кислород может полностью или хотя бы частично обеспечить реакцию сгорания горючего.

В этом случае формула (147) остается в силе, но в ней символ c будет означать чисто теоретическую величину скорости, которую приобрели бы продукты сгорания топлива, если бы вся тепловая энергия, выделяющаяся при горении горючего в атмосферном воздухе, преобразовалась в живую силу истекающей струи.

Таким образом, если в описанном выше идеальном случае ракета несет с собой горючее $C_m H_n$ и кислород в стехиометрическом соотношении и ее коэффициент наполнения равен

$$K_H = 1 + \frac{v^2}{c_1^2}, \quad (148)$$

то в случае, когда ракета несет лишь горючее, а кислород заимствует из воздуха, теоретическая скорость истечения будет равна

$$c' = c_1 \sqrt{\frac{44m + 9n}{12m + n}};$$

соответствующий коэффициент наполнения на основании (117), (118) и (122) будет

$$K_H = 1 + \frac{12m + n}{44m + 9n} \frac{v^2}{c_1^2}. \quad (149)$$

Смешение продуктов сгорания с атмосферным воздухом может быть внутренним и внешним. В первом случае воздух нагнетается в камеру сгорания, и смесь вытекает из камеры общим потоком. Для подачи воздуха можно применить диффузор, используя при этом скоростной напор, возникающий при движении ракеты. Равным образом можно применить компрессоры того или иного типа (турбинные, поршневые).

Для случая наружного смешения обычно рекомендуется применять инжектор в виде сходяще-расходящейся насадки, расположенной таким образом, что ее узкое сечение совпадает с плоскостью выходного отверстия сопла. Продукты сгорания, вытекающие из сопла двигателя, отдают часть своей живой силы и часть тепла воздушной струе, поступающей через входную часть инжектора. Благодаря действию вязкости воздух увлекается рабочим газом, смешивается с ним, и частицы

смеси приобретают почти однообразную скорость.

Для увеличения подсосываемой массы воздуха можно использовать несколько насадок, как это показано на рис. 28. В таком многоступенчатом инжекторе увлечение воздуха происходит более постепенно, так как поверхность соприкосновения рабочего газа и подсосываемого воздуха постепенно возрастает.

Вследствие влияния вязкости и трения в инжекторе термический к.п.д. ракеты с инжектором должен быть ниже, чем у соответствующей простой

ракеты, и тем в большей степени, чем больше подсосываемая масса. С другой стороны, полный к.п.д. ракеты в этом случае должен возрастать, но при этом увеличивается вес конструкции. Поэтому применение инжектора дает выгоды лишь до известного предела. Нужно, впрочем, иметь в виду, что уровень наших познаний в вопросах вязкости газов не дает возможности указать, какой способ смешения является наиболее выгодным — внутренний, наружный или смешанный. Ответ на этот вопрос может быть получен только из опыта ³⁵.

1. Пороховые ракеты

Пороховые ракеты* чаще всего применяются для переброски разрывного или светящегося заряда. Воспламенение ракетного заряда производится с помощью запала. По окончании горения заряда огонь через некоторое время передается полезному грузу. Для ракетного заряда обычно применяют черный (дымный) порох, запрессовываемый в картонную или металлическую гильзу.

Ускорение ракеты зависит от природы пороха и от величины горячей поверхности заряда. Величина ускорения обычно бывает порядка нескольких сот $м/сек^2$.

Если заряд выполнен в виде сплошного цилиндра, то горение происходит лишь на торце, обращенном к соплу, и расход газов в единицу времени будет постоянным. Иногда в заряде выделяются глухой цилиндрический или конический канал, и тогда поверхность горения все время возрастает.

Характер изменения реактивной силы во время горения заряда может быть выбран заранее путем соответствующего подбора формы заряда и размеров ракетной гильзы. Можно также составлять заряд из нескольких слоев пороха разного состава.

Для того чтобы горение следовало заданному закону, необходимо, чтобы сгорание происходило параллельными слоями, т. е. чтобы горение происходило лишь на открытой поверхности заряда. Для этого необходимо, чтобы порох был настолько плотно спрессован, чтобы в заряде не было трещин и крупных пор, в которые могли бы проникнуть продукты сгорания и вызвать взрыв.

В случае применения металлической гильзы между зарядом и стенками гильзы должен быть помещен теплоизолирующий слой, чтобы избежать воспламенения поверхности заряда нагретым металлом.

Для обеспечения устойчивости ракеты в полете обычно применяют длинную палку, прикрепленную к корпусу ракеты, или стабилизатор в виде нескольких плавников в хвостовой части корпуса.

В настоящее время изготавливаются ракеты весом в сотни килограммов, дающие тягу в несколько тонн.

2. Области применения ракет

Применение ракет для исследования атмосферы. Для этой цели на ракете устанавливают регистрирующие приборы, а также сосуды для отбора проб воздуха в высших слоях атмосферы. Для безопасного спуска на землю ракету снабжают парашютом. Характер обратного полета ракеты может также дать указания о направлении и силе ветров в различных слоях атмосферы.

Применение ракет в авиации. Ракеты могут применяться в авиационных катапультах для уменьшения пути разбега и упрощения конструкции механизмов катапульты. Кроме того, ракеты могут служить для облегчения взлета тяжелых самолетов и для сокращения длины пробега при посадке. Наконец, предлагалось использовать ракеты в качестве вспомогательного двигателя на самолете в случае потери им скорости, а также для уменьшения скорости падения в случае аварии.

Осветительные и сигнальные ракеты. Эти ракеты несут в качестве полезного груза заря-

* Faber H. Military pyrotechnics. Washington, 1919.

ды специального состава, дающие при воспламенении мощный источник света. В осветительных ракетах такой заряд (факел) обычно привязывается к парашюту для получения малой скорости падения и, следовательно, большой продолжительности освещения, которая доходит до 4 минут. В настоящее время существуют ракеты с силой света в сотни тысяч свечей, освещающие местность площадью в несколько квадратных километров.

Боевые ракеты. Орудия для стрельбы ракетными снарядами могут быть очень легкими, так как они служат лишь для придания ракете желаемого направления, а иногда еще добавочного начального импульса. Отдача, испытываемая орудием, совершенно ничтожна. Благодаря этим свойствам ракетная артиллерия с большим успехом может быть применена для боевых действий в горных местностях, а также для стрельбы с самолетов. В авиации целесообразно также применение ракетных бомб, у которых ракетный заряд воспламеняется через некоторое время после отрыва бомбы от самолета и сообщает ей дополнительную скорость, благодаря которой пробивное действие бомбы может быть значительно повышено.

Спасательные ракеты. Применение ракет для переброски троса с корабля на берег или обратно известно давно. Такие ракеты несут с собой конец тонкого троса, посредством которого на корабль подается более толстый канат, могущий служить для связи терпящего бедствие корабля с берегом. Дальность полета подобных ракет достигала 600 м.

Градобойные ракеты. Опытами установлено, что детонация взрывчатого заряда вблизи градового облака предотвращает выпадение града, вызывая образование дождевого облака. В данном случае взрыв является своего рода катализатором, вызывающим изменение физического строения облака, так как едва ли теплота, заключенная в нескольких стах граммов взрывчатого вещества, может сама по себе оказать

заметное действие на большие массы облаков.

Применение ракет для земных повозок. Автомобили с ракетными двигателями заведомо не могут конкурировать с обычными машинами, так как при малых скоростях, доступных для наземного транспорта, к.п.д. повозки слишком мал и потому радиус действия такого автомобиля был бы ничтожен. Даже при наибольших скоростях, которые способны выдержать ненагруженные колеса (см. стр. 49), к.п.д. повозки был бы недостаточен.

Если принять надлежащие меры для уменьшения сопротивления воздуха, то для бесколесных аппаратов (гидроглицеры, сани и т. п.) применение ракетных двигателей может оказаться рентабельным при тех скоростях, которые недопустимы для колесных повозок.

В этом случае было бы целесообразно создание специальных путей для движения подобных повозок. Например, было предложено (Циолковский и Югнар-Анрио-Маньян) применить между повозкой и поверхностью пути своего рода воздушную подушку путем нагнетания воздуха с помощью насоса или другого устройства. Это решение может представить интерес для космической ракеты, совершающей разгон на поверхности земли.

Заметим еще, что с помощью инжектора, по-видимому, можно будет значительно повысить к.п.д. ракетного аппарата и сделать рентабельным применение колесных повозок с ракетным двигателем.

Ракетные летательные аппараты. Одной из наиболее важных областей применения ракетных двигателей является авиация.

Если предположить, что при всех возможных для самолета скоростях аэродинамический коэффициент сопротивления остается постоянным, то при постоянной тяге скорость самолета, как видно из формулы (75) (стр. 65), возрастает пропорционально удельному объему воздуха v_a . Отсюда понятны выгоды полетов на больших высотах.

Для использования обычного самолета в стратосфере необходимо применение специальных компрессоров для сжатия воздуха перед впуском его в мотор. Это неизбежно влечет за собой утяжеление самолета. Кроме того, при полете в разреженном воздухе самолетный винт должен иметь большой радиус и большую скорость вращения. И то и другое имеет вполне определенный предел, обусловленный центробежной силой. Наконец, к.п.д. винта очень значительно падает, когда скорость вращения его лопастей приближается к скорости звука.

Ракетный двигатель оказывается не только единственным средством для осуществления полета в пустоте, но и наиболее удобным двигателем для полета в высоких слоях атмосферы. Так как при этом перепад давления в сопле можно увеличивать по мере уменьшения наружного давления, то при одном и том же расходе топлива скорость самолета должна возрастать быстрее, чем $1/\sqrt{\delta}$.

Для определения радиуса действия ракетного самолета воспользуемся уравнениями

$$\frac{dx}{dt} = v; \quad \frac{dm}{dt} = D.$$

Исключим из этих уравнений dt и заменим отношение v/D отношением $(L/P) \eta_{\text{п}}$, и так как $P = mgf$, где f — качество самолета, которое мы считаем постоянным во все время полета, так же как и к.п.д. $\eta_{\text{п}}$, то

$$dx = \frac{\eta_{\text{п}} L}{gf} \frac{dm}{m}.$$

Интегрируя это уравнение в пределах, соответствующих началу и концу горения топлива, будем иметь

$$x = \frac{\eta_{\text{п}} L}{gf} \ln \frac{m_{\text{н}}}{m_{\text{к}}}. \quad (150)$$

Это уравнение, очевидно, справедливо как для обычного, так и для ракетного самолета. Поэтому если оба самолета имеют одинаковые прочие характеристики (начальный и конечный веса,

лобовое сопротивление и т. д.), то, обозначив штрихом величины, относящиеся к обычному самолету, получим

$$\frac{x}{x'} = \frac{\eta_{\text{п}} L}{\eta_{\text{п}}' L'}, \quad (151)$$

откуда видим, что радиус действия ракетного самолета пропорционален его полному к.п.д. Последний же, как мы показали раньше, чрезвычайно мал при обычных скоростях самолета. Ясно, что применение черного пороха, имеющего очень малую величину L , было бы в данном случае совершенно нецелесообразно. Ввиду этого ракетные самолеты могут быть применены лишь при очень больших скоростях и при условии использования топлива с высокой теплотворной способностью.

Пользуясь формулой (70), найдем, что наибольшему достигнутому до сих пор в авиации значению динамического к.п.д. $\eta_{\text{дм}} = 0,22$ соответствует значение отношения $v/c = 0,1113$. При скоростях истечения порядка 3000—4000 м/сек это соответствует скорости самолета от 1200 до 1600 км/час. Но при этих скоростях к.п.д. винтомоторного самолета был бы несравненно меньше, чем принятый нами, и потому ракетный самолет был бы выгоднее обычного уже при более низких скоростях.

В области пограничных скоростей, при которых ракетный самолет получает превосходство над самолетом винтомоторным, с ними обоими может успешно конкурировать самолет с реактивным винтом, который можно отнести к аппаратам смешанного типа. В самом деле, поскольку динамический к.п.д. вначале возрастает со скоростью аппарата, можно получить лучший к.п.д., установив ракетные двигатели на концах лопастей винта, окружная скорость которых значительно больше, чем поступательная скорость самолета.

Направление истечения газовой струи относительно плоскости вращения винта может быть выбрано таким образом, чтобы, кроме вращающего момента, ракеты давали и осевую составляющую, параллельную оси самолета.

Применение метода смещения продуктов сгорания с атмосферным воздухом как для двигателя прямой реакции, так и для реактивного винта может дать существенный эффект и еще понизить ту границу скоростей, начиная с которых ракетный самолет становится более выгодным, чем обычный самолет.

При движении самолета с весьма большой скоростью направление полета оказывает влияние на величину истинной тяги, которая пропорциональна геометрической сумме земного и центробежного ускорений. В самом деле, если относительная скорость самолета, движущегося, например, вдоль экватора, равна n -кратной окружной скорости точки на экваторе, то разность между значениями центробежного ускорения при движении с Запада на Восток и в противоположном направлении равна

$$\gamma_c = [(1 + n^2) - (1 - n^2)] = 4n\gamma_c, \quad (152)$$

где γ_c означает центробежное ускорение на поверхности Земли, которое в данном случае равно $0,0339 \text{ м/сек}^2$ (см. стр. 26).

Напомним также, что при полетах в стратосфере самолет совершенно свободен от влияния метеорологических условий (за исключением небольшого отрезка пути при взлете и посадке), что имеет огромное значение для регулярности сообщений.

3. Опытные исследования

Испытания ракет могут производиться как в неподвижной установке, так и в движении.

При испытаниях в лаборатории возможно не только осуществить крупные установки, но также и управлять по желанию работой двигателя. При этом могут быть приняты соответствующие меры предосторожности. Так как непосредственное наблюдение над истечением газов затруднительно, то для этой цели могут быть применены зеркала, или перископы, или, наконец, фотографические аппараты. В лабора-

торных условиях можно осуществить также истечение газов в более или менее полный вакуум.

Для записи кривой изменения тяги двигателя с течением времени можно воспользоваться пружинным динамометром в комбинации с вращающимся барабаном. Средняя скорость истечения определяется из формул

$$c_{cp} = \frac{P_{cp} t}{m_H - m_K}, \quad (153)$$

а идеальная скорость ракеты

$$v_{ид} = \frac{Pt}{m_H - m_K} \cdot \ln \frac{m_H}{m_K}. \quad (154)$$

При наличии регистратора расхода топлива можно определить и изменение скорости истечения в функции от времени, а отсюда найти точную скорость, приобретаемую ракетой в поле тяготения.

Для небольших ракет нет особой необходимости применять специальные механизмы для регулировки расхода топлива. Для этой цели можно использовать или небольшие пороховые заряды, закон горения которых заранее задан, или же испарение сжиженных газов, помещенных в баке или в особом сосуде. В обоих случаях подача топлива в камеру сгорания двигателя и регулировка расхода производятся давлением образующихся газов или паров. Подобный же способ подачи может быть применен и непосредственно в ракетах.

При полетных испытаниях ракет сохранность их во время падения может быть обеспечена с помощью парашюта, для раскрытия которого в нужный момент должно быть предусмотрено автоматическое приспособление.

Точка падения ракеты даже при строго вертикальном пуске всегда будет удалена на некоторое расстояние от места пуска. Это происходит главным образом вследствие влияния ветра, но при достаточно большой высоте подъема может сказаться и влияние вращения Земли, так как окружная скорость тела, находящегося на вертикали на некотором расстоянии от Земли,

будет больше, чем скорость соответствующей точки на земной поверхности *. Для того чтобы облегчить наблюдение за падением ракеты, можно применить дымовые или световые составы или другие способы сигнализации.

Литература ³⁶

- Глушко В. П. ³⁷ Жидкое топливо для реактивных двигателей. М., 1936.
 Горохов А. Воздушный путь, 1911.
 Королев С. П. ³⁸ Ракетный полет в стратосфере. М., 1934.
 Лангемак Г. Э. ³⁹, Глушко В. П. Ракеты, их устройство и применение. М., 1935.
 Реактивное движение. Сборник под редакцией А. А. Бутлера, А. А. Вернера, П. С. Дубенского, И. А. Меркулова ⁴⁰, М. К. Тихонравова ⁴¹, А. Г. Костинова. Л., 1935.
 Рынин Н. А. Суперавиация и суперартиллерия, серия «Межпланетные сообщения», вып. 6.
 Стечкин Б. С. ⁴² Техника воздушного флота, 1929.
 Тихонравов М. К. Ракетная техника, 1935.
 Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы, 31 марта — 6 апреля 1934 г. М.—Л., 1935.
 Федоров А. П. Новый принцип воздухоплавания. Петербург, 1896.
 Цандер Ф. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов, 1932.
 Циолковский К. Э. Новый аэроплан. Калуга, 1929.
 Campini S. Aeronautica, 1930.
 Caria de U. Aeronautica, 1932.
 Costanzi G. L'ala d'Italia, 1926.
 Crassus (Gaedicke W.). Der gefahrlose Menschenflug. Hamburg, 1911.
 Crocco G. A. Atti Assoc. ital aerotecnica, 1923, 3.
 Crocco G. A. Atti Reale Acad. Lincei Rendiconti, 1923, ser. 5, 32; 1926, ser. 6, 3, 4.
 Crocco G. A. Riv. Aeronautica, 1926, 1931; Aeronautica, 1931.
 Kort L. Raketen mit Strahlapparat.— Z. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 1932.

* Baker W. C. Displacement from the apparent vertical in free fall.— Phys. Rev., 1919, 14, ser. II, N 4.

Langevin P. ⁴³ Note sur les effets ballistiques de la détente des gaz...— Mémoires Artillerie française, 1923.

Lorin R. L'Aérophile, 1907—1914, 1918.

Mélot H. F. Brevets d'invention français, N 522163 (1919), N 523427 (1920), N 571862 et 571863 (1922).

Roy M. Recherches théoriques sur le rendement et les conditions de réalisation des systèmes motopropulseurs à réaction. Paris, 1930 (имеется русский перевод: ОНТИ, 1936).

Sänger E. Raketenflugtechnik. München und Berlin, 1933 (имеется русский перевод).
 Sänger E. Neuere Ergebnisse der Raketenflugtechnik, 1934 (Sonderheft 1 des «Fluges»).

Патенты

Французские

390256	477022	517462	590843
395337	491940	522861	597097
395709	492660	523655	604171
406184	498797	554773	633149
431794	499710	558113	636157
436637	502560	562726	657557
443737	22223(доп)	567042	658570
444594	502562	567586	673185
455906	503006	570826 и	704445
458772	512977	28869(доп)	705003

Американские (США)

1099083	1194496	1341053	1834149
1102653	1206837	1725914	1879187
1103303	1311885	1809871	1929778
1191299			

Германские

18609	76786	101230	302507
63441	79446	167625	305096
64209	82257	215319	305160
68783	82904	228654	484064
69520	86738	243483	509115
72902	87329	301270	540744

Английские

382	1734	4949	126664
392	1774	5000	129675
1024	1862	5422	142611
1029	1873	14000	166258
1220	1955	17839	191409
1460	2301	19345	208493
1534	2346	25327	325708
1578	3102	28588	330493

1. Двигатель

Ракетный двигатель является тем органом, который преобразует заключенную в топливе энергию в живую силу аппарата, на котором он установлен.

Главнейшей частью двигателя является камера сгорания и сопло. Горючее и окислитель помещаются в отдельных баках и подаются в камеру сгорания порознь. При сгорании топлива получаются нагретые до высокой температуры газообразные продукты, вследствие упругости которых в камере создается некоторое избыточное давление, благодаря чему происходит их истечение с большой скоростью через сопло.

При расширении газов в сопле они охлаждаются, и освобождающаяся при этом энергия способствует увеличению скоростей газовых частиц, движение которых, бывшее в камере беспорядочным, приобретает направление, параллельное оси сопла.

Внутренняя сила, обуславливающая истечение газов из камеры, вызывает одновременно с этим перемещение ракеты в сторону, противоположную истечению.

Камера и ее вспомогательные механизмы во время работы двигателя могут подвергаться как воздействию очень низких температур со стороны сжиженных газов, так и весьма сильному нагреву.

Конструкция и размеры двигателя в значительной мере зависят от предполагаемого радиуса действия ракеты и от величины полезного груза.

Топливные баки. Отношение массы баков к массе наполняющего их топлива при заданном давлении внутри баков не зависит от их абсолютных размеров. В самом деле, если линейные размеры бака увеличить,

например, в q раз, то его емкость возрастет пропорционально третьей степени q . Одновременно его полная внутренняя поверхность возрастет в q^2 раз, а толщина стенок (и днищ) в q раз вследствие того, что в такой же мере возросло удельное давление на единицу сечения металла. В результате объем металла баков увеличится также в q^3 раз, и таким образом отношение масс топлива и оболочки сохранит прежнюю величину.

Совершенно очевидно, что величина

$$\xi = \frac{V_{\tau} \delta_{\tau}}{V_{\delta} \delta_{\delta}} \quad (155)$$

должна быть возможно большей. (Индекс « τ » означает топливо, индекс « δ » — баки.) С другой стороны, прочность баков будет обеспечена лишь при условии, что

$$\frac{S_{\tau}}{S_{\delta}} = \frac{R_p}{p}, \quad (156)$$

где p — давление внутри бака.

Для бака определенной формы имеем

$$\frac{V_{\tau}}{V_{\delta}} = k \frac{S_{\tau}}{S_{\delta}}. \quad (157)$$

Из последних трех равенств получаем

$$\xi = k \frac{R_p \delta_{\tau}}{\delta_{\delta} p}. \quad (158)$$

Наибольшее значение $k = 2/3$ имеет место при шаровой форме сосуда ⁴⁵.

Таким образом, для получения возможно большего отношения массы топлива к массе баков с арматурой необходимо выбирать материалы, имеющие наибольшее отношение временного сопротивления к удельному весу. Исходя из этого составлена табл. 13, в которой материалы расположены в порядке убывания отношения R_p/δ_{δ} .

Таблица 13

№ п/п	Материал	R_p/δ_0		Удельный вес, δ	Примечание
		для временного сопротивления	для предела упругости		
1	Специальная сталь	216—242	191—216	7,85	0,75% C; 0,60% Mn; 2,65% Si; 0,04% P; 0,03 S
2	Лауталь нагартованный	161—214	143—211	2,8	
3	Электрон	188—204	133—199	1,81	
4	Дюралюминий	192		2,8	При -190° C
5	Специальная сталь	166—191	153—172	7,85	0,65% C; 0,60% Mn; 1,65% Si; 0,04% P; 0,03% S
6	Нержавеющая сталь	190	158	7,9	Закалка при 1050° C. Отпуск в воздухе при 500° C
7	Сталь ковкая	177		7,85	3,5% Mn; 0,08% C; 0,13% Si. При 182° C
8	Дюралюминий нормальный	152		2,8	
9	Лауталь нормальный	136—160	78—100	2,8	
10	Дюралюминовые трубы	136		2,8	
11	Сталь ковкая	132		7,85	
12	Нержавеющая сталь ковкая	102	57	7,86	
13	Магний	97		1,74	Закалка при 350° C
14	Никель нагартованный	80—91	70—80	8,8	
15	Сплав алюминия с кремнием	84		2,6	
16	Алюминий нагартованный	63—74	55—59	2,7	
17	Монель-металл	70		8,87	Прокатанный
18	Бумага хлопчатая	67		1,5	Сухая
19	Лауталь неотожженный	59		8,5	
20	Алюминий	30—54		2,7	
21	Никель отожженный	45—51		8,8	
22	Бронза фосфористая	50		8,8	
23	Железо литое	42		7,85	Закалка при 900° C
24	Латунь отожженная	41		8,5	
25	Алюминий	35	17	2,7	Отливка в кокиль
26	Чугун	33		7,2	
27	Медь красная	26		8,9	
28	Цинк	17		6,86	Закалка при 200° C
29	Олово литое	5—6		7,3	
30	Свинец	1		11,3	

Для большей наглядности на рис. 29 представлена диаграмма $R_p/\delta_0 = f(\delta_0)$. Прямые, соединяющие здесь отдельные точки, служат лишь для удобства отыскания желаемых значений R_p/δ_0 . Мы видим, что с интересующей нас точки зрения нельзя безоговорочно отдать предпочтение легким материалам перед тяжелыми, и наоборот. Для окончательного выбора нужно учесть специфические особенности работы космического

корабля. Если дополнить таблицу характеристиками материала при работе на изгиб, кручение, сжатие и т. д., то наилучшим будет тот материал, который имеет наименьший порядковый номер и удовлетворяет всем требованиям прочности.

Для газов при нормальных условиях величина отношения ζ настолько ничтожна, что применение их в ракете было бы бессмысленно. Применяя сжатые

газы, можно получить не очень большой объем баков и, следовательно, выиграть в сопротивлении воздуха, но так как для данного газа при постоянной температуре отношение δ_6/p есть постоянная величина, то величина ζ для сжатых газов будет того же порядка, что и для нормальных условий, а при очень больших давлениях даже меньше, так как формула Бойля—Мариотта в этом случае перестает быть точной. Кроме того, при большом давлении толщина стенок сосуда возрастает быстрее, чем давление.

Топливные баки занимают большую часть объема ракетного аппарата, в связи с чем их форма и расположение в значительной мере определяют форму самого аппарата.

В большинстве случаев значительная часть деталей ракеты испытывает напряжения от сжатия, обусловленного, во-первых, инерционной силой со стороны частей, расположенных впереди двигателя, а во-вторых, действием сопротивления воздуха. Эти силы должны быть приняты во внимание при

расчете и конструктивном оформлении топливных баков.

Величина отношения R_p/δ_6 , входящего в равенство (158), изменяется в зависимости от температуры, главным образом, из-за значительных колебаний R_p , обычно убывающего при крайних температурах. Уменьшение упругости материалов при понижении температуры является еще большим неудобством. Например, железный сосуд, в который налит жидкий кислород, может быть разбит даже легким ударом. Ввиду этого для хранения сжиженных газов нужно пользоваться сосудами из материала, способного переносить низкие температуры. К таким материалам относятся, например, электролитическая медь и свинец; последний имеет даже повышенную прочность при низкой температуре.

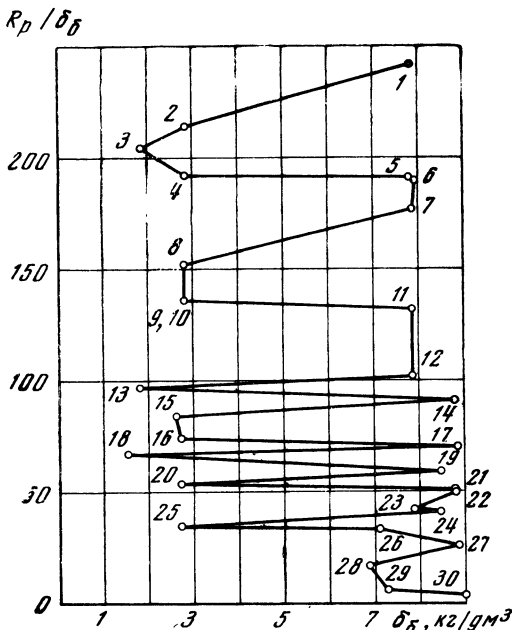
Наполнять баки сжиженным газом надо постепенно во избежание внутренних напряжений материала баков и резкого подъема давления вследствие испарения большого количества жидкости. Конструкция баков может быть выполнена по принципу сосудов Дьюара, обеспечивающих довольно длительное сохранение газов в жидком виде.

Стенки баков, непосредственно соприкасающиеся с жидкостью, должны быть сделаны целиком из металла, не вступающего с нею в химическую реакцию, или хотя бы покрыты таким металлом.

Камера сгорания. При подаче компонентов топлива в камеру сгорания должно быть обеспечено наиболее полное их смешение и наиболее быстрое сгорание. Смешение может производиться или в особой полости (форкамере), или же непосредственно в самой камере сгорания. Для воспламенения смеси может быть применена свеча, или же какой-нибудь катализатор. Для подачи топлива можно создавать в баках некоторое избыточное давление или использовать специальные насосы.

Горение, как правило, будет происходить в постоянном объеме, причем про-

Рис. 29



цесс может быть как непрерывным, так и прерывистым. В последнем случае с теоретической точки зрения нет необходимости в применении насосов: впуск топлива в камеру сгорания может производиться в момент наибольшего падения давления автоматически — действием небольшого избыточного давления в баках, после чего выпускные клапаны сами закрываются до момента сечения продуктов сгорания, затем цикл повторяется⁴⁶. При этих условиях расход энергии на подачу топлива будет минимальным. Если удастся осуществить достаточную частоту циклов и применить несколько попеременно действующих камер сгорания, то колебания ускорения от средней его величины будут очень малозаметны.

Недостатками этого способа работы являются, во-первых, малая скорость заполнения камеры топливом, а во-вторых, необходимость ввести сложную клапанную систему. Кроме того, вес камеры с пульсирующим процессом будет значительно больше веса камеры, работающей с постоянным давлением при равных расходах и полных к.п.д.

Для непрерывной подачи топлива необходимо иметь специальные приспособления, чтобы не держать баки под высоким избыточным давлением. С этой целью можно применить либо насос того или иного типа, приводимый в действие отдельным мотором, либо использовать продукты сгорания взрывчатого вещества, либо, наконец, производить быстрое испарение сжиженного газа в особой камере (система Гемфри — Оберта). Для нагревания такой камеры можно заимствовать теплоту от камеры двигателя, а для ускорения процесса сжигать в баках небольшие порции топлива.

Согласно Оберту, впрыскивание компонентов топлива в камеру сгорания должно производиться по направлению, перпендикулярному оси камеры, причем распыление должно производиться таким образом, чтобы сгорание совершалось полностью вблизи оси камеры. Предполагается, что при этих условиях наибольшая температу-

ра будет около оси камеры, а наименьшая — около ее стенок, так что последние не будут испытывать больших тепловых напряжений.

Винклер предложил впрыскивать топливо в камеру навстречу движению продуктов сгорания. В этом случае скорость газов относительно впрыскиваемой струи будет больше, чем в том случае, если бы направления их движения совпадали. Этим путем он рассчитывает значительно уменьшить размеры камеры сгорания, рекомендуя еще производить распыливание крупными каплями, которые должны более долгое время находиться в камере сгорания и, следовательно, более полно испаряться. Однако нужно иметь в виду, что при правильно подобранных размерах камеры сгорания расстояние между капельками топлива и так будет минимальным; поэтому, если впрыскивание топлива производится навстречу истечению, то вследствие увеличения времени пребывания капель топлива в камере размеры ее пришлось бы увеличить. Другим недостатком этого способа подачи является возможность взаимного соединения капелек топлива вследствие влияния встречного потока газов, а отсюда и неизбежность ухудшения качества распыления.

Наилучшее решение в смысле ориентировки направления впрыскиваемой струи относительно оси камеры должно быть найдено особо в каждом отдельном случае.

Заметим, что давление в камере сгорания, вообще говоря, не во всех точках одинаково. Поэтому впускные отверстия следует располагать в тех местах, где давление наименьшее, с тем, чтобы достигнуть наименьшего расхода энергии на подачу.

Камера сгорания и сопло подвергаются одновременному действию давления и высокой температуры. Получение давления, соответствующего расчетной прочности камеры, достигается регулированием подачи топлива. Для предохранения же камеры от разрушающего влияния температуры можно применить проточное охлаждение ка-

кой-либо жидкостью, например одним из компонентов топлива. Поглощенная им теплота затем снова выделится в камере сгорания.

Несмотря на весьма высокие температуры в камере, проблема предохранения ее от разрушения является вполне реальной, тем более что длительность работы двигателя измеряется лишь несколькими минутами.

С о п л о. Камера сгорания может быть снабжена одним или несколькими соплами. В последнем случае длина сопла, естественно, будет меньше, чем при единственном сопле. Если задан секундный расход газов, то площадь критического сечения сопла S_K есть вполне определенная величина. Если еще при этом выходное сечение S_a сопла и угол сопла 2α остаются постоянными, то величина поверхности стенок сопел не зависит от их числа. В самом деле, путем простейших геометрических преобразований находим, что общая поверхность сопла равна

$$S = \frac{S_K}{\sin \alpha} \left(\frac{S_a}{S'_K} - 1 \right). \quad (159)$$

Толщина стенок сопла зависит не только от стенок материала и величины давления в канале сопла, но также и от температуры, до которой они нагреваются.

Изменение формы и размеров сопла во время работы двигателя представляет очень сложную задачу вследствие того, что температура в сопле очень высока. Эту задачу, по-видимому, легче решить в случае, если сопло имеет призматическую форму.

Если двигатель состоит из нескольких камер сгорания, то изменение величины тяги можно производить по мере уменьшения массы аппарата путем выключения того или иного числа камер, причем сохранение осевого положения равнодействующей тяги, очевидно, нетрудно будет обеспечить, например, выключая камеры, попарно симметричные относительно оси аппарата.

Теплота, поглощаемая стенками сопла, может быть отдана охлаждающей

жидкости, и если последней служит один из компонентов топлива, то эта теплота, как в указанном выше случае, не будет потеряна.

Если в продуктах сгорания топлива содержатся твердые вещества, то должны быть приняты меры, предупреждающие осаждение их на стенках камеры и сопла.

2. Управление космической ракетой

У с т о й ч и в о с т ь. Для того чтобы ракета не вращалась во время работы двигателя, необходимо, чтобы равнодействующая силы тяги проходила через ее центр тяжести. Поэтому, в частности, топливные баки должны быть устроены таким образом, чтобы по мере расходования топлива общий центр тяжести перемещался вдоль оси симметрии аппарата. Если ракета движется в атмосфере, то центр сопротивления воздуха также должен находиться на этой оси, желательно позади центра тяжести.

На практике очень трудно получить строго осевое направление реактивной тяги, в особенности когда имеется несколько камер сгорания, для которых невозможно добиться вполне однообразной работы.

Устранение «паразитического вращения» космической ракеты может быть достигнуто несколькими способами. Один из способов состоит в том, что в случае отклонения ракеты от заданного положения внутри ее автоматически производится перемещение некоторой массы (могущей иметь еще какое-либо назначение) таким образом, чтобы аппарат принял первоначальное положение.

В случае необходимости повернуть ракету во время работы двигателя, например для устранения паразитического вращения или для изменения направления ее движения, достаточно изменить на некоторое время ориентировку двигателя относительно оси симметрии ракеты. При нескольких двигателях тот же результат может быть получен изменением подачи топ-

лива в соответствующую камеру или в несколько камер. При этом равнодействующая тяги, очевидно, уже не будет проходить через центр тяжести ракеты, и в результате возникнет вращающий момент, противодействующий паразитическому вращению. Наконец, в ракете могут быть предусмотрены надлежащим образом расположенные сопла, которые включаются в тот момент, когда необходим поворот ракеты.

При полете в воздухе устойчивость ракеты может быть обеспечена применением аэродинамических рулей. Поместив такие рули на пути газового потока, можно было бы использовать их для управления ракетой также и при движении в пустоте⁴⁷.

Управление органами стабилизации может производиться с помощью гироскопического автомата, снабженного сервомотором. Подобные механизмы широко распространены в технике.

О р и е н т и р о в к а в п у т и.

При движении ракеты в мировом пространстве может появиться необходимость возобновить работу двигателя, например для исправления ошибки в направлении, сделанной при взлете, для компенсации отклонений, вызванных притяжением небесных светил, для перехода на другую орбиту и т. д. Во всех этих случаях от двигателя требуется несравненно меньшая мощность, чем при первоначальном взлете.

Совершенно ясно, что если равнодействующая тяги двигателя параллельна направлению движения ракеты, то скорость ракеты увеличится или уменьшится, сохранив прежнее направление. Если же направления тяги и скорости образуют некоторый угол, то кривизна траектории изменится сообразно направлению равнодействующей скорости. Таким образом, перед тем как снова пустить двигатель, необходимо придать ему определенное, заранее рассчитанное положение относительно траектории.

Возможность ориентировать ось ракеты в пространстве нужна еще для регулировки температуры, а также для производства наблюдений. Если для

этих целей использовать эксцентрически приложенную силу реакции, то последняя сообщит ракете некоторое угловое ускорение, а по прекращении действия реакции ракета сохранит бывшую в этот момент угловую скорость. Поэтому, желая изменить определенным образом положение ракеты и в дальнейшем сохранить это новое положение, необходимо в заранее рассчитанный момент начать торможение указанной выше угловой скорости.

Такого рода эволюции требуют весьма тщательного выполнения и сопровождаются расходом топлива. Между тем существует другой, более простой и экономичный способ ориентировки ракеты: для поворота ее в каком-нибудь направлении достаточно вращать в противоположном направлении какую-либо из масс внутри аппарата. После прекращения этого вращения прекратится и угловое перемещение аппарата.

Для осуществления этого способа ориентировки ракеты можно воспользоваться тремя дисками, оси которых расположены взаимно перпендикулярно, или же одним диском, ось которого допускает произвольную ориентировку. Для выполнения эволюции нужно совместить ось диска с осью вращения аппарата, а затем вращать диск в направлении, противоположном вращению аппарата до тех пор, пока последний не придет в назначенное положение.

Если M_p — момент инерции аппарата, M_r — момент инерции диска гироскопа, ω_p — угловая скорость аппарата и ω_r — угловая скорость диска, то, очевидно,

$$\omega_p = \omega_r \frac{M_r}{M_p}.$$

Заметим, что в рассматриваемых случаях нужно повернуть аппарат самое большее на 180° . Гироскоп, применяемый для этой цели, должен иметь при минимальном весе возможно больший момент инерции и большую скорость, чтобы аппарат можно было поворачивать достаточно быстро.

3. Измерительные и регулирующие приборы

Указатели пути. При движении в свободном пространстве достаточно знать координаты космического корабля в данный момент, направление и скорость полета, и тогда на основании закона инерции можно вычислить координаты для любого момента. Столь же проста задача, когда двигатель время от времени приводится в действие. Величина и направление ускорения или его составляющие на трех осях координат без труда могут быть определены с помощью простейших приборов. Для измерения весьма больших скоростей можно воспользоваться эффектом Доплера. Таким образом, все данные для определения конечной скорости и положения аппарата в свободном пространстве могут быть найдены для любого момента.

Конечно, в настоящее время мы еще далеки от практического использования этой возможности. Гораздо больший интерес представляют сейчас способы определения скорости и координат аппарата при движении в пределах нашей планетной системы, где влияние солнечного притяжения очень велико. В качестве примера одного из решений приводим способ, который до сих пор оставался незамеченным*.

Чувствительный термометр, имеющий незначительную термическую инерцию, будучи помещен в среду с вполне определенными параметрами, указывает свою собственную равновесную температуру или температуру соответствующего тела. С другой стороны, из формул (164), (165) и (13) следует, что расстояние от Солнца

$$r = \frac{\gamma}{T^2}, \quad (160)$$

где γ — постоянная для данного аппарата величина. Эта постоянная должна быть определена перед стартом аппара-

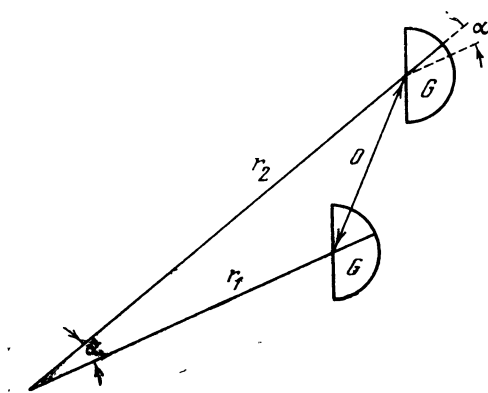


Рис. 30

та, а после вылета за пределы атмосферы может быть соответственно исправлена.

Для определения формы траектории необходимо еще определить величину мгновенной угловой скорости. С этой целью нужно наблюдать изменение с течением времени наклона солнечных лучей по отношению к прибору, подвешенному на кардане и удерживаемому в определенном положении относительно звезд с помощью гироскопов. (Для того чтобы избежать вращения самого корабля, необходимо предусмотреть компенсирующие гироскопы, вращающиеся в противоположном направлении.) Обозначив через r_1 и r_2 (рис. 30) последовательные расстояния от Солнца, измеренные с помощью термометра, и через α — угол, образуемый двумя лучами, измеренный гироскопическим прибором G , найдем, что расстояние между двумя рассматриваемыми положениями аппарата будет равно

$$o = \sqrt{r_1^2 + r_2^2 - 2r_1r_2 \cos \alpha}. \quad (161)$$

Положение орбиты также будет определено по площади, описанной солнечным лучом в гироскопическом приборе.

Если точка взлета известна, то вся траектория может быть точно определена описанным способом независимо от влияния поля тяготения и от уско-

* См. Sternfeld A. Méthode de détermination de la trajectoire d'un corps... Note présentée par J. Perrin.— Comptes rendus de l'Acad. des Sciences, 1934, 198, 333—334.

рения, сообщаемого аппарату его двигателем.

Когда космический корабль удалится на достаточно большое расстояние и будет находиться лишь под действием солнечного притяжения, его траектория может легко быть вычислена. В самом деле, величина большой оси определяется из формулы

$$\begin{aligned} \sqrt{\lambda}(t_2 - t_1) = & \frac{1}{6} [(r_1 + r_2 + o)^{\frac{3}{2}} - \\ & - (r_1 + r_2 - o)^{\frac{3}{2}}] + \\ & + \frac{1}{80} \frac{1}{a} [(r_1 + r_2 + o)^{\frac{5}{2}} - (r_1 + r_2 - o)^{\frac{5}{2}}] + \\ & + \frac{3}{1792} \frac{1}{a^2} [(r_1 + r_2 + o)^{\frac{7}{2}} - (r_1 + r_2 - o)^{\frac{7}{2}}] + \\ & - \frac{5}{18432} \frac{1}{a^3} [(r_1 + r_2 + o)^{\frac{9}{2}} - (r_1 + r_2 - o)^{\frac{9}{2}}] + \\ & + \dots \dots \dots (162) \end{aligned}$$

В выражениях внутри скобок нужно брать знак минус, когда разность средних аномалий $E_2 - E_1 < \pi$, и знак плюс, когда $E_2 - E_1 > \pi$. Перед скобками следует брать знак плюс для эллипса, знак минус для гиперболы (величина a тогда отрицательна); для параболы $a = \infty$, и потому все члены после первого обращаются в нуль (получаем уравнение Ламберта).

Координаты космического корабля можно также определять путем наблюдения за положениями светил Солнечной системы. Небольшие расстояния от Земли и других планет могут определяться путем измерения параллакса космического корабля. Вблизи от Земли в качестве вспомогательного прибора для ориентировки можно пользоваться свободно подвешенной магнитной стрелкой⁴⁸.

Отметим еще одно свойство траектории межпланетного летательного аппарата: круговая скорость в движении вокруг Солнца пропорциональна абсолютной температуре тела в данной точке пути.

Прочие приборы. Помимо перечисленных выше приборов, экипа-

жу ракеты придется во время пути пользоваться различными приборами, имеющими применение на твердой земле, причем их конструкция должна быть рассчитана на значительные ускорения, развивающиеся в период работы двигателя.

Желательно, чтобы приборы управления были автоматическими или хотя бы полуавтоматическими⁴⁹, так как вследствие влияния перегрузки движения космонавта будут затруднены, а в дальнейшем, после исчезновения ощущения тяжести, он в первые минуты может утратить способность ориентироваться.

Для записи всякого рода измерений также предпочтительны автоматические приспособления, в частности, со световой записью. За основу большинства измерений, очевидно, следует взять время.

Для измерения температуры в различных точках камеры сгорания и сопла, а также и в других местах аппарата могут быть применены обычного типа термометры и термопары.

Для определения давления в камере сгорания и давления воздуха в пассажирских помещениях пригодны обычные манометры; специальный манометр в сочетании с сигнальным механизмом даст знать пилоту о том моменте, когда возвращающийся на Землю аппарат коснется атмосферы.

Нет надобности доказывать, насколько ценны киноаппараты и фотографические приборы для получения документальных данных о произведенных наблюдениях. В дальнейшем, по мере развития космических кораблей, они превратятся в настоящие летающие лаборатории, снабженные самым разнообразным ассортиментом измерительных и регистрирующих приборов.

4. Жизнь внутри космического корабля

Общие условия. В течение короткого периода работы ракетного двигателя корабль будет испытывать значительную перегрузку. Истечение

газовой струи из сопла будет сопровождаться сильным шумом.

Мы попытаемся описать условия жизни внутри корабля⁵⁰ с того момента, когда работа двигателя прекратится и космический корабль станет миниатюрным небесным телом.

Несмотря на то, что для жизни человеческого организма необходимы вполне определенные условия, его функционирование внутри космического корабля в настоящее время уже не является неразрешимой задачей.

В герметической кабине, помимо пассажиров, располагаются все нужные им предметы и научные приборы. Необходимое давление воздуха поддерживается при помощи автомата.

Если материал кабины пропускаем для вредоносных излучений (что, впрочем, мало вероятно), то придется прибегнуть к прослойке озона, обладающего способностью поглощать их при толщине слоя всего в 2 мм при атмосферном давлении.

Для освещения можно пользоваться естественными солнечными лучами, за исключением тех, правда, очень редких случаев, когда корабль будет проходить через область, затененную какой-либо планетой или спутником. Если в аппарате нельзя будет сделать окон, непосредственно выходящих наружу, то для ввода световых лучей внутрь кабины можно воспользоваться узким каналом с системой линз и зеркал. Для проведения наблюдений в этом случае придется пользоваться перископом.

Солнечная энергия может быть или непосредственно использована в качестве источника тепла и света, или же превращена в механическую или электрическую энергию с помощью обычных способов, причем полезное действие ее здесь будет значительно выше благодаря низкой температуре, которую можно поддерживать в конденсаторе. В частности, очень удобно было бы использовать сжиженный газ в качестве рабочего тела в турбине или поршневой машине.

Электрические лампочки и вообще

все приборы, действие которых имеет основной электрическое сопротивление, должны быть предохранены от очень низких температур, в противном случае сопротивление их упадет до ничтожной величины и работа их нарушится (например, лампочка не зажжется).

Приготовление пищи с помощью непосредственного нагревания солнечными лучами не всегда может быть рекомендовано: специальными опытами (Мушо) было обнаружено, что при нагревании таким способом овощей они не теряют своих вкусовых свойств, мясные же продукты подвергаются гнилому разложению.

Выход космонавтов из корабля наружу, а также удаление всякого рода отходов могут совершаться без потери воздуха через тамбур, из которого выкачивается воздух после введения в него удаляемого тела⁵¹.

Скафандры для выхода наружу устраиваются по тому же принципу, что и одежда водолазов, причем малая разность давлений в рассматриваемом случае позволит осуществить очень легкую конструкцию. Однако в ней должен быть особый каркас для обеспечения движений пассажиров, так как в случае изготовления скафандра просто из водонепроницаемой ткани последняя приняла бы форму, соответствующую наибольшему ее объему, и потому всякое движение, связанное с уменьшением объема, было бы крайне затруднено. Поэтому одежда должна быть устроена так, чтобы она при любых движениях сохраняла постоянный объем. Кроме того, человек в скафандре должен иметь возможность регулировать температуру независимо от своего положения относительно солнечных лучей. Одежда должна быть непроницаемой для вредоносных лучей.

Воздух для дыхания может быть запасен в специальном резервуаре при скафандре или подаваться из кабины корабля через соединительный шланг.

Отсутствие тяжести. Если при полете аппарата в нем не будет создано искусственного поля тяготения, то физические явления будут су-

щественно отличаться от привычных явлений, имеющих место на Земле.

Ввиду отсутствия тяжести представление о «верхе» и «ниже» исчезнет. Силы притяжения между предметами внутри аппарата не будут заметны, так как взаимодействующие массы очень малы. Люди смогут отдыхать в любом положении. Ходьба станет невозможна, так как давление ступни на опору будет отсутствовать, а следовательно, не будет и трения, необходимого для передвижения.

На помощь можно призвать закон сохранения центра тяжести и передвигаться, или подтягиваясь к неподвижным частям аппарата, или отталкиваясь в желаемом направлении путем отбрасывания какой-либо массы в противоположном направлении. При выходе из аппарата пассажир, очевидно, должен будет сохранять с ним связь с помощью веревки⁵². Он может взять с собой привязанный к бечевке тяжелый предмет, при отбрасывании которого сможет перемещаться в желаемом направлении. Таким путем можно избежать потери массы, как это было бы при пользовании маленькой ракеткой или пистолетом⁵³.

Обычной мебелью и инструментами нельзя будет пользоваться. Для удержания любого предмета на определенном месте его придется укреплять. Кастриули нужно будет закрывать крышками и приводить во вращательное движение, чтобы их содержимое прилегло к стенкам. Очень удобно пользоваться электрическими и электромагнитными инструментами.

Одежда должна быть устроена таким образом, чтобы не нужно было удерживать ее на теле каким-либо внешним воздействием.

При выливании жидкости последняя обратится в шар вследствие действия поверхностного натяжения. При соприкосновении с каким-либо твердым телом сила сцепления может превзойти силы натяжения, и тогда жидкость растечется по поверхности тела. Обращение с жидкостями будет довольно неудобно. Умыться можно будет толь-

ко с помощью смоченной губки. Для опорожнения бутылки можно буквально «стянуть» ее с заключенной в ней жидкости, либо использовать центробежную силу, вращая бутылку. Насос или резиновая груша, по-видимому, без труда смогут выполнить эту же операцию.

Для измерения давления воздуха нужно будет пользоваться манометром, так как барометр для этой цели непригоден. Маятниковые часы с гирей также не будут пригодны и должны быть заменены пружинными с балансиром, но для определения массы какого-либо тела обычные весы (даже пружинные) не годятся; для этой цели нужно воспользоваться центробежным прибором.

Для поддержания пламени в горелке нужно будет к ней подводить непрерывную струю кислорода; без этого продукты сгорания не будут отводиться от пламени, и оно будет заглушено.

С другой стороны, многие функции при отсутствии тяжести существенно облегчатся.

Приспособление к новым, необычным условиям для человека, по-видимому, не представит больших трудностей.

Регулировка температуры. В пустоте мирового пространства передача теплоты от одного тела к другому может происходить только посредством лучеиспускания.

Тепло, выделяемое человеческим телом, а также поглощаемые стенками аппарата космические лучи в совокупности составят лишь ничтожную долю тепла, необходимого для поддержания нужной температуры внутри аппарата. Можно, как это иногда предлагается, применить искусственное отопление, приняв при этом меры против потерь тепла через стенки кабины, например путем обшивки их теплонепроницаемым материалом. Такой способ, связанный с расходом топлива, пригоден для непродолжительных путешествий или для полетов вблизи границ Солнечной системы. Нормальным же способом отопления будет использование солнечных лучей. Всякое тело, подверженное действию солнечных лучей, испытывает

увеличение или уменьшение температуры до тех пор, пока количество поглощаемой им теплоты не уравнивается с излучаемым теплом, и тогда температура тела устанавливается на определенном постоянном уровне. В первом приближении можно допустить, что поглощающая способность и способность излучения данного тела являются постоянными величинами. Обозначим эти величины через Λ_a и Λ_e .

Степень нагрева тела зависит еще от его формы. Количество полученной им теплоты пропорционально площади проекции S_a на плоскость, перпендикулярную направлению лучей, в то время как количество излученной теплоты пропорционально полной его поверхности S_e . Так как последнее количество возрастает пропорционально четвертой степени абсолютной температуры тела, то, считая температуру тела однородной благодаря теплопроводности, найдем, что температура достигнет равновесного значения, когда будет иметь место условие

$$\Lambda_a S_a \sigma = \Lambda_e S_e \delta T^4, \quad (163)$$

где σ — удельная энергия солнечного излучения; δ — постоянная Стефана-Больцмана, равная $1,374 \cdot 10^{-12} \text{ кал} \times \text{см}^{-2} \cdot \text{сек}^{-1} \cdot \text{град}^{-4}$.

Таким образом, равновесная температура будет

$$T = \left(\frac{\Lambda_a S_a \sigma}{\Lambda_e S_e \delta} \right)^{\frac{1}{4}}. \quad (164)$$

В табл. 14 приведены значения абсолютной температуры равновесия для черного тела, у которого $\Lambda_a/\Lambda_e = 1$, подверженного действию солнечных лучей на расстояниях, равных средним расстояниям планет от Солнца. Предполагается, что плоскость, на которую проектируется тень, безгранична и перпендикулярна к направлению лучей. Крайние значения температуры цилиндра соответствуют наибольшей и наименьшей величинам тени. При вычислении температуры на поверхности Солнца принято во внимание лишь нагревание от лучеиспускания.

Таблица 14

Планета	Сферическая поверхность $T_{\text{абс}}$	Плоскость $T_{\text{абс}}$	Цилиндр с длиной, равной 5 диаметрам	
			$T_{\text{мин,абс}}$	$T_{\text{макс,абс}}$
Солнечная поверхность	4049,7	4816,1	2644,5	4200,6
Меркурий	443,9	528,0	289,9	460,5
Венера	324,8	386,2	212,1	336,8
Земля	276,2	328,5	180,3	286,5
Марс	223,8	266,1	146,1	232,1
Юпитер	121,1	144,0	79,1	125,6
Сатурн	89,4	106,3	58,4	92,8
Уран	63,1	75,0	41,2	65,4
Нептун	50,4	59,9	32,9	52,2
Плутон	44,0	52,3	28,7	45,6

Температура шара, в противоположность телам другой формы, не может быть регулируема по произволу. Очевидно также, что поверхность излучения тела, обращенная к источнику света, не может быть меньше поверхности, поглощающей лучи. Из этого следует, что наибольшую температуру при прочих равных условиях должна иметь плоская поверхность.

У некоторых тел (белые тела) отношение Λ_a/Λ_e меньше единицы, у других (например, у металлов) значительно больше, поэтому температура их будет иная, чем у черного тела. Для этих тел числа таблицы должны быть соответственно умножены на коэффициент $\sqrt[4]{\Lambda_a/\Lambda_e}$.

Для того чтобы плоская поверхность имела температуру 15°C на расстоянии от Солнца, равном расстоянию от него до Плутона, необходимо, чтобы у нее отношение Λ_a/Λ_e было равно 920.

Вблизи Солнца температуру плоскости можно поддерживать на умеренном уровне, придавая ей надлежащий наклон. Впрочем, такой случай может представиться лишь в теории, так как в действительности плоское физическое

тело всегда будет иметь боковые грани, которые, нагреваясь, дадут общее повышение температуры.

Практически невозможно также поддерживать внутри космического корабля умеренную температуру во всем пространстве Солнечной системы. В самом деле, для того чтобы не замерзнуть вдали от Солнца, нужно иметь весьма большое отношение Λ_a/Λ_e , и одновременно для того, чтобы не сгореть при прохождении вблизи Солнца, нужно осуществить огромное отношение S_e/S_a . Например, для цилиндра поддержание температуры на уровне 15°C в пространстве, заключенном между орбитами Меркурия и Плутона, потребовало бы осуществления совершенно фантастической величины отношения $\Lambda_a/\Lambda_e = 1444$ и столь же фантастического отношения длины к диаметру, а именно 16 321.

Регулировку температуры в довольно широких пределах, даже при нормальной форме кабины, можно было бы производить, покрыв стенки аппарата, в особенности наружные, сменными оболочками из материалов, обладающих различными отношениями Λ_a/Λ_e , и ориентируя их соответственным образом относительно Солнца.

В том случае, когда обращенная к Солнцу и находящаяся в тени поверхности сделаны из разных материалов, имеем

$$\Lambda_a S_a \sigma = (\Lambda_e S_e + \Lambda'_e S'_e) \delta T^4,$$

где величины со штрихом относятся к затененной стороне. Отсюда

$$T^4 = \frac{\sigma}{\delta} \frac{(\Lambda_a/\Lambda_e) S_a}{S_e + (\Lambda'_e/\Lambda_e) S'_e}. \quad (165)$$

Если повернуть тело на 180° , то, относя на этот раз величины со штрихом к освещенной части, будем иметь

$$T^4 = \frac{\sigma}{\delta} \frac{(\Lambda'_a/\Lambda'_e) S'_a}{S'_e + (\Lambda_e/\Lambda'_e) S_e}. \quad (166)$$

Для того чтобы иметь возможность регулировать температуру в наиболее широких пределах, можно, помимо ре-

гулировки при помощи формы тела, использовать метод регулировки путем подбора материала.

Если бы существовал материал, совершенно неспособный излучать тепло ($\Lambda'_e/\Lambda'_e=0$), и если бы им была покрыта затененная часть тела, выполненного в форме шара, то температура шара на орбите Плутона достигла бы 15°C при условии, что освещенная часть шара была бы покрыта материалом, имеющим $\Lambda_a/\Lambda_e=920$. Поддерживать эту температуру вплоть до соседства с Солнцем можно, вращая шар около его оси.

В том случае, когда $\Lambda'_e/\Lambda'_e=0$ для одной части тела, желаемую температуру можно получить при минимальной величине Λ_a/Λ_e для освещенной стороны, если эта сторона имеет плоскую форму; форма же остальной части в данном случае не имеет значения. Для создания пригодных для жизни условий нужно было бы располагать в этом случае материалом с $\Lambda_a/\Lambda_e=460$, что весьма мало вероятно. Поэтому в областях пространства, лежащих вблизи границы Солнечной системы, для поддержания нужной температуры пришлось бы прибегнуть к помощи кривых зеркал для концентрации солнечных лучей.

Имеющиеся в аппарате сжиженные газы должны, конечно, содержаться при соответственно низкой температуре, и так как человеческий организм требует несравненно более высокой температуры, то эти обстоятельства приводят к значительному усложнению конструкции космического корабля. Для решения этой задачи можно, например, отделить баки с жидкими газами от пассажирской кабины и искусственно поддерживать в них низкую температуру⁵⁴. Если поддержание низкой температуры на стороне, обращенной к Солнцу, не будет обеспечено естественным путем, то содержимое баков придется перемешивать механическим путем.

Температура поверхности планет не может быть точно вычислена. Данные, полученные путем непосредственных наблюдений, дают величины, убывающие с расстоянием от Солнца, но не следующую

щие какому-либо определенному закону. Это объясняется влиянием целого ряда более или менее исследованных причин: строением оболочки планеты и ее атмосферы, наклоном экватора к орбите, периодом собственного вращения, температурой центрального ядра и т. д.

При определении равновесной температуры на поверхности Земли нужно иметь в виду наличие атмосферы, которая вносит очень заметные поправки в величину температуры равновесия, обусловленной солнечным излучением. Это происходит вследствие конвекции, отнимающей тепло от нагреваемого тела. Поэтому получаемые из повседневного опыта данные о нагревании тел не могут быть распространены на случай, когда тело находится в «пустоте» мирового пространства; некоторые тела, нагревающиеся в воздухе сильнее, чем другие, имеют в пустоте более низкую температуру.

Наконец, если подвергнуть солнечному излучению какое-либо тело, помещенное в пустотном сосуде на Земле, то температура равновесия будет в этом случае несколько выше, чем в мировом пространстве, вследствие влияния окружающих тел, имеющих в спектре лучи с большой длиной волны. Поэтому в приведенных выше уравнениях величина T^4 должна быть заменена разностью $T^4 - t^4$, где t — абсолютная температура оболочки сосуда.

Дыхание. Человек может нормально существовать только в атмосфере. Помимо доставления кислорода, необходимого для дыхания, эта атмосфера должна омывать тело для сохранения в равновесии содержащихся в теле газообразных веществ, а также препятствовать быстрому испарению влаги, содержащейся в клетках.

Среднее потребление кислорода составляет 9 мг в минуту на 1 кг веса человека (Тигерштедт), но для различных организмов оно колеблется в очень широких пределах. Находясь в состоянии покоя, человек употребляет в минуту около 179 мг кислорода и выделяет 180 мг углекислого газа (Леви,

1910 г.). При неполном покое потребление кислорода увеличивается примерно на 25% (Йогансон), а при интенсивной работе возрастает в 10 раз.

Ввиду этого точное определение потребного запаса кислорода довольно затруднительно. Впрочем опасность истощения запасов кислорода для дыхания смягчается тем, что в крайнем случае может быть использован кислород, предназначенный для двигателя.

Вопрос о поддержании нужного давления в кабине также имеет большое значение. Чем меньше это давление, тем меньше опасность утечки воздуха в мировое пространство, тем проще конструкция кабины и скафандров.

В земной атмосфере недостаток кислорода обычно дает себя чувствовать при давлении в 430 мм рт. ст. Опытами Бехага, Гарсо и Рише (Béghaghe, Garsaux, Richet) установлено, что при уменьшении давления вдыхаемого воздуха парциальное давление кислорода в нем должно увеличиваться. Так, в одном из опытов испытуемый выдержал с легкими признаками недомогания давление вдыхаемой смеси в 100 мм рт. ст. при содержании кислорода в 75—80%. Эти же исследователи, основываясь на опытах над кроликами, пришли к выводу, что человеческий организм способен выдержать понижение внешнего давления до 65 мм рт. ст. при условии, что содержание кислорода равно 90%. Эти выводы имеют скорее теоретический интерес, так как в указанных условиях организм приходит в состояние крайней слабости: для нормального функционирования различных органов необходимо гораздо более высокое давление; в частности, при низком давлении очень понижается слуховая способность.

Если с точки зрения облегчения конструкции кабины желательно минимальное давление, то для наименьшей испаряемости с поверхности тела требуется как раз повышение этого давления. Короче говоря, решение вопроса о наиболее целесообразном выборе давления должно быть найдено опытным путем.

Воздух, находящийся в кабине, может постоянно очищаться путем охлаждения его в специальном конденсаторе до температуры сжижения углекислого газа (-78°C). При этом сначала будет осаждаться вода, а затем и жидкий углекислый газ. К очищенному газу должен быть прибавлен в необходимом количестве кислород, а если нужно, то и водяные пары, после чего смесь должна быть подогрета до нормальной температуры.

Необходимый для дыхания запас кислорода должен быть взят с собой в жидком виде, причем он может храниться или в отдельных резервуарах, или совместно с кислородом, предназначенным для питания двигателя.

П и т а н и е. Пища человека состоит из трех основных компонентов: углеводов, белков и жиров. Суточный рацион, потребный для поддержания организма в состоянии равновесия, зависит от выделяемого телом тепла, количество которого, в свою очередь, зависит от выполняемой человеком работы. В результате большого числа опытов установлено, что в течение суток человек, находящийся в состоянии полного покоя и будучи тепло одет, выделяет при температуре наружного воздуха в 15°C около 1680 ккал (колебание для отдельных людей равно примерно 8%), в обычных условиях, при выполнении наиболее легких работ, — 2350 ккал и при очень интенсивной работе (равной около 100 000 кдж) — 3656 ккал.

При определении расхода продуктов питания и кислорода для дыхания мы будем исходить из двух последних случаев, предполагая, что вес пассажира космического корабля остается неизменным.

В среднем можно считать, что 1 г углеводов, сгорая с 1,185 г кислорода, выделяет 4,18 ккал; при сгорании 1 г жира в 2,89 г кислорода выделяется 9,46 ккал (Леви); наконец, 1 г белка с тем же приблизительно количеством кислорода дает 4,1 ккал (Рубнер). Таким образом, на 1 г продуктов состава углевод-кислород приходится

1,91 ккал, на 1 г состава жир-кислород — 2,43 ккал и на 1 г состава белок-кислород — 2,05 ккал. Таким образом, для возможного уменьшения потребного запаса продуктов питания и кислорода необходимо, чтобы жиры составляли возможно большую долю в пищевом рационе.

Углеводы могут быть исключены из пищи без особого вреда для организма, но белок в известном количестве должен быть сохранен для поддержания жизни клеток. Войт (Voit) определяет это количество в 118 г в день для взрослого человека весом в 70 кг, работающего 8—10 часов в сутки. Согласно новейшим исследованиям эта цифра несколько даже преувеличена. Если все же принять указанный рацион белков и взять остальное потребное количество пищи в виде жиров, то для двух указанных выше случаев расхода тепла телом получим соответственно 0,32 кг продуктов с 0,7 кг кислорода в день и 0,45 кг пищи с 1,1 кг кислорода*.

Заметим, что в высокосортных пищевых продуктах углеводы и в особенности белок смогут успешно конкурировать в отношении теплотворной способности с жирами, благодаря чему пассажиры смогут иметь чрезвычайно разнообразное меню при минимальном весе запасов.

Суточное потребление воды по весу значительно больше (приблизительно на 2,5 кг), чем сухих продуктов и кислорода, вместе взятых. Однако нужно иметь в виду, что вода не усваивается организмом.

Очень важное значение имеет также то обстоятельство, что человеческий организм выделяет различными путями (в выдыхаемом воздухе, при потении и т. д.) значительно большее количество воды, чем он поглощает в виде питья, в твердых продуктах и в парах, находящихся в воздухе. Это происходит вследствие сгорания водорода, содержащегося

* Гомани в своей работе (1928 г.) принимает суточную порцию продуктов и воздуха на человека, равной 10 кг в день, что приводит к совершенно неприемлемым данным для космического корабля.

ся в продуктах питания, в кислороде, заимствуемом как в самих продуктах, так и в вдыхаемом воздухе. Количество выделяемой таким образом воды составляет в среднем немного более 0,4 кг в день (по данным Лапика и Рише)⁵⁵. Запасы воды можно было бы постоянно возобновлять, извлекая ее из воздуха и из выделений организма⁵⁶. При этом часть воды, оставшаяся после удовлетворения потребностей питания и гигиены, может быть подвергнута разложению и использована затем в качестве топлива. Естественно, что после извле-

чения воды она должна быть насыщена воздухом и снабжена некоторым количеством минеральных солей. Вследствие того, что запасы материи в космическом корабле весьма ограничены, может оказаться целесообразным сохранять отбросы даже после извлечения из них воды. В частности, они могут быть использованы в качестве составной части массы, выбрасываемой двигателем, тем более что они частично способны гореть (8%, согласно Рубнеру), выделяя таким образом некоторое количество энергии.

Характер траектории космического аппарата в свободном полете, т. е. при отсутствии сопротивления среды и при выключенном двигателе, зависит только от его скорости и от расстояния до центрального небесного тела.

В общем случае имеем²

$$v^2 = \lambda \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)^2. \quad (167)$$

При этом, если

$$v^2 = \frac{2\lambda}{r}, \text{ то } 0 < a < \infty,$$

и траектория является эллипсом; если

$$v^2 > \frac{2\lambda}{r}, \text{ то } a = \infty,$$

и траектория является параболой, а если

$$v^2 > \frac{2\lambda}{r}, \text{ то } 0 > a > -\infty,$$

и траектория является гиперболой (рис. 31).

Движение небесного тела, с которого происходит взлет аппарата, оказывает влияние на взлетную скорость, увеличивая или уменьшая ее. Поэтому направление взлета должно быть выбрано таким образом, чтобы угол между скоростью аппарата и скоростью светила был возможно меньше. К счастью, направление обращения вокруг Солнца одинаково для всех планет, а наклонение их орбит к плоскости эклиптики весьма мало (кроме Плутона).

Окружная скорость, обусловленная вращением планеты около собственной оси, также складывается геометрически со скоростью взлета аппарата³. На Земле эта скорость равна

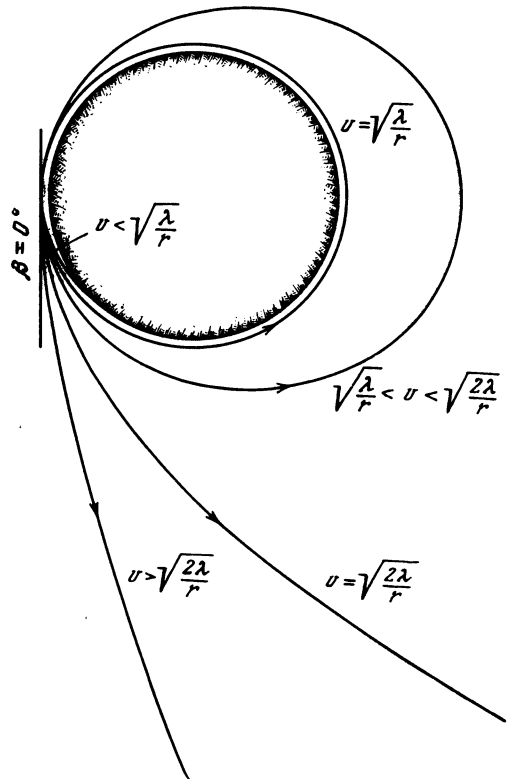
$$w_{кз} = 465 \cos \Theta \text{ м/сек},$$

где Θ означает географическую широту места.

Влияние поля тяготения Солнца проявляется достаточно интенсивно на всем протяжении планетной системы, влияние же остальных тел перестает быть заметным уже на сравнительно небольших расстояниях от их центра.

При выборе траектории мы должны исходить из двух основных факторов: величины коэффициента наполнения и величины начальной массы аппарата. Время движения играет второстепен-

Рис. 31



ную роль, если оно не очень велико сравнительно с продолжительностью человеческой жизни.

В дальнейшем мы будем рассматривать лишь эллиптические траектории, так как кривые другого вида требуют чрезмерно больших скоростей взлета. При этом нужно иметь в виду, что движение по эллипсу, касательному к орбите того светила, с которого производится взлет, и того, на которое происходит посадка, приводит к меньшей величине коэффициента, а движение по секущему эллипсу позволяет осуществить полет с меньшей длительностью.

Очевидно, что перелет с одного небесного тела на другое должен производиться, в заранее вычисленный момент, когда оба светила находятся в наивыгоднейшем взаимном положении.

1. Эллиптические земные траектории

Для определения наименьшей скорости, которую надлежит сообщить телу, чтобы получить падение в избранной точке на Земле, возьмем общее выражение для кривых второго порядка

$$r = \frac{C_2^2/\lambda}{1 + \sqrt{hC_2^2/\lambda^2 + 1 \cos \alpha}}$$

и подставим в него

$$C_2 = rv \cos \beta = r_0 v_{от} \cos \beta; \quad (168)$$

$$h = v^2 - 2gr = v_{от}^2 - 2g_0 r_0 \quad (169)$$

и выражение (15)

$$\lambda = gr^2 = g_0 r_0^2.$$

Тогда после частичных преобразований будем иметь равенство

$$v_{от}^2 = g_0 r_0 \frac{\sin \alpha}{\cos \beta} \times \frac{\sin \alpha \cos \beta + \sqrt{\sin^2 \alpha \cos^2 \beta + \cos^2 \alpha - \cos^2 \beta}}{\cos^2 \alpha - \cos^2 \beta},$$

которое приводится к окончательному виду

$$v_{от}^2 = g_0 r_0 \frac{\sin \alpha}{\cos \beta \sin(\beta - \alpha)}. \quad (170)$$

Так как речь идет о полете на определенное расстояние, то величина истинной аномалии, выражаемой равенством

$$\alpha = \pi - \varphi, \quad (171)$$

где угол φ , равный половине центрального угла, образованного радиусами, проведенными из центра планеты в точку взлета и в точку падения, имеет постоянную величину.

Для отыскания наименьшей начальной скорости имеем уравнение

$$\frac{d[\cos \beta \sin(\beta - \alpha)]}{d\beta} = 0.$$

Отсюда найдем, что знаменатель в выражении (170) имеет минимум, когда

$$\beta_0 = \frac{\alpha}{2} - \frac{\pi}{4},$$

или, на основании (171), когда

$$\beta_0 = \frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2}. \quad (172)$$

Подставив выражения (171) и (172) в (170), получим выражение для наименьшей скорости взлета

$$v_0 = \sqrt{2g_0 r_0 \frac{\sin \varphi}{1 + \sin \varphi}} = \sqrt{g_0 r_0 \frac{\sqrt{\sin \varphi}}{\cos(\pi/4 - \varphi/2)}}. \quad (173)$$

Большая полуось частично пройденного эллипса равна

$$a = -\frac{\lambda}{h},$$

где λ определяется из (15), а постоянная h — из равенства

$$h = -\frac{2g_0 r_0}{1 + \sin \varphi}, \quad (174)$$

которое непосредственно вытекает из уравнений (169) и (170).

Таким образом, имеем

$$a = r_0 \cos^2 \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right). \quad (175)$$

Подставляя далее в общую формулу для эксцентриситета кривых второго

порядка

$$e = \sqrt{1 + \frac{hC^2}{\lambda^2}}$$

полученные выше выражения (15) и (174) для λ и h , а также получаемое из (168) выражение

$$C_2 = r_0 v_0 \cos \beta_0 = r_0 \sqrt{2g_0 r_0 \frac{\sin \varphi}{1 + \sin \varphi} + \cos \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right)},$$

получим

$$e = \operatorname{tg} \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right). \quad (176)$$

Линейный эксцентриситет

$$d = ae = \frac{r_0}{2} \cos \varphi. \quad (177)$$

Расстояние от вершины траектории в апогее до центра Земли

$$r_\alpha = a(1 + e) = r_0 \sqrt{2} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right). \quad (178)$$

Высота траектории

$$H = r_\alpha - r_0 = r_0 \sqrt{2} \sin \frac{\varphi}{2} \sin \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right). \quad (179)$$

Гипотетический перигей удален от центра Земли на расстояние

$$r_\pi = a(1 - e) = r_0 \sqrt{2} \sin \frac{\varphi}{2} \cos \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right). \quad (180)$$

Величина малой полуоси

$$b = \sqrt{r_\alpha r_\pi} = r_0 \sqrt{\sin \varphi} \cos \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right). \quad (181)$$

Гипотетическое время полета аппарата от перигея (расположенного внутри планеты) до поверхности планеты найдем по уравнению Кеплера

$$t_0 = \frac{U}{2\pi} (E - e \sin E)$$

и, следовательно, полное время полета по истинной траектории над поверхно-

Таблица 15

Элементы эллиптических земных траекторий

2φ , град	s , км	β	v_0 , м/сек	e	d , км	a , км	b , км	r_α , км	H , км	r_π , км	E	t		$v_{ср}$, км/час
												мин	сек	
0	0	45°	0	1	3189	3189	0	6378	0	0	180°	0	0	0
10	1 113	42°30'	3168	0,91633	3177	3467	1388	6644	266	290	156°23'44"	8 23	7 967	10 720
20	2 226	40	4304	0,83910	3141	3743	2036	6884	505	602	147 2 42	12 28	10 720	12 568
30	3 340	37 30	5074	0,76733	3081	4015	2574	7095	717	934	140 6 52	15 57	12 568	13 967
40	4 453	35	5649	0,70021	2997	4280	3056	7277	898	1283	134 26 38	19 8	13 967	15 114
50	5 566	32 30	6099	0,63707	2890	4537	3483	7427	1049	1645	129 34 26	22 6	15 114	16 094
60	6 679	30	6460	0,57735	2762	4784	3906	7546	1167	2022	125 15 52	24 54	16 094	16 982
70	7 793	27 30	6755	0,52057	2612	5018	4285	7631	1253	2406	121 22 14	27 32	16 982	17 829
80	8 906	25	6999	0,46631	2443	5239	4635	7682	1304	2796	117 47 42	29 58	17 829	18 654
90	10 019	22 30	7201	0,41421	2255	5444	4955	7699	1321	3189	114 28 12	32 14	18 654	19 486
100	11 132	20	7369	0,36397	2050	5632	5246	7682	1304	3582	111 20 38	34 17	19 486	20 345
110	12 246 ⁶	17 30	7508	0,31530	1829	5802	5506	7631	1253	3972	108 22 44	36 7	20 345	21 247
120	13 359 ⁶	15	7623	0,26795	1595	5951	5734	7546	1167	4357	105 32 32	37 43	21 247	22 140
130	14 472	12 30	7715	0,22169	1348	6080	5928	7427	1049	4732	102 48 30	39 6	22 140	23 249
140	15 585	10	7788	0,17633	1090	6186	6089	7277	898	5095	100 9 20	40 13	23 249	24 378
150	16 699	7 30	7843	0,13165	825	6270	6215	7095	717	5444	97 33 54	41 6	24 378	25 617
160	17 812	5	7882 ⁷	0,08749	554	6330	6306	6884	505	5776	95 1 9	41 43	25 617	26 978
170	18 925	2 30	7904 ⁸	0,04366	278	6366	6360	6644	266	6088	92 30 9	42 5	26 978	28 483
180	20 038	0	7912	0	0	6378	6378	6378	0	6378	90	42 13	28 483	

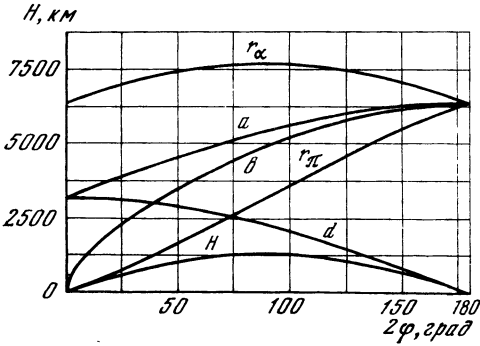


Рис. 32

стью планеты будет равно

$$t = U - 2t_0 = \frac{U}{\pi} (\pi - E + e \sin E), \quad (182)$$

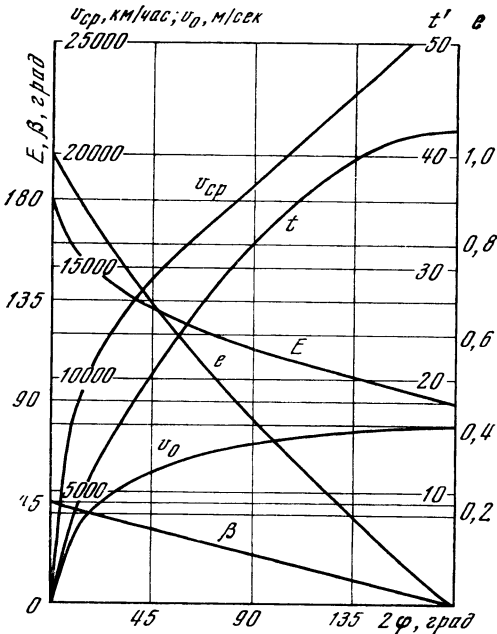
где теоретическое время обращения аппарата равно

$$U = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\lambda}} = 2\pi \cos^3 \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right) \sqrt{\frac{r_0}{g_0}},$$

а величина эксцентрической аномалии E определяется равенством

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} \sqrt{\frac{1-e}{1+e}},$$

Рис. 33



или, после подстановки значений α и e из (171) и (176),

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} \sqrt{\operatorname{ctg} \frac{\varphi}{2}}. \quad (183)$$

Таким образом, мы получим все параметры эллиптической траектории, у которой только часть, расположенная над поверхностью Земли, является истинным путем аппарата. Продолжение пути внутри планеты является воображаемым движением, которое не могло бы быть осуществлено согласно с найденными параметрами даже в том случае, если бы масса планеты была рассеяна таким образом, что она не оказывала бы сопротивления движению аппарата.

В самом деле, мы знаем, что характер влияния тяготения зависит от того, расположена ли материальная точка снаружи или внутри сферы (см. стр. 149). В приведенных же формулах мы неявно принимали допущение, что вся масса Земли сосредоточена в ее ядре и что траектория нашего аппарата целиком расположена вне этого ядра.

Это обстоятельство, впрочем, нисколько не влияет на характеристики участка истинного пути, который только и представляет для нас интерес. Поэтому мы можем принять этот метод расчета, хотя он и основан частично на упрощающем допущении.

Если s есть наименьшая дуга, соединяющая две точки на поверхности Земли (расстояние «по прямой»), то

$$\varphi^\circ = \frac{90^\circ s}{\pi r_0}$$

и, следовательно,

$$s = \pi r_0 \frac{\varphi^\circ}{90^\circ}. \quad (184)$$

Средняя скорость аппарата, отнесенная к расстоянию «по прямой», будет равна

$$v_{cp} = \frac{s}{t}. \quad (185)$$

Любая удаленная точка нашей планеты может быть достигнута, если радиус действия аппарата равен половине земной окружности.

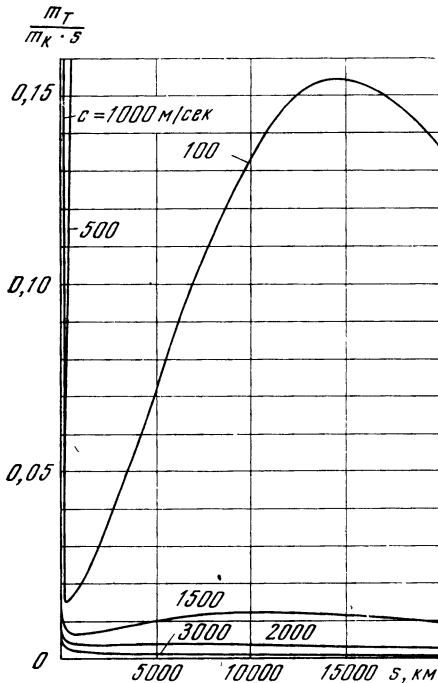


Рис. 34

Взглянув на карту континентального полушария, можно сразу заметить, насколько благоприятное положение занимает Европа. В самом деле, например, из Москвы можно достигнуть любого пункта в Африке, Северной Америке, большей части Южной Америки и всей Азии при радиусе действия аппарата, равном всего лишь четверти земной окружности.

В табл. 15 приведены элементы эллиптических земных траекторий. На рис. 32 и 33 даны кривые, выражающие зависимость этих элементов от угла $2\varphi^4$.

Кривые, выражающие зависимость расхода топлива на 1 км пути на Земле, отнесенного к 1 кг конечной массы ракеты — в функции от пройденного пути, т. е. отвечающие уравнению

$$\frac{m_T}{m_K s} = \frac{e^{\frac{v}{c}} - 1}{s},$$

имеют весьма различный характер в зависимости от того, как велика ско-

рость истечения. Так, при $c \geq 3000$ м/сек эта функция все время убывает вплоть до расстояния, отвечающего полету к антиподам; при $c \leq 2000$ м/сек она вначале проходит через минимум, а потом через максимум.

Таким образом, в одних случаях можно обойтись наименьшим количеством топлива, совершая путь в виде одной дуги, а в других случаях описывая ряд коротких дуг (рис. 34).

2. Круговая скорость

Если какое-либо тело брошено с некоторой начальной скоростью, направленной горизонтально, то оно, вообще говоря, падает обратно на Землю вследствие искривления траектории, обусловленного земным притяжением и имеющего большую кривизну, чем кривизна нашей планеты.

Радиус кривизны траектории возрастает с увеличением начальной скорости, и при известной величине этой скорости траектория превращается в окружность, концентричную с поверхностью Земли (рис. 35). Эту скорость мы будем называть круговой.

За малый промежуток времени dt аппарат прошел бы по инерции прямолинейный путь AB . Под влиянием же силы притяжения он приблизится к центру Земли на расстояние BC . Если аппарат выпущен с круговой скоростью, то $OC = OA$ и тогда

$$r^2 + v_{кр}^2 (dt)^2 = \left[\frac{1}{2} g (dt)^2 + r \right]^2.$$

Пренебрегая бесконечно малыми величинами второго порядка, будем иметь

$$v_{кр} = \sqrt{gr}, \quad (186)$$

или же

$$v_{кр} = v_{кр_0} \sqrt{\frac{r_0}{r}}, \quad (187)$$

или⁹

$$v_{кр} = \sqrt{\frac{\lambda}{r}} \quad (188)$$

(см. далее табл. 17 и рис. 39).

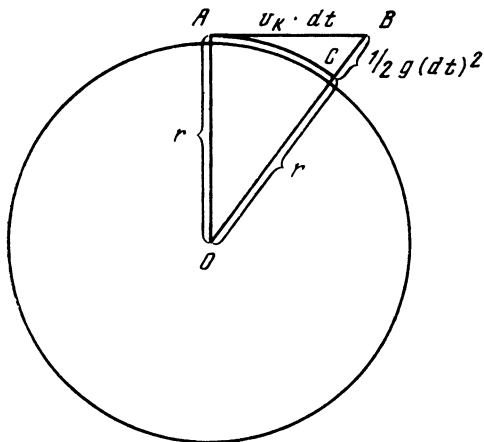


Рис. 35

Величину круговой скорости можно также определить, приравняв центростремительное ускорение аппарата ускорению силы тяжести, т. е. положив

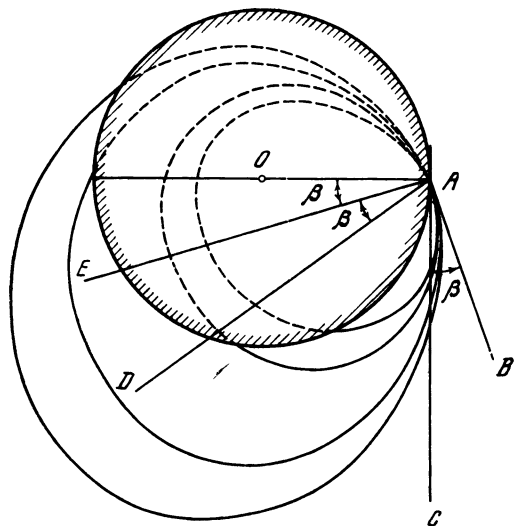
$$\frac{v_{кр}^2}{r} = g.$$

Траектория, соответствующая «круговой скорости», может быть получена лишь при вполне определенной скоро-

сти, направленной горизонтально и лежащей в плоскости одного из больших кругов планеты. В самом деле, если направление начальной скорости AB (рис. 36) составляет угол β с горизонталью AC и величина скорости меньше параболической, то тело будет двигаться по дуге эллипса, имеющего один постоянный фокус O в центре планеты, в то время как другой фокус будет расположен на прямой AD , образующей с AO угол, равный 2β ; это следует из того, что нормаль \overline{AE} кривой в точке взлета является биссектрисой угла, образуемого обоими радиусами-векторами эллипса. Таким образом, ясно, что при $\beta \neq 0$ эксцентриситет не может обратиться в нуль, а, следовательно, траектория в этом случае не может быть окружностью ¹⁰.

Круговую скорость у поверхности Земли удобно принять в качестве единицы для сравнения космических скоростей, характеризующих данную планету («первая космическая скорость») ¹¹. В самом деле она является наименьшей скоростью, позволяющей аппарату оторваться от поверхности планеты и продолжать затем постоянно двигаться по траектории, наименее возмущаемой влиянием других небесных тел.

Рис. 36



3. Параболическая скорость и скорость освобождения

Элементарная работа, необходимая для перемещения массы m , расположенной в расстоянии r от центра планеты, на величину пути dr (рис. 37), равна

$$dT = mgdr = mg_0 r_0^2 \frac{dr}{r^2},$$

а работа, потребная для удаления той же массы с поверхности планеты на расстояние r_1 от ее центра, очевидно, равна

$$T_{r_1} = mg_0 r_0^2 \int_{r_0}^{r_1} \frac{dr}{r^2} = mg_0 r_0 \left(1 - \frac{r_0}{r_1} \right). \quad (189)$$

При удалении в бесконечность ($r_1 = \infty$) имеем ¹²

$$T_{\infty} = mg_0 r_0. \quad (190)$$

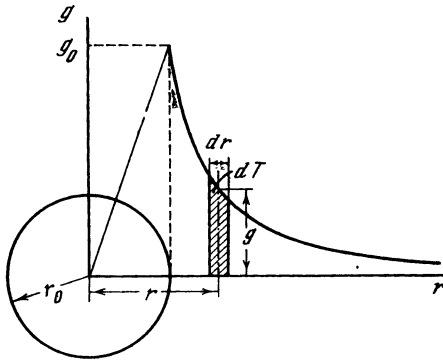


Рис. 37

Полученная работа оказывается, таким образом, равной той работе, которую нужно было бы затратить для подъема тела на высоту, равную радиусу планеты, и при условии, что напряжение тяжести не изменяется по мере удаления тела от центра планеты.

Из равенств (189) и (190) следует, что

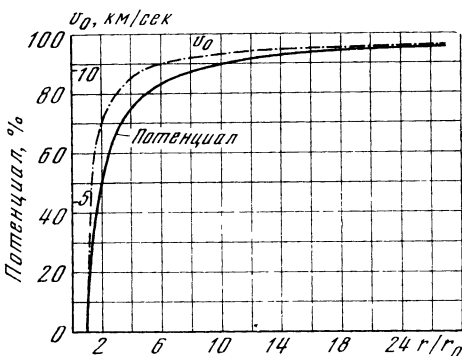
$$\frac{T_{r_1}}{T_\infty} = \frac{r_1 - r_0}{r_1} \quad (191)$$

Подставляя в равенство (190) значение g из (14), получим

$$T_\infty = k^2 \frac{\mu m}{r_0}, \quad T_\infty = \frac{\lambda}{r_0} m. \quad (192)$$

Эта работа, отнесенная к единице массы, представляет собой потенциал данной планеты.

Рис. 38



Для того чтобы тело, брошенное вертикально, удалилось от центра планеты на расстояние r_1 , необходимо сообщить ему начальную скорость v_0 , которая удовлетворяла бы равенству

$$\frac{mv_0^2}{2} = mg_0 r_0 \left(1 - \frac{r_0}{r_1}\right), \quad (193)$$

откуда

$$v_0 = \sqrt{2g_0 r_0 \left(1 - \frac{r_0}{r_1}\right)},$$

или

$$v_0 = \sqrt{\lambda \left(\frac{1}{r_0} - \frac{1}{r_1}\right)}. \quad (194)$$

Для достижения той же высоты при наклонном взлете потребовалась бы большая начальная скорость, так как в этом случае при прохождении высшей точки траектории тело обладало бы еще некоторой кинетической энергией.

Формулы (191) и (194) иллюстрируются табл. 16 и кривыми на рис. 38.

Для того чтобы удалить какое-либо тело из сферы притяжения планеты, необходимо сообщить ему на поверхности планеты определенную скорость,

Таблица 16

$\frac{r}{r_0}$	Потенциал светила, %	v_0 для Земли, км/сек	$\frac{r}{r_0}$	Потенциал светила, %	v_0 для Земли, км/сек
1	0	0	2,4	58,333	8,546
1,05	4,762	2,442	2,7	62,963	8,878
1,1	9,091	3,374	3	66,667	9,136
1,15	13,043	4,041	3,5	71,428	9,456
1,2	16,667	4,568	4	75,000	9,690
1,25	20,000	5,004	5	80,000	10,008
1,3	23,077	5,375	6	83,333	10,214
1,4	28,571	5,981	8	87,500	10,466
1,5	33,333	6,460	10	90,000	10,615
1,6	37,500	6,852	15	93,333	10,808
1,7	41,176	7,180	25	96,000	10,963
1,8	44,444	7,459	50	98,000	11,077
1,9	47,368	7,701	100	99,000	11,133
2	50,000	7,912	1000	99,900	11,183
2,2	54,545	8,264	∞	100,000	11,189 ¹³

величина которой определится из формулы (194), в которой нужно положить $r_1 = \infty$. Тогда будем иметь ¹⁴

$$v_{\text{по}} = \sqrt{2g_0r_0}, \quad (195)$$

а формула (194) примет вид

$$v_0 = v_{\text{по}} \sqrt{1 - \frac{r_0}{r_1}}. \quad (196)$$

Обобщая первую формулу (194) на тот случай, когда удалившееся от планеты тело обладает на расстоянии r_1 скоростью v_1 , получим выражение для взлетной скорости

$$v_0 = \sqrt{v_1^2 + 2g_0r_0 \frac{r_1 - r_0}{r_1}}. \quad (197)$$

Преобразуя это уравнение, найдем, что достигнутое телом расстояние от центра планеты будет равно

$$r_2 = \frac{r_0}{r_0/r_1 - (v_1/v_{\text{по}})^2}. \quad (198)$$

В частном случае, когда $v_1 = v_0$, имеем

$$r_1 = r_0 \frac{v_{\text{по}}^2}{v_{\text{по}}^2 - v_1^2}. \quad (199)$$

В уравнение (189) вместо g_0 и r_0 мы можем подставить величины g и r , и в результате получим выражения для скорости, необходимой для удаления тела из любой точки в бесконечность

$$v_{\text{п}} = \sqrt{2gr}, \quad v_{\text{п}} = \sqrt{\frac{2\lambda}{r}}, \quad (200)$$

или

$$v_{\text{п}} = v_{\text{по}} \sqrt{\frac{r_0}{r}} \quad (201)$$

(рис. 39, табл. 17).

На основании (186) и (200) можем также написать

$$v_{\text{п}} = \sqrt{2}v_{\text{кр}}. \quad (202)$$

Сравнивая уравнения (200) и (167), видим, что тело, обладающее этой скоростью, движется по параболе, почему данная скорость и носит название п а р а б о л и ч е с к о й.

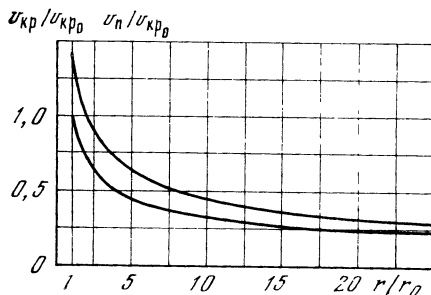


Рис. 39

Определим теперь, какую скорость будет иметь тело на расстоянии r_1 от центра планеты, если оно выпущено с ее поверхности со скоростью $v_{\text{по}}$. На основании закона сохранения энергии

Таблица 17

$\frac{r}{r_0}$	Общие величины		Солнце в фокусе		Земля в фокусе	
	$v_{\text{кр}}$	$v_{\text{п}}$	$v_{\text{кр}}$,	$v_{\text{п}}$,	$v_{\text{кр}}$,	$v_{\text{п}}$,
	$v_{\text{кр}0}$	$v_{\text{кр}0}$	км/сек	км/сек	км/сек	км/сек
1	1	1,414	29,766	42,095	7,912	11,189
1,1	0,953	1,348	28,381	40,136	7,544	10,669
1,2	0,913	1,291	27,173	38,428	7,223	10,214
1,3	0,877	1,240	26,107	36,920	6,939	9,814
1,4	0,845	1,195	26,157	35,577	6,687	9,457
1,5	0,816	1,155	24,304	34,371	6,460	9,136
1,7	0,767	1,085	22,830	32,286	6,068	8,582
2	0,707	1,000	21,048	29,766	5,595	7,912
2,5	0,632	0,894	18,826	26,624	5,004	7,077
3	0,577	0,816	17,185	24,304	4,568	6,460
4	0,500	0,707	14,883	21,048	3,956	5,595
5	0,447	0,632	13,312	18,826	3,538	5,004
7	0,378	0,534	11,250	15,911	2,990	4,229
10	0,316	0,447	9,413	13,312	2,502	3,538
15	0,258	0,365	7,686	10,809	2,043	2,889
20	0,224	0,316	6,656	9,413	1,769	2,502
30	0,182	0,258	5,434	7,686	1,445	2,043
40	0,158	0,224	4,706	6,656	1,251	1,769
50	0,141	0,200	4,210	5,953	1,119	1,582
70	0,119	0,169	3,558	5,032	0,946	1,337
100	0,100	0,141	2,980	4,214	0,791	1,119
500	0,045	0,063	1,331	1,883	0,354	0,500
1000	0,032	0,045	0,941	1,331	0,250	0,354
∞	0	0	0	0	0	0

Таблица 18

Главнейшие космические скорости солнечной системы (в км/сек)

Параметры	Обозначение	Солнце	Меркурий	Венера	Земля	Марс	Юпитер	Сатурн	Уран	Нептун	Плутон
Круговая скорость на поверхности светила λ	$v_{кр0}$	437,535	3,028	7,319	7,912 ²²	3,562	42,205	25,100	15,308	16,129	7,7
Параболическая скорость при нахождении светила в фокусе	$v_{\text{фо}}$	618,753	4,282	10,351	Э. 11,189 П. 14,208	5,038	59,686 П. 64,778	35,495 37,500	21,648	22,810	10,8
Относительные скорости	$v_{\text{кр0}}, v_{\text{фо}}$	55,300	0,383	0,925	Э. 1 П. 1,002	0,450	Э. 5,334 П. 5,521	3,172 3,351	1,935	2,039	0,97
Относительная кинетическая энергия при $v_{\text{кр}}$ и v	W	3057,651	0,146	0,856	Э. 1 П. 1,002	0,203	Э. 28,451 П. 30,481	10,062 11,237	3,743	4,155	0,94
Средняя скорость движения планет по орбите	$w_{\text{крС}}$	—	47,842	34,999	29,766	24,114	13,050	9,638	6,795	5,428	4,739
Параболическая скорость при нахождении Солнца в фокусе	$v_{\text{ПС}}$	618,753	67,659	49,495	42,095	34,102	18,455	13,630	9,609	7,676	6,701
$v_{\text{ДС}} = v_{\text{ПС}} - w_{\text{крС}}$	$v_{\text{ДС}}$	—	19,819	14,497	12,329	9,988	5,405	3,992	2,814	2,248	1,962
Относительные скорости	$w_{\text{крС}}, w_{\text{ПС}}, v_{\text{ДС}}$	—	1,607	1,176	1	0,810	0,439	0,324	0,228	0,182	0,159
Относительная кинетическая энергия при $w_{\text{крС}}, v_{\text{ПС}}, v_{\text{ДС}}$	$W_{\text{С}}$	—	2,583	1,382	1	0,656	0,194	0,105	0,052	0,033	0,025
Относительная кинетическая энергия при v_1	W_1	1379,051	4,481	1,443	1	0,451	13,851	5,125	1,716	1,892	0,971
Скорость освобождения от планетной системы	$w_{\text{ос}}^{23}$	618,753	20,275	17,812	16,662 ²⁴	14,187	62,012	37,720	21,829	22,920	14,0
		37,136	1,217	1,069	1	0,671	3,722	2,264	1,310	1,376	0,661

и принимая во внимание второе уравнение (200), получим выражение для искомой скорости в виде

$$v = v_{\text{по}} - v_{\text{по}} \sqrt{1 - \frac{r_{p_1}}{r_1}} = v_{\text{пн}}.$$

Из этого равенства следует, что тело, получившее в какой-либо точке пространства соответствующую ей параболическую скорость, будет иметь на протяжении всей траектории также параболическую скорость, но отвечающую проходимой в данной момент точке ¹⁵.

Приведенные рассуждения, относящиеся к восходящему движению тела, в такой же мере применимы и для падающего тела, но в последнем случае соответствующие величины должны быть взяты с обратным знаком.

Если тело обращается по круговой орбите около центрального светила со

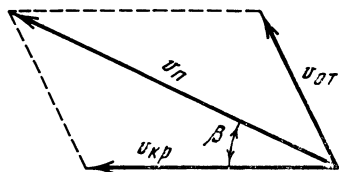


Рис. 40

скоростью $v_{кр}$ (рис. 40), то для удаления тела в бесконечность ему необходимо сообщить скорость, которая на основании (202) будет равна

$$v_{от} = v_{кр} \sqrt{3 - 2\sqrt{2} \cos \beta}. \quad (203)$$

Для удаления в бесконечность по прямой линии, которая, кстати сказать, должна проходить через данное тело и центральное светило ($\beta = 90^\circ$), будем иметь

$$v_{от} = \sqrt{3} v_{кр}.$$

Если параболическая скорость имеет одинаковое направление с круговой скоростью ($\beta = 0$), то

$$(v_{от})_{\min} = (\sqrt{2} - 1) v_{кр}, \quad (204)$$

а если эти скорости направлены в противоположные стороны ($\beta = \pi$), то

$$(v_{от})_{\max} = (\sqrt{2} + 1) v_{кр}. \quad (205)$$

Из последних двух равенств получим

$$\frac{(v_{от})_{\max}}{(v_{от})_{\min}} = 5,828.$$

Параболическая скорость данного тела является в то же время скоростью его освобождения от поля тяготения светила, если тело находится под действием лишь одной силы притяжения со стороны этого светила, как это имело бы место, например,

Таблица 19

Планета	Спутники	$w_{оп}$, км/сек	$w_{пп}$, км/сек	$v_{кpo}^{26}$, км/сек	$v_{по}$, км/сек
Земля	Луна	1,023	1,447	1,679	2,374
Марс	I	2,139	3,024	—	—
	II	1,352	1,911	—	—
Юпитер	I	17,328	24,505	1,835	2,595
	II	13,735	19,424	1,466	2,073
	III	10,874	15,379	1,963	2,776
	IV	8,200	11,596	1,505	2,128
	V	26,342	37,253	—	—
	VI	3,323	4,700	—	—
	VII	3,282	4,642	—	—
	VIII	2,313	3,271	—	—
	IX	2,307	3,263	—	—
Сатурн	I	14,306	20,232	0,280	0,396
	II	12,623	17,851	0,507	0,717
	III	11,342	16,040	0,823	1,164
	IV	10,020	14,171	0,990	1,400
	V	8,478	11,989	1,282	1,813
	VI	5,568	7,874	5,323	7,528
	VII	5,055	7,149	—	—
	VIII	3,261	4,612	—	—
	IX	1,710	2,419	—	—
Уран	I	5,530	7,821	—	—
	II	4,668	6,601	—	—
	III	3,659	5,175	—	—
	IV	3,165	4,475	—	—
Нептун	Три-тон	4,373	6,184	—	—

при взлете с поверхности Солнца. Однако космический корабль, покидающий планету, испытывает одновременно влияние поля тяготения планеты и Солнца.

Если направление взлетной скорости космического корабля параллельно направлению скорости $w_{крс}$ движения планеты по ее орбите, то можно с достаточной степенью приближения написать

$$\frac{mv_{ос}^2}{2} = \frac{mv_{пп}^2}{2} + \frac{mv_{дс}^2}{2},$$

где через $v_{пп}$ обозначена параболическая скорость для случая, когда действует лишь поле тяготения планеты, а через $v_{дс}$ — разность $v_{дс} = S_{крс}$. Из последнего равенства получим¹⁶

$$v_{ос} = \sqrt{v_{пп}^2 + v_{дс}^2}. \quad (206)$$

В табл. 18 и 19 приведены главные космические скорости для нашей Солнечной системы.

4. Искусственные спутники¹⁷

Когда будет достигнута первая космическая скорость, в порядок дня встанет вопрос о постройке обитаемого и искусственного спутника, обращающегося вокруг Земли или другой планеты¹⁸ вне ее атмосферы.

Благодаря отсутствию сопротивления воздуха форма такого спутника может быть выбрана без каких-либо ограничений¹⁹; движение его по орбите продолжалось бы по инерции под действием силы тяготения и не требовало бы расхода топлива.

Постройка спутника может быть произведена из нескольких частей, последовательно отправленных с Земли²⁰. Его устройство должно базироваться на тех же принципах, что и устройство космического корабля, а условия жизни будут напоминать условия в кабине космического корабля.

Искусственные спутники могут быть использованы в качестве отправных станций для космических путешествий,

требующих очень большой суммарной скорости ракеты и поэтому неосуществимых при взлете непосредственно с земной поверхности. При разделении путешествия на этапы можно значительно уменьшить коэффициент наполнения космической ракеты и ее секундный расход топлива и, несмотря на это, увеличить ускорение ракеты.

Если удастся построить космический корабль с достаточным коэффициентом полезной нагрузки для достижения искусственного спутника, то при взлете со спутника к.п.д. аппарата будет значительно больше, так как в этом случае ускорение земной тяжести будет уравниваться центробежным ускорением спутника, и потому достаточно будет небольшого и постоянного расхода топлива, что, естественно, очень упрощает конструкцию.

Таким образом, вместо применения ракеты с наибольшим постоянным допустимым ускорением, как это необходимо при взлете с Земли, можно будет использовать более простую ракету с постоянным расходом, причем расход должен быть рассчитан таким образом, чтобы только в конце горения топлива перегрузка достигла наибольшей допустимой величины.

Другими словами, должно быть соблюдено условие

$$\gamma_n = \frac{\gamma_{кр}}{K_n},$$

где $\gamma_{кр}$ означает наибольшее конечное ускорение реактивной тяги.

Таким путем можно будет достигнуть любой точки Солнечной системы, так как для Земли скорость освобождения примерно равна удвоенной круговой скорости.

При наличии внеземной станции не только топливо, но и полезный груз, необходимый для конечной цели путешествия, может быть разделен на части, последовательно доставляемые на такую станцию. Низкокипящие топливные компоненты можно будет без затруднения хранить на ней в жидком виде, используя для этого уже описанные выше способы (стр. 102).

Не исключена возможность посылки на внеземную станцию автоматически управляемых аппаратов, с тем чтобы они были встречены высланным к ним со станции пилотируемым аппаратом. Таким способом можно будет перевозить неодушевленные грузы с гораздо большим ускорением, чем это можно допустить для пассажирских аппаратов, и, следовательно, можно выгадать в расходе топлива.

Правда, общий расход топлива в случае посадки на искусственном спутнике будет больше, чем если бы весь путь после взлета с Земли происходил без остановок, но осуществление полета в мировое пространство, несомненно, облегчается²⁶.

К сожалению, наш естественный спутник — Луна — по ряду причин не может в этом отношении быть очень полезным: во-первых, расстояние до Луны велико и это потребует большой скорости взлета с Земли; во-вторых, большое время обращения ее вокруг Земли не всегда дало бы возможность использовать ее скорость для отлета на планеты; в-третьих, отсутствие на ней атмосферы вызывает необходимость расхода топлива при посадке, а высокий потенциал обуславливает сравнительно большую взлетную скорость.

На экваторе возможно создание искусственного спутника, постоянно находящегося в зените²⁷. Чтобы найти его расстояние от центра Земли, необходимо величину круговой скорости, определяемую формулой (186), подчинить условию²⁸

$$v = \frac{2\pi r}{\Theta},$$

где $\Theta = 86\ 164$ сек. Таким образом, найдем, что $r = 42\ 188$ км²⁹.

Если орбита спутника не совпадает с плоскостью экватора, то спутник, облетающий на этом расстоянии, будет виден с различных точек Земли ежедневно в один и тот же момент и в определенном направлении³⁰.

Основная ценность близкого к Земле искусственного спутника заключает-

ся в том, что для полета к нему нужна небольшая начальная скорость. Другое преимущество состоит в возможности взлета со спутника под желаемым углом к земной орбите со скоростью $v_{от}$, параллельной касательной скорости спутника, и притом почти в любой момент.

Для реализации путешествия «по этапам» вовсе не обязательно создание постоянного искусственного спутника.

Для указанной цели можно отправить космическую ракету в полет сначала по круговой или эллиптической орбите вокруг Земли, затем, доставляя к ней с помощью вспомогательных ракет необходимые материалы, пополнить ее полезную нагрузку, заправить баки топливом, произвести, если нужно, соответствующие изменения в конструкции и направить полет к намеченной цели.

Мы считаем, что было бы полезно создать и такие внеземные станции, которые имели бы Солнце в фокусе своей орбиты. Они могут быть использованы таким же образом, как и искусственные спутники Земли, а кроме того, могут использоваться для путешествия в области, близкие к Солнцу. Траектории таких полетов мы рассмотрим ниже (стр. 129). В отношении таких солнечных станций мы имеем очень благоприятную обстановку: многие астероиды, благодаря их удачному положению относительно Солнца, ничтожному потенциалу и возможности, вследствие их многочисленности, выбора наиболее выгоднейшего планетоида в смысле положения в пространстве, представляют собой особенно удобные промежуточные станции.

Для получения параболической скорости при взлете с внеземной станции нужно сообщить аппарату дополнительную скорость

$$v_{д} = v_{ц} - v_{кр} = \sqrt{\frac{2\lambda}{r}} - \sqrt{\frac{\lambda}{r}}. \quad (207)$$

Для того чтобы аппарат на бесконечном расстоянии имел скорость v_{∞} ,

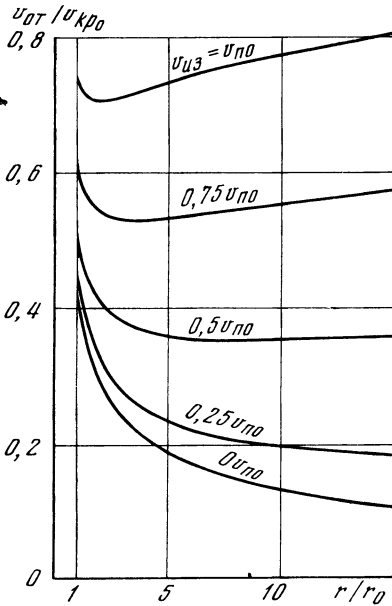


Рис. 41

необходимо сообщить ему относительную взлетную скорость

$$v_{от} = v_{г} - v_{кр} = \sqrt{\frac{2\lambda}{r} + v_{из}^2} - \sqrt{\frac{\lambda}{r}}. \quad (208)$$

На рис. 41 даны значения $v_{из}$ при различных величинах $v_{от}$.

Если скорость $v_{из}$ постоянна, то, дифференцируя равенство (208), найдем, что $v_{от}$ имеет минимум, когда

$$r = \frac{2\lambda}{v_{из}^2}. \quad (209)$$

При убывании $v_{из}$ до нуля это расстояние, очевидно, возрастает до бесконечности. Если скорость $v_{из}$ весьма велика, то величина r теоретически, очевидно, стремится к нулю, в действительности же она ограничена земной поверхностью. Если взлет происходит со спутника, обращающегося непосредственно у поверхности планеты, то $v_{от}$ имеет минимум при

$$v_{из} = \sqrt{\frac{2\lambda}{r_0}} = v_{по}.$$

Таким образом, если $v_{из} > v_{по}$, то выгодно совершать взлет со спутника,

расположенного возможно ближе к планете.

Обобщая наши рассуждения на тот случай, когда искусственные спутники совершают эллиптические орбиты, рассмотрим участки траекторий, на которых скорости спутников равны $kv_{п}$. Тогда будем иметь

$$v_{от} = v_{г} - kv_{п} = \sqrt{\frac{2\lambda}{r} + v_{из}^2} - k \sqrt{\frac{2\lambda}{r}}, \quad (210)$$

и скорость $v_{от}$ будет иметь минимум при условии, что

$$r = \frac{2(1-k^2)}{k^2} \frac{\lambda^2}{v_{из}^2}. \quad (211)$$

В последующих расчетах мы будем предполагать, что при всех намечаемых путешествиях с Земли взлет совершается с искусственного спутника, обращающегося на высоте 200 км с соответствующей этой высоте скоростью 7,791 км/сек. Поэтому можно считать, что на высоте порядка 200 км сопротивление воздуха уже совсем незначительно³¹.

Вычисленные для этих условий значения K_H вполне точны, так как при взлете с искусственного спутника ускорение земного притяжения уравновешивается центробежным ускорением, обусловленным круговым движением спутника.

5. Наименьшая скорость взлета

При одной и той же скорости взлета величина r_{α} имеет максимум в случае, когда $v_{от}$ направлена одинаково с $w_{кр}$; величина r_{π} имеет минимум в противоположном случае.

В самом деле, на основании уравнений (167) и (188)

$$v = w_{кр} \sqrt{2 - \frac{1}{\alpha}} = w_{кр} \sqrt{\frac{2r_{\alpha, \pi}}{1 + r_{\alpha, \pi}}}; \quad (212)$$

с другой же стороны, как видно из рис. 42,

$$v_{от}^2 = w_{кр}^2 + v^2 - 2w_{кр}v \cos \beta. \quad (213)$$

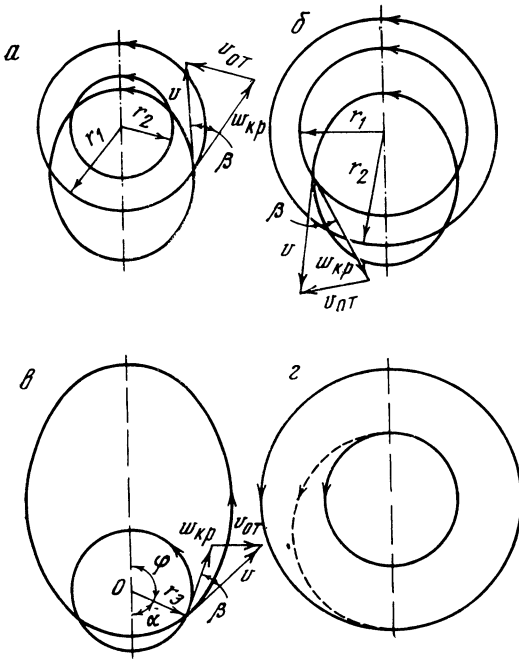


Рис. 42

Введем обозначение

$$\sqrt{\frac{2r_{\alpha, \pi}}{1 + r_{\alpha, \pi}}} = y. \quad (214)$$

Очевидно, r_{α} будет иметь максимум одновременно с y_{\max} и соответственно r_{π} будет иметь минимум одновременно с y_{\min} .

Но на основании (213), (212) и (214)

$$y = \cos \beta \pm \sqrt{\frac{v_{от}^2}{w_{кр}^2} - \sin^2 \beta}. \quad (215)$$

Взяв первую и вторую производные от y , найдем, что r_{α} имеет максимум при $\beta = 0$, а r_{π} имеет минимум при $\beta = \pi$.

Во всяком случае, на основании (215), всегда имеем

$$\sin \beta \leq \frac{v_{от}}{w_{кр}}.$$

Нетрудно убедиться, что для получения заданного максимума r_{α} , или соответственно минимума r_{π} , величина $v_{от}$

при взлете с данной планеты будет наименьшей в том случае, когда последняя находится в перигелии или соответственно в афелии.

Таким образом, приняв во внимание, что

$$w_{\pi} = na \sqrt{\frac{1+e}{1-e}}, \quad w_{\alpha} = na \sqrt{\frac{1-e}{1+e}}, \quad (216)$$

получим, в частности, для случая взлета с Земли, что когда $r_{\pi} = 0$, то в афелии $v_{от} = 29,271$ км/сек, т. е. на 0,495 км/сек меньше средней величины, а когда $r_{\alpha} = \infty$, то в перигелии $v_{от} = 42,451 - 30,268 = 12,183$ км/сек, т. е. на 0,146 км/сек меньше сравнительно со средней скоростью ³².

6. Полеты на Луну

Эти полеты особенно облегчаются тем, что солнечное притяжение практически не оказывает на них никакого влияния. В противоположность путешествиям на другие планеты в данном случае полет может быть предпринят почти в любое время³³ и будет иметь малую длительность. Поэтому необходимые запасы продуктов могут быть минимальными.

П р я м о л и н е й н ы й п о л е т. Допустим, что Земля и Луна неподвижны. Тогда, если мы хотим послать аппарат с Земли на Луну, то достаточно сообщить ему такую скорость, которая позволила бы ему пролететь несколько дальше нейтральной точки между обоими небесными телами, после чего он будет продолжать движение к Луне под действием ее притяжения.

Имея в виду, что силы притяжения Земли и Луны направлены в противоположные стороны, мы можем на основании (193) написать для тела, брошенного с земной поверхности по направлению к Луне, следующее уравнение:

$$\frac{mv_{03}^2}{2} = mg_{03}r_{03}^2 \left(\frac{1}{r_{03}} - \frac{1}{r_3} \right) - mg_{0Л}r_{0Л}^2 \left(\frac{1}{r_{Л}} - \frac{1}{r_{Л}} \right), \quad (217)$$

где r_3 — наибольшее расстояние между брошенным телом и центром Земли; $r_{\text{Л}}$ — расстояние того же тела от центра Луны; $r'_{\text{Л}}$ — минимальное расстояние от земной поверхности до центра Луны.

Если тело должно достигнуть нейтральной точки, положение которой мы уже определили раньше (стр. 20), то, имея в виду, что

$$r_{03} = 6378,388 \cdot 10^5 \text{ см};$$

$$r_{0\text{Л}} = 1737,99 \cdot 10^5 \text{ см};$$

$$g_{03} = 981,42 \text{ см/сек}^2;$$

$$g_{0\text{Л}} = 162,21 \text{ см/сек}^2;$$

$$r_3 = 346\,067 \cdot 10^5 \text{ см};$$

$$r_{\text{Л}} = 38\,336 \cdot 10^5 \text{ см};$$

$$r'_{\text{Л}} = 378\,025 \cdot 10^5 \text{ см},$$

найдем

$$\frac{v_{03}^2}{2} \text{ м}^2/\text{сек}^2 = 61\,445\,012 - 114\,842.$$

Сопоставив между собой оба слагаемые правой части, из которых первое пропорционально работе, поглощенной полем тяготения Земли, а второе — работе, выделенной полем тяготения Луны, мы увидим, что доля влияния нашего спутника совсем ничтожна.

Из последнего равенства найдем окончательно, что

$$v_{03} = 11,075 \text{ км/сек},$$

т. е. примерно на 1% меньше, чем параболическая скорость при взлете с поверхности Земли.

Рассмотрим теперь случай, когда целью полета является достижение нейтральной точки при взлете с поверхности Луны.

Переставив индексы в уравнении (217) и заменив ускорение g его значением из (14), будем иметь другой вариант решения:

$$\frac{v_{0\text{Л}}^2}{2} = k^2 \mu_{\text{Л}} \left(\frac{1}{r_{0\text{Л}}} - \frac{1}{r_{\text{Л}}} \right) - k^2 \mu_3 \left(\frac{1}{r_3} - \frac{1}{r'_3} \right). \quad (218)$$

Подставив сюда принятые нами численные значения:

$$k^2 = 6,658 \cdot 10^{-8} \text{ см}^2 \cdot \text{с}^{-1} \cdot \text{сек}^{-2};$$

$$\mu_3 = 5,98 \cdot 10^{27} \text{ г}; \quad \mu_{\text{Л}} = 0,0122711 \mu_3;$$

$$r_{0\text{Л}} = 1737,99 \cdot 10^5 \text{ см};$$

$$r_{\text{Л}} = 38\,336 \cdot 10^5 \text{ см};$$

$$r_3 = 346\,067 \cdot 10^5 \text{ см};$$

$$r'_3 = 382\,665 \cdot 10^5 \text{ см},$$

найдем

$$v_{0\text{Л}}^2 = 13,316 \cdot 10^4 (40,307706 - 1,680282) \text{ м}^2/\text{сек}^2.$$

Полученный результат аналогичен предыдущему случаю, с той лишь разницей, что влияние поля тяготения другого светила (Земли) в данном случае более заметно и доходит до 4% лишним.

Искомая скорость

$$v_{0\text{Л}} = 2,268 \text{ км/сек},$$

оказывается, на 4,5% меньше, чем параболическая скорость при взлете с лунной поверхности.

Полеты по эллиптической траектории³⁴. Наименьшая скорость взлета космического аппарата с искусственного спутника на основании (212) выражается следующим образом:

$$(v_{\text{от}})_{\text{сп}} = (v_{\text{кр}})_{\text{сп}} \left(\sqrt{\frac{2r_a}{r_k + r_a}} - 1 \right). \quad (219)$$

Для того чтобы достигнуть Луны в момент ее перигея ($v_{\text{кр}} = 7,791 \text{ км/сек}$), скорость взлета со спутника $(v_{\text{от}})_{\text{сп}}$ должна быть равна $3,129 \text{ км/сек}$, для достижения же Луны в апогее, т. е. на $42\,214 \text{ км}$ дальше от Земли, потребовалась бы всего лишь на 10 м/сек большая скорость взлета. Таким образом, путем ничтожного увеличения начальной скорости можно значительно вытянуть эллиптическую траекторию космического аппарата³⁵ и получить тем самым возможность обозревать освещенную неведомую нам сторону Луны³⁶.

Для того чтобы использовать атмосферу Земли при возвращении аппара-

та для его торможения, необходимо, чтобы перигей эллиптической кривой обратного пути был расположен на надлежащей высоте, расположенной ниже точки взлета (200 км).

На основании кеплеровского закона площадей (4), который в данном случае можно выразить равенством

$$r_{\pi}v_{\pi} = r_{\alpha}v_{\alpha}, \quad (220)$$

и имея в виду равенства (187) и (212), мы можем заключить, что уменьшение скорости аппарата при прохождении апогея на величину, меньшую 3 м/сек, уже может повлечь за собой влет аппарата в земную атмосферу на произвольной высоте. Так как, с другой стороны, требуемая начальная (взлетная) скорость $v_{от}$ не может быть отрегулирована сразу с абсолютной точностью, то вполне очевидна необходимость управления аппаратом во время полета.

Полные времена полета по эллипсам, проходящим через перигей и апогей Луны, на основании третьего закона Кеплера, составляют соответственно 9 дней 3 час 39 мин и 10 дней 18 час 19 мин. Это время можно было бы значительно сократить, если бы полет совершался по двум эллиптическим взаимно пересекающимся дугам. Такой полет потребовал бы очень небольшого дополнительного расхода топлива.

7. Полеты на планеты ³⁷

Для достижения планеты, отстоящей на расстоянии r_{π} от центра Солнца, по эллиптической траектории, касательной к орбитам обеих планет, необходимо сообщить аппарату скорость относительно центра Земли, которая на основании (219) в случае отсутствия земного тяготения определится из равенства

$$v_{ото} = w_{крз} \left(\sqrt{\frac{2r_{\pi}}{r_{\pi} + r_{з}}} - 1 \right). \quad (221)$$

Эта скорость положительна, если она имеет одинаковое направление с направлением движения Земли, и отрицательна в противоположном случае.

Если принять во внимание земное тяготение, то для случая взлета с земной поверхности взлетная скорость будет

$$v_{от} = \sqrt{v_{ото}^2 + v_{\pi}^2}, \quad (222)$$

а в случае взлета с искусственного спутника

$$(v_{от})_{сп} = \sqrt{v_{ото}^2 + v_{\pi сп}^2} - (v_{кр})_{сп}. \quad (223)$$

Из (220) и (221) получим выражение для скорости прибытия аппарата к намеченной планете:

$$v_{вс} = w_{крз} \sqrt{\frac{r_{з}}{r_{\pi}}} \left(\sqrt{\frac{2r_{з}}{r_{з} + r_{\pi}}} - 1 \right) \quad (224)$$

или

$$v_{вс} = w_{крп} \left(\sqrt{\frac{2r_{з}}{r_{з} + r_{\pi}}} - 1 \right). \quad (225)$$

Если траектория аппарата не очень близко подходит к планете, то влиянием ее поля тяготения можно пренебречь.

Время полета определится по третьему закону Кеплера из формулы

$$U_{сид.л} = \frac{1}{2} \sqrt{a^3} = 0,176177 \sqrt{(r_{з} + r_{\pi})^3}, \quad (226)$$

где длины выражены в астрономических единицах, а время — в сидерических годах.

В дальнейших расчетах принято, что скорость истечения продуктов сгорания из двигателя равна 4000 м/сек в том случае, когда сгорает также масса самого двигателя; если же двигатель просто отбрасывается, то можно принимать ту же скорость, считая, что уже вычтен импульс, необходимый для перемещения самого двигателя.

В табл. 20 приведены числовые данные для космического аппарата при полете на различные планеты.

При желании вернуться на Землю по кривой, симметричной по отношению к траектории прямого пути ⁴³, взлет с планеты должен быть совершен после соединения Земли с планетой через промежуток времени, равный про-

Таблица 20

Цель полета	$v_{от}^*$ км/сек	$v_{от}$ (с земного полюса), км/сек ³⁸	$(v_{от})_{сп}$ [при $(v_{кр})_{сп} = 7,791$ км/сек], км/сек	$(K_H)_{сп}$ при $c = 4$ км/сек	$v_{вс}^*$ км/сек	U , сидер. лет
Меркурий	-7,528	-13,501	-6,181	4,69	+9,605	0,289
Венера	-2,494	-11,484	-3,505	2,40	+2,705	0,400 ³⁹
Марс	+2,943	+11,588 ⁴⁰	+3,613	2,47	-2,647	0,709
Юпитер	+8,796	+14,247	+6,307	4,84	-5,640	2,730
Сатурн	+10,286	+15,213	+7,282	6,17	-5,439	6,050
Уран	+11,274	+15,897	+7,970	7,34	-4,656	16,038
Нептун	+11,647	+16,164 ⁴¹	+8,241	7,85	-4,051	30,616
Плутон	+11,806	+16,279 ⁴²	+8,356	8,08	-3,685	43,490

межутку между моментом прибытия на планету и соединением.

Следовательно, если в момент спуска аппарата на верхнюю планету Земля опережает эту планету на угол α , то время, которое нужно выждать на планете, пока не наступит взаимное положение планет, найдем из равенства

$$\Omega = \frac{2(180^\circ - \alpha)}{n_i - n_e}, \quad (227)$$

где n_i означает среднее движение Земли, а n_e — среднее движение верхней планеты.

При полете же на нижнюю планету формула (227) остается в силе, если под α подразумевать угол отставания Земли от этой планеты в момент спуска на нее аппарата, под n_i — среднее движение этой планеты, а под n_e — среднее движение Земли⁴⁴.

Посадка на ближайшие к нам планеты — Венеру и Марс — может быть произведена, по-видимому, таким же способом, как и посадка при возвращении на Землю — без расхода топлива, т. е. торможением об окружающую атмосферу.

Таким образом, начальная масса космического аппарата, отправляемого в подобный рейс и взлетающего с ис-

кусственного спутника Земли, будет

$$G_H = [(P_c \phi + 2)e \frac{V \sqrt{v_{пл}^2 + v_{вс}^2}}{4} + P_c(\phi + \Omega)] K_{исп}. \quad (228)$$

В этом выводе, равно как и во всех последующих расчетах, мы принимаем вес полезного груза аппарата равным 2 т , а вес суточного рациона жизненных припасов равным $1,3 \text{ кг}$ в сутки на одного человека (см. стр. 104).

При этих условиях для путешествия на Марс начальный вес аппарата G_H получается равным $26,898 \text{ т}$, а для путешествия на Венеру $G_H = 78,230 \text{ т}$, в предположении, что потеря скорости от действия тяготения в этом случае пренебрежимо мала⁴⁵.

Подобные путешествия представляются на ближайшее время неосуществимыми вследствие того, что коэффициент наполнения должен быть слишком велик. Для путешествия на другие планеты этот коэффициент настолько огромен, что приводить точные цифры расчетов нет никакого смысла.

Ввиду этого на первых порах придется довольствоваться обзорением планет с более или менее значительных расстояний, не производя на них посадки.

Если при рассмотренных выше полетах к Марсу или Венере заставить

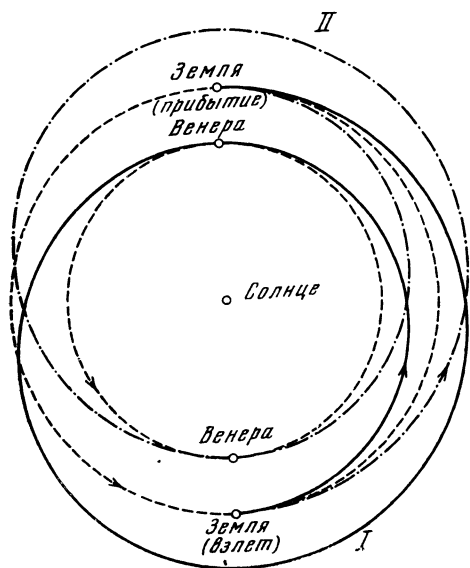


Рис. 43

аппарат, не совершая посадки, обращаться вокруг планеты в качестве ее спутника в течение времени Ω (227), то и тогда расход топлива будет непомерно велик. Можно также приближаться к намеченному светилу один или несколько раз, но настолько, чтобы не подвергаться в значительной мере влиянию его поля тяготения.

Траектории полета на планеты могут быть чрезвычайно разнообразны, однако выбор пути, вообще говоря, может быть сделан только на основании численного решения для каждого отдельного случая.

Допустим для примера, что мы хотим приблизиться к Венере и вернуться на Землю через полтора года, совершив путь по кривой, состоящий из трех полуэллипсов. Тогда в зависимости от того, будет ли выбран непосредственный путь к планете (траектория I, рис. 43) или предварительное прохождение через определенную афелическую точку (траектория II), решения получаются весьма различными, несмотря на то, что в обоих случаях величины полуосей эллипсов одинаковы. В табл. 21 приведены характеристики обеих

Таблица 21

Характеристика траектории	Траектория I	Траектория II
1-й полуэллипс		
Расстояние до цели (от Солнца), <i>a. e.</i>	0,723 (Венера)	1,268
Время полета, зв. годы	0,400	0,603
$v_{от}$, км/сек	-2,494	+1,706
$(v_{от})_{сп}$ (спутник с $v_{кр} = 7,791$), км/сек	-3,505	+3,357
$(K_H)_{сп}$ (при $c = 4$ км/сек)	2,402	2,315
2-й полуэллипс		
Расстояние до цели (от Солнца), <i>a. e.</i>	1,268	0,723 (Венера)
Время полета, зв. годы	0,497	0,497
Δv_1 , км/сек	+1,790	-1,972
$K_H \Delta v_1$ (при $c = 4$ км/сек)	1,565	1,637
3-й полуэллипс		
Расстояние до цели (от Солнца), <i>a. e.</i>	1	1
Время полета, зв. годы	0,603	0,400
Δv_2 , км/сек	-2,296	+2,352
$K_H \Delta v_2$ (при $c = 4$ км/сек)	1,775	1,800
Суммарная скорость, км/сек	7,591	7,681
Полное время полета, зв. годы	1,5	1,5
Общий коэффициент наполнения $K_{H\Sigma}$	6,672	6,822
Начальный вес съестных припасов вместе с необходимым весом топлива для их перемещения, <i>m</i>	3,254	2,852

траекторий. В дальнейшем мы встретимся с еще более разительными примерами.

8. Возвращение через целое число лет⁴⁶

Для того чтобы космический корабль, пройдя вблизи того или иного светила, мог автоматически вернуться на Землю, необходимо, чтобы к моменту возвращения аппарата и самый аппарат и Земля совершили целое число оборотов вокруг Солнца. Для получения

Таблица 22

№ орбиты	r_{π} , а. е.	r_a , а. е.	а, а. е.	$v_{от0}$, км/сек	$v_{от}$, км/сек	U, зв. лет	N	t, зв. лет	$(v_{от})_{сп}$, км/сек (спутник с $v_{кр} =$ $= 7,791$ км/сек	$(K_N)_{сп}$ при с = 4 км/сек	П.(K _N) _{сп} , 7
	r_{π} , а. е.										
1	0,210	1	0,605	12,229	16,588	0,471	17	8	8,668	8,732	33,170
2	0,215	1	0,608	12,047	16,454	0,474	19	9	8,534	8,444	36,087
3	0,220	1	0,610	11,903	16,349	0,476	21	10	8,438	8,244	39,145
4	0,260	1	0,630	10,646	15,458	0,500	2	1	7,529	6,568	3,114
5	0,304	1	0,652	9,448	14,760	0,526	19	10	6,722	5,368	25,490
6	0,309	1	0,654	9,318	14,575	0,529	17	9	6,638	5,256	22,987
7	0,315	1	0,658	9,155	14,471	0,533	15	8	6,532	5,119	19,445
8	0,324	1	0,662	8,949	14,342	0,538	13	7	6,403	4,957	16,475
9	0,335	1	0,668	8,675	14,173	0,545	11	6	6,231	4,748	13,527
10	0,352	1	0,676	8,296	13,944	0,556	9	5	6,000	4,482	10,640
11	0,363	1	0,681	8,045	13,796	0,562	16	9	5,851	4,318	18,452
12	0,377	1	0,689	7,735	13,617	0,571	7	4	5,670	4,127	7,838
13	0,396	1	0,698	7,340	13,397	0,583	12	7	5,447	3,903	12,973
14	0,404	1	0,702	7,183	13,312	0,588	17	10	5,361	3,820	18,138
15	0,423	1	0,711	6,820	13,119	0,600	5	3	5,166	3,638	5,183
16	0,447	1	0,723	6,370	12,891	0,615	13	8	4,935	3,434	13,045
17	0,462	1	0,731	6,102	12,761	0,625	8	5	4,803	3,323	7,888
18	0,480	1	0,740	5,799	12,619	0,636	11	7	4,659	3,205	10,653
19	0,490	1	0,745	5,630	12,542	0,643	14	9	4,581	3,143	13,433
20 ⁴⁸	0,526	1	0,763	5,047	12,291	0,667	3	2	4,327	2,950	2,801
21	0,565	1	0,783	4,470	12,066	0,692	13	9	4,098	2,786	11,904
22	0,577	1	0,788	4,307	12,007	0,700	10	7	4,038	2,744	9,121
23	0,598	1	0,799	4,013	11,904	0,714	7	5	3,934	2,674	6,348
24	0,617	1	0,809	3,757	11,820	0,727	11	8	3,849	2,618	9,943
25	0,651	1	0,825	3,333	11,693	0,750	4	3	3,719	2,534	3,609
26	0,679	1	0,840	2,995	11,601	0,769	13	10	3,626	2,476	11,755
27	0,691	1	0,846	2,851	11,564	0,778	9	7	3,589	2,454	8,156
28 ⁴⁹	0,724	1	0,862	2,492	11,481	0,800	5	4	3,506	2,402	4,563
29	0,750	1	0,875	2,213	11,424	0,818	11	9	3,446	2,367	10,114
30	0,771	1	0,886	1,990	11,383	0,833	6	5	3,405	2,343	5,562
31 ⁵⁰	0,805	1	0,902	1,657	11,329	0,857	7	6	3,350	2,311	6,583
32	0,830	1	0,915	1,419	11,297	0,875	8	7	3,317	2,292	7,617
33	0,849	1	0,924	1,242	11,276	0,889	9	8	3,296	2,280	8,659
34	0,864	1	0,932	1,103	11,261	0,900	10	9	3,281	2,271	9,705
35	0,877	1	0,938	0,993	11,251	0,909	11	10	3,271	2,265	10,757
36 ⁵¹	1	1,146	1,073	0,993	11,251	1,111	9	10	3,271	2,265	10,757
37 ⁵²	1	1,163	1,082	1,103	11,262	1,125	8	9	3,281	2,271	9,705
38	1	1,186	1,093	1,242	11,276	1,143	7	8	3,296	2,280	8,659
39	1	1,216	1,108	1,419	11,297	1,167	6	7	3,317	2,292	7,617
40	1	1,258	1,129	1,657	11,329	1,200	5	6	3,350	2,311	6,583
41 ⁵³	1	1,321	1,160	1,991	11,383	1,250	4	5	3,405	2,343	5,562
42	1	1,365	1,182	2,214	11,424	1,286	7	9	3,446	2,367	10,114
43	1	1,423	1,211	2,493	11,481	1,333	3	4	3,506	2,402	4,563
44	1	1,503	1,251	2,854	11,565	1,400	5	7	3,590	2,453	8,155
45	1	1,537	1,268	2,999	11,602	1,428	7	10	3,627	2,476	11,758

Таблица 22 (окончание)

№ орбиты	$r_p, a. e.$	$r_a, a. e.$	$a, a. e.$	$v_{ото}, км/сек$	$v_{от}, км/сек$	$U, зв. лет$	N	$t, зв. лет$	$(v_{от})_{сп}, км/сек$ (спутник с $v_{кр} = 7,791 км/сек$)	$(K_H)_{сп}$ при $c = 4 км/сек$	$\Pi \cdot (K_H)_{сп} \cdot T$
46 ⁵⁴	1	1,621	1,310	3,338	11,694	1,500	2	3	3,721	2,535	3,611
47	1	1,736	1,368	3,765	11,823	1,600	5	8	3,852	2,620	9,951
48	1	1,811	1,406	4,024	11,908	1,667	3	5	3,938	2,676	6,354
49	1	1,904	1,452	4,321	12,012	1,750	4	7	4,043	2,748	9,132
50	1	1,959	1,480	4,487	12,072	1,800	5	9	4,105	2,791	11,925
51 ⁵⁵	1	2,175	1,587	5,075	12,311	2,000	1	2	4,338	2,958	2,809
52	1	2,434	1,717	5,675	12,582	2,250	4	9	4,602	3,160	13,503
53	1	2,518	1,759	5,849	12,642	2,333	3	7	4,683	3,224	10,717
54	1	2,684	1,842	6,165	12,791	2,500	2	5	4,834	3,348	7,950
55	1	2,846	1,923	6,446	12,929	2,667	3	8	4,973	3,467	13,169
56	1	3,160	2,080	6,923	13,174	3,000	1	3	5,292	3,755	5,348
57	1	3,463	2,231	7,315	13,383	3,333	3	10	5,434	3,890	18,473
58	1	3,610	2,305	7,486	13,478	3,500	2	7	5,530	3,985	13,245
59	1	4,040	2,520	7,922	13,724	4,000	1	4	5,778	4,240	8,052
60	1	4,452	2,726	8,273	13,930	4,500	2	9	5,987	4,467	19,090
61	1	4,848	2,924	8,562	14,104	5,000	1	5	6,162	4,667	11,080
62	1	5,604	3,302	9,012	14,381	6,000	1	6	6,443	5,007	14,264
63	1	6,319	3,659	9,348	14,594	7,000	1	7	6,658	5,283	17,560
64	1	7,000	4,000	9,611	14,764	8,000	1	8	6,829	5,514	20,945
65	1	7,654	4,327	9,823	14,903	9,000	1	9	6,969	5,710	24,402
66	1	8,283	4,642	9,998	15,019	10,000	1	10	7,087	5,881	27,925

подобного сочетания достаточно выбрать надлежащую величину большой оси эллипса, по которому будет совершаться полет⁴⁷.

В табл. 22 и на рис. 44 а, б даны элементы эллипсов, приводящих к возвращению на Землю, через целое число лет (не более десяти) и касательных к земной орбите. Пунктирные линии на графике относятся к путешествиям с длительностью не более пяти лет. В табл. 22 опущены комбинации со следующими характеристиками, из которых пять последних комбинаций позволяют обогнуть Солнце у самой его поверхности, при условии, что взлет совершается в момент прохождения Земли через перигелий (табл. 22а).

Для указанных случаев мы ниже рассматриваем более выгодные траектории (см. стр. 129—133).

Таблица 22а

Число обращений	Полное время полета, зв. годы	Число обращений	Полное время полета, зв. годы
14	5	19	8
25	9	7	3
11	4	23	10
19	7	16	7
27	10	9	4
8	3	20	9
21	8	11	5
13	5	13	6
18	7	15	7
23	9	29	10
5	2	26	9
22	9	23	8
17	7	20	7
12	5	17	6

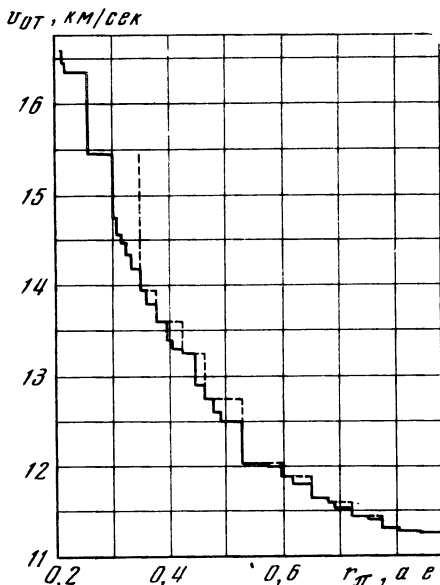


Рис. 44а

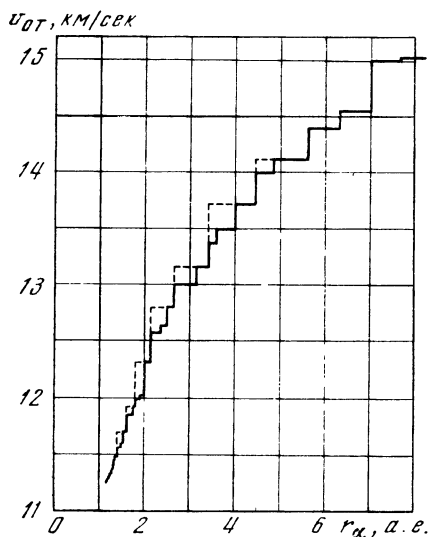


Рис. 44б

Наименьшее время полета внутри земной орбиты равно одному году (траектория 4), а вне земной орбиты — двум годам (траектория 51).

В табл. 22 приведены также значения взлетной скорости с искусственно-

го спутника (при $v_{кр} = 7,791$ км/сек), величины коэффициента K_H (при $c = 4$ км/сек) и вес потребных припасов (вместе с весом топлива, необходимого для их перемещения).

Из табл. 22 видим, что Меркурий благодаря своему эксцентриситету может быть достигнут при минимальном начальном весе в 12,460 т, следуя по траектории 15⁵⁶. Можно пройти как угодно близко от Венеры, воспользовавшись траекторией 25, дающей минимальный начальный вес в 8,677 т, или траекторией 20 ($G_H = 8,701$ т).

Следуя по траектории 46, можно обогнуть Марс, имея $G_H = 8,681$ т, а по траектории 62 обогнуть Юпитер.

В табл. 23 даны значения различных элементов при полетах к Сатурну и Урану по касательным эллипсам.

Если в формулу (45) мы подставим значение v из (212) и

$$\cos \beta = \sqrt{\frac{r_\alpha r_\pi}{(2a - r_3) r_3}}, \quad (229)$$

то получим для $v_{ото}$ общее выражение

$$v_{ото} = w_{кр3} \sqrt{3 - \frac{r_3}{a} + 2 \frac{r_\alpha (2a - r)}{a r_3}}. \quad (230)$$

При $(r_{\alpha, \pi})_{\min} = 2a - 1$ эллиптическая траектория прямого полета касательна к орбите планеты, с которой совершается взлет, и последняя формула приведет к виду формулы (221) для $(v_{от})_{\min}$.

С другой стороны, в предельном случае эллипс может обратиться в прямую линию, и тогда наибольшее расстояние афелия от Солнца будет

$$r_\alpha = 2a.$$

В этом предельном случае ($\beta = \pi/2$) будем иметь для скорости $v_{от}$, которая возрастает вместе с r_α , следующее выражение:

$$(v_{от})_{\max} = \sqrt{3 - \frac{r_3}{a}}.$$

Годовые траектории, проходящие вблизи соседних с Землей планет, представляют известный интерес. Их глав-

Таблица 23

Характеристики	Сатурн		Уран	
	периге- лий	афелий	периге- лий	афелий
$r_{\pi}, a. e.$	1	1	1	1
$r_{\alpha}, a. e.$	9,483	10,617	18,310	20,400
$a, a. e.$	5,241	5,809	9,654	10,700
$v_{ото}, км/сек$	10,272	10,477	11,226	11,325
$v_{от}, км/сек . . .$	15,203	15,342	15,863	16,004
$U, зв. лет$	12	14	30	35
N	1	1	1	1
$t, зв. лет$	12	14	30	35
$(v_{от})_{сп}, км/сек$	7,272	7,413	7,938	8,008
$(K_{Н})_{сп} ! (при$ $c = 4 км/сек)$	6,160	6,380	7,275	7,404
$\Pi(K_{Н})_{сп}, m$	35,097	42,417	103,638	123,043

нейшие характеристики приведены в табл. 24⁵⁷. Величина $v_{ото}$ определена по формуле (230), а угол β — по формуле (229).

Таблица 24

Характеристики	Меркурий (в афелии)	Венера	Марс (в периге- лий)
$r, a. e.$	0,467	0,723	1,381
$a, a. e.$	1	1	1
$U, сидер. лет . . .$	1	1	1
β	32°13'42"	16°3'41"	22°25'22"
$v_{ото}, км/сек$	16,523	8,317	11,575
$v_{от}, км/сек$	19,965	13,957	16,112
$(v_{от})_{сп}, км/сек . .$	12,068	6,012	8,198
$(K_{Н})_{сп} (при c =$ $= 4 км/сек)$	20,429	4,495	7,764
$\Pi(K_{Н})_{сп}, m$	9,700	2,134	3,687
$G_0 = (2 + \Pi) \cdot$ $\cdot (K_{Н})_{сп}, m$	50,558	11,125	19,215

Заметим, что космический корабль, летящий по такой траектории на Марс, дважды пересечет орбиту Венеры и в благоприятных условиях может также дважды пересечь орбиту Меркурия. При полете же к Меркурию дважды пересечет орбиты Венеры и Марса.

При желании совершить полет на расстояние r_{α} от Солнца, заключенное между величинами r_{α_1} и r_{α_2} двух эллип-

сов, касательных к орбите планеты и имеющих большие полуоси a_1 и a_2 , можно в известных пределах воспользоваться секущим эллипсом, имеющим большую полуось a_1 . В этом случае длительность полета, а также и необходимая начальная скорость будут меньше, чем при полете по большему из касательных эллипсов.

Определим величину r_{α} для секущего эллипса, имеющего такую же скорость $v_{от}$, как и у большего касательного эллипса. Для последнего имеем

$$v_{от_2} = w_{кр} \left(\sqrt{2 - \frac{r_3}{a_2}} - 1 \right), \quad (231)$$

а для секущего эллипса

$$v_{от} = \sqrt{w_{кр}^2 + v_1^2 - 2w_{кр}v_1 \cos \beta}, \quad (232)$$

где

$$v_1 = w_{кр} \sqrt{2 - \frac{r_3}{a_1}}; \quad (233)$$

$$\cos \beta = \sqrt{\frac{r_{\alpha}(2a_1 - r_{\alpha})}{r_3(2a_1 - r_3)}}. \quad (234)$$

Сравнивая формулы (231) и (232), получим

$$r_{\alpha} = a_1 \left[1 + \sqrt{1 - \frac{r_3}{4a_1} \left(\frac{r_3}{a_2} - \frac{r_3}{a_1} + 2 \sqrt{2 - \frac{r_3}{a_2}} \right)^2} \right] \quad (235)$$

Обычно величина r_{α} оказывается немногим больше, чем r_{α_1} .

9. Возвращение через дробное число лет

Положим, что космический аппарат совершает взлет в точке I (рис. 45) и возвращается в точку II, симметричную по отношению к большой оси описанного им эллипса. Время полета определим по формуле

$$t = n'U - \frac{U}{\pi} (E - e \sin E),$$

где n' означает порядковое число того эллипса, по которому в данный момент движется аппарат.

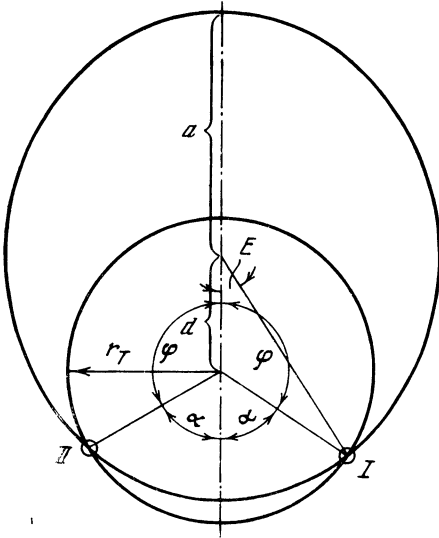


Рис. 45

Для того чтобы это время было равно времени, потребному для перемещения Земли из точки I в точку II , необходимо, чтобы

$$t = U_0 \left(n + \frac{\Phi}{\pi} \right),$$

где n — число целых лет; имея же в виду, что $\Phi = \pi - \alpha$, получим

$$\frac{U}{\pi} (n'\pi - E + e \sin E) = \frac{U_0}{\pi} [(n+1)\pi - \alpha]. \quad (236)$$

К этому выражению нужно прибавить еще условие, что обе траектории пересекаются в двух заданных точках, именно

$$r_3 = a(1 - e \cos E). \quad (237)$$

Приняв во внимание, что

$$\cos E = \frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha}, \quad (238)$$

можем на основании (236), (237), а также (5) написать

$$\begin{aligned} & \frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{1}{\left(1 - e \frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha}\right)^3}} \times \\ & \times \left[n'\pi - \arccos \frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha} + \right. \\ & \left. + e \sqrt{1 - \left(\frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha}\right)^2} \right] = (n+1) - \frac{\alpha}{\pi}. \end{aligned} \quad (239)$$

С помощью этого уравнения, задавшись численными значениями n , n' и α , найдем величину эксцентриситета эллипса, а затем из уравнения (237) определим и величину его полуоси. После этого нетрудно определить и все остальные элементы.

При $\alpha = 0$ уравнение (239) принимает вид

$$n' \sqrt{\frac{1}{(1-e)^3}} = n + 1. \quad (240)$$

Этот случай соответствует возвращению через целое число лет. При $\alpha = \pi/2$ будем иметь

$$\begin{aligned} & \frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{1}{(1-e^2)^3}} (n'\pi - \arccos e + \\ & + e \sqrt{1-e^2}) = n + \frac{1}{2}. \end{aligned} \quad (241)$$

Кривые, соответствующие левой части уравнения (239) при $n' = 1$, представлены на рис. 46а. Пересечение их с прямыми, отвечающими правой части того же уравнения, дает величину эксцентриситета искомого эллипса при заданном значении n .

При углах α , больших 90° , получаются уже неприемлемые значения взлетной скорости.

Для случая, когда взлет происходит в точке II , а посадка в точке I , получаем уравнение, аналогичное (239):

$$\begin{aligned} & \frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{1}{\left(1 - e \frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha}\right)^3}} \times \\ & \times \left[n'\pi + \arccos \frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha} - \right. \\ & \left. - e \sqrt{1 - \left(\frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha}\right)^2} \right] = n + \frac{\alpha}{\pi}, \end{aligned} \quad (242)$$

а в частном случае, когда $\alpha = \pi/2$, имеем аналогично (240):

$$\begin{aligned} & \frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{1}{(1-e^2)^3}} (n'\pi + \arccos e - \\ & - e \sqrt{1-e^2}) = n + \frac{1}{2}. \end{aligned} \quad (243)$$

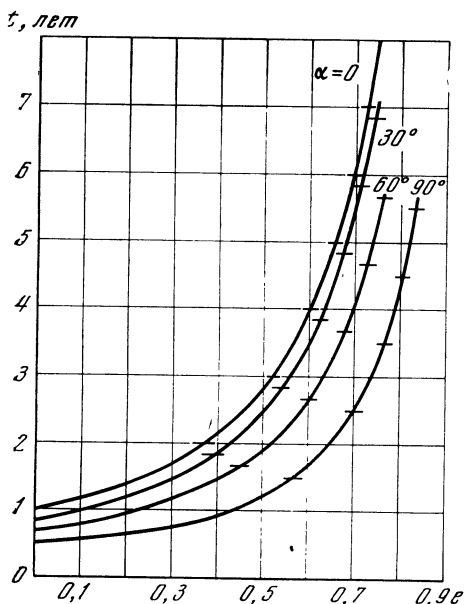


Рис. 46а

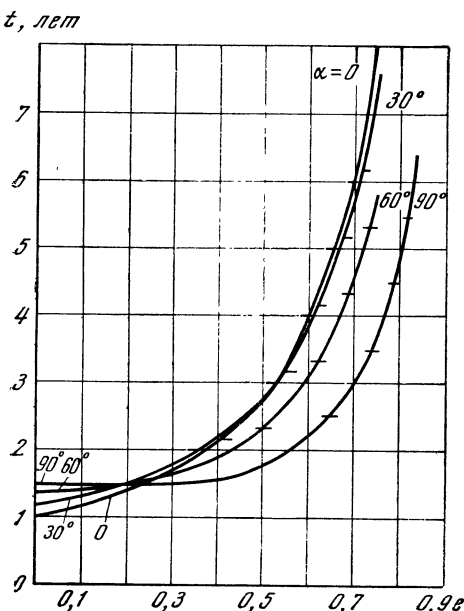


Рис. 46б

При $\alpha = 0$ уравнения (239) и (242) приводятся к одному и тому же виду (240). Кривые, отвечающие уравнению (242), представлены на рис. 46,б.

10. Полеты к центральному светилу⁵⁸

В этом параграфе мы хотим обратить внимание читателя на особого рода траектории, о которых до сих пор в литературе не упоминалось*.

Характерным для этих траекторий является то, что при желании совершить полет от какой-либо орбиты, отстоящей на расстоянии r_{Π} от центрального светила (рис. 47), в точку, отстоящую от него на расстоянии r_{π} , полет совершается не непосредственно к избранной цели, но после удаления от центрального светила на r_{α} , а затем уже направляясь к намеченной точке, причем такой способ применяется в том случае, когда отношение r_{π}/r_{Π} меньше известного предела, который мы укажем ниже.

Оказывается, что хотя при полете указанным способом длительность путешествия и величина пройденного пути значительно больше, но начальная масса аппарата и коэффициент наполнения, вообще говоря, могут иметь меньшую величину, чем при непосредственном полете к цели по кривой С.

Для определения величины скорости взлета с исходной орбиты можно воспользоваться формулой (221), соответственно заменив в ней указатели:

$$v_{\text{ото}} = w_{\text{крп}} \left(\sqrt{\frac{2r_{\alpha}}{r_{\alpha} + r_{\Pi}}} - 1 \right). \quad (244)$$

Так как, с другой стороны,

$$w_{\text{крп}1}^2 r_1 = w_{\text{крп}2}^2 r_2, \quad (245)$$

то, имея в виду также формулы (212) и (220), находим, что скорость в афе-

* Sternfeld A. Sur les trajectories permettant d'approcher d'un corps attractif central à partir d'une orbite keplérienne donnée. Note présentée par E. Esclangon⁵⁹. Comptes rendus de l'Acad. des Sciences (Paris), 1934, 198, p. 711 — 713.

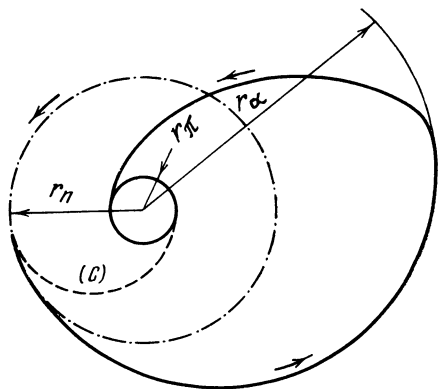


Рис. 47

лии должна быть уменьшена на величину

$$v_{от\alpha} = w_{крп} \left[\sqrt{\frac{2r_{\pi}^2}{(r_{\alpha} + r_{\pi})r_{\alpha}}} - \sqrt{\frac{2r_{\pi}r_{\pi}}{(r_{\alpha} + r_{\pi})r_{\alpha}}} \right]. \quad (246)$$

Таким образом, если с помощью взлетной скорости $v_{от} = (\sqrt{2} - 1) w_{крп}$ можно, пользуясь предложенным методом, как угодно близко подойти к центральному светилу, то на основании формулы (221) этой же скорости, если следовать классическому способу полета, хватило бы лишь на то, чтобы приблизиться к центральному светилу на расстоянии, в лучшем случае равное 0,207 от радиуса круговой орбиты в точке взлета⁶⁰.

В табл. 25 и на рис. 48 даны значения скоростей и времен полета для достижения различных расстояний от центрального светила, причем в расчет принято влияние поля тяготения лишь этого светила. Классическому способу полета отвечает частный случай, когда $r_{\alpha}/r_{\pi} = 1$. Если взлет аппарата совершается с Земли, то числа столбца $\Sigma (t/U)$ одновременно означают количество сидерических лет.

Для первой половины траектории более подробные данные приведены в табл. 26. Для случая полета с Земли в ней указаны: а) скорость взлета без

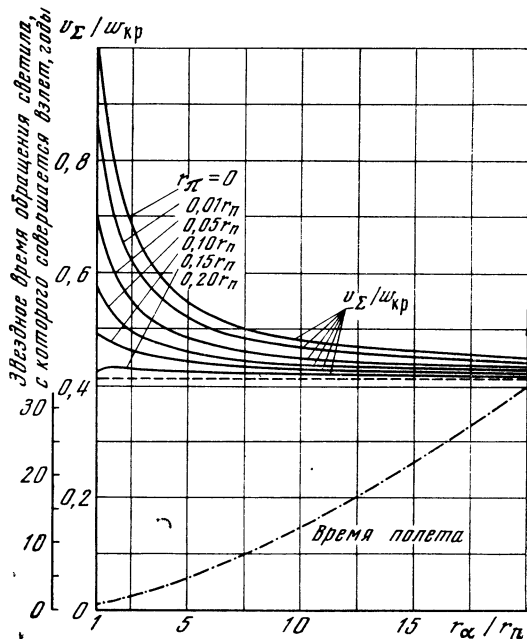


Рис. 48

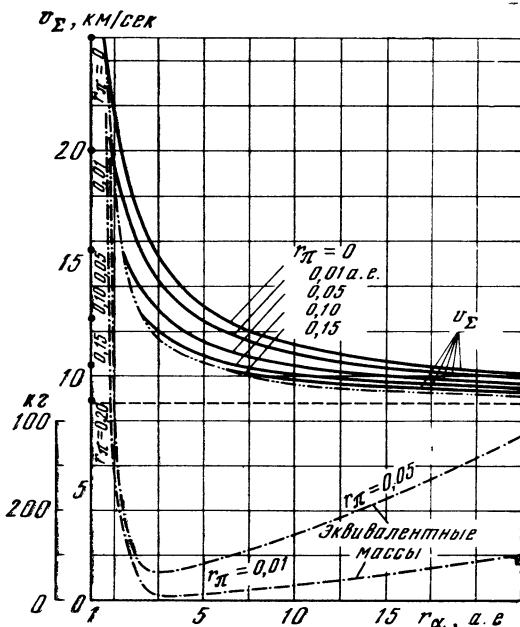


Рис. 49

Таблица 25

$\frac{r_a}{r_n}$	$\frac{v_\Sigma}{w_{кр}}$	$\sum \frac{t}{U}$	Для орбиты Земли v_Σ , км/сек	$\frac{v_\Sigma}{w_{кр}}$	$\sum \frac{t}{U}$	Для орбиты Земли v_Σ , км/сек	$\frac{v_\Sigma}{w_{кр}}$	$\sum \frac{t}{U}$	Для орбиты Земли v_Σ , км/сек
	Цель полета: $r_\pi = 0$			Цель полета: $r_\pi = 0,01$			Цель полета: $r_\pi = 0,05$		
1	1,000	0,177	29,766 ⁶¹	0,859	0,179	25,577	0,691	0,190	20,580
1,5	0,826	1,024	24,579	0,732	1,027	21,182	0,618	1,040	18,406
2	0,732	1,417	21,790	0,662	1,422	19,691	0,576	1,437	17,142
3	0,633	2,110	18,844	0,586	2,337	17,443	0,528	2,356	15,732
4	0,581	3,387	17,300	0,546	3,396	16,249	0,503	3,417	14,961
5	0,549	4,574	16,346	0,521	4,580	15,506	0,486	4,604	14,473
7	0,512	7,274	15,236	0,492	7,279	14,635	0,467	7,309	13,896
10	0,483	12,039	14,384	0,469	12,048	13,965	0,452	12,081	13,466
15	0,461	21,584	13,710	0,451	21,594	13,430	0,440	21,635	13,084
20	0,448	32,823	13,322	0,440	32,835	13,112	0,432	32,883	12,852
∞	0,414	∞	12,329	0,414	∞	12,329	0,414	∞	12,328
	Цель полета: $r_\pi = 0,1$			Цель полета: $r_\pi = 0,15$			Цель полета: $r_\pi = 0,2$		
1	0,574	0,204	17,074	0,489	0,218	14,563	0,423	0,232	12,581
1,5	0,537	1,057	15,989	0,478	1,073	14,216	0,430	1,091	12,790
2	0,514	1,456	15,295	0,468	1,476	13,928	0,431	1,495	12,815
3	0,486	2,381	14,477	0,455	2,403	13,540	0,429	2,426	12,768
4	0,471	3,444	14,013	0,447	3,471	13,298	0,427	3,498	12,707
5	0,461	4,634	13,710	0,441	4,664	13,136	0,425	4,694	12,654
7	0,448	7,344	13,348	0,434	7,380	12,932	0,423	7,415	12,584
10	0,439	12,124	13,060	0,429	12,166	12,766	0,421	12,204	12,520
15	0,431	21,686	12,826	0,424	21,738	12,628	0,419	21,790	12,463
20	0,425	32,942	12,658	0,420	33,001	12,510	0,416	33,061	12,386
∞	0,414	∞	12,329	0,414	∞	12,329	0,414	∞	12,329

учета влияния земного тяготения; б) истинная скорость взлета с искусственного спутника, обращающегося на расстоянии 200 км от поверхности Земли:

$$(v_{от})_{сп} = \sqrt{v_{ото}^2 + (v_n)_{сп}^2} - (v_{кр})_{сп} = \sqrt{v_{ото}^2 + 11,017^2} - 7,791,$$

в) соответствующие значения коэффициента наполнения при $c = 4000$ м/сек.

В табл. 27 приведены значения вспомогательных величин:

$$v_{ота}, K_{на} \text{ и } K_{н\Omega} = K_{нсп} K_{на}.$$

Наконец, в табл. 28 даны численные характеристики пассажирских аппара-

тов для двух полетов к Солнцу с перигелием в 0,01 и 0,05 а. е.

Вес, приходящийся на жизненные припасы для одного пассажира, вместе с топливом для их переброски будет равен

$$G_H = [P_{0-\pi} + P_{\alpha-\pi}(K_{на} - 1)] K_{нсп}, \quad (247)$$

где $P_{0-\pi}$ означает вес припасов, необходимых от момента взлета до момента достижения намеченного перигелия, а $P_{\alpha-\pi}$ — вес припасов, необходимых на время полета от афелия до перигелия.

Величины, входящие в формулу (247), частично приведены в табл. 26—28, частично вытекают из них ($P_c = 1,3$ кг на одного человека в день).

Таблица 26

$\frac{r_\alpha}{r_\pi}$	$\frac{t}{U}$	$\frac{r_{ото}}{w_{кр}}$	$v_{ото}$ для орбиты Земли	$(v_{от})_{сп}$, км/сек (спутник с $v_{кр} = 7,791$ км/сек)	$(K_{н})_{сп}$ при $c = \frac{1}{4}$ км/сек
1,5	0,699	0,095	2,841	3,587	2 452
2	0,917	0,155	4,605	4,150	2,822
3	1,411	0,225	6,690	5,098	3,577
4	1,976	0,265	7,885	5,757	4,217
5	2,598	0,291	8,662	6,223	4,739
7	4,000	0,323	9,641	6,829	5,514
10	6,449	0,348	10,370	7,338	6,262
15	11,313	0,369	10,993	7,772	6,980
20	17,012	0,380	11,315	8,002	7,393
∞	∞	0,414	12,329	8,742	8,895

Для полета к Солнцу рассмотренным способом всегда получается большее значение $G_{н}$, чем при классическом способе, однако величина $K_{н\Sigma}$, вообще говоря, будет меньше. Поэтому космический аппарат, предназначенный для полета по описанному принципу, будет весить меньше аппарата, снаряженного в нормальный рейс, лишь в том случае, если вес полезного груза $G_{н}$, проходящий на одного пассажира, будет больше величины «эквивалентного веса» G_{α} , определяемого равенством

$$G_{\alpha} = \frac{G_{н(r_\alpha > 1)} - G_{н(r_\alpha = 1)}}{K_{н(r_\alpha = 1)} - K_{н\Sigma(r_\alpha > 1)}}. \quad (248)$$

Мы приходим, таким образом, к весьма интересным результатам: даже

Таблица 27

r_α , а. е.	$v_{от \alpha}$, км/сек	$K_{н \alpha}$ при $c = \frac{1}{4}$ км/сек	$K_{н \Sigma}$ при $c = \frac{1}{4}$ км/сек	$v_{от \alpha}$, км/сек	$K_{н \alpha}$ при $c = \frac{1}{4}$ км/сек	$K_{н \Sigma}$ при $c = \frac{1}{4}$ км/сек	$v_{от \alpha}$, км/сек	$K_{н \alpha}$ при $c = \frac{1}{4}$ км/сек	$K_{н \Sigma}$ при $c = \frac{1}{4}$ км/сек
	Цель полета: $r_\pi = 0$			Цель полета: $r_\pi = 0,01$			Цель полета: $r_\pi = 0,05$		
1	—	—	398,220	—	—	150,540	—	—	48,813
1,5	21,738	229,18	561,858	18,943	98,028	240,325	15,565	48,972	120,060
2	17,185	73,425	207,213	15,086	43,445	122,606	12,537	22,972	64,829
3	12,154	20,874	74,664	10,753	14,705	52,598	9,042	9,588	34,295
4	9,415	10,770	45,422	8,364	8,093	34,132	7,076	5,685	23,976
5	7,684	6,828	32,354	6,844	5,534	26,226	5,811	4,275	20,257
7	5,625	4,081	22,500	5,024	3,511	19,361	4,285	2,919	16,095
10	4,014	2,728	17,081	3,595	2,456	15,383	3,096	2,168	13,578
15	2,717	1,972	13,767	2,437	1,839	12,836	2,091	1,687	11,778
20	2,007	1,652	12,210	1,797	1,567	11,585	1,537	1,468	10,856
∞	0	1,414	8,895	0	1	8,895	0	1	8,895
	Цель полета: $r_\pi = 0,1$			Цель полета: $r_\pi = 0,15$			Цель полета: $r_\pi = 0,2$		
1	—	—	22,920	—	—	13,701	—	—	9,328
1,5	13,148	26,672	65,389	11,375	17,180	42,118	9,949	12,028	29,488
2	10,688	14,469	40,833	9,323	10,286	29,028	8,210	7,787	21,976
3	7,789	7,009	25,072	6,850	5,543	19,826	6,078	4,570	16,346
4	6,128	4,627	19,516	5,413	3,870	16,322	4,822	3,338	14,080
5	5,048	3,532	16,739	4,474	3,060	14,501	3,992	2,713	12,855
7	3,737	2,545	14,034	3,321	2,294	12,648	2,973	2,103	11,594
10	2,690	1,959	12,268	2,396	1,820	11,399	2,150	1,712	10,719
15	1,833	1,581	11,037	1,635	1,505	10,504	1,470	1,444	10,079
20	1,343	1,399	10,342	1,195	1,348	9,967	1,071	1,307	9,662
∞	0	1	8,895	1	1	8,895	0	1	8,895

Таблица 28

r_{α} , <i>a. e.</i>	$\Pi_{0-\pi}$, <i>m</i>	$\Pi_{0-\pi}(K_{\text{H}})$ сп, <i>m</i>	$\Pi_{\alpha-\pi}$, <i>m</i>	$\Pi_{\alpha-\pi}(K_{\text{H}\alpha}-1) \times$ $\times (K_{\text{H}})$ сп, <i>m</i>	$\frac{[\Pi_{0-\pi} + \Pi_{\alpha-\pi}(K_{\text{H}\alpha}-1)] \times}{m} \times (K_{\text{H}})$ сп, <i>m</i>	Экв. вес G_{α} , <i>m</i>
--------------------------------	--------------------------	---	-------------------------------	---	---	-------------------------------------

Цель полета: $r_{\pi} = 0,01$

1	0,085	12,826	—	—	12,826	—
1,5	0,488	1,195	0,156	37,048	38,243	—
2	0,675	1,906	0,240	28,765	30,671	0,632
3	1,110	3,970	0,440	21,566	25,536	0,130
4	1,612	6,801	0,674	20,164	26,964	0,121
5	2,175	10,306	0,941	20,225	30,531	0,142
7	3,456	19,056	1,557	21,557	40,613	0,212
10	5,721	35,823	2,658	24,246	60,068	0,350
15	10,253	71,564	4,881	28,587	100,151	0,634
20	15,591	115,261	7,513	31,499	146,760	0,964

Цель полета: $r_{\pi} = 0,05$

1	0,090	4,411	—	—	4,411	—
1,5	0,494	1,211	0,162	19,050	20,260	—
2	0,683	1,926	0,243	15,041	16,967	—
3	1,119	4,001	0,449	13,783	17,784	0,920
4	1,623	6,843	0,684	13,518	20,361	0,642
5	2,186	10,360	0,953	14,782	25,142	0,725
7	3,471	19,136	1,571	16,626	35,762	0,958
10	5,737	35,922	2,674	19,566	55,489	1,449
15	10,273	71,700	4,901	23,489	95,189	2,449
20	15,613	115,427	7,526	26,100	141,528	3,610

в том случае, когда $G_{\text{п}}$ равен всего $1m$, аппарат, задачей которого является достижение $r_{\pi} = 0,05$ или $0,01$ *a. e.*, будет иметь меньший начальный вес, несмотря на больший запас продуктов, если он пройдет в первом случае через орбиты Марса и Юпитера, а во втором — через эти орбиты и орбиту Урана (рис. 49).

Изложенный метод применим в равной мере и для полета со спутника на его центральную планету при условии, что напряжение силы тяжести на спутнике сравнительно мало.

В табл. 29 в качестве примера приведены числовые данные полета с четвертого спутника Юпитера Каллисто на расстояние r_{π} , равное $0,05$ от расстояния между этим спутником и цент-

ром Юпитера. Предполагается, что взлет совершается с искусственного спутника, обращающегося вокруг Каллисто на высоте 50 км. При этих условиях

$$(v_{\text{от}})_{\text{сп К}} = \sqrt{v_{\text{ото}}^2 + v_{\text{п К}}^2} - v_{\text{кр К}} = \sqrt{v_{\text{ото}}^2 + 2,107^2} - 1490.$$

Остальные столбцы табл. 29 вычислены на основании ранее выведенных зависимостей.

Итак, оказывается, что полет космического аппарата, сначала удаляющегося за пределы орбиты девятого спутника Юпитера, а затем приближающегося к поставленной ему цели, может быть осуществлен с меньшими трудностями, чем полет аппарата, направляющегося непосредственно к цели ⁶².

Таблица 29

$\frac{r_\alpha}{r_K}$	$v_{от\alpha}$, км/сек	$(v_{от})$ сп.К, км/сек спутник с $v_{кр} = 1,49$ км/сек	(K_H) сп.К при $c = \frac{1}{4}$ км/сек	$\Pi_{0-\pi}$, кг	$\Pi_{0-\pi} (K_H)$ сп.К, кг	$v_{от\alpha}$, км/сек
1	5,669	4,558	3,126	4,1	12,9	—
1,5	0,783	0,758	1,209	22,6	27,3	4,288
2	1,269	0,970	1,274	31,2	39,7	3,454
3	1,843	1,309	1,387	51,1	70,9	2,490
4	2,172	1,536	1,468	74,1	108,9	1,949
5	2,386	1,693	1,527	99,9	152,5	1,601
7	2,648	1,894	1,605	158,6	254,6	1,181
10	2,857	2,060	1,674	262,1	438,7	0,853
15	3,028	2,199	1,733	469,4	813,4	0,576
20	3,117	2,272	1,765	713,4	1259,2	0,423

$\frac{r_\alpha}{r_K}$	$K_{на}$ при $c = \frac{1}{4}$ км/сек	$\Pi_{\alpha-\pi}$, кг	$\Pi_{\alpha-\pi} (K_H - 1) \cdot$ $\cdot (K_H)$ сп.К, кг	$\Pi_{0-\pi} + \Pi_{\alpha-\pi} \cdot$ $\cdot (K_{на} - 1) \cdot$ $\cdot (K_H)$ сп.К, кг	$K_{H\Sigma} = (K_H)$ сп.К $K_{на}$ при $c = \frac{1}{4}$ км/сек	G_α , т
1	—	—	—	12,9	3,126	—
1,5	2,921	7,4	17,2	44,5	3,530	—
2	2,371	11,1	19,4	59,1	3,022	0,444
3	1,864	20,5	24,6	95,5	2,586	0,153
4	1,628	31,3	28,8	137,7	2,390	0,170
5	1,492	43,5	32,7	185,3	2,279	0,203
7	1,343	71,8	39,6	294,2	2,157	0,290
10	1,238	122,2	48,6	487,3	2,071	0,450
15	1,155	223,9	60,1	873,5	2,001	0,765
20	1,112	344,3	67,9	1327,1	1,962	1,129

Взлет и спуск космического корабля

1. Наклонный взлет в пустоте в поле тяготения⁶³

Приобретенные скорости. Рассмотрим случай, когда ракета совершает наклонный взлет в поле тяготения на протяжении достаточно короткого пути, чтобы можно было считать ускорение тяжести на этом пути постоянным, а вертикальные прямые, проходящие через его начальную и конечную точку, — параллельными между собой.

Если β — угол наклона к горизонту касательной к траектории и Φ — угол, образуемый ускорением γ реактивной силы с направлением движения (рис. 50), то ускорение ракеты будет

равно:

$$\Gamma = \sqrt{\gamma^2 + g^2 - 2\gamma g \sin(\beta + \Phi)},$$

или, выразив угол Φ через другие переменные:

$$\Gamma = \sqrt{\gamma^2 + g^2 - 2g^2 \times \dots \times \left(\cos^2 \beta + \sqrt{\frac{\gamma^2}{g^2} - \cos^2 \beta} \sin \beta \right)}. \quad (249)$$

В частном случае, когда $\beta = \pi/2$, т. е. когда взлет происходит вертикально, будем иметь

$$\Gamma = \gamma - g,$$

а при горизонтальном взлете ($\beta = 0$):

$$\Gamma = \sqrt{\gamma^2 - g^2}.$$

Производя взлеты под разными углами β , но за один и тот же промежуток времени, мы будем каждый раз получать различные конечные скорости взлета, пропорциональные соответствующей величине ускорения Γ .

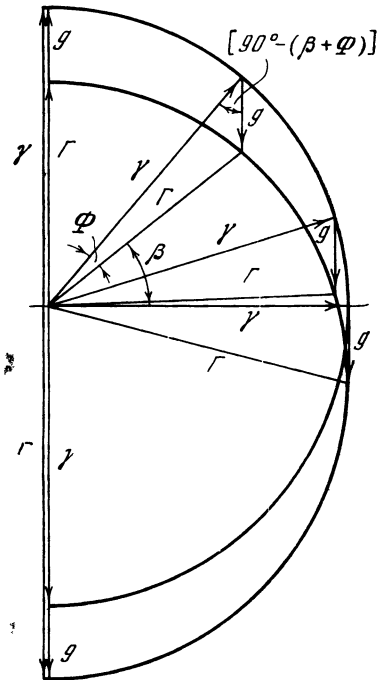
Отношение приращения скорости Δv за некоторый промежуток времени при взлете под углом β к приращению скорости $\Delta v_{св}$, которую имела бы ракета за тот же промежуток при взлете в свободном пространстве, выразится равенством

$$\frac{\Delta v}{\Delta v_{св}} = \frac{\Gamma}{\gamma} = \sqrt{1 + \frac{1}{I^2} - \frac{2}{I^2} (\cos^2 \beta + \sqrt{I^2 - \cos^2 \beta} \sin \beta)}, \quad (250)$$

которое получается из (249) заменой γ на Ig , где I — коэффициент перегрузки (табл. 30, рис. 51).

При изменении угла взлета от $\pi/2$ до нуля угол Φ изменяется в пределах

Рис. 50



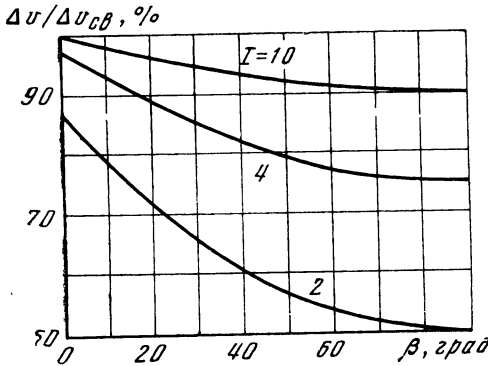


Рис. 51

от нуля до

$$\Phi = \arcsin \frac{g}{\Gamma} = \arcsin \frac{1}{I}. \quad (251)$$

Г р а в и т а ц и о н н ы й к.п.д. Кинетическая энергия, приобретенная ракетой за промежуток времени Δt , равна

$$m_K \frac{\Gamma^2 (\Delta t)^2}{2},$$

а работа, затраченная на поднятие массы m_K на достигнутую к этому моменту высоту, равна

$$m_K \frac{g}{2} \Gamma \sin \beta (\Delta t)^2.$$

Отношение суммы этих двух энергий к кинетической энергии

$$m_K \Gamma^2 \frac{(\Delta t)^2}{2},$$

которую приобрела бы за то же время ракета в свободном пространстве, мы называем г р а в и т а ц и о н н ы м к.п.д., так что

$$\eta_{\text{гр}} = \frac{\Gamma (\Gamma + g \sin \beta)}{\Gamma^2} = \left[1 + \frac{1}{I^2} - \frac{2}{I^2} \times \right. \\ \left. \times (\cos^2 \beta + \sqrt{I^2 - \cos^2 \beta} \sin \beta) \right]^{1/2} \times \\ \times \left\{ \left[1 + \frac{1}{I^2} - \frac{2}{I^2} \times \right. \right. \\ \left. \left. \times (\cos^2 \beta + \sqrt{I^2 - \cos^2 \beta} \sin \beta) \right]^{1/2} + \frac{\sin \beta}{I} \right\}. \quad (252)$$

Таблица 30

 $\Delta v / \Delta v_{\text{св}}$ (в %)

β , град	I		
	2	4	10
90	50,00	75,00	90,00
80	50,38	75,28	90,14
70	51,54	76,13	90,55
60	53,47	77,56	91,21
50	56,36	79,81	92,13
40	60,24	82,08	93,28
30	65,14	85,13	94,62
20	71,17	88,65	96,14
10	78,35	92,58	97,77
0	86,60	96,82	99,50

Таблица 31

 $\eta_{\text{гр}}$ (в %)

β , град	I		
	2	4	10
90	50,00	75,00	90,00
80	50,19	75,20	90,13
70	50,78	75,84	90,51
60	51,74	76,95	91,09
50	53,35	78,97	91,94
40	55,65	80,56	93,01
30	58,72	83,11	94,26
20	62,82	86,17	95,72
10	68,19	89,80	97,26
0	75,00	93,75	99,00

Наименьшее значение гравитационный к.п.д. имеет при вертикальном взлете:

$$\eta_{\text{гр}} = 1 - \frac{g}{\Gamma} = 1 - \frac{1}{I}.$$

По мере убывания угла взлета $\eta_{\text{гр}}$ возрастает и достигает при горизонтальном взлете величины

$$\eta_{\text{гр}} = 1 - \frac{g^2}{\Gamma^2} = 1 - \frac{1}{I^2}$$

(табл. 31 и рис. 52).

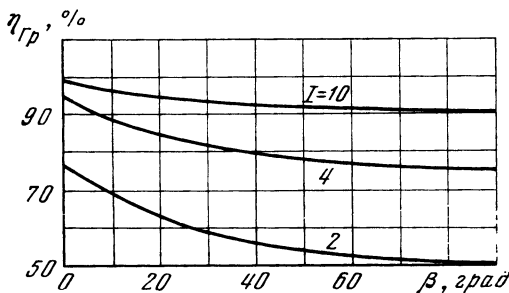


Рис. 52

Если ускорение движения ракеты направлено горизонтально, то

$$\Gamma = \sqrt{\gamma^2 - g^2},$$

и тогда на основании (252) к.п.д. $\eta_{гр}$ должен быть равен единице, т. е. той же величине, что и в свободном пространстве. Такой способ движения, однако, не может быть осуществлен вблизи поверхности планеты, так как вследствие искривления траектории ракета коснется Земли и будет разбита.

При взлете под небольшим углом к горизонтали преимуществом является еще наличие центробежного ускорения (им мы до сих пор пренебрегали), которое уменьшает влияние земного ускорения.

2. Вертикальный взлет в пустоте в поле тяготения

Ракета с постоянной тягой. Уравнение движения ракеты при вертикальном взлете имеет вид

$$m \frac{d^2y}{dt^2} = m\gamma - mg. \quad (253)$$

Далее имеем

$$\gamma = \frac{c}{m} \frac{dm}{dt} = \frac{c}{m} D,$$

причем масса m изменяется с течением времени согласно уравнению

$$m = m_n - Dt = D(\tau - t),$$

так что окончательно

$$\gamma = \frac{c}{\tau - t}. \quad (254)$$

Для начала движения ракеты необходимо, чтобы

$$\gamma_0 = \frac{c}{\tau} \geq g_0, \quad (255)$$

откуда находим, что наибольшее время работы двигателя в ракете с постоянным расходом равно

$$\tau_{\max} = \frac{c}{g_0}. \quad (256)$$

Если взять ракету с начальным весом, в I_0 раз меньшим, чем ракета с наибольшим весом, то для нее полное время работы двигателя при том же секундном расходе будет

$$\tau = \frac{\tau_{\max}}{I_0} = \frac{c}{g_0 I_0}. \quad (257)$$

Если K_{Π} есть мгновенное значение коэффициента пассивной массы, то для ракеты с постоянным расходом

$$K_{\Pi} = \frac{m}{m_n} = \frac{\tau - t}{\tau}. \quad (258)$$

Из (257) и (258) получаем

$$\tau - t = \frac{c K_{\Pi}}{g_0 I_0}. \quad (259)$$

Имея же в виду (254) и (259), приведем уравнение движения (253) к виду

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{g_0 I_0}{K_{\Pi}} - g. \quad (260)$$

Но

$$dt = - \frac{c}{g_0 I_0} dK_{\Pi},$$

поэтому можем представить (260) в другом виде

$$\frac{d^2y}{dK_{\Pi}^2} = \frac{c^2}{g_0^2 I_0^2} \left(\frac{g_0 I_0}{K_{\Pi}} - g \right). \quad (261)$$

Интегрируя это уравнение в пределах от $K_{\Pi} = 1$ до $K_{\Pi} = K_{\Pi}$ и полагая $g = g_0$, что вполне допустимо для тех высот, которые могут иметь место, получим

$$\frac{dy}{dK_{\Pi}} = \frac{c^2}{g_0 I_0} \left(\ln K_{\Pi} + \frac{1 - K_{\Pi}}{I_0} \right), \quad (262)$$

а отсюда получим выражение для

скорости

$$v = \frac{dy}{dt} = c \left(\frac{K_{\Pi} - 1}{I_0} - \ln K_{\Pi} \right). \quad (263)$$

Следует заметить, что при $I_0 = \infty$ и при данном K_{Π} конечная скорость будет иметь то же значение, что и при движении ракеты в свободном пространстве, так как в этом случае вследствие мгновенного сгорания топлива характер изменения тяги не играет никакой роли.

Интегрирование уравнения (262) даст высоту y , которой достигла ракета к тому моменту, когда ее коэффициент пассивной массы стал равен K_{Π} :

$$y = \frac{c^2}{g_0 I_0} \left\{ K_{\Pi} \ln K_{\Pi} + (1 - K_{\Pi}) \times \left[1 - \frac{1}{2I_0} (1 - K_{\Pi}) \right] \right\}. \quad (264)$$

С помощью этой формулы можно, между прочим, определить наибольшую высоту, на которой может продолжаться горение топлива в ракете с постоянным расходом при условии, что вся масса ракеты участвует в отбросе (тогда $I_0 = 1$ и $K_{\Pi} = 0$). Конечная скорость в этом случае бесконечно велика.

В табл. 32 приведены значения скоростей и высот, достигаемых ракетой с постоянным расходом при скорости истечения $c = 3$ км/сек (рис. 53 и 54).

Таблица 32

K_{Π}	$I_0 = 1$		$I_0 = 4$		$I_0 = 10$		$I_0 = 100$	
	v , м/сек	y , км	v , м/сек	y , км	v , м/сек	y , км	v , м/сек	y , км
1	0	0	0	0,000	0	0,000	0	0,000
0,75	113	2,742	675	6,059	788	2,853	856	0,311
0,50	579	26,068	1 704	28,011	1 929	13,924	2 064	1,395
0,25	1 909	112,041	3 596	76,370	3 934	34,417	4 136	3,674
0,20	2 428	144,995	4 228	91,271	4 588	40,910	4 804	4,436
0,15	3 141	187,242	5 054	108,925	5 436	48,539	5 666	5,152
0,10	4 208	242,778	6 233	130,332	6 638	57,704	6 881	6,105
0,05	6 137	320,013	8 275	157,592	8 702	69,244	8 959	7,297
0,01	10 846	416,242	13 073	188,322	13 518	82,070	13 876	8,611
0,001	17 726	452,184	19 974	198,847	20 424	86,402	20 893	9,052
0	∞	458,519	∞	200,602	∞	87,119	∞	9,125

На основании формул (263), (264) и (200) составлена табл. 33, данные которой отвечают тому моменту, когда ракета освобождается от влияния земного тяготения⁶⁴.

Ракета с постоянным ускорением реактивной силы⁶⁵. Рассмотрим сначала случай движения в пустоте. Ускорение ракеты в этом случае

$$\Gamma = \frac{dv}{dt} = \gamma - g = \gamma - g_0 \frac{r_0^2}{r^2}, \quad (265)$$

причем γ остается постоянным, и так как

$$v = \frac{dr}{dt},$$

то

$$v dv = \gamma dr - g_0 \frac{r_0^2}{r^2} dr.$$

Интегрируя это уравнение и имея в виду, что в начале движения $r = r_0$ и $v = 0$, получаем

$$\frac{v^2}{2} = g_0 \frac{r_0^2}{r} + r\gamma - r_0(\gamma + g_0). \quad (266)$$

С другой стороны, на основании (200) имеем

$$\frac{v_{\Pi}^2}{2} = g_0 \frac{r_0^2}{r},$$

Таблица 33

I_0	v_{Π} , м/сек	y , км	K_{Π}
1	10 840	416,176	0,010
4	11 020	179,327	0,020
10	11 122	77,514	0,022
100	11 182	8,092	0,023

откуда следует, что параболическая скорость будет достигнута на высоте

$$r_1 = r_0 \frac{\gamma + g_0}{\gamma} \quad (267)$$

и будет равна

$$v_{\Pi} = v_{\Pi 0} \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma + g_0}} \quad (268)$$

Сохраняя постоянным о щ у т и м о е у с к о р е н и е, мы в действительности будем иметь возрастание ускорения Γ ракеты с высотой, так как ускорение земного тяготения убывает по мере удаления от центра Земли.

Так как $g \leq \gamma \leq \infty$, то из (267) следует, что

$$2r_0 \geq r_1 \geq r_0.$$

Последнее условие определяет пределы параболической скорости, которая заключается между величинами

$$v_{\Pi \max} = \sqrt{2g_0 r_0} \quad (269a)$$

и

$$v_{\Pi \min} = \sqrt{g_0 r_0} \quad (269b)$$

из которых первая соответствует условиям $\gamma = \infty$ и $r_1 = r_0$, а вторая — условиям $\gamma = g$ и $r_1 = 2r_0$.

Интегрирование уравнения (265) для определения времени привело бы к эллиптическому интегралу. Поэтому мы определили время, необходимое для достижения параболической скорости, графическим интегрированием кривой $1/v = f(r - r_0)$ (рис. 55).

При заданной величине ускорения реактивной силы секундный расход, очевидно, не зависит от того, происходит ли движение в свободном пространстве или в поле тяготения. Поэтому, если в уравнении (64) положим

$$v = \gamma t, \quad (270)$$

то формула

$$K_{\Pi} = e^{\frac{\gamma}{c} t}$$

сохраняет силу также и для случая движения в поле тяготения, несмотря на то что формула (64) справедлива,

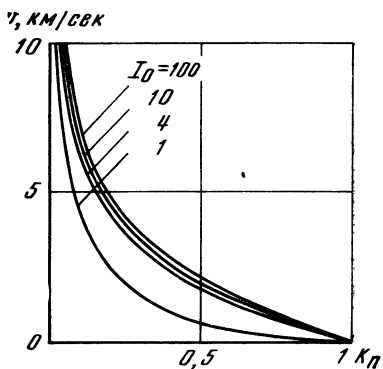


Рис. 53

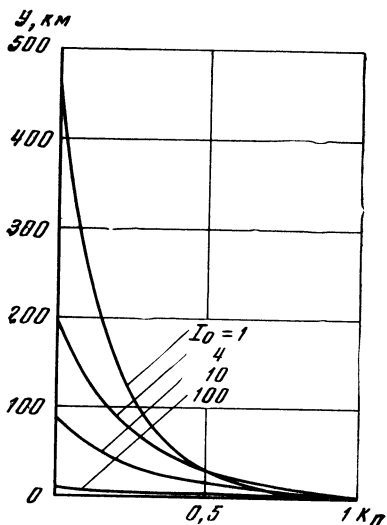


Рис. 54

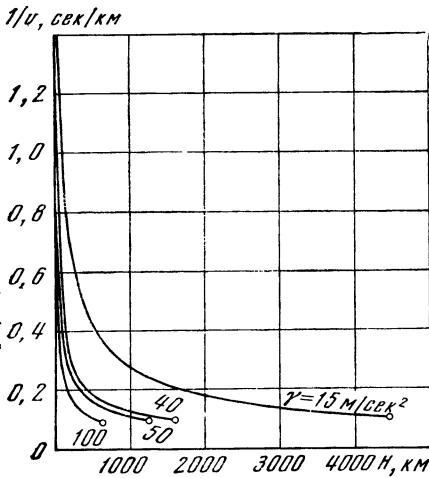


Рис. 55

естественно, только для свободного пространства.

Чем больше будет ускорение тяги ракеты, тем быстрее она достигнет желаемой скорости и, следовательно, тем короче будет время, в течение которого ракете придется преодолевать земное притяжение, а, следовательно, тем меньше будет расход топлива. В табл. 34 и на рис. 56 приведены

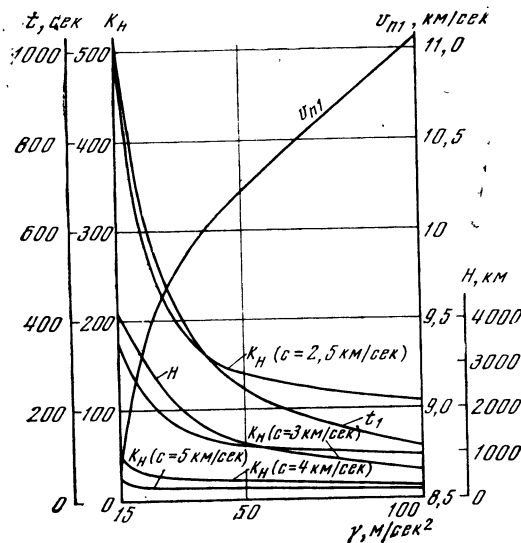


Рис. 56

различные характеристики взлета ракеты с земной поверхности * 66.

Составная ракета. При вертикальном подъеме ракеты в поле тяготения мы можем применить к ней все законы, выведенные для случая движения в свободном пространстве, если будем относить ее движение к координатной системе, свободно падающей по направлению к центру притяжения. При этом очевидно, что фактор времени оказывает влияние на величину скорости и на мгновенное положение ракеты относительно центра притяжения.

Таким образом, сравнивая между собой различные типы ракет, мы долж-

Таблица 34

Определяемые величины	γ , м/сек			
	15	40	50	100
r_1 , км	10 552	7 943	7 630	7 004
H , км	4 174	1 565	1 252	626
v_H , м/сек	8 695	10 025	10 229	11 069
t , сек	1 036	316	215	117
$v_{мд}$, м/сек	15 540	12 640	12 250	11 700
K_H при $c = \begin{cases} 2500 \\ 4000 \text{ м/сек} \\ 5000 \end{cases}$	$\begin{cases} 500,69 \\ 28,67 \\ 22,38 \end{cases}$	$\begin{cases} 156,96 \\ 25,57 \\ 12,53 \end{cases}$	$\begin{cases} 142,59 \\ 22,20 \\ 11,94 \end{cases}$	$\begin{cases} 107,77 \\ 18,63 \\ 10,38 \end{cases}$

ны для случая движения в поле тяготения внести в число характеристик той или иной ракеты также и величину ускорения.

Если бы секундный расход был бесконечно велик, то закон движения ракеты ничем не отличался бы от движе-

* Аналогичную таблицу мы находим в работе В. Гоманна (1925 г.). Вследствие неточности расчетов он приходит к значительно увеличенным значениям коэффициента наполнения. Например, для случая $c = 2500$ м/сек и $\gamma = 15$ м/сек² полученное им значение K_H в 2,5 раза больше, чем нужно в действительности, а для $c = 1000$ м/сек при том же ускорении величина K_H у него получилась в 10 раз больше истинной.

ния в свободном пространстве. При бесконечно малом же расходе ее движение относительно центра притяжения было бы тождественно движению тела, свободного от действия силы реакции.

Если, далее, у двух сравниваемых ракет, движущихся одна в свободном пространстве, а другая в поле тяготения, закон изменения ускорения один и тот же, то все ранее выведенные формулы для составных ракет (см. гл. VI, § 6) сохраняют силу при условии, что v_k рассматривается как идеальная скорость. Для этого случая можно также вычислить, какая истинная скорость соответствует идеальной скорости, и наоборот. Таким же способом можно сравнить и величины пройденных путей.

Если ускорение реактивной силы γ постоянно, то для промежутка пути на котором можно принять ускорение силы тяжести неизменным, имеем для вертикального взлета, если соответствующие этому промежутку времена одинаковы:

$$\frac{v}{v_{ид}} = \frac{s}{s_{ид}} = \frac{\gamma - g}{\gamma} \quad (271)$$

На основании этой формулы имеем кривую рис. 57.

Для ракеты с постоянным расходом при вертикальном взлете будем иметь для отношения скоростей

$$\frac{v}{v_{ид}} = 1 - \frac{K_{п} - 1}{I_0 \ln K_{п}}, \quad (272)$$

а для отношения пройденных путей

$$\frac{s}{s_{ид}} = \frac{K_{п} \ln K_{п} + (1 - K_{п}) \left[1 - \frac{1}{2I_0} (1 - K_{п}) \right]}{K_{п} \ln K_{п} + 1 - K_{п}} \quad (273)$$

При $K_{п} \rightarrow 1$ уравнения (272) и (273) принимают неопределенную форму, по раскрытию которой получаем

$$\frac{v}{v_{ид}} = \frac{s}{s_{ид}} = 1 - \frac{1}{I_0}, \quad (274)$$

т. е. формулу, аналогичную (271). Этот вывод иллюстрируется рис. 58 и 59.

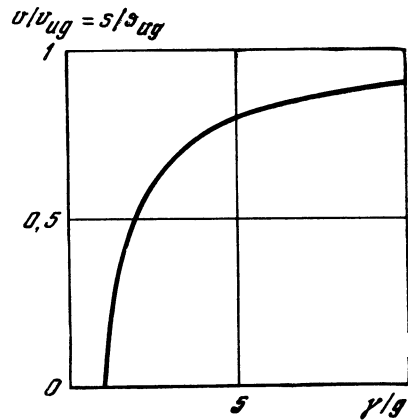


Рис. 57

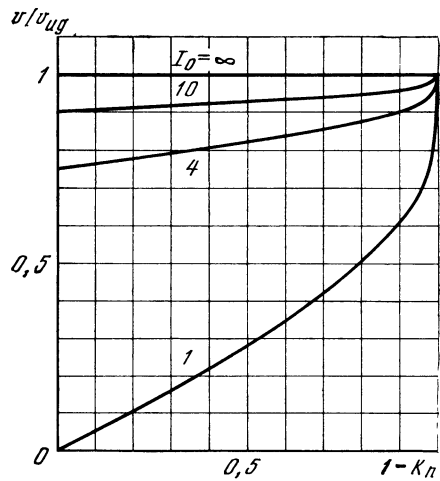


Рис. 58

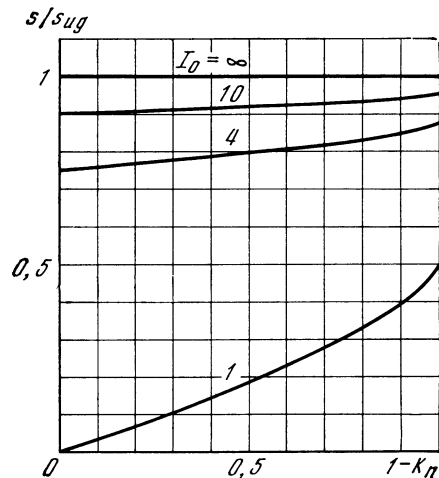


Рис. 59

3. Вертикальный взлет в атмосфере

Формула Галилея — Ньютона для сопротивления воздуха

$$R = \psi \delta S \frac{v^2}{2} \quad (275)$$

справедлива, согласно опытам Круппа, для баллистических скоростей при условии, что коэффициент ψ выражен в виде произведения двух множителей, т. е.

$$\psi = \psi_0 \psi_\phi, \quad (276)$$

из которых первый $\psi_0 = f_1(v)$ представляет собой функцию одного и того же вида для любой формы движущегося тела (рис. 60), а коэффициент ψ_ϕ , называемый аэродинамическим коэффициентом формы, имеет особое значение в каждом частном случае и также является функцией скорости.

Для того чтобы космический аппарат испытывал возможно меньшее сопротивление воздуха, он должен обладать хорошо обтекаемой формой и минимальным миделем, хотя бы за счет увеличения длины.

Если головная часть движущегося тела имеет оживальную форму, то, согласно Эбергарду — Гели,

$$\frac{1}{\psi_\phi} = 0,0691 \left(8 \frac{h}{d} + \frac{d}{h} \right) \times \left(1,1311 - \frac{47,7}{v} + 0,0003166v \right), \quad (277)$$

где d — диаметр тела; h — его высота (длина).

Эта формула, вместе с данными Круппа для функции $\psi_0 = f_1(v)$, дает возможность построить кривую $\psi = f_2(v)$ для скоростей от 160 до 1300 м/сек.

В наших расчетах принято, что длина ракеты равна пятикратному диаметру. Для скоростей до 160 м/сек коэффициент ψ можно считать постоянным. Что касается участка скоростей от 1300 до 2600 м/сек, то за отсутствием для него соответствующего опытного материала мы принимали полученное путем экстраполяции значение $\psi = 0,12$.

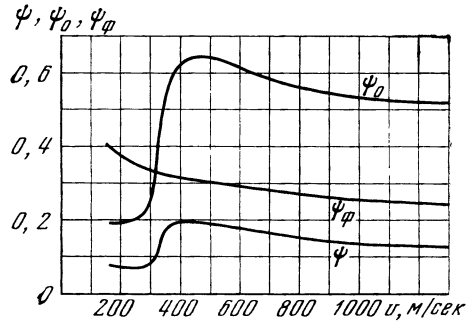


Рис. 60

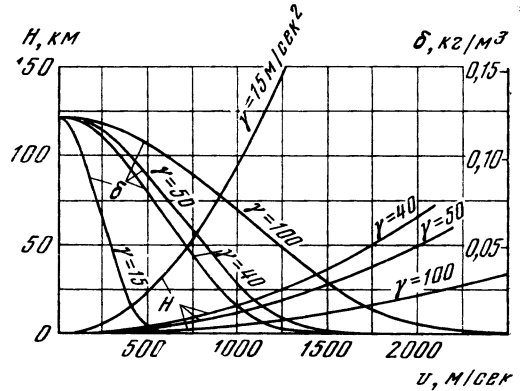


Рис. 61

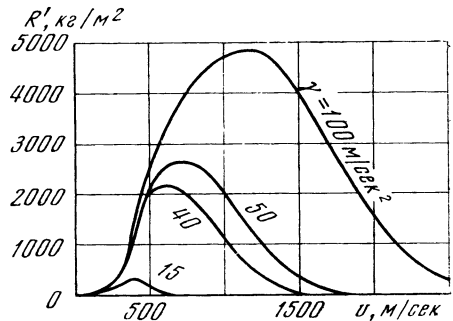


Рис. 62

Ракета с постоянным ψ щутимым ускорением*. Для того чтобы ускорение ракеты в воздушной среде было постоянным, необходимо, чтобы закон ее движения был таким же, как у ракеты, движущейся в пустоте с постоянным ускорением тяги, при прочих равных условиях.

Поскольку соотношения масс в ракетах, движущихся в безвоздушном пространстве, уже рассмотрены нами выше (см. гл. XI, § 2), мы здесь ограничимся рассмотрением только лишь дополнительных масс топлива, потребных для преодоления сопротивления воздуха.

Для ракеты, движущейся в пустоте с постоянным ускорением тяги, имеем

$$r = \frac{1}{2\gamma} \left[\left(r_0\gamma + r_0g_0 + \frac{v^2}{2} \right) + \sqrt{\left(r_0\gamma + r_0g_0 + \frac{v^2}{2} \right)^2 - 4\gamma g_0^2} \right]; \quad (278)$$

с помощью этой формулы можем построить кривую $H' = f_3(v)$ (рис. 61).

Формулы (21) и (22) дают тогда возможность определить плотность атмосферы в функции от скорости, которую имеет ракета, на данной высоте (рис. 61). Имея эти данные, можно определить силу сопротивления воздуха на единицу площади мидали ракеты, пользуясь для этого формулой

$$R' = \psi \delta \frac{v^2}{2}.$$

Как видно из рис. 62, сопротивление воздуха при вертикальном взлете ракеты сначала возрастает, проходит через максимум, а затем вследствие быстрого падения плотности воздуха с высотой начинает убывать, несмотря на продолжающееся возрастание скорости ракеты.

Учитывая характер изменения сопротивления, необходимо заключить, что даже для ракеты, не предназначен-

ной для пассажиров, невыгодно применять очень большие ускорения, так как тогда ракета имела бы большую скорость уже в низких слоях атмосферы и, следовательно, должна была бы затратить значительную энергию на преодоление сопротивления воздуха иной среды.

Масса топлива, расходуемая на преодоление сопротивления на 1 м^2 сечения, определится из формулы

$$\Delta m_{\tau} = m_c \Delta t \frac{R'_{\text{ср}}}{c} \Delta t, \quad (279)$$

которую можно представить в другом виде:

$$\Delta m_{\tau} = \frac{\psi_1 \delta_1 v_1^2 + \psi_2 \delta_2 v_2^2}{4c} \frac{v_2 - v_1}{\gamma - g_{\text{ср}}}. \quad (280)$$

С помощью этой формулы построены кривые рис. 63 для промежутков времени, отвечающих приращению скорости в 100 м/сек , и для значений $\gamma = 15, 40, 50$ и 100 м/сек^2 . При такой величине интервала величина земного ускорения изменяется на его протяжении очень незначительно, поэтому в последнюю формулу может быть введена величина $g_{\text{ср}}$.

Кривые расхода топлива вычислены при $c = 4000 \text{ м/сек}$. Для всякой другой скорости секундный расход будет пропорционален c/c' .

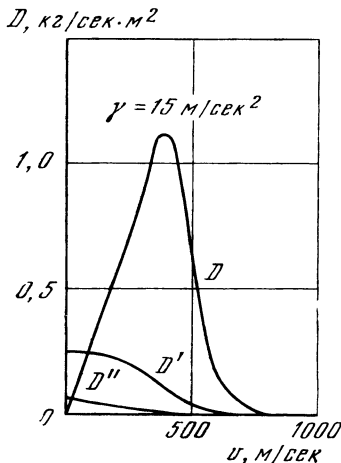


Рис. 63а

* Мы имеем в виду то ускорение, которое было бы зарегистрировано обычным акселерографом, помещенным в ракете.

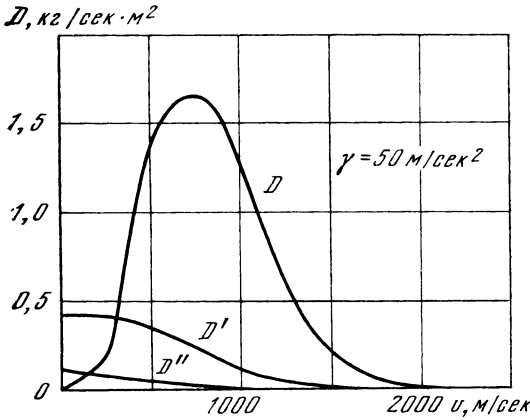


Рис. 63б

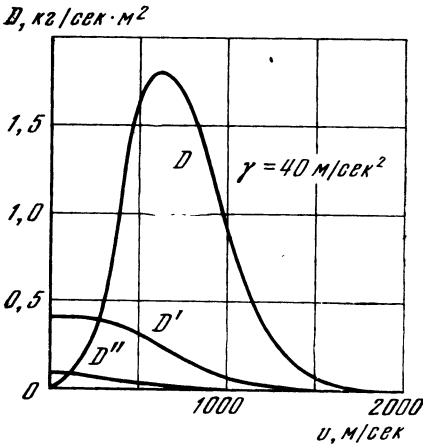


Рис. 63в

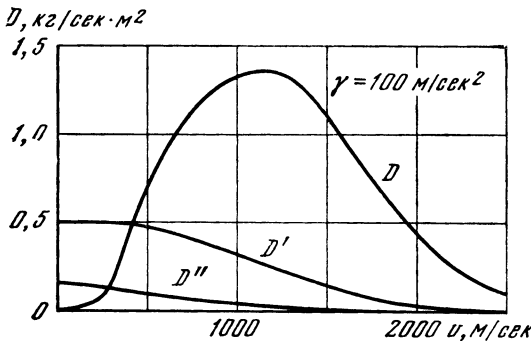


Рис. 63г

Запас топлива в аппарате для преодоления сопротивления воздуха, являющийся дополнительным грузом, способствовал бы уменьшению ускорения. Для избежания этого необходимо иметь в ракете еще дополнительное количество топлива с целью преодоления инерции первой добавочной массы и т. д.

Величина дополнительного расхода за промежуток Δt будет

$$\Delta m'_T = D' \Delta t = \frac{\gamma}{\gamma - g_{\text{ср}}} \frac{v_2 - v_1}{c} m_T; \quad (281)$$

$$\Delta m''_T = D'' \Delta t = \frac{\gamma}{\gamma - g_{\text{ср}}} \frac{v_2 - v_1}{c} m'_T, \quad (282)$$

где через m_T и m'_T обозначены величины мгновенной массы топлива, оставшейся к данному моменту в ракете и определяемой путем интегрирования уравнений (280) — (282).

Составив неограниченный ряд равенств, подобных (281) и (282), и просуммировав их, мы найдем ответ на поставленную задачу. Для практических же целей, как видно из рис. 63, при рассматриваемых нами скоростях истечения можно ограничиться принятием в расчет первичного, вторичного и третичного расходов.

Для другой какой-нибудь скорости истечения c' величины первичного, вторичного и т. д. расходов, очевидно, будут равны:

$$(m_T)' = m_T \frac{c}{c'}; \quad (283)$$

$$(m'_T)'' = m'_T \left(\frac{c}{c'} \right)^2; \quad (284)$$

$$(m''_T)''' = m''_T \left(\frac{c}{c'} \right)^3. \quad (285)$$

Пользуясь этим правилом для численного интегрирования уравнений (280) — (282), получим кривые рис. 64 и табл. 35.

Положим теперь, что в тот момент, когда ракета достигла границы атмосферы, находясь на расстоянии r_1 от центра Земли, действие двигателя прекратилось. После этого ракета прой-

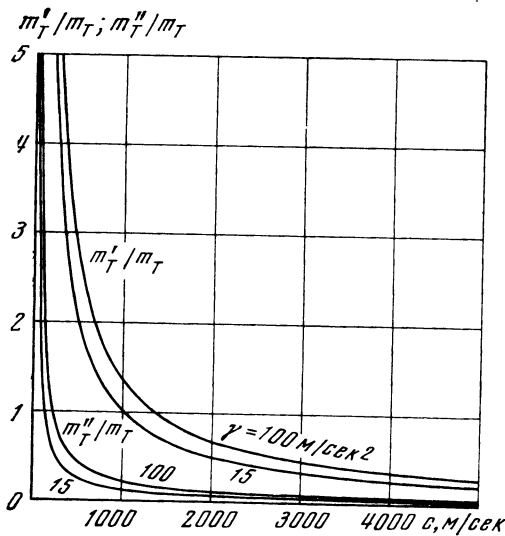


Рис. 64

дет по инерции расстояние

$$h_2 = \frac{r_1 v_1^2}{2g_1 r_1 - v_1^2}, \quad (286)$$

а полная высота ее подъема будет

$$H = h_1 + h_2.$$

Таблица 35

Определяемые величины		$\gamma, \text{ м/сек}^2$			
		15	40	50	100
$c = 2000 \text{ м/сек}$	m_T'	7,4	24,4	26,9	36,0
	m_T''	3,7	11,7	13,8	24,2
	m_T	1,1	3,2	4,1	9,4
	Σm_T	12,2	39,3	44,8	69,7
$c = 3000 \text{ м/сек}$	m_T'	5,0	16,3	17,9	24,0
	m_T''	1,6	5,2	6,1	10,8
	m_T	0,3	0,9	1,2	2,8
	Σm_T	6,9	22,4	25,3	37,6
$c = 4000 \text{ м/сек}$	m_T'	3,7	12,2	13,5	18,0
	m_T''	0,9	2,9	3,4	6,1
	m_T	0,1	0,4	0,5	1,2
	Σm_T	4,8	15,5	17,4	25,3

Примечание: Все величины даны в кг/м².

Так как время работы двигателя известно, то величина коэффициента наполнения, необходимая для достижения высоты H в случае движения в пустоте, будет

$$(K_H)_{\text{пуст}} = e^{\frac{\gamma}{c} t}, \quad (287)$$

а при движении в воздухе

$$(K_H)_{\text{возд}} = (K_H)_{\text{пуст}} + \frac{\sum m_T}{m_K}. \quad (288)$$

Отношение массы топлива, необходимого для преодоления сопротивления воздуха, к начальной массе будет равно

$$\frac{\sum m_T}{m_H} = \frac{\sum m_T}{m_K (K_H)_{\text{пуст}}}. \quad (289)$$

Для различных значений γ получаем табл. 36.

При увеличении потолка против значений, указанных в табл. 36, т. е. в случае, когда работа двигателя продолжается и после вылета за пределы атмосферы, отношение массы топлива, необходимого для преодоления сопротивления воздуха, к начальной массе ракеты, очевидно, должно уменьшиться.

В табл. 37 приведены результаты вычислений, отвечающих $H = \infty$, т. е. параболической скорости относительно Земли.

Ракета с ошутимым ускорением, эквивалентным ошутимому ускорению ракеты, движущейся в пустоте с постоянной тягой. Произведем теперь расчеты для того случая, когда характер движения ракеты в воздухе такой же, какой она имела бы при движении в пустоте, при постоянной тяге.

На рис. 65 представлена кривая $v = f_4(1 - K_H)$, на рис. 66 — кривая $H' = f_5(1 - K_H)$, на рис. 67 — кривая $\delta = f_6(1 - K_H)$, наконец, на рис. 68, а, б — построенная на основании трех последних кривых кривая $R' \text{ кг/м}^2 = f_7(1 - K_H)$, причем все кривые вычислены для $c = 3000 \text{ м/сек}$ и $I_0 = 1$ и 4.

Таблица 36

Определяемые величины	Скорость истечения c , м/сек	γ , м/сек ²			
		15	40	50	100
t , сек		173,5	59,6	54,7	28,8
v_1 , м/сек		900	1800	2200	2600
h_1 , км		76,5	53,6	60,2	37,4
Потолок H , км		119,0	226,0	321,7	405,9
K_H	2000	3,67	3,29	3,93	4,23
	3000	2,38	2,21	2,49	2,61
	4000	1,92	1,82	1,98	2,06
K_H при $m_K = 30$ кг/м ²	2000	4,08	4,60	5,42	6,55
	3000	2,61	2,96	3,33	3,87
	4000	2,08	2,33	2,56	2,90
$\frac{\Sigma m_T}{m_K K_H}$ (в %)	2000	11,1	39,7	38,0	55,0
	3000	9,7	33,8	33,8	47,9
	4000	8,3	32,1	33,0	47,3

Таблица 37

Определяемые величины	Скорость истечения c , м/сек	γ , м/сек ²			
		15	40	50	100
$\frac{\Sigma m_T}{m_K K_H}$ (в %)	2000	0,017	0,24	0,30	0,67
при $m_K = 30$ кг/м ²	3000	0,13	1,1	1,4	2,5
	4000	0,33	2,2	2,6	4,5

Таблица 38

Определяемые величины	$I_0 = 1$	$I_0 = 4$
v_1 , м/сек	1199	3087
h_1 , км	65,4	63,6
H (потолок), км	141,1	646,2
m_T , кг/м ²	4,8	17,8
m'_T , кг/м ²	2,3	6,4
m''_T , кг/м ²	0,6	2,8
Σm_T , кг/м ²	7,7	27,0
K_H	2,86	3,33
K_H при $m_K = 30$ кг/м ²	3,11	4,23
$\frac{\Sigma m_K}{m_K K_H}$ (в %) при $m_K = 30$ кг/м ²	9,0	27,0

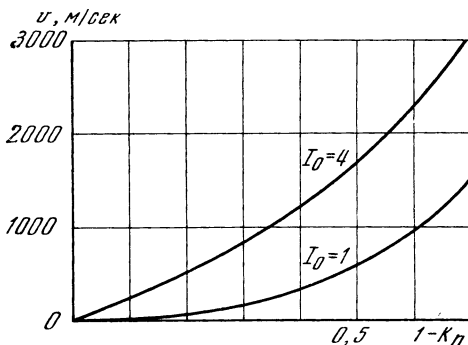


Рис. 65

Имея в виду, что

$$\Delta t = (K_1 - K_2) \frac{c}{I_0 g_0}, \quad (290)$$

можем формулу (279) представить в виде

$$\Delta m_T = \frac{(\psi_1 \delta_1 v_1^2 + \psi_2 \delta_2 v_2^2) (K_1 - K_2)}{4 I_0 g_0}. \quad (291)$$

За промежуток времени Δt израсходованная «вторичная» масса топлива равна

$$\Delta m'_T = D' \Delta t = 2 m_T \frac{K_1 - K_2}{K_1 + K_2}, \quad (292)$$

а «третьичная» масса

$$\Delta m''_T = D'' \Delta t = 2 m'_T \frac{K_1 - K_2}{K_1 + K_2}. \quad (293)$$

В таб. 38 приведены данные, относящиеся к случаю, когда $c = 3000$ м/сек

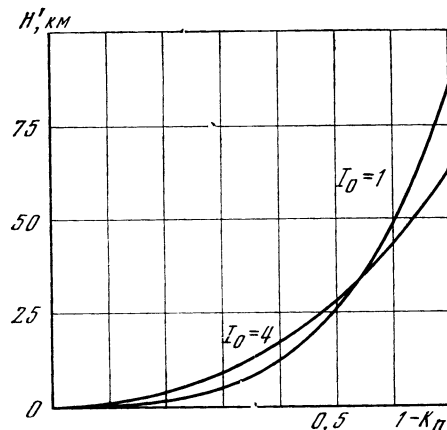


Рис. 66

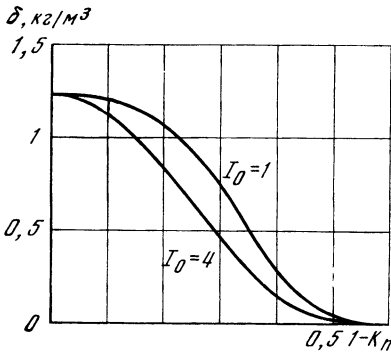


Рис. 67

и когда действие мотора совсем прекращается по достижении границы атмосферы.

При параболической скорости относительно Земли в последней строке табл. 38 мы имели бы числа 0,3 и 1,8%.

Таким образом, если для тропосферной ракеты большая часть топлива расходуется только на преодоление сопротивления воздуха, то в сверхвысотной ракете на это используется ничтожная доля топлива. Поэтому для ракеты последнего типа принятие того или иного закона движения в атмосфере имеет второстепенное значение ⁶⁷.

4. Взлет космического аппарата с земной поверхности

Перейдем к выяснению того, какими способами может быть уменьшена величина коэффициента наполнения и каков его нижний предел.

Во время подъема ракеты ей приходится одновременно преодолевать земное притяжение и сопротивление воздуха. Для уменьшения коэффициента наполнения оба эти фактора ставят прямо противоположные требования.

С точки зрения земного притяжения взлет должен возможно более приближаться к горизонтали, а на весьма больших высотах — даже к направлению вниз. В этом случае при одном и том же ускорении реактивной тяги ускорение движения ракеты будет наибольшим. Само же ускорение реактивной тяги должно быть возможно большим для получения наибольшей величины гравитационного к.п.д.

С точки же зрения сопротивления воздушной среды взлет должен возможно более приближаться к вертикали. Плотность воздуха, а следовательно, и его сопротивление уменьшаются тогда наиболее быстро, и слой воздуха, представляющий заметное сопротивление, будет небольшим. Ускорение же реактивной тяги должно быть минимальным для достижения наи-

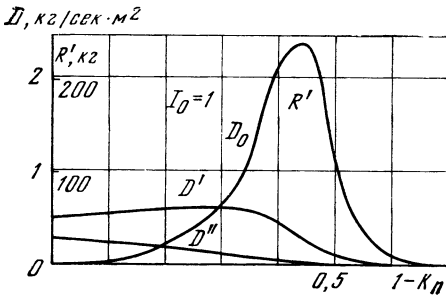


Рис. 68а

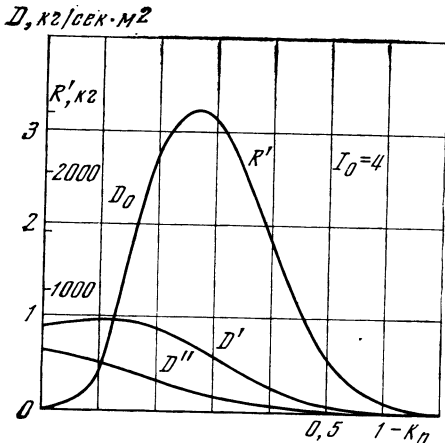


Рис. 68б

меньшего расхода топлива на преодоление сопротивления воздуха.

Различные требования, предъявляемые сопротивлением воздуха и силой тяготения, приводят в каждом отдельном случае к одному наиболее выгодному решению, причем не только вид траектории, но и характер нарастания скорости определяются характеристиками космического аппарата (форма, масса и т. д.).

При таком решении подъем аппарата вначале должен происходить по вертикали, затем траектория его должна все более и более искривляться*. После прохождения атмосферы космический корабль, очевидно, будет представлен только действием тяготения.

Полет аппарата по закону, соответствующему наиболее выгодному прохождению атмосферы; не представляет практического интереса по следующим причинам:

а) ускорение аппарата, следуя этому закону, должно очень быстро возрастать и будет намного превосходить ускорение, переносимое человеческим организмом;

б) этот закон весьма сложен и представляет большие трудности в осуществлении;

в) разность между коэффициентом наполнения при вертикальном взлете и тем же коэффициентом при наиболее выгодной траектории будет того же порядка, какой может дать разность между истинной и ожидаемой скоростью истечения.

В случае применения ракеты с инжектором картина может сильно измениться: здесь может быть получено несравненно большее снижение коэффициента наполнения, чем в случае замены вертикального взлета наиболее выгодной траекторией. Может даже оказаться выгодным приобретение космической

скорости в пределах атмосферы и выпуск ракеты за ее пределы только после развития желаемой скорости.

Излагаемый ниже способ полета ракеты имеет большие преимущества в смысле простоты, а также в смысле приближения коэффициента наполнения к минимуму, доступному при ограничении реактивного ускорения выносливостью организма. Он состоит в следующем.

Сначала ракета взлетает вертикально, но по достижении ею относительно Земли скорости

$$v \geq \frac{1}{2} g_{\text{ср}} \frac{v_{\text{кр}}}{\gamma}$$

двигатель устанавливается так, чтобы тяга была направлена горизонтально. В дальнейшем тяга должна удерживаться в направлении, перпендикулярном к вертикали, проходящей через данную точку. При этом гравитационный к.п.д. будет все время равен единице. С другой стороны, ракета не сможет упасть на Землю, так как до встречи с Землей она успеет достигнуть круговой скорости. В результате такая ракета хотя и будет иметь несколько больший коэффициент наполнения, чем у ракеты в свободном пространстве, но разница будет получаться только за счет участка вертикального полета.

Пользуясь формулами (64) и (270), находим, что при $\gamma = 40 \text{ м/сек}^2$ и $c = 4000 \text{ м/сек}$ величина $K_{\text{н}}$ для рассматриваемого способа будет всего на 8,46% больше, чем $K_{\text{н}}$ пустотной ракеты, если в момент изменения направления тяги после участка вертикального взлета скорость ракеты равна 1 км/сек.

Таким образом, расход топлива на преодоление земного притяжения будет незначителен. Что касается сопротивления воздуха, то, как показывает простейший расчет (например, пользуясь рис. 54—56), оно в данном случае потребует не большего расхода топлива, чем при простом вертикальном полете.

* Заметим, что если тяга P ракеты образует угол α с направлением движения, то только составляющая $P \cos \alpha$ сообщает ей поступательное ускорение, другая же составляющая $P \sin \alpha$ производит только искривленные траектории.

5. Случай центрального туннеля

Допустим, что планета имеет проходящий через ее центр прямолинейный туннель.

Ракета падает в этот туннель без начальной скорости, и двигатель ее пускается в ход лишь в центре туннеля и мгновенно придает ракете желаемую добавочную скорость.

Принимая, что планета имеет шарообразную форму и однородную массу, получим для ускорения поля тяготения в туннеле⁶⁸

$$g = g_0 \frac{r}{r_0}.$$

Для свободно падающего в туннеле тела

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{g_0}{r_0} r,$$

но

$$\frac{dr}{dt} = v.$$

Отсюда

$$\int v dv = -\int \frac{g_0}{r_0} r dr.$$

Если определить постоянную интегрирования из условия

$$v = 0 \text{ для } r = r_0,$$

то скорость тела в любой точке будет определена уравнением

$$v^2 = \frac{g_0}{r_0} (r_0^2 - r^2).$$

В центре планеты

$$v = \sqrt{g_0 r_0},$$

т. е. скорость тела равна круговой скорости на поверхности планеты.

Для того чтобы ракета вылетела из туннеля со скоростью v_0 , ей надо сообщить во время движения скорость $v_{от} < v_0$, которая уменьшается с увеличением скоростей падения.

Если желательно, чтобы ракета покинула планету с параболической скоростью $v_{п}$, то во время полета ракеты через центр туннеля ей надо сообщить

скорость $v_{от}$, определяемую из условия

$$(v_{от} + \sqrt{g_0 r_0})^2 = (\sqrt{g_0 r_0})^2 + (\sqrt{2g_0 r_0})^2,$$

откуда

$$v_{от} = (\sqrt{3} - 1) \sqrt{g_0 r_0} = 0,518 v_{п}.$$

Для меньших скоростей вылета из туннеля, чем $v_{п}$, относительный выигрыш еще более значителен. Например, для скорости отлета, равной окружной скорости на поверхности планеты, найдем

$$v_{от} = 0,414 v_{окр}.$$

Таким образом, можно сэкономить большие количества топлива⁶⁹.

Хотя этот метод пуска не имеет практического значения, он хорошо разъясняет одну из особенностей механики ракетного полета.

6. Спуск

При возвращении космического аппарата на Землю торможение его может производиться как с помощью его собственного двигателя, так и путем использования сопротивления воздуха.

Т о р м о ж е н и е д в и г а т е л е м. В этом случае для уменьшения скорости падения нужно направить истечение таким образом, чтобы равнодействующая реактивной тяги была противоположна направлению движения ракеты.

Будем обозначать значком «прим» (') величины, относящиеся к ракете, движущейся в свободном пространстве с положительным ускорением, значком «бис» (") — величины, характеризующие ракету с отрицательным ускорением, и, наконец, буквами без значков — суммарные величины.

Имея в виду, что полезная масса первой ракеты является одновременно и начальной массой второй ракеты, т. е. что

$$m'_{п} = m''_{п}, \tag{294}$$

найдем, что суммарный коэффициент

полезного груза

$$K_{\text{п}} = \frac{m''_{\text{п}}}{m_{\text{п}}} = K'_{\text{п}} K''_{\text{п}}. \quad (295)$$

Если скорость истечения не изменяется, то количество топлива, расходуемое на единицу конечной массы, будет одинаково как для ускоренного, так и для замедленного периода, т. е.

$$K'_{\text{п}} = K''_{\text{п}}. \quad (296)$$

Если еще предположить, что масса баков, отброшенных после периода ускоренного движения, пропорциональна массе топлива, то

$$K_{\text{п}} = K''^2_{\text{п}}. \quad (297)$$

Принимая же во внимание (296), получим следующее выражение для суммарного коэффициента наполнения:

$$K_{\text{н}} = \frac{m'_{\text{н}}}{m''_{\text{н}}} = K'^2 \frac{m'_{\text{к}}}{m''_{\text{н}}},$$

и на основании (294) можем написать

$$K_{\text{н}} = K''^2_{\text{п}} \frac{m'_{\text{к}}}{m'_{\text{н}}} \frac{m'_{\text{н}}}{m''_{\text{п}}} = \frac{K'_{\text{н}}}{K'_{\text{п}}}. \quad (298)$$

Если после периода ускоренного движения отбрасывания пассивной массы не производится ($m'_{\text{к}} = m''_{\text{п}}$), то

$$K_{\text{н}} = K''^2_{\text{п}}. \quad (299)$$

Эти выводы справедливы и для ракеты, совершающей взлет и посадку в поле тяготения, при условии, что направления движения ракеты и скорости изменяются на обратные, все же прочие условия остаются неизменными.

Последние два уравнения показывают, что постройка ракеты, способной поглотить при спуске на Землю с помощью двигателя приобретенную ею космическую скорость, является задачей, непосильной для современной техники, по крайней мере, без применения вспомогательных ракет, отправляемых навстречу прибывающей ракете.

Т о р м о ж е н и е а т м о с ф е р о й. Этот способ имеет очень большое зна-

чение не только для космических путешествий, но также и для сверхскоростных сообщений в пределах земного пространства.

При плавном торможении космического аппарата длина пути, на протяжении которого происходит торможение, должна была бы соответствовать почти горизонтальному спуску.

Во время торможения большая часть кинетической энергии аппарата преобразуется в тепловую энергию, которая расходуется на нагревание как самого аппарата, так и окружающего воздуха; небольшая часть энергии идет на завихрение воздуха. Тепло, полученное аппаратом, частично расходуется во внешнюю среду через лучеиспускание и теплопроводность.

При медленном торможении нагревание не будет значительным, в случае же резкого торможения возможно сгорание аппарата.

Явление сгорания падающих звезд или метеоритов не может служить аргументом против торможения воздухом: они движутся обычно с гораздо большими скоростями, чем те, которые будут развивать космический корабль, быстрее достигают относительно плотных слоев атмосферы и имеют сравнительно большой коэффициент аэродинамического сопротивления. Но даже и при этих неблагоприятных условиях полностью сгорают в атмосфере лишь наиболее мелкие тела (размером в несколько миллиметров), в метеоритах же, напротив, температура ядра сохраняется значительно ниже 0°С 70 .

Для того чтобы аппарат мог отдать наружному воздуху возможно большую часть тепла, необходимо обеспечить наибольшую длительность периода торможения. В. Гоманн по этому вопросу справедливо отмечал, что не нужно опасаться повторного вылета аппарата за пределы атмосферы с эллиптической скоростью, так как после совершения пути по эллиптической траектории аппарат вернется в точку, симметричную по отношению к большой оси эллипса. Таким путем можно значительно снизить скорость аппарата, используя не-

сколько раз его последовательные погружения в атмосферу*.

При желании удержать в пределах атмосферы аппарат, имеющий скорость большую, чем круговая, необходимо снабдить его крыльями, установленными таким образом, чтобы подъемная сила была направлена к Земле. После того как скорость упадет до величины, равной круговой скорости, дальнейшее снижение аппарата может производиться планированием, причем надлежащим пилотированием аппарата можно совершить посадку в любом пункте Земли независимо от того, в какой точке произошло погружение аппарата в атмосферу⁷¹.

7. Движение вытекших газов

При взлете. Если ракета взлетает вертикально, то до тех пор, пока ее скорость будет меньше скорости истечения, газовая струя, очевидно, будет приближаться к Земле. В тот момент, когда идеальная скорость ракеты сравняется со скоростью истечения ($v = c$), масса вытекших газов составит $(1 - e^{-1})$ -ю часть или 63,212% от начальной массы ракеты m_0 . После этого момента молекулы газа будут удаляться от Земли, чтобы впоследствии вернуться к ней, за исключением того случая, когда скорость их равна или больше скорости освобождения. Последнее может иметь место лишь при маловероятном условии, что

$$v_k > v_{oc} + c. \quad (300)$$

При наклонном взлете ракеты часть выхлопных газов может образовать облака, обращающиеся вокруг Земли.

При спуске. Рассмотрим две ракеты, из которых одна совершает вертикальный взлет, а другая — замедленный спуск, следуя тому же закону.

* Заметим, что математическое исследование спуска произведено Гоманном слишком упрощенно. Дополнительные подсчеты привели его к заключению, что основные расчеты сделаны им неверно. В частности, исходные данные, принятые им для расчета нагрева аппарата, совершенно произвольны.

Таблица 39

Скорость ракеты относительно Земли		Взлет		Спуск	
		0	v	$-v$	0
Скорость ракеты относительно	первых вытекших молекул	c	$c + v$	c	$c + v$
	последних	c	c	c	c
Скорость относительно Земли	первых молекул	$-c$	$-c$	$-c - v$	$-c - v$
	последних	$-c$	$-c + v$	$-c - v$	$-c$

Тогда будем иметь следующую таблицу скоростей (табл. 39).

Разность между величинами абсолютной скорости газов первой и второй ракеты равна

$$d_{abc} = |-c - v| - |-c + v|. \quad (301)$$

Поэтому имеем

$$\begin{aligned} d_{abc} &= 0 \quad \text{при} \quad v = 0, \\ 0 < d_{abc} < 2c &\quad \text{при} \quad 0 < v < c, \\ d_{abc} &= 2c \quad \text{при} \quad v \geq c. \end{aligned} \quad (302)$$

Таким образом, при движении в пустоте космический аппарат отдаляется от вытекающих в данный момент газов со скоростью c , скорость же отдаления от ранее вытекших газов все время больше, чем c . Это положение справедливо и для периода замедленного движения во время торможения, так что аппарат, использующий в пустоте свой двигатель для торможения, не может догнать вытекших из него продуктов сгорания.

Другое дело в воздухе: здесь газы могут испытывать гораздо более резкое торможение, и тогда скорость их относительно Земли будет меньше, чем скорость аппарата.

При вертикальном спуске истекающие газы, очевидно, будут направлены к Земле. Если же спуск происходит наклонно и притом так, что струя не встречается с земной поверхностью,

то достаточно иметь скорость прибытия.

$$v_k \geq v_{oc} - c, \quad (303)$$

чтобы часть газов навсегда покинула нашу планету.

Вообще же говоря, при посадке газы имеют большую скорость относительно Земли, чем в соответствующей точке траектории при взлете, и потому и в первом случае будет больше газовых молекул, которые не вернуться на Землю, чем во втором. Если скорость их будет недостаточна для освобождения от поля тяготения планетной системы, но будет больше круговой скорости, то они будут обращаться вокруг Земли или Солнца ⁷².

Литература

- Кондратьев Ю. Завоевание межпланетных пространств. Новосибирск, 1929.
- Рынин Н. А. Теория реактивного движения, серия «Межпланетные сообщения», вып. 4. Л., 1929.
- Рынин Н. А. Ракеты, серия «Межпланетные сообщения», вып. 4. Л., 1929.
- Рынин Н. А. К. Э. Циолковский, его жизнь, работы и ракеты, серия «Межпланетные сообщения», вып. 6. Л., 1931 ⁷³.
- Рынин Н. А. Теория космического полета, серия «Межпланетные сообщения», вып. 8. Л., 1932.
- Перельман Я. И. Полет на луну. М., 1925.
- Перельман Я. И. Межпланетные путешествия. Изд. 6. Л., 1929.
- Циолковский К. Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами. Калуга, 1914.
- Циолковский К. Э. Ракета в космическое пространство. Калуга, 1924 (1-е изд., 1903).
- Циолковский К. Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами. Калуга, 1926.
- Циолковский К. Э. Космическая ракета. Опытная подготовка. Калуга, 1927.
- Циолковский К. Э. Космические ракетные поезда. Калуга, 1929.

- Циолковский К. Э. Цели звездоплавания. Калуга, 1929.
- Циолковский К. Э. Звездоплавателям. Калуга, 1930.
- Циолковский К. Э. Избр. труды, кн. II. М., 1934.
- Ananoff A. Le problème des voyages interplanétaires. Paris, 1934.
- Astronautics. Bull. Amer. Interplanetary Soc., 1930—1932.
- Biermann G. Weltraumschiffahrt. Bremen, 1931.
- Bruegel W. Maenner der Rakete. Leipzig, 1933.
- Bull. Amer. Rocket. Soc., 1933—1935.
- Coissac V. La conquête de l'Espace. Tours, 1916.
- Die Rakete. Breslau, 1927—1929.
- Esnault-Pelterie R. Considération sur les résultats de l'allégement indéfini des moteurs. Conf., novembre 1912. Tours.
- Esnault-Pelterie R. L'exploration par fusées de la très haute atmosphère et la possibilité des voyages interplanétaires. Conf., juin, 1927. Paris, 1928.
- Esnault-Pelterie R. L'Astronautique. Paris, 1930; complement. Paris, 1935.
- Gail O. W. Mit Raketenkraft ins Weltenall. Stuttgart, 1928.
- Goddard R. H. A method of reaching extreme altitudes, Smithsonian Misc. Collect. (publ. 2540), 1919, 71, N 2.
- Gussali L. Si puo' gia tentare un viaggio della terra alla luna? Milano, 1923.
- Hohmann W. Die Erreichbarkeit der Himmelskoerper., Muenchen, 1925.
- Lasser D. The conquest of Space. N. Y., 1931.
- Ley W. Die Fahrt ins Weltall. 2. Aufl. Leipzig, 1929.
- Linke F. Das Raketen-Weltraumschiff. Hamburg, 1928.
- Mitt. Vereins f. Raumschiffahrt. Berlin, 1930—1931.
- Nebel R. Raketenflug in 50 Bildern. Muenchen und Berlin, 1932.
- Noordung H. Das Problem der Befahrung des Weltraums. Berlin, 1928.
- Oberth H. Wege zur Raumschiffahrt. Muenchen, 1929.
- Oberth, Hoeffft, Debus, Pirquet, Sander. Die Moeglichkeit der Weltraumfahrt., W. Ley (Ed.). Leipzig, 1928.
- Scherschewsky A. B. Die Rakete fuer Fahrt und Flug. Berlin, 1929.
- Valier M. Vorstoss in der Weltenraum. Muenchen, 1930.

Первые шаги ракетного летания⁷⁴

1. Стратосферная ракета с постоянной тягой

В настоящей главе мы задаемся целью доказать с помощью численных примеров некоторые положения, касающиеся высотных ракет. Этот метод нами выбран потому, что дифференциальные уравнения движения ракеты в воздухе в большинстве случаев, особенно в области звуковых скоростей, не интегрируются в конечном виде. В связи с этим необходимо обратиться к численному интегрированию.

При определении силы сопротивления воздуха мы пользуемся классической формулой

$$R = \psi \delta \Delta S \frac{v^2}{2}, \quad (304)$$

причем значения ψ взяты с кривой рис. 69, отвечающей принятой форме ракеты при относительной плотности воздуха $\Delta = 1$; для дозвуковых скоростей ψ является постоянной величиной.

Нужно иметь в виду, что величина $\psi = f(v)$ несколько убывает с возрастанием высоты вследствие уменьшения

скорости звука. Однако мы не вводим поправок, так как стремимся вывести некоторые принципиальные положения, не задаваясь целью получить точные численные результаты.

Мы рассматриваем наиболее часто встречающийся тип ракет, именно ракеты с постоянной тягой. При этом мы во всех случаях считаем статическое давление газов в выходном сечении сопла равным атмосферному давлению на уровне нахождения ракеты.

Нетрудно вывести, что за промежуток времени, в течение которого сопротивление воздуха можно считать постоянным, приращение скорости ракеты может быть выражено формулой

$$\Delta v = \left(c - \frac{R_{\text{ср}}}{D} \right) \ln \frac{K_2}{K_1} - \frac{c}{T_0 g_0} g_{\text{ср}} (K_2 - K_1). \quad (305)$$

Здесь через K_1 и K_2 обозначено отношение массы m ракеты в начале и в конце рассматриваемого промежутка времени к начальной массе m_n .

Если взять достаточно малый промежуток времени Δt , то можно пользоваться более простой и удобной формулой

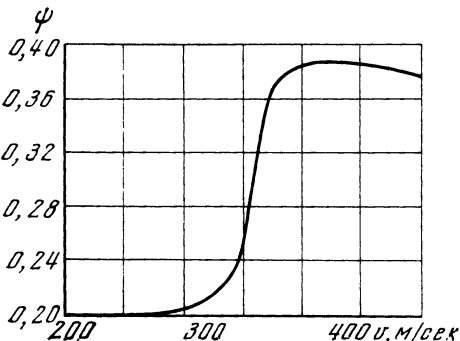
$$\Delta v = \left(\frac{P - R_{\text{ср}}}{m_{\text{ср}}} - g_{\text{ср}} \right) \Delta t. \quad (306)$$

Все остальные характеристики траектории ракеты непосредственно выводятся из этой формулы.

Пусть мы располагаем двигателем, дающим определенную постоянную тягу и способным работать в течение определенного промежутка времени, длительность которого при достаточном наличии топлива зависит от количества располагаемого охлаждающего вещества.

Задача состоит в том, чтобы определить, возможно ли с помощью этого

Рис. 69



двигателя достигнуть заданной высоты и подъема аппарата, и установить, какова будет масса полезного груза при различной длительности работы двигателя.

Чем короче время работы двигателя, тем больше вероятность достижения заданной высоты и тем проще осуществление самой ракеты благодаря уменьшению запаса топлива. Однако указанное время нельзя сокращать далее известного предела, обусловленного соображениями о прочности аппарата.

Покажем, каким путем должно идти проектирование ракеты.

Нужно прежде всего задаться формой ракеты и тем самым определить закон изменения сопротивления воздуха в зависимости от скорости. Далее определяется величина запаса топлива, необходимого для подъема на заданную высоту при различных значениях начальной массы ракеты (рис. 70). Начальный вес ракеты, очевидно, не может быть больше, чем тяга двигателя, но также не может быть и меньше некоторой величины, которую мы найдем в дальнейшем. Затем можно построить кривую (рис. 71)

$$\frac{m_T}{m_H} = f_1(m_H),$$

где m_T — масса топлива; m_H — начальная масса ракеты.

Любопытно отметить, что при определенном значении начальной массы отношение m_T/m_H обычно проходит через минимум.

Далее, поскольку секундный расход топлива в двигателе известен (по заданной тяге), можно определить и время работы двигателя. Изменение этого времени в зависимости от начальной массы может быть представлено кривой $m_T = f_2(m_H)$ путем соответствующего выбора масштаба для ординат. Таким образом будет определено наибольшее время работы двигателя данной мощности, потребное для достижения заданной высоты. Мы будем сначала предполагать, что двигатель

способен проработать это время без разрушения.

В случае переменной начальной массы ракеты часть ее, которую мы обозначим через m_c , всегда остается неизменной. Сюда входят двигатель, часть трубопроводов, приборов управления, корпуса самой ракеты, парашют и т. д. Переменной величиной, следовательно, будет разность

$$m_H - m_c = m_{\text{пер}}.$$

Очевидно также, что каждому значению массы топлива отвечает определенная масса топливных баков, которую назовем m_b . На этом основании можем построить кривую $m_t = m_T + m_b = f_3(m_H)$. В общем случае можно положить $m_t = km_T$, где k — постоянный коэффициент.

Наконец, нетрудно найти массу полезного груза, который ракета может поднять с собой: $m_H = m_{\text{пер}} - m_t = f_4(m_H)$. Кривая $m_H = f_4(m_H)$ может оказаться возрастающей или же может иметь максимум. Другими словами, в некоторых случаях может оказаться, что для заданного потолка увеличение количества топлива повлечет за собой уменьшение полезного груза. Тогда мы будем иметь для данного полезного груза и при заданном потолке две различные ракеты, из которых одна имеет большую продолжительность работы двигателя, чем другая. Очевидно, предпочтение следует отдать той, которая меньше весит.

Случай наименьшей начальной массы будем иметь тогда, когда масса полезного груза равна нулю. Впрочем можно вообразить и такой случай, когда функция $m_H = f_4(m_H)$ все время отрицательна. Это укажет на то, что с помощью имеющегося двигателя невозможно достигнуть заданной высоты полета.

Для большей наглядности можно еще построить кривые

$$\frac{m_T}{m_H + m_b} = \frac{m_T}{m_H - m_T + m_c} = f_5(m_H).$$

Эти кривые при одних исходных

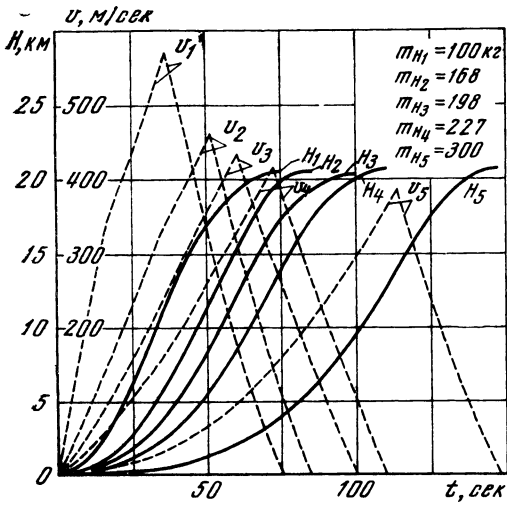


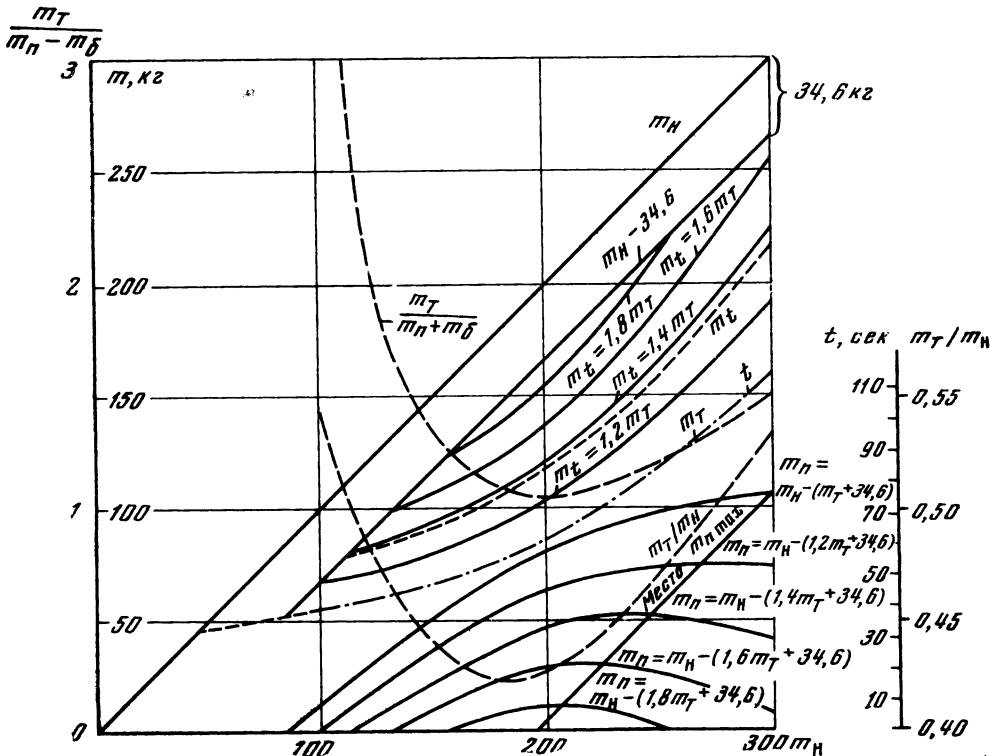
Рис. 70

данных могут оказаться убывающими, а при других — проходить через минимум.

Может случиться, что при наименьшем значении начальной массы, отвечающей точке пересечения кривой m_n с осью m_n , потребное время работы двигателя будет больше, чем время, которое двигатель способен проработать без разрушения. Этим самым будет поставлена задача охлаждения двигателя, на что потребуется добавочная масса как для самого охлаждающего вещества, если масса топлива для этой цели недостаточна, так и для обслуживающих его приспособлений.

Охлаждение двигателя, позволяющее удлинить время его работы, но в то же время увеличивающее вес ракеты, является одновременно и полезным и вредным фактором с точки зрения достижения наибольшего потолка. Поэтому необходимо установить пределы, в которых применение охлаждения дает положительный эффект.

Рис. 71



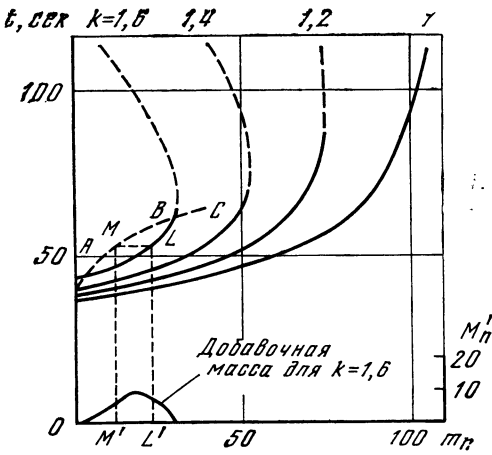
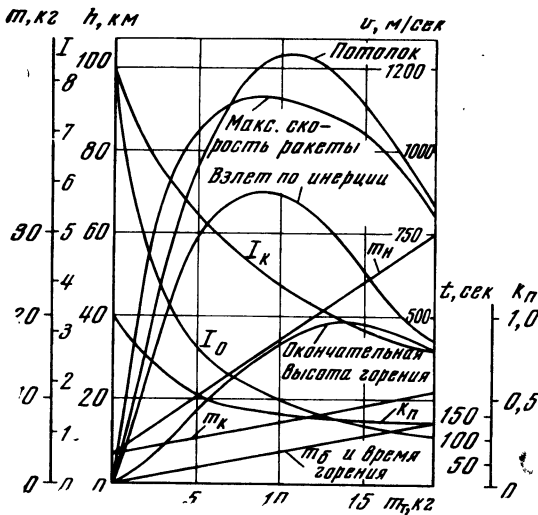


Рис. 72

С этой целью мы предположим, что вся масса m_n полезного груза используется для охлаждающего устройства и, найдя на ординате, соответствующей данной величине m_n , потребное время работы двигателя, построим кривую $t = f_8(m_n)$ (рис. 72). На этой же номограмме нанесем опытную кривую C , выражающую наибольшее истинное время работы двигателя в зависимости от массы охлаждающего устройства.

Рис. 73



Точка пересечения обеих кривых покажет, какая масса охлаждающего устройства необходима, чтобы обеспечить потребную для заданного потолка продолжительность работы двигателя.

Если затем принять большую массу охлаждающего устройства, то тем самым увеличится длительность работы двигателя и, следовательно, ракета сможет поднять некоторое количество полезного груза. Для вычисления этого количества можно воспользоваться следующим способом.

Величина L' , отложенная по оси m_n , отвечает ординате L кривой $t = f(m_n)$, причем L выражает потребное время работы двигателя. С другой стороны, это же время работы может быть получено и при меньшей массе охлаждающего устройства m' , отвечающей точке M , в которой кривая C пересекается с горизонталью, проходящей через точку L . Таким путем мы построим кривую $m'_n = f'(m_n)$, которая и дает искомые значения полезной нагрузки.

Построенная опытным путем кривая, выражающая зависимость времени работы двигателя от массы охлаждающего устройства, должна быть по существу возрастающей, откуда следует, что те участки кривой $t = f(m_n)$, на протяжении которых t возрастает при уменьшении массы охлаждающего устройства, не имеют реального значения (эти участки на номограмме нанесены пунктиром). Иными словами, если для данной величины охлаждающей массы получаются два значения времени работы, то в расчет следует принимать лишь меньшее значение.

Естественно, что ракета может нести с собой и большую массу охлаждающего устройства за счет массы m_n . Тем самым будет увеличена надежность действия работы двигателя.

Номограмма рис. 72 построена для серии конкретных случаев, когда

$$m_n = km_n + 34,6 \text{ кг,}$$

где

$$k = \frac{m_6 + m_T}{m_T}.$$

2. Вертикальный подъем ракеты в пустоте при постоянной тяге

Прежде чем перейти к действительной ракете, рассмотрим движение высотной ракеты в среде без сопротивления и покажем, что и в этом случае увеличение относительного запаса топлива не во всех случаях приводит к увеличению потолка ракеты.

а) Влияние изменений массы топлива на высоту подъема ракеты. Положим, что мы имеем ракету, у которой одна часть массы ($m_{\text{п}}$), включающая и полезный груз, остается неизменной, другая же часть, в которую входят массы топлива $m_{\text{т}}$ и баков с арматурой $m_{\text{б}}$, принимает различные значения. Каждому случаю отвечает определенное время работы двигателя

$$t = \frac{m_{\text{т}}}{D}, \quad (307)$$

затем значение коэффициента перегрузки в начале и в конце работы двигателя

$$I_0 = \frac{P}{g(m_{\text{п}} + m_{\text{т}} + m_{\text{б}})}; \quad (308)$$

$$I_{\text{к}} = \frac{P}{g(m_{\text{п}} + m_{\text{б}})} \quad (309)$$

и, наконец, значение коэффициента $K_{\text{н}}$.

Наибольшая высота, которой достигнет ракета в конце работы двигателя, определится из равенства (264), а ее скорость — из равенства (263):

$$v = c \left(\frac{K_{\text{н}} - 1}{I_0} - \ln K_{\text{н}} \right).$$

С помощью последней формулы можем определить путь h' , пройденный ракетой по инерции, а следовательно, найдем и ее потолок, т. е. полную высоту подъема.

Вычисления произведены нами в предположении, что масса баков и трубопроводов с арматурой пропорциональна массе топлива. Результаты вычислений представлены кривыми рис. 73, из которого видно, что кривая вы-

сот подъема имеет максимум, т. е. увеличение относительного запаса топлива оказывается полезным лишь до известного предела.

В тех случаях, когда сила земного тяготения не оказывает влияния на закон движения ракеты (например, при движении по горизонтальной опоре, при движении в свободном пространстве), скорость последней будет тем больше, чем больше запас топлива, и в пределе будет равна

$$v = c \ln \frac{m_{\text{п}} + m_{\text{б}} + m_{\text{т}}}{m_{\text{п}} + m_{\text{б}}}. \quad (310)$$

б) Влияние изменений давления в камере сгорания. Если при одном и том же запасе топлива изменять давление в камере сгорания двигателя, то массу баков $m_{\text{б}}$ в случае подачи топлива аккумулятором давления можно принять пропорциональной давлению в камере*:

$$m_{\text{б}} = C \frac{P_i}{P_a}. \quad (311)$$

Этим самым определяются начальная масса ракеты и коэффициент наполнения $K_{\text{н}}$.

Если известны характеристики ракеты для какого-нибудь частного случая, то, обозначая значком «прим» (') относящиеся к нему величины, будем иметь вообще

$$P = P' \frac{D}{D'} \frac{c}{c'}, \quad (312)$$

причем

$$\frac{D}{D'} = \frac{f_x}{f'_x} \frac{V'_x}{V_x} \frac{c}{c'}, \quad (313)$$

где f_x и f'_x — площади произвольного сечения сопла; V_x и V'_x — удельные объемы продуктов сгорания в тех же сечениях.

Положим, что площадь выходного сечения сопла для всех случаев остается одна и та же и что изменяется лишь

* Характер зависимостей мало изменится, если взять точное выражение $m_{\text{б}} = f(P_i)$.

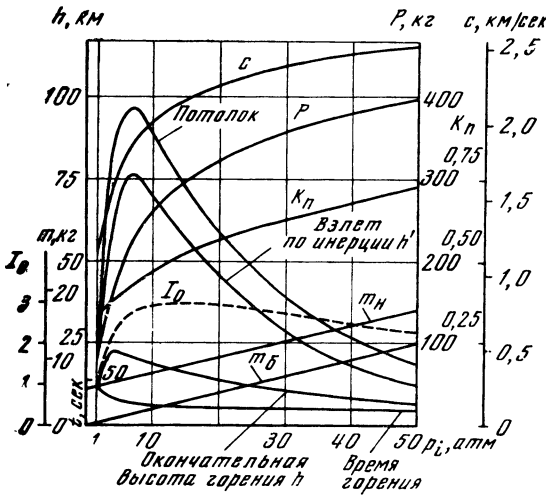


Рис. 74

площадь критического сечения сопла, причем режим в камере сгорания (т. е. давление, температура и т. д.) подбирается таким образом, что давление газов у среза сопла всегда равно атмосферному давлению.

Тогда на основании равенства

$$p_x V_x = \text{const} \quad (314)$$

имеем

$$\frac{D}{D'} = \frac{c}{c'} \quad (315)$$

и, следовательно, на основании (312)

$$P = \left(\frac{c}{c'}\right)^2 P' \quad (316)$$

Для начального значения коэффициента перегрузки

$$I_0 = \frac{m'_H}{m_H} \left(\frac{c}{c'}\right)^2 I'_0 = \frac{m'_H}{m_H} \frac{1 - (p_a/p_i)^{\frac{\chi-1}{\chi}}}{1 - (p_a/p'_i)^{\frac{\chi-1}{\chi}}} I'_0 \quad (317)$$

Результаты вычислений, произведенных с помощью этих формул, представлены на рис. 74, из которого видно, что потолок ракеты, являющийся в данном случае функцией от p_a/p_i , име-

ет максимум *. Из этого следует, что увеличение давления в камере сгорания дает положительные результаты лишь до известного предела, который, по крайней мере для малых ракет, довольно низок.

В том случае, когда ракета не подвержена влиянию силы тяжести, наибольшая скорость выражается формулой

$$v = v' \frac{c}{c'} \frac{\ln K_H}{\ln K'_H} = v' \sqrt{\frac{1 - (p_a/p_i)^{\frac{\chi-1}{\chi}}}{1 - (p_a/p'_i)^{\frac{\chi-1}{\chi}}}} \times \frac{\ln \frac{m_H + m_T + C(p_i/p_a)}{m_H + C(p_i/p_a)}}{\ln \frac{m_H + m_T + C(p'_i/p_a)}{m_H + C(p'_i/p_a)}} \quad (318)$$

Эта формула дает максимум для v при некотором значении давления в камере сгорания.

в) Влияние предварительного падения на потолок ракеты. Положим, что мы имеем ракету, которая в случае мгновенного сгорания топлива приобретает скорость v_Δ и достигает высоты H_Δ (рис. 75).

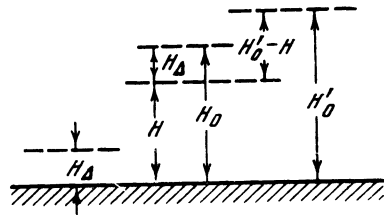


Рис. 75

Допустим теперь, что та же ракета предварительно поднята каким-либо способом на высоту H и сброшена оттуда вниз.

* Величина этого максимума зависит еще от природы топлива χ .

Если ускорение силы тяжести на высоту H мало отличается от земного ускорения на уровне пуска, то ракета после падения будет иметь у поверхности земли скорость

$$v = \sqrt{2gH}. \quad (319)$$

Если бы на высоте H ракете была сообщена указанная выше скорость v_{Δ} , направленная вертикально вверх, то полная высота подъема была бы

$$H_0 = H + H_{\Delta} = \frac{v^2 + v_{\Delta}^2}{2g}. \quad (320)$$

Вообразим теперь, что ракета сброшена вниз с высоты H и что у поверхности Земли направление ее скорости каким-либо образом изменяется на противоположное*, причем в этот момент ракета получает еще приращение скорости v_{Δ} . Очевидно, в этом случае высота подъема будет

$$H'_0 = \frac{(v + v_{\Delta})^2}{2g}. \quad (321)$$

Полагая $v_{\Delta} = qv$, найдем из (320) и (321):

$$\frac{H'_0 - H_0}{H_0} = \frac{2q}{1 + q^2}. \quad (322)$$

Правая часть имеет максимум при $q = 1$. С другой стороны, на основании (321) и (319) получим

$$\frac{H'_0 - H}{H_{\Delta}} = \frac{2}{q} + 1. \quad (323)$$

При прохождении через точку, отвечающую первоначальной высоте H , ракета будет иметь скорость

$$v'_{\Delta} = \sqrt{2g(H'_0 - H)} = v\sqrt{q(q + 2)}, \quad (324)$$

так что

$$\frac{v'_{\Delta}}{v_{\Delta}} = \sqrt{1 + \frac{2}{q}}. \quad (325)$$

* Теоретически это может быть достигнуто и без потери живой силы (абсолютно упругий удар, движение по материальной полукругности и т. д.).

При помощи этих формул построены кривые рис. 76⁷⁵.

Заметим, что формула (322) по самому смыслу задачи тождественна выражению для мгновенного динамического к.п.д. ракеты, причем в этом случае величина q представляет собой отношение скорости ракеты к скорости истечения газов.

Получаемый описанным способом выигрыш в высоте подъема происходит от того, что хотя в обоих случаях ракета одной и той же конечной массы приобрела одинаковые приращения скорости, но во втором случае приращение кинетической энергии оказывается значительно большим благодаря тому, что ракета уже имела начальную живую силу. С другой стороны, продукты сгорания во втором случае уносят с собой меньшую долю энергии.

Рассмотренную задачу нетрудно применить и для больших высот, учтя то обстоятельство, что величина ускорения силы тяжести изменяется по квадратичному закону.

В воздушной среде выигрыш в высоте, очевидно, был бы меньшим, чем в пустоте, однако сопротивление воздуха могло бы быть использовано для изменения полета ракеты после сбрасывания, например путем использования крыльев.

Аналогичный метод может быть применен и при пуске ракет под углом с целью увеличения их досягаемости⁷⁶.

г) О с о б ы е с п о с о б ы п у с к а р а к е т. Здесь мы рассмотрим способ пуска ракет, который с чисто теоретической точки зрения может дать лучшие результаты, чем обычный способ прямолинейного взлета.

Положим, что ракета укреплена на конце рычага, могущего вращаться около поперечной оси, так что вся система после пуска двигателя ракеты действует как чисто реактивная турбина. По достижении определенной окружной скорости ракета освобождается и продолжает движение обычным образом.

Можно, кроме того, усложнив установку, заставить ракету совершать начальное раскручивание в более или

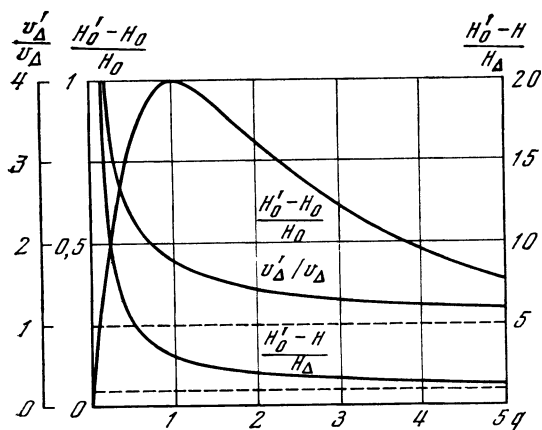


Рис. 76

менее разреженной среде, выпуская ракету в атмосферу лишь в момент освобождения от рычага. Таким путем можно получить выигрыш в начальной скорости.

В самом деле, если вращение происходит с достаточной скоростью, при которой массу ракеты в течение одного оборота можно считать постоянной, то потеря на преодоление силы земного тяготения равна нулю. Если при этом трение на оси вращения малó и сопротивление среды отсутствует, то ско-

рость ракеты будет близка к скорости, получаемой в безвоздушном пространстве и при отсутствии тяжести.

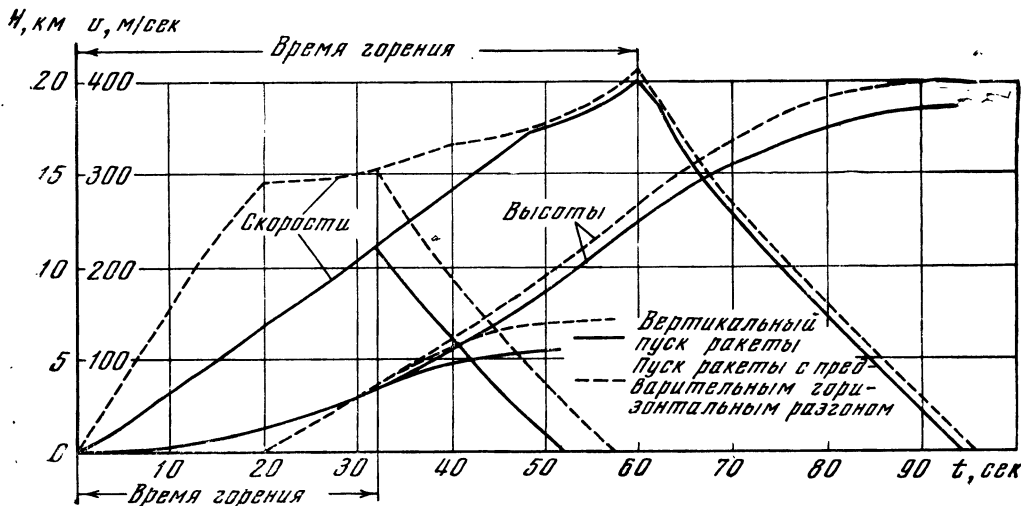
Такой же результат может быть получен при горизонтальном скольжении ракеты при условии, что изменение направления (в момент взлета) может быть достигнуто без потери энергии. Преимущество этого способа состоит еще в том, что ракета может быть вначале снабжена таким большим количеством топлива, которое не могло бы быть поднято тягой мотора при вертикальном взлете.

Правда, при этом способе потери от сопротивления воздуха будут значительно больше, чем при обычном вертикальном взлете, но, с другой стороны, сила земного притяжения не будет оказывать влияния на ускорение. Заметим еще, что в момент взлета ракета будет иметь значительную скорость, а это в сильной степени будет способствовать ее устойчивости.

Для иллюстрации сказанного возьмем высотную ракету, имеющую следующие характеристики:

Начальная масса	12 кг
Конечная масса	6 »
Тяга двигателя	185 »
Время работы двигателя	60 сек
Площадь миделя	8 дм ²

Рис. 77



На рис. 77 представлены кривые полета при обычном способе пуска и только что описанном, причем в обоих случаях принято во внимание сопротивление воздуха. Кривые показывают, что при втором способе, при разгоне в течение 20 сек, полная высота подъема получается на 1,4 км больше, чем в первом. Если бы работа двигателя продолжалась 32 сек, то выигрыш в высоте был бы еще больше, именно 1,6 км. Этот способ, очевидно, может быть применен и для пуска ракеты под углом.

3. Парадоксы ракеты

Мы будем называть парадоксами и такие случаи, когда те или иные изменения в условиях работы ракеты вызывают уменьшение ее потолка при движении в пустоте, а при движении в воздухе, наоборот, приводят к увеличению высоты подъема.

а) Парадокс давления в камере. Если бы в расчетах, приведенных на стр. 157 и далее, мы сохранили постоянное значение коэффициента наполнения для различных давлений в камере сгорания, то, как следует из уравнений (264) и (263), высота подъема и скорость ракеты в конце работы двигателя уменьшились бы при принятии меньшего давления в камере, так как в этом случае и скорость истечения и значение коэффициента перегрузки, определяемое из формулы (317), были бы меньше. Точно так же уменьшился бы и потолок ракеты.

Между тем при движении ракеты в воздухе влияние сопротивления последнего коренным образом изменяет законы движения, в особенности в области скоростей, близких к скорости звука, когда R_b быстро возрастает. Это обстоятельство иногда может привести к парадоксальным результатам.

Например, уменьшив давление в камере сгорания, можно получить больший потолок. Тяга двигателя при этом, конечно, уменьшается, но вместе с этим уменьшается и секундный расход

топлива, а следовательно, увеличится время работы двигателя, так что ракета к концу сгорания топлива может достигнуть большей высоты. Наибольшая скорость ракеты, работающей при более низком давлении, будет, очевидно, меньше, чем в противоположном случае; однако в некоторых случаях упомянутый выигрыш в высоте сможет компенсировать разницу в скоростях, и первая из рассматриваемых ракет будет иметь больший потолок. Поясним сказанное примером.

Положим, что две ракеты, предварительно поднятые на высоту 5 км и имеющие начальную скорость 315 м/сек*, начинают одновременно работать. Пусть они имеют одинаковую форму, отвечающую сопротивлению снаряда Куарда с калибром в 377 мм. Начальные массы и массы топлива в обеих ракетах одинаковы и равны соответственно 12,55 и 0,8 кг. Площади выходного сечения сопла также равны и давление газов в этом сечении равно атмосферному давлению. Критические сечения подобраны таким образом, что в одной ракете перепад давлений равен 100, а в другой — 20.

Положим, что для выбранного топлива отношение теплоемкостей равно 1,4. Тогда относительная скорость истечения** для первой ракеты, имеющей $p_i = 100p_a$, будет равна 85,5%, а для второй ракеты, имеющей $p_i = 20p_a$, эта скорость будет равна 75,8%.

Согласно формуле (315) отношение величин расхода топлива равно:

$$\frac{D}{D'} = \frac{\sqrt{1 - (p_a - p_i) \frac{x-1}{x}}}{\sqrt{1 - (p_a - p'_i) \frac{x-1}{x}}} \quad (326)$$

Если секундный расход в первой ракете равен 0,2 кг/сек, то для второй

* Этого можно достигнуть, например, с помощью составной ракеты.

** Т. е. отношение действительной скорости истечения к идеальной скорости, которую имели бы газы в пустоте при полном расширении.

будем иметь 0,1776 кг/сек и, следовательно, время сгорания будет соответственно 4 и 4,5 сек.

На основании (316) отношение сил тяги будет

$$\frac{P}{P'} = \frac{1 - (p_a/p_i)^{\frac{x-1}{x}}}{1 - (p_a/p_i')^{\frac{x-1}{x}}}, \quad (327)$$

так что если тяга одной ракеты равна 1000 кг, то вторая будет иметь 786 кг.

В конце сгорания топлива скорости ракет будут соответственно 332 и 323 м/сек, а отвечающие им высоты подъема — 6310 и 6432 м. В тот момент, когда каждая из ракет достигает скорости в 316,6 м/сек, ракета, работающая при более низком давлении, будет выше другой на 87 м, и эта разность в дальнейшем будет возрастать, поскольку движение идущей впереди ракеты совершается в слоях воздуха, имеющих меньшую плотность.

Отметим также, что ракета с малым давлением в камере имеет большой запас прочности для частей конструкции.

б) Парадокс мертвого веса. Если во время полета по инерции сила сопротивления воздуха на ракету не очень велика, как это обычно имеет место, то с точки зрения увеличения потолка выгодно возможно большее уменьшение начальной массы ракеты.

Наоборот, при большом сопротивлении может иногда оказаться выгодным увеличить указанную массу, даже если ни одна из прочих характеристик ракеты не меняется.

В качестве примера мы произвели расчеты для ракеты, имеющей следующие характеристики:

Скорость истечения газов	5000 м/сек
Масса топлива	1,2 кг
Секундный расход	0,2 кг/сек
Площадь миделя	3,2 м ²

Результаты вычислений приведены ниже:

	1	2	3	4
Начальная масса, кг	1,2	10,05	12,55	15,05
Конечная масса, »	0	8,85	11,35	13,85
Высота подъема в конце сгорания, м . . .	950	751	705	648
Соответствующая скорость ракеты, м/сек	165	158	153	149
Потолок, м	950	977	993	972

Первый случай не имеет реального смысла, так как он предполагает, что ракета состоит только из топлива, и, следовательно, потолок совпадает с высотой, отвечающей концу горения.

Из приведенных данных видно, что если нагрузить такую «ракету-минимум» добавочной массой в 8,85 кг, то потолок несколько увеличится, а при массе в 11,35 кг приращение будет еще больше. Дальнейшее увеличение добавочной массы приводит уже к понижению потолка (рис. 78).

В рассмотренном примере наибольшая скорость ракеты значительно ниже скорости звука. Если взять случай, в котором легкая ракета как раз достигает скорости звука, а тяжелая ракета близка к этой скорости, то, очевидно, парадокс будет еще более разительным.

Рассмотрим теперь аналогичный случай, но относящийся к составной ракете. Здесь должно сказаться влияние кинетической энергии, приобретенной добавочной массой к концу работы первой ступени ракеты, и потому естественно ожидать увеличения потолка. Пусть ракета имеет:

Скорость истечения	5000 м/сек
Масса топлива	0,6 кг
Секундный расход	0,2 кг/сек
Площадь миделя	1 м ²
Высота пуска второй ступени	4 км
Скорость в момент пуска	300 м/сек

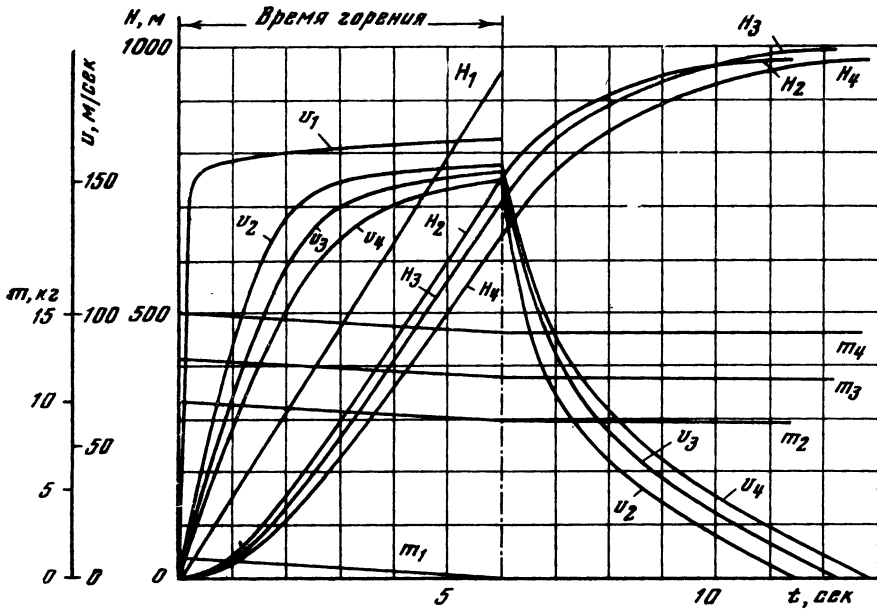


Рис. 78

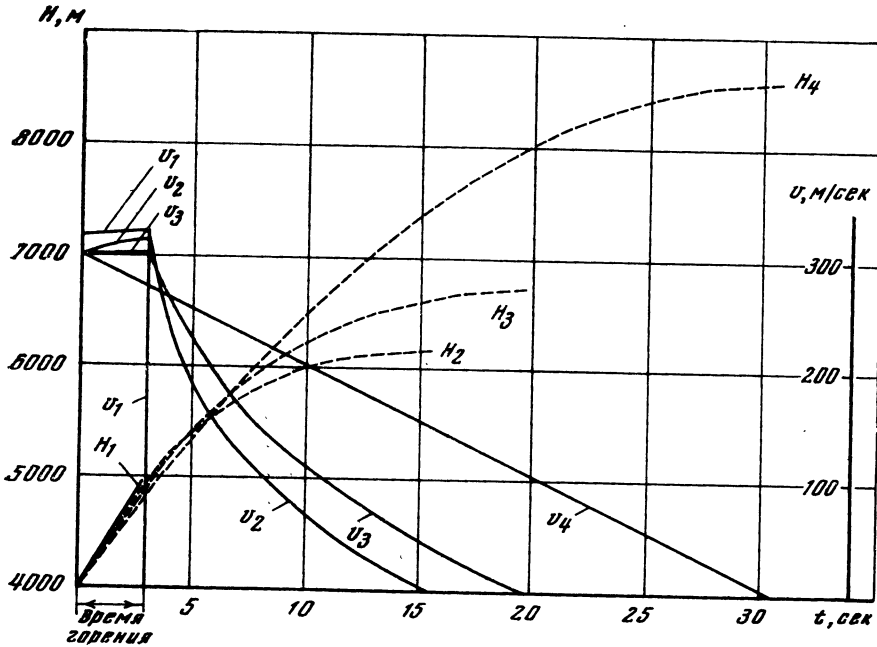


Рис. 79

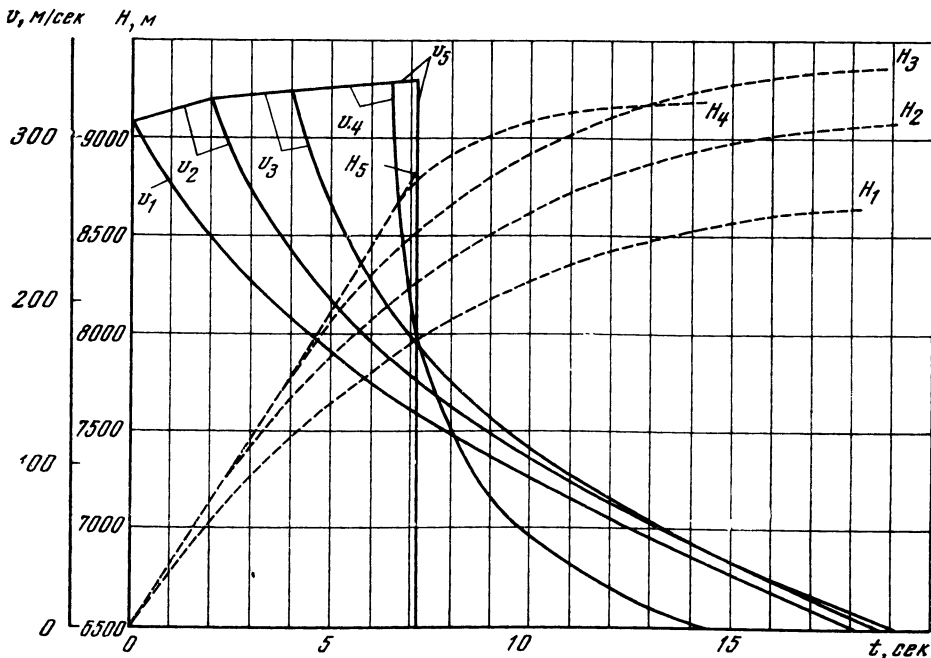
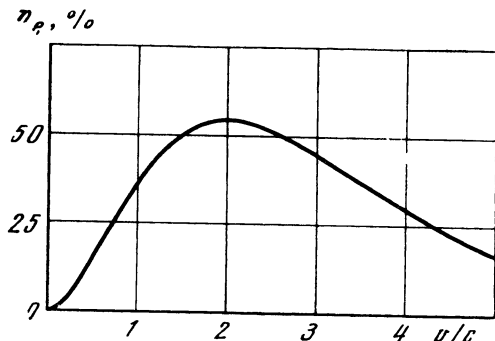


Рис. 80

Вычисления приводят к следующим результатам (рис. 79) ⁷⁷:

	1	2	3	4
Начальная масса, кг	0,6	10	19,75	∞
Конечная масса, »	0	9,4	19,15	∞
Высота подъема в конце сгорания, м . . .	4960	4930	4905	4856
Соответствующая скорость ракеты, м/сек	322	315	303	271
Потолок, м	4960	6160	6725	8588

Рис. 81



в) Парадокс массы топлива. При движении ракеты в пустоте в поле тяготения высота подъема возрастает с увеличением времени работы двигателя, если ускорение во все время горения положительно.

В воздушной же среде может иногда оказаться выгодным прекратить работу двигателя задолго до того, как будут исчерпаны запасы топлива. В самом деле, начиная с некоторого момента, расход топлива может дать меньший эффект, чем если бы его масса осталась в ракете и участвовала своей живой силой в преодолении сопротивления воздуха. Возьмем для примера ракету со следующими характеристиками:

Начальная масса	20 кг
Секундный расход	2,8 кг/с.м
Тяга двигателя	1000 кг
Площадь миделя	1 м ²
Высота пуска	6,5 км
Скорость в момент пуска	310 м/сек

Ниже приводятся результаты вычислений для различных времен работы двигателя при одном и том же расходе.

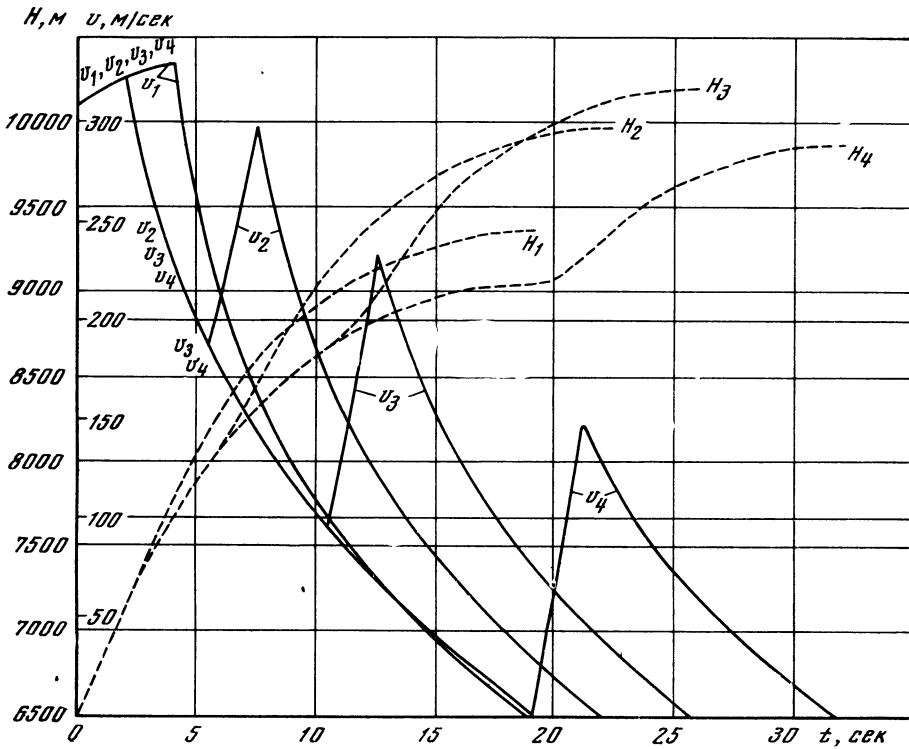


Рис. 82

Результаты представлены также кривыми на рис. 80 и 81:

душной же среде прекращением работы двигателя с повторными пуска-

	1	2	3	4	5
Масса израсходованного топлива, кг	0	5,6	11,2	18,2	20
Конечная масса ракеты, кг	20	14,4	8,8	1,8	0
Высота в конце сгорания, м	6500	7130	7777	8604	8320
Скорость » » м/сек	310	324	330	332	335
Потолок, м	8640	9070	9360	9190	8820

Таким образом, при любой продолжительности работы двигателя потолок получается большим, чем в случае, когда мотор вовсе не был пущен. По мере возрастания времени работы двигателя потолок увеличивается, но затем, что особенно замечательно, потолок начинает убывать.

г) Парадокс повторных пусков двигателя. При движении ракеты в поле тяготения, но при отсутствии сопротивления среды наибольший потолок получается при непрерывной работе двигателя. В воз-

ми его можно в одних случаях получить меньший, а в других случаях больший потолок.

Возьмем ракету, рассмотренную при исследовании парадокса массы топлива, и допустим, что ее двигатель работает в течение 2 сек. Ракета получит при этом скорость в 324 м/сек и достигнет высоты в 7130 м. Положим теперь, что работа двигателя прервана на некоторый промежуток времени, величину которого будем изменять от нуля до такой величины, которая отвечает падению скорости ракеты до нуля.

Тогда получим следующие результаты:

	1	2	3	4
Продолжительность перерыва в работе двигателя, сек	0	3,5	8,5	17,1
Скорость ракеты в конце перерыва, м/сек	321	187	96	0
Высота подъема в конце перерыва, м	7130	7985	8675	9070
» » » сгорания, м	7780	8465	9005	9210
Соответствующая скорость ракеты, м/сек . . .	330	300	235	150
Потолок, м	9360	9970	10195	9900

Как видно из рис. 82 и 83, кривая изменения потолка в данном случае имеет максимум, причем любая продолжительность перерыва в работе двигателя дает лучший потолок, чем непрерывная работа.

Характер кривых может быть весьма различным, однако в большинстве случаев возобновление работы двигателя после перерыва, повлекшего за собой достижения ракетой нулевой скорости, дает меньший потолок, чем при всякой меньшей длительности перерыва.

Иногда можно получить хорошие результаты при многократной остановке двигателя. Возможно также получение при пульсирующем двигателе большего потолка, чем при обычном непрерывно действующем двигателе.

Необходимо иметь в виду, что взятые нами в разобранных парадоксах характеристики ракет довольно далеки от действительности. Мы задались ими с целью получения возможно большей

наглядности выводов и желая обратить на них внимание конструкторов. Эти выводы показывают, что сопротивление воздуха вносит поправки не только в количественные, но и в качественные характеристики ракеты.

4. Составные ракеты ⁷⁸

а) Д в и ж е н и е п о и н е р ц и и. При движении ракеты в пустоте отделение инертной массы само по себе не оказывает влияния на высоту подъема. Иначе дело обстоит при движении в воздухе; в этом случае потолок возрастает или понижается в зависимости от того, уменьшится или увеличится баллистический коэффициент ракеты, выражаемый, как известно, формулой

$$C = 1000 \frac{d^2}{G} i, \quad (328)$$

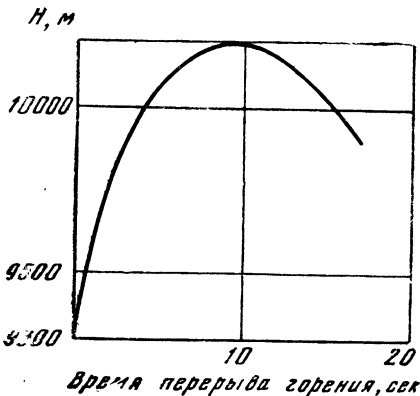
где d — диаметр ракеты (в m^2); G — ее вес (в kg); i — коэффициент формы.

Это обстоятельство привело нас к мысли о такой составной ракете, у которой последняя ступень не имеет двигателя, и тем не менее в известных случаях может дать хорошие результаты. Что касается величины поперечного сечения, остающегося после отбрасывания инертной массы, то оно практически может в худшем случае сохранить прежнюю величину. В предельном случае, когда оно сохраняет первоначальную величину *, имеем

$$C' = C_0 \frac{m_H}{m'} > C_0; \quad (329)$$

* Величины, относящиеся к ракете до момента отбрасывания пассивной массы, мы отмечаем значком C_0 , а после этого момента — значком C' .

Рис. 83



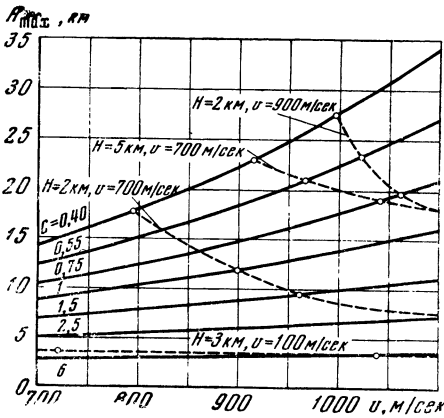


Рис. 84

в остальных же случаях, когда сечение ракеты после отброса уменьшается, баллистический коэффициент может стать либо бóльшим, либо равным, либо меньшим, чем раньше.

Номограмма рис. 84 дает возможность определить возможный выигрыш в высоте путем изменения баллистического коэффициента. Сплошными линиями нанесены кривые высот для ракет, имеющих форму снарядов Куарда, в функции от их начальной скорости u поверхности Земли при различных значениях баллистического коэффициента*.

Ординаты точек пересечения этих кривых с пунктирными кривыми дают величины потолка ракет, имеющих определенную скорость на заданной высоте.

Возьмем для примера составную ракету, у которой отбрасывание пассивной массы происходит на высоте 2 км, причем в этот момент ее скорость равна 700 м/сек, а баллистический коэффициент равен единице. Если бы полет продолжался без отбрасывания, то потолок ракеты был бы равен 11,9 км. Если после отбрасывания баллистический коэффициент возрастает до 2,5, то

потолок уменьшится на 2,4 км. Если же, напротив, этот коэффициент уменьшится до 0,75; 0,55; 0,40, то потолок увеличится соответственно на 1,9; 3,9; 5,9 км.

Вообще, если после отбрасывания пассивной массы сечение ракеты остается неизменным, то лучше не производить отбрасывания, так как соответствующая этой массе живая сила частично может быть использована на преодоление сопротивления воздуха, остальная же часть расходуется на подъем этой массы. Ввиду этого отбрасывание может дать увеличение потолка лишь в том случае, если сечение ракеты при этом уменьшается в большей степени, чем масса.

б) Ускоренное движение с последующим полетом по инерции. В то время как в пустоте отбрасывание пассивной массы всегда дает приращение потолка (конечно, если после отбрасывания продолжается работа мотора), в воздухе в одном случае можно получить приращение, в другом — уменьшение высоты.

Другими словами, в одном случае можно иметь настолько неудачное сочетание данных составной ракеты, что, не производя отбрасывания и не продолжая работу мотора, можно получить бóльшую высоту. Другое сочетание, наоборот, может дать сравнительно даже лучшие результаты, чем в пустоте.

Влияние изменения сечения ракеты, ее массы и сообщенного ей импульса. Влияние этих трех факторов на потолок ракеты мы проследим на численных примерах, причем будем каждый раз изменять один из указанных факторов, сохраняя остальные постоянными.

Для упрощения вычислений будем считать, что реактивный импульс сообщен ракете мгновенно и что соответствующий общий расход топлива ничтожен. В действительности ракеты будут иметь сравнительно небольшие ускорения и вместе с тем заметное уменьшение массы; поэтому результаты на-

* Для вычислений мы пользовались «Баллистическими таблицами АНИИ», ч. IV, кн. I. М.—Л., Главн. арт. упр., 1935, стр. 9—136.

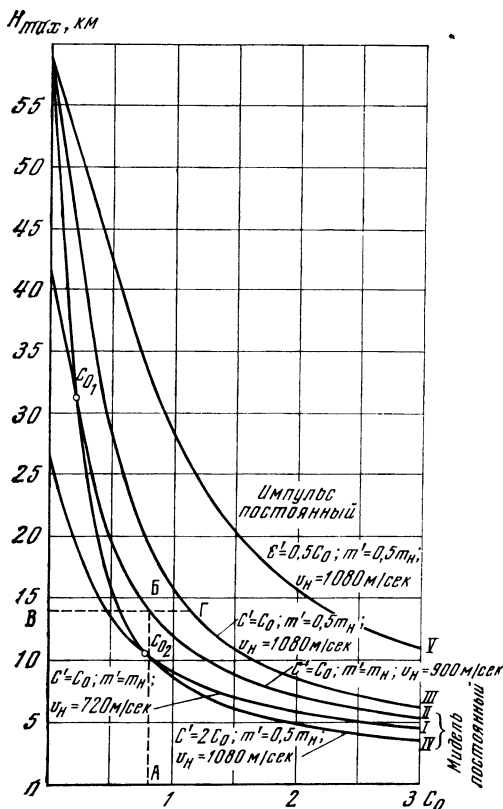
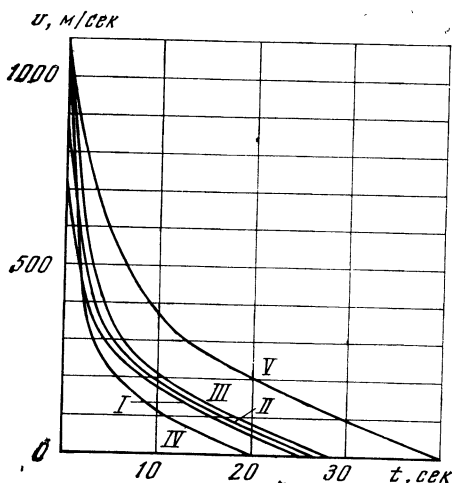


Рис. 85

Рис. 86



ших расчетов после введения необходимых поправок могут в известной степени измениться.

Первый случай. Рассмотрим прежде всего случай, когда изменяется сечение ракеты, а масса отброса остается неизменной и составляет половину массы ракеты перед моментом отброса (рис. 85). Пусть величина импульса такова, что могла бы сообщить полной массе ракеты приращение скорости от 720 до 900 м/сек (кривые I и II), или же сообщить оставшейся массе приращение скорости в 360 м/сек (кривые III—V), так как

$$m_H \Delta v_0 = m' \Delta v' \quad (330)$$

С той же целью упрощения мы предполагаем, что отбрасывание производится всегда на одной и той же высоте, именно на уровне моря. Благодаря этому выводы получаются наиболее наглядными.

Если бы удалось после отбрасывания любой ступени сохранить баллистический коэффициент неизменным ($C' = C_0$), то потолок, очевидно, был бы большим, чем у соответствующей простой ракеты, а при $C' < C_0$ — еще большим.

В том же случае, когда $C' > C_0$, потолок будет оставаться большим только до известной величины C_{01} ; начиная же с некоторого $C_{02} > C_{01}$, он будет меньшим, чем при отсутствии отброса и без продолжения работы двигателя (кривая IV).

Нетрудно видеть, что кривые, выражающие потолок составной ракеты в функции от C_0 , могут быть для случая $C' = nC_0$ получены из кривой, соответствующей $n = 1$, путем умножения абсцисс этой кривой на $1/n$.

На рис. 86 и 87 даны для примера функции $v = f_2(t)$ и $H = f_3(t)$ для величин потолка, взятых с кривых I—V при $C_0 = 3$.

С помощью рис. 85 мы можем найти величину коэффициента воздушных потерь, т. е. определить ту часть η_B сообщенной ракете энергии, которая израсходована на преодоление силы

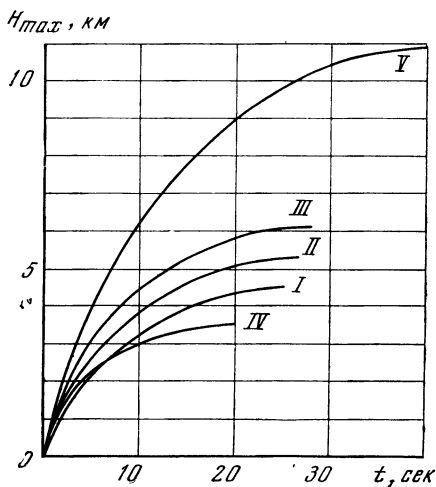
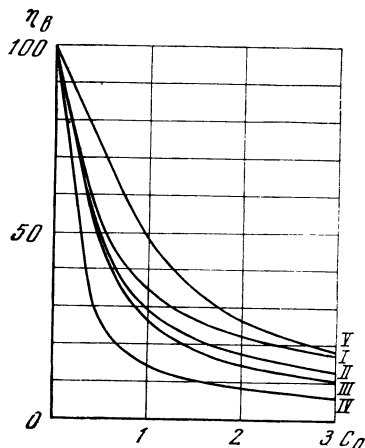


Рис. 87

тяготения, и часть $(1 - \eta_B)$, поглощенную сопротивлением воздуха. Этот же коэффициент для тех высот, в пределах которых земное ускорение практически не меняется, выражает отношение высоты подъема в воздухе к высоте, достигаемой в пустоте (рис. 88); кривые IV и V получаются из кривой III таким же образом, как и на рис. 85.

Для оценки составной ракеты больший интерес представляет нахождение величины отношения

Рис. 88



$$\eta_c = \frac{H_n - H_{II}}{H_{II} - H_I} : \frac{H_{n_0} - H_{II_0}}{H_{II_0} - H_{I_0}} = \frac{H_{II_0} - H_{I_0}}{H_{II_0} \eta_{BII} - H_{I_0} \eta_{BI}} \frac{H_{n_0} \eta_{Bn} - H_{II_0} \eta_{BII}}{H_{n_0} - H_{II_0}},$$

где индекс «0» относится к C_0 (рис. 89).

Кривая показывает, что применение составной ракеты в воздухе дает эффект, аналогичный эффекту составной ракеты, движущейся в пустоте, если $\eta_c = 1$; но и при меньших положительных значениях η_c она еще представляет интерес. Если же

$$\eta_c < \frac{H_{II_0} - H_{n_0}}{H_{II_0} - H_{I_0}},$$

то потолок будет меньше, чем в том случае, когда масса C_0 не отбрасывается и двигатель не работает.

Рис. 85 позволяет заключить, что каждому значению C_0 соответствует величина C'_0 , при которой потолок ракеты после сообщения ей реактивного импульса будет один и тот же как в случае отброса пассивной массы, так и без отброса. При этом η_0 будет равен нулю.

Эту величину можно найти графически, проведя на рис. 85 через точку A, отвечающую выбранной величине C_0 , прямую, перпендикулярную оси C_0 , до пересечения с кривой II; проведя далее через эту точку B прямую, параллельную оси C_0 , получим точки пересечения B и Г соответственно с осью высот и кривой III. Искомую величину C' найдем из равенства

$$C' = \frac{BG}{BB} C_0.$$

Зависимость $C'_0 = f(C_0)$ представлена на рис. 90. Если у ракеты, имеющей некоторый начальный баллистический коэффициент, величина его после отброса пассивной массы уменьшится по сравнению с коэффициентом C'_0 , указанным на рис. 90, то такая ракета будет иметь большую высоту подъема, чем ракета без отброса.

Второй случай. Рассмотрим теперь случай, когда в ракете, отбрасывающей

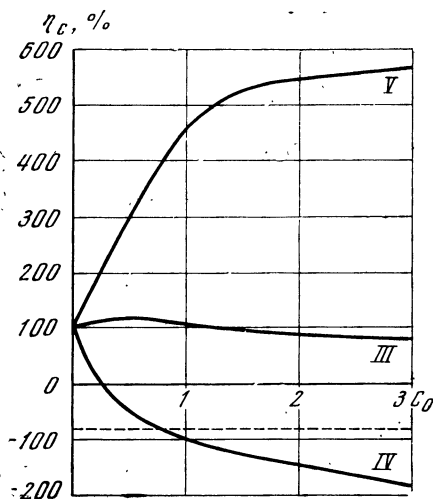


Рис. 89

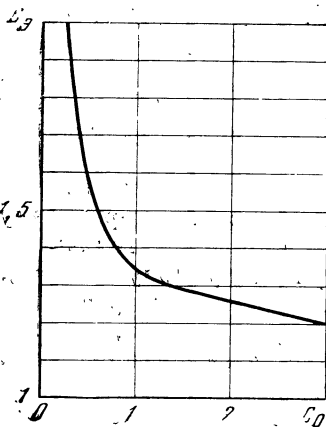


Рис. 90

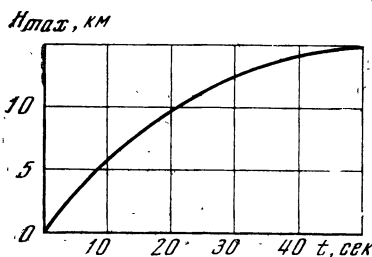


Рис. 91

одну треть своей пассивной массы, изменяется величина импульса, сообщаемого ей во время полета по инерции. Положим, что ее диаметр при этом не меняется, так что баллистический коэффициент возрастает от 0,4 до 0,6 (рис. 91 и кривая I на рис. 92), и пусть при полете по инерции такая ракета без отбрасывания достигла бы высоты 14 952 м.

Возьмем для примера момент, отвечающий 8-й секунде полета, когда ракета, достигнув высоты в 3773 м, имеет скорость 552 м/сек. Если сообщить ей дополнительную скорость в 19 м/сек, то ее потолок увеличится на 718 м.

Если же при том же дополнительном импульсе произвести отбрасывание пассивной массы без изменения диаметра ракеты, то ее потолок будет на 483 м ниже, чем даже у ракеты без добавочного импульса, несмотря на то, что то же количество движения порождает в данном случае в 1,5 раза большую скорость, чем в предыдущем случае (рис. 93).

Увеличения потолка можно достигнуть только уменьшением миделя ракеты, и если бы удалось для оставшейся ее части сохранить прежний баллистический коэффициент, то новый потолок был бы уже на 332 м выше, чем в случае ракеты, у которой дополнительный импульс не сопровождается отбрасыванием пассивной массы.

Допустим теперь, что ракете после отброса сообщается значительно больший импульс, соответствующий приращению скорости на 270,75 м/сек. Оказывается что даже при сохранении первоначального диаметра потолок составной ракеты далеко превосходит возможные границы подъема соответствующей простой ракеты (рис. 94). Таким образом, применение составной ракеты приобретает смысл, начиная от некоторой величины дополнительного импульса.

На рис. 92 кривые II и III дают значения скоростей соответственно для ракеты без отбрасывания и с отбрасыванием пассивной массы.

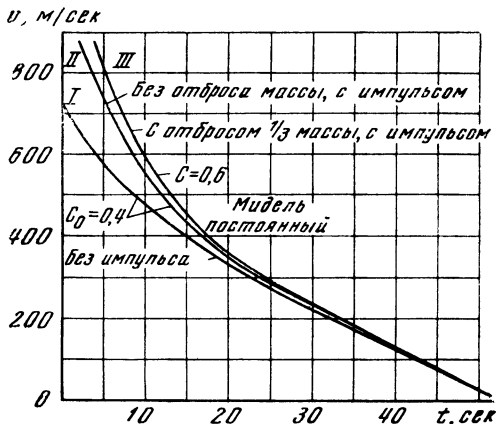


Рис. 92

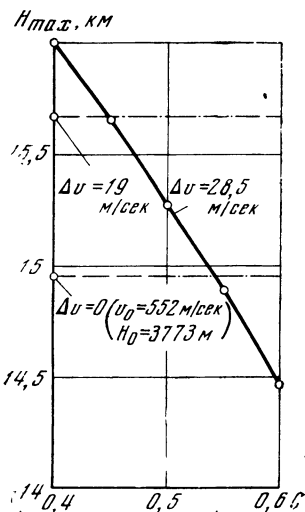


Рис. 93

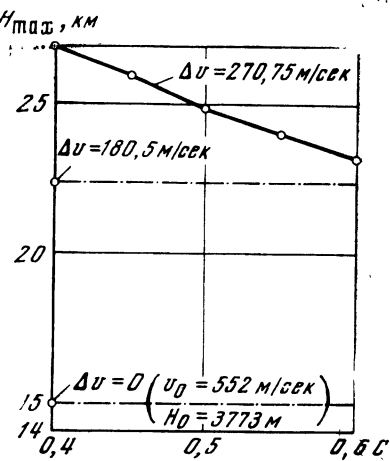


Рис. 94

Третий случай. Перейдем теперь к случаю, когда мидель ракеты и величина дополнительного импульса остаются постоянными, а изменяется величина отбрасываемой массы. Пусть ракета имеет следующие данные: высота 4836 м, скорость 511 м/сек, начальный баллистический коэффициент 0,4.

На рис. 95 кривая I дает значения потолка этой ракеты в зависимости от дополнительной скорости в случае, когда не происходит отброса пассивной массы, кривые II—VI дают значения потолка в зависимости от Δv для различных баллистических коэффициентов $C' = nC_0$. Так как, с другой стороны, при принятых условиях

$$\frac{C'}{C_0} = \frac{m_n}{m'} = \frac{\Delta v'}{\Delta v_0} = n, \quad (331)$$

то пересечения кривых II—VI с вспомогательными кривыми II'—VI', полученными путем умножения на n ординат предыдущих кривых, представляют собой не что иное, как «эквивалентный потолок», т. е. такую высоту подъема, которая получается независимо от того, будет или не будет отброшена часть начальной массы при дополнительном импульсе, равном

$$\frac{m_n}{n} \Delta v' = m_0 \Delta v_0.$$

Рис. 95 показывает, что если, например, дополнительный импульс $95 m_n$ кг·м/сек, то увеличение потолка достигается при $m' = \frac{8}{9} m_n$ или $\frac{4}{5} m_n$, но уже при $m' = \frac{2}{3} m_n$, $\frac{7}{4} m_n$ и $\frac{1}{2} m_n$ потолок уменьшается. В случае, когда дополнительный импульс равен 89,5 кг·м/сек, «эквивалентный потолок» достигается при $m' = \frac{4}{5} m_n$.

При меньшем значении m' составная ракета будет иметь меньший потолок, чем простая ракета, а при большем m' — наоборот.

б) Влияние перерывов в работе двигателя. Выше мы уже имели случай убедиться, что перерыв в работе двигателя может способствовать увеличению потолка простой ракеты. Рассмотрим этот вопрос также в применении к составной

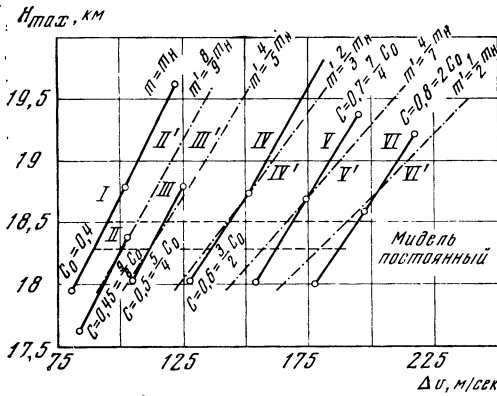
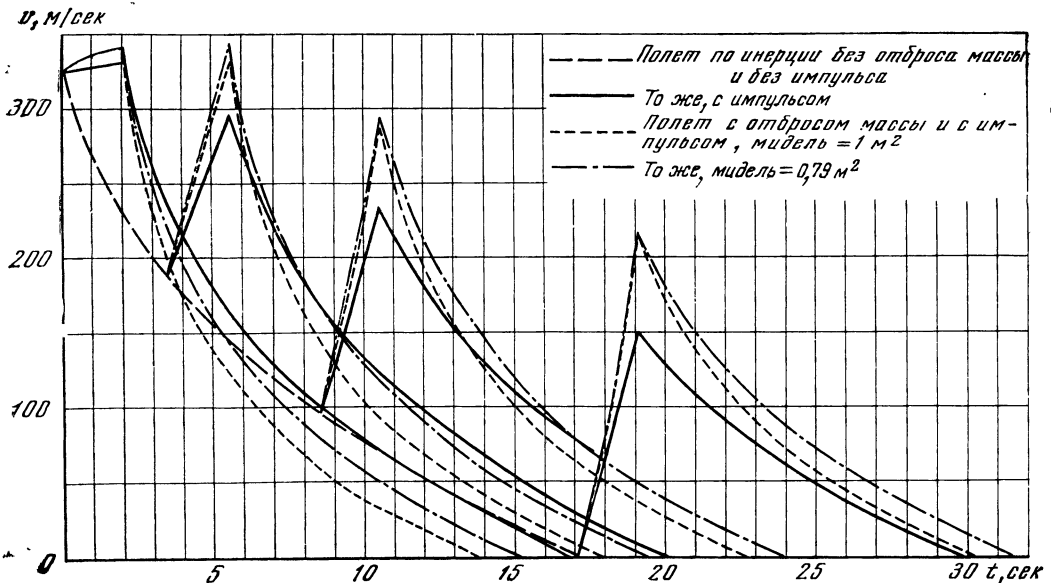


Рис. 95

ракете, взяв для примера следующие исходные данные:

Сила тяги двигателя (постоянная)	1000 кг
Масса составной ракеты в конце работы первой ступени	14,4 »
Отбрасываемая пассивная масса	3 »
Масса топлива во второй ступени	5,6 »
Секундный расход топлива	2,8 »
Мидель перед отбрасыванием пассивной массы	1 м ²
Скорость ракеты в конце работы первой ступени	324 м/сек
Соответствующая высота	7130 м

Рис. 96



Мидель второй ступени принят в одном случае одинаковым с первоначальным, в другом — уменьшенным пропорционально оставшейся массе.

Если скорость составной ракеты, имеющей малый мидель, всегда больше, чем у ракеты с большим миделем, то ракета, не отбрасывающая пассивной массы, занимает промежуточное между ними положение (рис. 96). Так, при длительности перерыва в работе двигателя в 17,1 сек она имеет меньшую скорость, чем две предыдущие, а при отсутствии перерыва она имеет почти все время большие скорости. В других случаях ее скорости то меньше, то больше. Соответствующие этим трем ракетам кривые $H = f_4(t)$ приведены на рис. 97.

На рис. 98 кривая I изображает зависимость между потолком ракеты и временем перерыва в работе двигателя для случая, когда не происходит отбрасывания пассивной массы. Кривые II и III отвечают случаю, когда пассивная масса отбрасывается в момент возобновления работы двигателя, причем ракета II сохраняет начальный мидель, а у ракеты III он уменьшен пропорционально отброшенной массе.

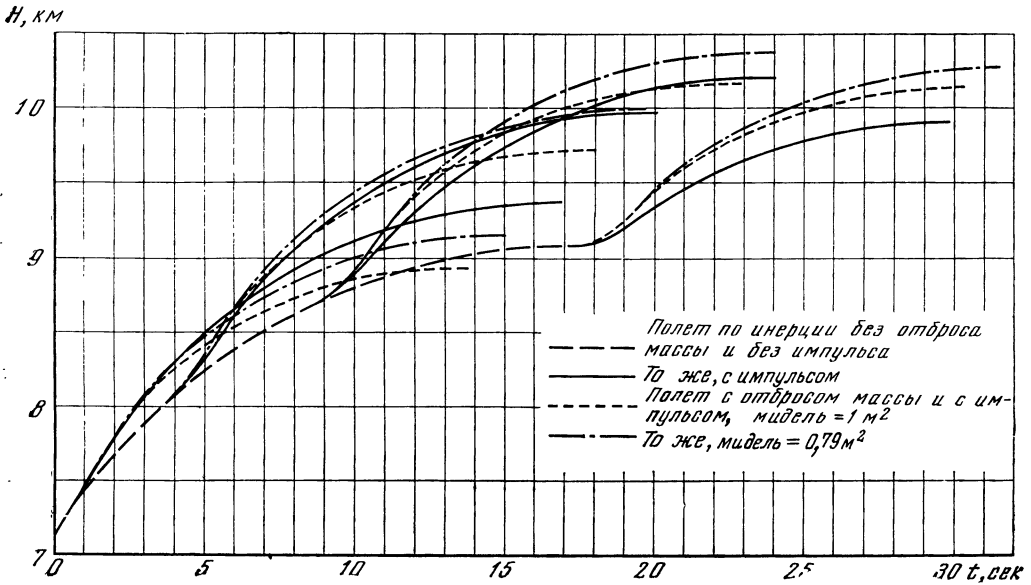
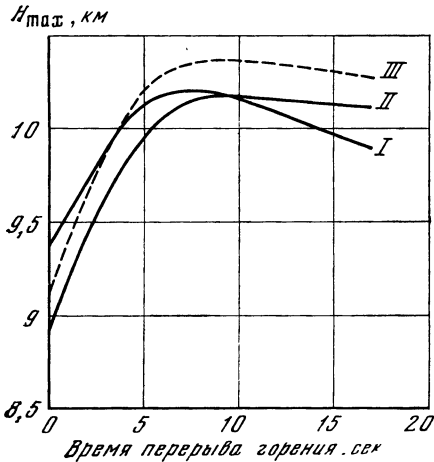


Рис. 97

Рис. 98



Кривые показывают, что для рассматриваемых нами условий отбрасывание пассивной массы имеет практический смысл только в том случае, когда длительность перерыва в работе двигателя достаточно велика.

В заключение заметим, что составная ракета представляет большие удобства в смысле выполнения наиболее выгодных с теоретической точки зрения требований. Так, например, каждую ступень можно снабдить двигателем, работающим по особому закону; в частности, можно выполнить условие, чтобы давление в выходном сечении сопла каждой ступени было равно внешнему давлению, имеющему место в момент пуска двигателя этой ступени.

Желание узнать, населены ли соседние планеты живыми существами, внушило людям мысль попытаться установить с ними связь с помощью сигнализации. С этой целью издавна велось тщательное наблюдение за малейшими признаками жизни, могущими дойти к нам с небесных светил.

В начале XVIII в. Дерхэм (Derham) в Англии обнаружил светящиеся пятна на темной стороне Венеры. Общественное мнение было заинтриговано этим таинственным светом. Это явление в дальнейшем повторялось примерно каждые полстолетия: в 1795 г. его наблюдал Мейер (Meyer), в 1806 г. — Гардинг (Harding) в Германии, в середине XIX в. — мюнхенский астроном Груйтуйзен (Gruithuisen). Последний высказал предположение, что это явление есть не что иное, как иллюминация, которую жители Венеры отмечают каждые 50 лет какое-то выдающееся событие.

В конце XIX в. Антониади (Antoninadi) и другие астрономы утверждали, что ими неоднократно замечались на Марсе световые пятна, наблюдаемые в течение различных промежутков времени.

В начале текущего столетия выступил известный ученый изобретатель Тесла со своими волнующими гипотезами. В этот период он вел опыты с беспроводным телеграфом в лаборатории, расположенной очень высоко над уровнем моря, причем уловил электрические волны неизвестного происхождения. Не находя объяснения этому факту в земных явлениях, он предположил, что принял сигналы с других планет.

Однако все эти предположения об обнаружении таинственных сигналов были разбиты наукой: пресловутые «города-светочи», якобы существующие на

Венере, оказались северными сияниями, вследствие ее близости к Солнцу еще более яркими, чем на Земле, и обнаруживаемыми одновременно с земными. Кэмпбелл (Campbell) нашел истинную причину сигналов, якобы посылаемых марсианами, а Штермер (Störmer) дал объяснение существованию таинственных электрических волн.

В настоящее время весьма мало вероятно, что посылаемые нам сигналы оставались незамеченными.

Астрофизические исследования светила Солнечной системы дают очень мало надежды на то, что там есть живые существа, стоящие на высокой ступени развития. Однако при рассмотрении способов межпланетной сигнализации мы будем все же считать, что небесные светила населены такими же, как мы, разумными существами, располагающими столь же развитой техникой.

Если бы в действительности таких наблюдателей на других планетах и не оказалось, то важность данного вопроса нисколько не уменьшилась бы, ибо мы считаем, что значение межпланетной сигнализации определяется возможностью установления постоянной связи как между будущими космическими аппаратами и Землей, с одной стороны, так и между различными космическими кораблями, рассеянными в мировом пространстве.

Связь может осуществляться либо непосредственно с помощью отраженных солнечных лучей или искусственного источника света, либо применением беспроводного телеграфа или телефона.

Первый способ потребует наличия мощных источников света, а иногда еще и сильных телескопов, способных уловить посланные сигналы; способ может быть осуществлен с помощью сильнейших передающих и приемных установок.

1. Историческая справка

Земные обитатели не ограничивались лишь пассивным ожиданием сигналов с других миров, но сами пытались установить связь с предполагаемыми жителями соседних планет.

Световая сигнализация. Одной из первых задач в установлении связи с другими мирами была задача выработать условный язык, который мог бы быть понят разумным существом, никогда не соприкасавшимся с человеческой культурой.

Одним из возможных способов является язык фигур. Они должны обладать такими свойствами, чтобы у наблюдателей с другого мира не могло возникнуть никаких сомнений в том, что эти фигуры являются искусственным явлением, порожденным волей разумного существа.

Великий математик Ш. Ф. Гаусс первый предложил в 1820 г. использовать геометрические зависимости в качестве сигналов, адресованных нашим «братьям по Вселенной». Для этой цели очень подходит, вследствие своей чистоты, теорема Пифагора. Для построения гигантского треугольника Гаусс предложил весьма простой прием — насадить лес соответствующего очертания на фоне хлебных полей.

Кроме такого «статического» сигнала Гаусс предложил еще способ «динамический», состоящий в передаче чисел с помощью зеркал, отбрасывающих с определенными перерывами солнечные лучи. При этом должно было быть выбрано такое время, когда предполагаемые обитатели Луны заведомо должны наблюдать Землю в связи с тем или иным астрономическим явлением.

В середине прошлого века, с началом развития электротехники, астроном К. Л. Литтров предлагал использовать электрический свет для образования сигнальных геометрических фигур.

Если бы существовала уверенность в том, что земные сигналы поняты, то можно было бы не ограничиваться сообщениями математического характера, так как не только видимые пред-

меты могут быть изображены с помощью фигур, но и весь круг человеческих представлений может быть выражен с помощью изображений. С технической точки зрения наиболее простыми способами передачи мыслей являются световые вспышки и беспроводный телеграф. Французский ученый и поэт Ш. Крос (Ch. Cros) в 1869 г. опубликовал на эту тему весьма любопытную работу. Он доказывал возможность осуществить межпланетную сигнализацию с помощью прожекторов, используя лучи различного цвета, лучи, поляризованные под различными углами, наконец, лучи, предварительно пропущенные через пары различных элементов. Наблюдатели с других миров, пользуясь спектральным анализом, смогли бы определить природу этих лучей. Для того чтобы подчеркнуть их искусственное происхождение, Крос предлагал давать сигналы через определенные правильные промежутки времени. Считая математику универсальной наукой для всей Вселенной, он рекомендовал начинать с арифметических понятий: производить отсчет до определенного числа и затем повторить ту же последовательность сигналов; дать систему счисления; передать с помощью сигналов правила четырех действий. При этом можно использовать числовое выражение некоторых геометрических зависимостей.

Например, Доминик (Dominik) предложил передать числа 3, 4 и 5, выражающие длины сторон прямоугольного треугольника. Если жители планет достаточно умственно развиты, то они должны догадаться, что речь идет о теореме Пифагора, и ответят числами 5, 12, 13, которыми измеряются стороны второго по порядку прямоугольного треугольника с соизмеримыми сторонами.

Передача изображений с помощью чисел может быть выполнена тем способом, который уже давно применяется в ткацком деле и в вышивании, — точечным письмом. В настоящее время этот же метод, как известно, применяется в «фототелеграфии». Крос первым

предложил указанный метод для межпланетной сигнализации.

К. Э. Циолковский в 1896 г. предложил для той же цели использовать зависимости аналитической геометрии. Кроме того, он высказал мысль о передаче сигналов различной длительности, что дало бы возможность сообщать дробные числа.

Для передачи сигналов на Марс во время его противостояния Вино (Vinot) в конце прошлого столетия предложил использовать неосвещенную часть Луны в качестве зеркала, отражающего направленный на нее сильный пучок света.

Годдард предложил производить световые сигналы сжиганием пороховых зарядов.

В 20-х годах нашего столетия Пикеринг (Pickering) поднял вопрос о сигнализации с помощью рефлекторов.

В 1933 г. появились сообщения, что Прайс (Price) предпринял постройку огромного прожектора с целью установить связь с марсианами.

Все эти проекты были оставлены без попыток их реализации.

Радиоэлектрическая сигнализация. После опубликования работ Герца⁷⁹ об электромагнитных волнах сразу же зародилась новая идея применения беспроволочного телеграфа для межпланетной сигнализации.

Первым высказал эту мысль американский астроном Тодд (Todd). Проекты Тесла (1900—1901 гг.) передачи радиосигналов на планеты не были осуществлены.

В 1920 г. Маркони предпринял экспедицию в Средиземное море с целью попытаться уловить сигналы с других миров. Кроме того, он соорудил в Андах высокочувствительную приемную станцию, намереваясь уловить сигналы с Марса во время его противостояния. Конечно, никаких результатов получено не было, но Маркони не был обескуражен и в 1924 г., во время наиболее благоприятного за XIX и XX века противостояния Марса, специальный 24-ламповый приемник компании

Маркони выжидал сигналов с этой планеты. Однако на Землю не поступило каких-либо сообщений с планеты. Все же Маркони не оставил надежды установить радиотелеграфную связь с небесными телами.

В конечном итоге необходимо признать, что научные основы межпланетной сигнализации пока еще не разработаны, хотя история этого вопроса достаточно обширна.

2. Об одном из решений

Световая сигнализация. Органом, воспринимающим видимые изображения, является сетчатая оболочка нашего глаза, образованная разветвлениями глазного нерва. В ней находятся микроскопические цилиндры (палочки) и конусы (колбочки), расположенные на расстоянии около 4 мм друг от друга.

Мы можем различить две разные световые точки лишь в том случае, если изображения их улавливаются двумя разными палочками. Отсюда вытекает, что для среднего расстояния между хрусталиком и сетчатой оболочкой разрешающая способность среднего глаза составляет угол в 1 угл. мин^* .

Наиболее чувствительной частью сетчатой оболочки является центральная часть так называемого желтого пятна, расположенная несколько выше (на $5-7^\circ$) оптической оси глаза.

Количество улавливаемых глазом световых лучей пропорционально площади зрачка. Последняя может регулироваться сокращением радужной оболочки. Средняя величина диаметра зрачка нормального глаза в темноте составляет 6,5 мм (наибольший диаметр 8,5 мм).

Зрение является наиболее «тонким» из всех наших внешних чувств. Ниже указаны найденные различными исследователями наименьшие количества энергии ($E \cdot 10^{-17} \text{ вт}$), ощущаемые

* Величина, найденная еще Фуко.

глазом:

Ланглей	28
Айвс	38
Рассел	7,7
Ривс	19,5
Бюиссон	12,6
Кобленц и Эмерсон	8

Разнообразие результатов объясняется малым количеством лиц, подвергнутых обследованию. Между тем чувствительность глаза чрезвычайно сильно меняется не только у разных лиц, но даже и для глаза данного человека в зависимости от обстановки (Пфлюгер). Наиболее вероятным является число, данное Кобленцом и Эмерсоном, основанное на наибольшем числе обследований (125 случаев).

Если взять их число за исходное, то для создания сигнала в пространстве, видимого в любой точке Земли, минимальная потребная энергия будет всего

$$8 \cdot 10^{-17} \left(\frac{6378,4 \cdot 10^6}{3,25} \right)^2 = 308,2 \text{ вт.} \quad (332)$$

Из работ Бюиссона, Друдэ следует, что источник света силой в 1 м. св. может быть видим с расстояния в 11 км как звезда 6-й величины. В этом случае слой воздуха, отделяющий глаз от световой точки, будет иметь большую массу, чем масса всего столба воздуха над поверхностью Земли.

Отметим, что Куртису удалось, применив защиту от яркости неба, наблюдать даже звезды величины 8,5, что соответствует еще большей чувствительности глаза, чем дает Рассел *. Однако в наших расчетах мы будем придерживаться величины, указываемой Бюиссоном, исходя из того, что звезда 6-й величины легко улавливается любым наблюдателем.

* Опыты, поставленные В. П. Ветчинкиным в период 1920—1923 гг., показали, что лица с хорошим зрением могут видеть на небе звезды до 8—8,5 величины без всяких специальных защит, привыкнув к ночной темноте в течение 1—1,5 часа.

Таким образом, наименьшая различаемая глазом освещенность будет:

$$o = \frac{1}{4\pi (11 \cdot 10^6)^2} = 6,5767 \cdot 10^{-14} \text{ м. св/см}^2.$$

Количество свечей, необходимое для освещения полушария Земли с достаточной яркостью, будет

$$o \frac{\pi}{4} D_3^2 = 84\,058 \text{ м. св.}$$

Для целей сигнализации могут быть применены зеркала, отражающие солнечный свет. Согласно Расселу *, при нахождении Солнца в зените освещенность земной поверхности с учетом поглощения лучей атмосферой составляет

$$O = 10,3 \text{ лм/см}^2 = 0,81966 \text{ м. св/см}^2.$$

Отсюда получаем, что для возможности различения с любой точки нашей планеты зеркала надлежащей формы, помещенного на некотором расстоянии от Земли и отражающего солнечные лучи, необходимо, чтобы его диаметр был равен

$$D_{\text{зер}} = D_3 \sqrt{\frac{o}{O A_{\text{зер}}}} = 3,707 \text{ м,} \quad (333)$$

где $A_{\text{зер}}$ — альbedo зеркала, принятое здесь равным 0,95.

Солнечные лучи мы не можем отбрасывать точно в одном определенном направлении. Правда, отражающая поверхность зеркала может быть изготовлена с очень высокой степенью совершенства, но так как на каждую его точку падают одновременно лучи, исходящие из различных точек Солнца, то пучок отраженных лучей имеет форму конуса, у которого угол при вершине равен тому углу, под которым наблюдаются крайние точки Солнца.

Если зеркало находится от нас на таком же расстоянии, как и Луна, то радиус сечения светового конуса, проходящего через центр Земли, а следовательно, и ширина того кольца, который соответствует рассеянной све-

* Astrph. J., март, 1916.

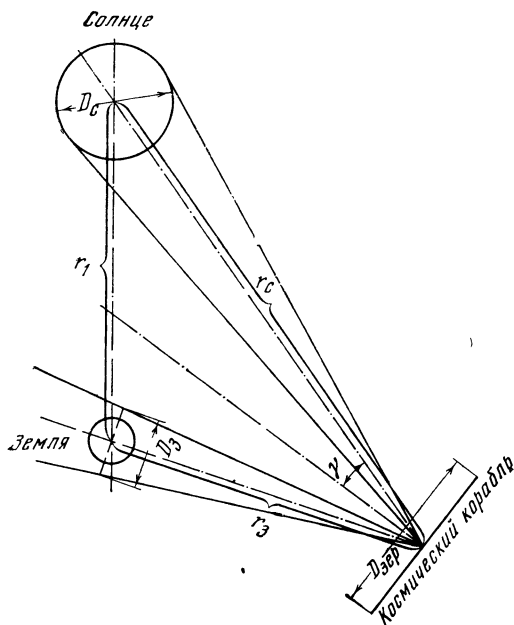


Рис. 99

товой энергии, будет не больше чем

$$l = \frac{D_C}{2} \frac{r_{\text{Л}}}{r_1 - r_{\text{Л}}} = 1792,9 \text{ км},$$

где D_C — диаметр Солнца; $r_{\text{Л}}$ — расстояние от Земли до Луны; r_1 — расстояние от Земли до Солнца.

В рассматриваемом случае следовало бы взять зеркало с диаметром

$$D'_{\text{зер}} = D_{\text{зер}} \frac{D_3 + 2l}{D_3} = 4,75 \text{ м}. \quad (334)$$

Задача может быть еще облегчена применением телескопов. Напомним, что американские обсерватории на Маунт-Вильсон и Маунт-Паломар располагают двумя телескопами диаметром в 2,54 и 5,09 м. Если для второго из них принять отношение количества прошедших через него лучей ко всему количеству падающего на него света равным 0,9, то яркость наблюдаемого источника света будет казаться в 700^2 раз большей, чем при наблюдении простым глазом, что видно

из формулы

$$\tau = \frac{D_{\text{тел}}^2}{D_{\text{зер}}^2} \eta_{\text{тел}}.$$

Таким образом, пучок солнечных лучей сечением меньше 1 см^2 , отраженный надлежащим образом по направлению к Земле, уже может быть замечен в этот телескоп.

Если плоское зеркало расположено на расстоянии, равном или большем высоте отбрасываемого Землей конуса сплошной тени (рис. 99), т. е. если

$$H_{\text{max}} \geq r_1 \frac{D_3}{D_C - D_3} = 1\,383\,500 \text{ км},$$

то Земля может полностью поместиться в пучке лучей, отбрасываемых зеркалом. Указанное расстояние уменьшается вместе с уменьшением угла, образуемого линиями, соединяющими зеркало с Землей, с одной стороны, и Землю с Солнцем — с другой, и проходит через минимум, равный

$$H_{\text{min}} = r_1 \frac{D_3}{D_C + D_3} = 1\,358\,600 \text{ км},$$

когда этот угол стремится к нулю.

Мы будем предполагать, что отражаемые зеркалом солнечные лучи распределены равномерно в сечении конуса, перпендикулярном к его оси. То из земных полушарий, которое обращено к зеркалу, будет наиболее ярко освещено в центральной своей части и в наименьшей степени по краям. Вместе с тем наблюдатель, находящийся в какой-нибудь точке Земли, будет испытывать ощущение наибольшей яркости, если он направит свой взгляд по направлению к сигналу.

Наименьший диаметр зеркала, различимого с Земли, определится из формулы

$$OA_{\text{зер}} \frac{r_1^2}{r_C^2} \frac{\pi}{4} D_{\text{зер}}^2 \cos \nu = o \frac{\pi}{4} D_3^2,$$

где r_C — расстояние от зеркала до Солнца; D_3 — диаметр основания конуса лучей у Земли; ν — средний угол

падения лучей на зеркало (рис. 99). Но

$$\frac{r_c}{D_c} = \frac{r_3}{D_3}$$

и потому

$$D_{\text{зер}} = D_c \frac{r_3}{r_1} \sqrt{\frac{o}{0,4_{\text{зер}}} \sec v}. \quad (335)$$

При найденных выше значениях o и O будем иметь

$$D_{\text{зер}} = 404,28 r_3 \sqrt{\sec v} m, \quad (336)$$

или

$$D_{\text{зер}} = 571,93 r_3 \times \sqrt{\frac{r_3 r_c}{(r_3 + r_c + r_1)(r_3 + r_c - r_1)}} m, \quad (337)$$

где r_3 выражено в астрономических единицах.

При пользовании упомянутым выше 5-метровым телескопом коэффициенты в выражениях (336) и (337) принимают значения соответственно 0,5748 и 0,8131.

Таким образом, зеркало диаметром в 30 см, сигнализирующее с космического корабля, может быть видимо с Земли с расстояния, соответствующего противостоянию Марса.

Если угол v близок к $\pi/2$, то диаметр зеркала должен быть непомерно велик. В этом случае лучше воспользоваться комбинацией двух зеркал, с помощью которой можно осуществить желаемое направление лучей на цель, сохранив достаточно малое значение v .

В том случае, если ось зеркала просто ориентирована по направлению к Земле, хотя бы и с большой точностью, пересечение Землей отбрасываемого им пучка еще мало вероятно. Поэтому было бы более целесообразно производить поворачивание оси зеркала и своего рода «омывание» пространства внутри телесного угла, в пределах которого заведомо должна находиться точка наблюдения.

Положим, что угол при вершине этого конуса равен 2ε и что вращение зеркала производится таким образом, что отбрасываемый им пучок образует

при вращении концентрические, частично перекрывающиеся, кольца, и пусть ψ есть отношение ширины такого кольца к ширине той его части, которая не перекрывается при вращении.

Имея в виду, что расстояние от Солнца весьма велико сравнительно с его диаметром, можно принять отношение D_c/r_c за угол, выраженный в радианах.

Тогда количество концентрических колец будет

$$N = \frac{\varepsilon}{\psi} \frac{r_c}{D_c}. \quad (338)$$

Продолжительность обегания n -го кольца равна

$$t_n = \frac{2\pi n \psi}{\sqrt{1-\psi^2}} \tau, \quad (339)$$

где τ — наименьший промежуток времени, в течение которого световой пучок должен быть направлен в избранную точку.

Отсюда получим, что полное время омывания всей поверхности

$$t = \frac{1+N}{2} N \frac{2\pi \psi}{\sqrt{1-\psi^2}} \tau,$$

или на основании (338):

$$t = \frac{\pi \varepsilon}{\sqrt{1-\psi^2}} \frac{r_c}{D_c} \left(1 + \frac{\varepsilon}{\psi} \frac{r_c}{D_c}\right) \tau. \quad (340)$$

При $\psi = \sqrt{3}/2$ и $\varepsilon = \pi/360^\circ$ имеем $t = 5,8925 r_c (1 + 1,0829 r_c) \tau$, где r_c выражено в астрономических единицах.

Принимая $\tau = 0,01$ сек, получим для орбиты Марса $t = 0,16$ сек, а для орбиты Плутона $t = 101,5$ сек (следует помнить, что сигнал, посланный с Плутона, доходит до нас только через 5 час).

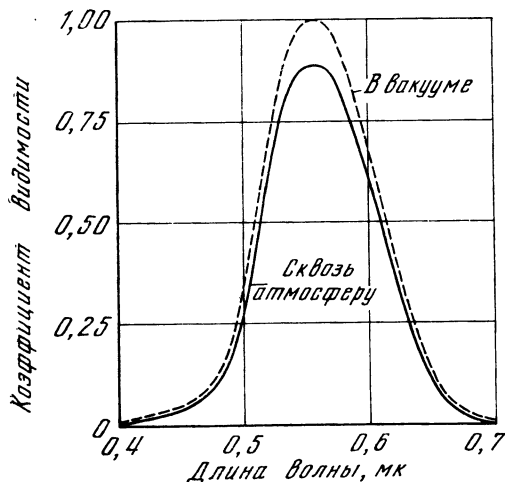
На расстояниях, не очень далеких от Земли, можно вместо поворачивания зеркала воспользоваться неподвижно установленным выпуклым зеркалом для получения равномерного освещения внутри конуса, угол раст-

Таблица 40

Длина волны, мк	Средний коэффициент видимости F	Длина волны, мк	Средний коэффициент видимости F
0,40	0,010	0,58	0,898
0,41	0,017	0,59	0,700
0,42	0,024	0,60	0,687
0,43	0,029	0,61	0,557
0,44	0,033	0,62	0,427
0,45	0,041	0,63	0,302
0,46	0,056	0,64	0,194
0,47	0,083	0,65	0,115
0,48	0,125	0,66	0,0645
0,49	0,194	0,67	0,0338
0,50	0,316	0,68	0,0178
0,51	0,503	0,69	0,0085
0,52	0,710	0,70	0,0040
0,53	0,862	0,71	0,00203
0,54	0,954	0,72	0,00097
0,55	0,994	0,73	0,00048
0,556	1,000	0,74	0,00028
0,56	0,998	0,75	0,00020
0,57	0,968		

ворения которого и при не очень больших размерах зеркала будет достаточен для того, чтобы Земля не вышла из его пределов (конечно, учитывая при этом движение Земли и самого корабля).

Рис. 100



Описанные выше способы сигнализации могут сочетаться с сигнализацией с помощью цветных огней. При этом следует принять во внимание ряд обстоятельств.

Прежде всего, одно и то же воспринимаемое глазом количество энергии вызывает совершенно различные ощущения в зависимости от цвета лучей. В табл. 40 (см. также рис. 100) приведены данные Кобленца и Эмерсона относительно коэффициента видимости лучей F в зависимости от длины их волны. Кривая относится к области наиболее слабой силы света, которая именно нас и интересует; в области больших значений силы света кривая имеет иной вид. Известно, например, что при одной и той же силе синего и красного света то один, то другой из них кажется нам более интенсивным, в зависимости от того, будет ли абсолютная величина силы света малой или большой (явление Пуркинье).

Необходимо еще иметь в виду, что степень поглощения света воздухом зависит от цвета лучей. В табл. 41 приведены значения коэффициента ι , т. е. отношения количества падающих на Землю лучей во время нахождения Солнца в зените к количеству лучей, прошедших через атмосферу Земли (рис. 101).

С помощью табл. 40 и 41 можно определить средний коэффициент видимости лучей, проходящих через атмосферу, т. е. величину $f = F\iota$, которая одна только и представляет интерес в вопросе о цветной сигнализации (табл. 42 и рис. 100).

Табл. 42 показывает, что цвета фиолетовый, индиго и сине-зеленый, с одной стороны (длина волн соответственно около 0,410; 0,436 и 0,486 мк), и красные цвета, с другой стороны (длина волн от 0,638 мк), для целей сигнализации очень невыгодны. Кроме того, красные стекла поглощают почти 80% падающего на них потока, а зеленые — примерно 90%.

Расчет сигнализации с Земли в пространство аналогичен обратной задаче.

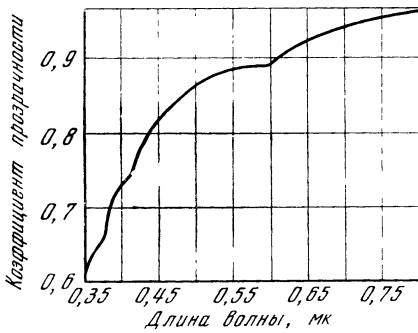


Рис. 101

Из уравнений

$$\frac{\pi D^2}{4} o = \frac{\pi}{4} D_{\text{зер}}^2 O A_{\text{зер}} t_{\text{ср}} \cos \nu$$

и

$$\frac{D}{D_{\text{с}}} = \frac{r_3}{r_1},$$

где r_3 — расстояние от Земли до точки, куда должен быть подан сигнал (рис. 102), получаем

$$D_{\text{зер}} = D_{\text{с}} \frac{r_3}{r_1} \sqrt{\frac{o}{O A_{\text{зер}} t_{\text{ср}}}} \sec \nu \text{ м.} \quad (341)$$

Согласно Расселу, можно принять коэффициент $t_{\text{ср}}$ равным 0,7658, тогда

$$D_{\text{зер}} = 461,98 r_3 \sqrt{\sec \nu} \text{ м,} \quad (342)$$

или

$$D_{\text{зер}} = 653,55 r_3 \times \sqrt{\frac{r_3 r_1}{(r_1 + r_3 + r_{\text{с}})(r_1 + r_3 - r_{\text{с}})}} \text{ м.} \quad (343)$$

Отсюда нетрудно вычислить, что, например, для получения сигнала, видимого простым глазом с расстояния Луны, достаточный диаметр отражающего зеркала составляет 1,188 м. Для передачи сигналов космическим кораблям, отправленным к планетам, потребовались бы неосуществимо большие зеркала. Чтобы этого избежать, нужно снабдить корабли телескопами.

Если и в данном случае применить способ «омывания» световым пучком,

Таблица 41

Длина волны, мк	Кoeffициент прозрачности t	Длина волны, мк	Кoeffициент прозрачности t
0,342	0,600	0,452	0,812
0,350	0,605	0,475	0,841
0,360	0,635	0,503	0,865
0,375	0,656	0,535	0,882
0,384	0,686	0,574	0,887
0,397	0,726	0,600	0,890
0,413	0,741	0,700	0,942
0,431	0,784	0,800	0,964

Примечание: Таблица составлена по данным Аббота, Фоуля и Олдриха. Washington, Smithsonian Misc. Coll., 1930, 84, N 7.

Таблица 42

Длина волны, мк	Средний коэффициент видимости сквозь атмосферу f	Длина волны, мк	Средний коэффициент видимости сквозь атмосферу f
0,40	0,007	0,58	0,797
0,41	0,013	0,59	0,711
0,42	0,018	0,60	0,770
0,43	0,023	0,61	0,499
0,44	0,026	0,62	0,384
0,45	0,033	0,63	0,273
0,46	0,046	0,64	0,177
0,47	0,069	0,65	0,105
0,48	0,106	0,66	0,0594
0,49	0,166	0,67	0,0343
0,50	0,273	0,68	0,0166
0,51	0,437	0,69	0,0080
0,52	0,621	0,70	0,0038
0,53	0,758	0,71	0,00192
0,54	0,842	0,72	0,00092
0,55	0,879	0,73	0,00046
0,556	0,835	0,74	0,00027
0,56	0,883	0,75	0,00019
0,57	0,858		

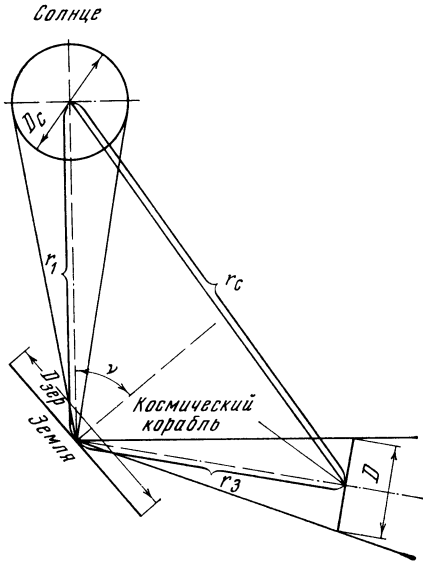


Рис. 102

то, положив в (340) $r_c = r_{\text{п}}$, получим время омывания

$$t = 337,5 \frac{\varepsilon}{\sqrt{1 - \psi^2}} \left(1 + 107,5 \frac{\varepsilon}{\psi} \right) \tau. \quad (344)$$

При принятых ранее значениях величин продолжительность сигнала будет всего лишь $t = 0,12$ сек.

Совершенно очевидно, что в случае применения зеркал таких размеров, которые дают минимальную уловимую глазом интенсивность сигнала, сигнализация не может производиться в середине дня, так как она не будет видима из-за ослепляющего действия освещенной части Земли.

Во время восхода и заката Солнца сигналы к внешним планетам можно посылать с помощью двойного рефлектора, причем видимое с космического корабля зеркало должно находиться на неосвещенной части Земли. В этих условиях угол между направлением сигнальных лучей и лучей Солнца будет не больше каких-нибудь трех градусов, даже если использовать наиболее высокие горы.

При подаче сигналов с Земли более удобно применение искусственного ис-

точника света. В этом случае в качестве фона для сигнализации можно использовать темную в ночное время часть земной поверхности. Направление сигнальных лучей может быть выбрано по произволу, длительность сигналов — довольно большая.

Получение с помощью прожектора светового пучка с малым раствором конуса представляет большие затруднения. Однако существующие прожекторы-гиганты, обладающие силой света до 2 млрд. свечей, могут быть замечены с Луны невооруженным глазом.

При полете космического корабля с него, вообще говоря, будет видна часть освещенной поверхности Земли. Отдельный светящийся предмет будет наблюдаться как индивидуальная точка вплоть до расстояния *

$$r_з = 10\,800 \frac{D_з}{\pi} = 43\,854\,000 \text{ км.}$$

Так как большая полуось лунной орбиты в сотню раз меньше этой величины, то передача сигналов аппарату, находящемуся вблизи Луны, может производиться почти всю ночь.

Сигнализировать космическому кораблю можно также путем периодического местного усиления яркости Земли. Для этого можно использовать либо отраженные солнечные лучи, либо искусственный источник. Для улавливания колебаний в яркости земной поверхности космический корабль должен быть снабжен специальными приборами (фотометры и пр.).

В случае организации сигнальной базы на искусственном спутнике можно было бы пользоваться солнечными лучами в более широких пределах, а отдельные искусственные световые источники на спутниках было бы легче различать.

Что касается сигнализации с помощью изображений, то выполнение ее настолько сложно, что этот способ, бесспорно, не заслуживает дальнейшего рассмотрения ⁸⁰.

* Напомним, что способность глаза составляет 1 угл. мин.

Литература

- Рынин Н. А.* Лучистая энергия в фантазиях романистов и проектах ученых, серия «Межпланетные сообщения», вып. 3. Л., 1930—1931.
- Циолковский К. Э.* Калужский вестник, 1896, № 68.
- Buisson H. J.* Phys. théoret. et appl. (Paris), 1917, 68—74.
- Calton F.* The Times, 1892, N 6, 8.
- Coblentz W. W., Emerson W. B.* Relative sensibility of the average eye to light of different colours. Washington, 1917.
- Cros Ch.* Études sur les moyens de communication avec les planètes. Paris, 1869.
- Curtis H. D.* Lick Obs. Bull. Berkeley, 1902—1904, N 38, p. 67.
- Drude P.* Lehrbuch der Optik. Leipzig, 1900.
- Ebert.* Ann. der Phys., 1888, S. 138.
- Flammarion O.* L'Astronomie, 1920, p. 87—89.
- Gernsback H.* Radio News, 1927, N 1.
- Koenig A., Dieterici C.* Z. Psychol. und Physiol. Sinnesorganen, 1893, 4.
- Kuepper K.* Verstaendigung zwischen Erde und Mars. Berlin, 1924.
- Mercier A.* Communications avec Mars. Paris, 1899.
- Michelson A.* Astrophys. J. (Chicago), 1895, p. 60—62.
- Papp D.* Scherls Mag., 1928.
- Pflueger A.* Ann. der Phys. (Leipzig), 1902, 9, 185—208.
- Ritchey O. W.* L'évolution de l'astrophotographie et les grands télescopes de l'avenir. Paris, 1929.
- Vorhies F.* Astrophys. J. (Chicago), 1914, p. 311—325.

Теория относительности в приложении к космонавтике

1. Возможность достижения звезд

Мы видели, что проблема завоевания мирового пространства даже в пределах Солнечной системы представляет огромные трудности. Проблема же достижения звезд для современной техники абсолютно неразрешима ⁸¹.

Если бы оказалось возможным совершить путешествие до ближайших к нам звезд с наибольшими скоростями, которые могут дать доступные нам топлива, то и тогда продолжительности человеческой жизни хватило бы лишь для ничтожной части пути.

Однако теория относительности усматривает в материи наличие колоссальных запасов энергии. Она утверждает также, что по возвращении из космического рейса путешественники окажутся менее пострадавшими, чем те, кто не покидал Землю.

Итак, мы рассмотрим проблему космического полета с точки зрения теории относительности, пришедшей на смену классической механике ⁸².

Энергия-материя. Согласно теории относительности Эйнштейна ⁸³, кинетическая энергия массы m выражается следующим образом:

$$\frac{ml^2}{\sqrt{1-v^2/l^2}} = ml^2 + \frac{1}{2}mv^2 + \frac{3}{8}m\frac{v^4}{l^2} + \dots, \quad (345)$$

где l означает скорость света, равную 299 860 км/сек.

Произведение ml^2 и является тем источником, из которого мы надеемся черпать энергию, превращенную из материи.

Оказывается, таким образом, что любая масса в 1 кг включает колоссальное количество энергии, примерно равное $9 \cdot 10^{23}$ эрг.

Хотя мы еще далеки от возможности управлять этой энергией, мы все же

рассмотрим открываемые ею теоретические перспективы.

Полеты к звездам. Рассмотрим движение космического корабля, направляющегося по прямой линии из пределов Солнечной системы к какой-нибудь звезде.

Влияние солнечного тяготения мы не будем принимать в расчет, так как даже на ничтожных расстояниях сравнительно с удаленностью ближайшей к нам звезды оно совершенно не ощутительно. Впрочем энергия, необходимая для освобождения космического аппарата из поля солнечного тяготения, исчезающе мала по сравнению с общим количеством энергии, необходимой для межзвездного перелета, длительность которого не больше человеческой жизни.

Обозначим через O систему координат X, Y, Z, T , связанную с космическим кораблем, и через o — систему x, y, z, t , связанную с Солнцем. Теория Эйнштейна говорит: «Если O есть система координат, движущаяся равномерно и без вращения относительно системы o , то все явления совершаются в системе O по тем же законам, что и для системы o ».

Отсюда: «Всякий общий закон природы должен быть таким, что его выражение не изменится, если вместо переменных x, y, z, t первоначальной системы o ввести новые переменные X, Y, Z, T из другой системы O ; зависимость между старыми и новыми координатами определяется формулами Лоренца ⁸⁴ для преобразования координат».

Положив

$$\Psi = \frac{1}{\sqrt{1-v^2/l^2}}, \quad (346)$$

можем переписать формулы преобра-

зования в следующем виде:

$$\begin{aligned} X &= (x - vt) \Psi, & Y &= y, & Z &= z, \\ T &= \left(t - \frac{vx}{c^2} \right) \Psi. \end{aligned} \quad (347)$$

Положим, что ракета в начальный момент отбрасывает бесконечно малую часть своей массы. Тогда она приобретает бесконечно малую равномерную скорость и будет двигаться прямолинейно. Если мы вообразим теперь систему координатных осей, движущуюся в одном направлении с ракетой и обладающую ее скоростью независимо от ускорения, которое она в дальнейшем может получить, то все физические законы, отнесенные к этой системе, на основании приведенного выше принципа будут такими же, как и в системе координат, связанной с Солнцем. Это рассуждение справедливо для любого числа отбрасывания и при любой их частоте.

В частном случае, когда отбрасывание массы происходит непрерывно, скорость ракеты будет возрастать, но для упрощения расчетов можно период ускоренного движения разделить на участки с равномерной скоростью, отделенные один от другого некоторым промежутком времени. Таким путем нетрудно будет разрешить интересующую нас задачу о движении космического корабля.

В качестве конкретного примера вообразим ракету, движущуюся под действием излучения, обусловленного расходом материи, имеющего определенное направление и скорость, равную скорости света.

Совершенно очевидно, что такие условия никогда не будут осуществлены в действительности, и мы указываем их лишь как предел, который имеет место в предположении, что все процессы совершаются с коэффициентом полезного действия, равным единице.

Выберем такие промежутки времени, чтобы на протяжении каждого из них ракета приобретала скорость в 10 000 км/сек по отношению к координатной системе, которая в начале промежутка была связана с ракетой.

Тогда величина коэффициента наполнения определится из классической формулы (64). После n промежутков времени будем иметь

$$K_n = e^{\frac{10\,000}{299860} n}. \quad (348)$$

Заметим, что, поскольку ракету мы предполагаем движущейся в свободном пространстве, величина коэффициента наполнения не зависит от коэффициента перегрузки.

Для определения скорости ракеты относительно Солнца в конце каждого этапа отбрасывания воспользуемся рассуждениями частной теории относительности. Положим, что после отбрасывания ракета движется со скоростью Δv относительно системы координат, с которой она до этого была связана. Тогда

$$X = \Delta v T.$$

Заменяя X и T их выражениями из (347), найдем для искомой скорости, которая представляет не что иное, как x/t , выражение

$$v_k = \frac{v + \Delta v}{1 + v\Delta v/c^2}. \quad (349)$$

Для нашего примера величина v_k в конце второго этапа отбрасывания будет равна 19 978 км/сек.

Аналогичным путем можно вывести формулы для случая, когда задано приращение скорости космического корабля относительно координатной системы, связанной с Солнцем.

Что касается счета времени в системе ракеты, то в зависимости от величины мгновенной скорости оно будет существенно переменным. Если T_k — время в момент окончания периода отбрасывания, то на основании формул преобразования Лоренца

$$\frac{t}{T_k} = \Psi. \quad (350)$$

Если ускорение γ реактивной тяги постоянно, то время в системе ракеты, необходимое для получения скорости

Таблица 43

Арифметическая сумма скоростей, сообщенных косми- ческому кораблю, км/сек	v_K , км/сек	$\frac{t}{T_K}$	K_H	$\gamma = 10 \text{ м/сек}^2$		
				s , свет. лет	t , троп. лет	T , троп. лет
10 000	10 000	1,00056	1,03392	0,000529	0,031698	0,031689
20 000	19 978	1,00223	1,06897	0,002115	0,063437	0,063378
30 000	29 911	1,00501	1,10522	0,004760	0,095251	0,095066
40 000	39 780	1,00892	1,14270	0,008468	0,127179	0,126755
50 000	49 561	1,01394	1,18145	0,013243	0,159249	0,158440
60 000	59 234	1,02010	1,22152	0,019090	0,191512	0,190133
70 000	68 781	1,02739	1,26294	0,025914	0,224090	0,221822
80 000	78 183	1,03583	1,30577	0,033925	0,256720	0,253510
90 000	87 423	1,04542	1,35005	0,043033	0,289745	0,285199
100 000	96 485	1,05617	1,39583	0,053245	0,323099	0,316889
110 000	105 354	1,06817	1,44316	0,064573	0,356819	0,348577
120 000	114 018	1,08121	1,49210	0,077030	0,390941	0,380266
130 000	122 465	1,09553	1,54270	0,090630	0,425504	0,411954
140 000	130 685	1,11107	1,59502	0,105388	0,460547	0,443643
150 000	138 670	1,12785	1,64911	0,121321	0,496110	0,475332
160 000	146 412	1,14588	1,70503	0,138446	0,532231	0,507021
170 000	153 906	1,16518	1,76285	0,156782	0,568951	0,538710
180 000	161 148	1,18579	1,82263	0,176351	0,606310	0,570398
190 000	168 135	1,20772	1,88444	0,197173	0,644352	0,602087
200 000	174 865	1,23098	1,94834	0,219273	0,683118	0,633776
210 000	181 338	1,25562	2,01441	0,242673	0,722651	0,665465
220 000	187 555	1,28164	2,08272	0,267402	0,762995	0,697154
230 000	193 518	1,30911	2,15335	0,293485	0,804196	0,728842
240 000	199 230	1,33801	2,22606	0,320952	0,846298	0,760531
250 000	204 695	1,36844	2,30187	0,349834	0,889351	0,792220
260 000	209 916	1,40037	2,37993	0,380163	0,933401	0,823909
270 000	214 899	1,43386	2,46064	0,411973	0,978955	0,855998
280 000	219 671	1,46912	2,54408	0,445302	1,024696	0,887286
290 000	224 194	1,50584	2,63035	0,480189	1,072044	0,918975
300 000	228 497	1,54425	2,71955	0,516668	1,120565	0,950640
310 000	232 586	1,58437	2,81177	0,554780	1,170399	0,982353
320 000	236 469	1,62629	2,90713	0,594567	1,221517	1,014042

10 000 км/сек, в нашем примере будет

$$T_1 = \frac{v}{\gamma} = \frac{107}{10} \frac{1}{3,15569 \cdot 10^7} = 0,031689 \text{ троп. года,}$$

где знаменатель второй дроби есть величина тропического года в секундах.

Время для n отбрасываний будет

$$T = nT_1.$$

Определив среднюю величину Ψ для интересующего нас промежутка вре-

мени, найдем, что время в Солнечной системе будет равно

$$t = T\Psi_{\text{ср}}. \quad (351)$$

Путь, пройденный ракетой за данный промежуток времени, найдем по формуле

$$(s_n)_{\text{свет. год}} = \frac{v_n \text{ м/сек}}{299\,860} T_{\text{троп. год}} \Psi_n, \quad (352)$$

где v_n и Ψ_n — средние величины, относящиеся к n -му промежутку. Для

получения пути, пройденного за время, отвечающее нескольким промежуткам, достаточно просто сложить между собой соответствующие им отрезки пути.

В табл. 43 приведены результаты сделанных таким путем расчетов; при этом несмотря на то, что с целью ускорения выкладок промежутки взяты очень большими, полученные цифры отличаются от точных данных, т. е. таких, которые отвечают бесконечно малым промежуткам, на ничтожно малую величину порядка десятых долей процента. Мы видим, таким образом,

что разбор нашей задачи можно произвести с достаточной наглядностью даже без помощи высшего анализа.

Заметим также, что формулы преобразования Лоренца, на которых основаны наши расчеты, могут быть выведены элементарным путем, исходя из того, что скорость распространения светового луча одна и та же для всех координатных систем, находящихся в прямолинейном и равномерном движении друг относительно друга.

Пользуясь высшим анализом, мы получили бы для величин, относящихся к определению конечной скорости

Таблица 44

$v_K,$ км/сек	$\frac{t}{T_K}$	K_H	K'_H	K''_H	$\gamma = 10 \text{ м/сек}^2$		
					2s, свет. лет	2t, троп. лет	2T, троп. лет
10 000	1,00 00	0	0	0	0	0	0
20 000	1,00 06	1,034	1,069	1,143	0,00 11	0,063 41	0,063 39
30 000	1,00 22	1,069	1,143	1,306	0,00 42	0,127 04	0,126 94
40 000	1,00 50	1,106	1,222	1,494	0,00 94	0,191 09	0,190 77
50 000	1,00 90	1,144	1,308	1,710	0,01 71	0,255 80	0,255 03
60 000	1,01 42	1,183	1,400	1,961	0,02 70	0,321 40	0,319 93
70 000	1,02 06	1,225	1,500	2,251	0,03 92	0,388 11	0,385 47
80 000	1,02 84	1,268	1,609	2,589	0,05 40	0,456 25	0,451 97
90 000	1,03 76	1,314	1,728	2,985	0,07 15	0,526 09	0,519 60
100 000	1,04 83	1,363	1,858	3,451	0,09 19	0,597 97	0,588 52
110 000	1,06 07	1,414	2,001	4,003	0,11 54	0,672 26	0,658 98
120 000	1,07 49	1,469	2,159	4,660	0,14 24	0,749 40	0,731 22
130 000	1,09 20	1,528	2,334	5,449	0,17 33	0,829 88	0,805 54
140 000	1,10 97	1,591	2,531	6,404	0,20 85	0,914 30	0,882 27
150 000	1,13 08	1,659	2,752	7,571	0,24 86	1,003 36	0,961 77
160 000	1,15 49	1,732	3,002	9,011	0,29 43	1,097 90	1,044 52
170 000	1,18 24	1,813	3,288	10,811	0,34 66	1,198 99	1,131 05
180 000	1,21 39	1,902	3,618	13,092	0,40 66	1,307 92	1,221 97
190 000	1,25 03	2,001	4,003	16,028	0,47 57	1,426 37	1,318 12
200 000	1,29 26	2,112	4,459	19,882	0,55 60	1,556 51	1,420 47
210 000	1,34 21	2,237	5,006	25,056	0,65 02	1,701 23	1,530 38
220 000	1,40 09	2,382	5,674	32,194	0,76 19	1,864 51	1,649 47
230 000	1,47 17	2,551	6,509	42,366	0,89 64	2,051 98	1,779 92
240 000	1,55 50	2,754	7,585	57,527	1,05 47	2,271 89	1,925 26
250 000	1,66 80	3,003	9,019	81,337	1,26 96	2,537 21	2,089 82
260 000	1,81 10	3,321	11,028	121,619	1,54 12	2,869 41	2,280 95
270 000	2,00 73	3,748	14,046	197,280	1,91 43	3,317 65	2,510 78
280 000	2,29 87	4,369	19,084	364,214	2,46 82	3,933 58	2,802 08
290 000	2,79 43	5,403	29,197	852,487	3,40 99	4,958 62	3,206 12
299 860	3,93 19	7,735	59,824	3578,879	5,57 19	7,226 67	3,887 73

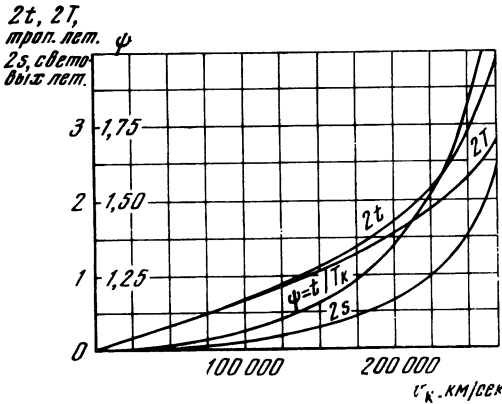


Рис. 103

v_k , следующие формулы:
для пройденного пути

$$s = \frac{l^2}{\gamma} (\Psi - 1), \quad (353)$$

здесь скорость v_k неявно заключается в величине Ψ ;

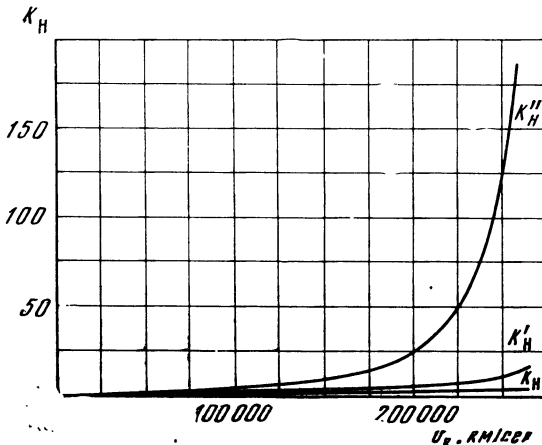
время в системе координат, связанной с солнечной системой:

$$t = \frac{v_k}{\gamma} \Psi^2; \quad (354)$$

время в системе, связанной с космическим кораблем:

$$T = \frac{1}{\gamma} \ln \left[\Psi \left(1 + \frac{v_k}{l} \right) \right]; \quad (355)$$

Рис. 104



необходимая величина коэффициента наполнения

$$K_H = e^{\frac{l}{e} \ln \Psi \left(\frac{v_k}{l} \right)}; \quad (356)$$

наконец, для случая, когда скорость истечения равна скорости света, имеем

$$K_H = \Psi \left(1 + \frac{v_k}{l} \right). \quad (357)$$

Для того чтобы к моменту встречи со звездой скорость космического корабля была равна нулю, необходимо начать его торможение на расстоянии от звезды, равном тому расстоянию, которое отделяло корабль от Солнца в момент окончания ускоренного движения.

В момент встречи аппарата со звездой его коэффициент наполнения будет

$$K_H' = K_H^2. \quad (358)$$

Для того случая, когда скорость аппарата в момент возвращения в пределы солнечной системы равна нулю, суммарный коэффициент наполнения будет

$$K_H'' = K_H'^2 = K_H^4. \quad (359)$$

Перечисленные выше величины приведены в табл. 44, в которой в качестве независимой переменной принята величина v_k . Там же даны значения: общей длины пути $2s$, пройденного ракетой в одном направлении с работающим двигателем; отвечающего этому пути времени $2t$ в Солнечной системе, а также времени $2T$, отвечающего системе координат, связанной с аппаратом.

Значения s , t и T вычислены для случая, когда ускорение γ реактивной тяги равно 10 м/сек^2 (рис. 103 и 104). Переход к другой величине ускорения осуществляется простым умножением.

При вычислении K_H' и K_H'' мы принимали, что ракета теряет во время пути только ту часть массы, которая специально предназначена для получения реактивной тяги. Если же, как в ра-

Таблица 45

$v_{K,}$ км/сек	$\gamma = 10 \text{ м/сек}^2$		$\gamma = 20 \text{ м/сек}^2$	
	$\Sigma t,$ троп. лет	$\Sigma T,$ троп. лет	$\Sigma t,$ троп. лет	$\Sigma T,$ троп. лет
10 000	218,96	218,84	218,93	218,81
20 000	109,58	109,33	109,51	109,27
30 000	73,16	72,79	73,06	72,69
40 000	54,98	54,49	54,85	54,36
50 000	44,57	43,95	43,94	43,33
60 000	36,87	36,13	36,68	35,94
70 000	31,72	30,86	31,50	30,63
80 000	27,88	26,89	27,62	26,63
90 000	24,91	23,79	24,61	23,50
100 000	22,54	21,30	22,22	20,97
110 000	20,62	19,25	20,26	18,88
120 000	19,04	17,53	18,64	17,13
130 000	17,70	16,07	17,27	15,62
140 000	16,58	14,81	16,11	14,32
150 000	15,61	13,71	15,10	13,17
160 000	14,78	12,73	14,23	12,15
170 000	14,06	11,87	13,47	11,24
180 000	13,43	11,09	12,79	10,41
190 000	12,88	10,40	12,20	9,65
200 000	12,40	9,76	11,67	8,96
210 000	11,98	9,19	11,20	8,31
220 000	11,61	8,66	10,78	7,71
230 000	11,31	8,20	10,41	7,16
240 000	11,02	7,75	10,07	6,61
250 000	10,80	7,70	9,78	6,09
260 000	10,64	7,02	9,53	5,61
270 000	10,49	6,75	9,30	5,14
280 000	10,43	6,54	9,12	4,70
290 000	—	—	9,01	4,34

$$\sum t = 2 \left[(3,65 - 2s) \frac{l}{v_K} + 2t \right] \text{ троп. лет,}$$

а время в системе, связанной с космическим кораблем:

$$\sum T = \tag{360}$$

$$= 2 \times \left[(3,65 - 2s) \frac{l}{v_K} \frac{1}{\Psi} + 2T \right] \text{ троп. лет.}$$

$$\tag{361}$$

В табл. 45 приведены расчетные данные, относящиеся к этому случаю, причем времена вычислены для двух ускорений γ , именно для 10 и 20 м/сек². Значения s, t, T, Ψ (т. е. t/T_K) взяты из табл. 44. Табл. 45 показывает, что увеличение ускорения в очень незначительной мере сокращает длительность путешествия.

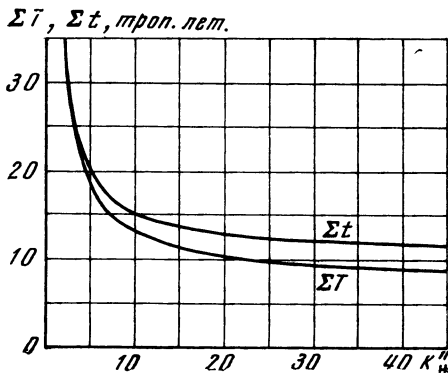
Из табл. 45, составленной для $\gamma = 10 \text{ м/сек}^2$, а также из диаграммы рис. 105 видно, что ряд значений времени полета и общего коэффициента наполнения, вопреки существующему мнению, имеют вполне приемлемую величину⁸⁶.

Если бы теории относительности не существовало и мы вместо формул преобразования координат Лоренца воспользовались формулами Галилея:

$$\begin{aligned} X &= x - vt, & Y &= y, \\ Z &= z, & T &= t, \end{aligned} \tag{362}$$

то результаты, очевидно, получились бы неверными: скорость ракеты могла

Рис. 105



зобранных ранее случаях, производить еще добавочный отброс массы ракеты, то величины K'_H и K''_H получатся еще меньше.

Частный случай. Полет к звезде «Проксима» Центавра. Эта звезда, находящаяся на расстоянии 3,65 свет. года, является ближайшей к нам из известных в настоящее время звезд (открыта Иннесом в 1916 г.)⁸⁶.

Время в Солнечной системе, необходимое для полета к ней и обратно, будет

бы получиться большей, чем скорость света, а «абсолютное» время было бы заключено между вычисленными выше величинами Σt и ΣT и приближалось бы к времени, связанному с космическим аппаратом, тем больше, чем больше его длительность. Таким образом неосведомленные в теории относительности звездоплыватели неожиданно для себя прибыли бы к цели значительно скорее, чем они рассчитывали.

Для того чтобы представить себе более наглядную картину, «вообразим, что существуют два близнеца A и B , разлученные тотчас же после своего рождения. В дальнейшем B ведет неподвижный образ жизни, а A совершает в пространстве огромный круговой путь с колоссальной скоростью. Вследствие этого, все явления приобретают для A значительно меньшую длительность, поддающуюся точному расчету. При новой встрече близнецов может оказаться, что неподвижный B достиг за время разлуки, например, 60-летнего возраста, в то время как путешественник A находится в 15-летнем возрасте или даже не вышел из периода младенчества.

Тот, кто впервые сталкивается с подобным рассуждением, естественно, не может отделаться от чувства изумления. Тем не менее в этой области чудес явления не превосходят человеческого понимания.

В приведенном примере с близнецами, — разъясняет Эйнштейн, — мы прежде сталкиваемся с парадоксом чувств. Парадокс мысли имел бы место лишь в том случае, если бы мы не располагали достаточными предпосылками для объяснения различия в развитии двух живых существ. По отношению к индивидууму A , сохранившему молодость, указанная предпосылка, с точки зрения частной теории относительности, состоит в том, что этот индивидуум, и только он, испытывает ускорение» *.

Мы видим, таким образом, что с точки зрения теории относительности Эйнштейна для человека не только открываются возможности покинуть нашу Солнечную систему, но еще и отдалить день своей кончины. В частности, теория доказывает возможность для путешественника покинуть Землю, посетить ту или иную звезду и возвратиться на родную планету через промежуток времени, не превосходящий длительности человеческой жизни на космическом корабле, но при возвращении встретиться на Земле с новыми, более или менее отдаленными поколениями ⁸⁷.

2. Влияние теории относительности на расчеты межпланетных полетов

В наших расчетах, относящихся к путешествиям в пределах Солнечной системы, мы не принимали во внимание законов теории относительности, так как вносимые ими поправки были бы совершенно незначительны благодаря тому, что рассмотренные нами скорости ничтожно малы сравнительно со скоростью света.

Если речь идет о кинетической энергии, которой обладает ракета во время движения, то вместо выражения $mv^2/2$, даваемого классической механикой, пришлось бы пользоваться выражением

$$\frac{mv^2}{2} \left(1 + \frac{3v^2}{4c^2} \right).$$

При величине v порядка скорости освобождения из планетной системы при взлете с земной поверхности величина «поправочного коэффициента» Эйнштейна, выражаемого последними скобками формулы, была бы равна 1,000000002.

Может, например, случиться, что при возвращении космического корабля его скорость будет иметь направление, противоположное движению Земли вокруг Солнца, и, следовательно, относительная скорость будет равна сумме

* *Moszkowski A.* «Einstein. Einblicke in seine Gedankenwelt». Hamburg Hoffman und Campe, Berlin, Fontana, 1921.

скоростей космического корабля и Земли. Но даже и тогда она будет далека от 100 км/сек, а для этой скорости поправочный коэффициент равен 1,000000083.

Таким образом, истинное количество энергии, которую должна будет поглотить атмосфера при торможении аппарата, практически не будет отличаться от вычисленного нами ранее.

Если бы коэффициент Ψ , столь часто встречающийся в частной теории относительности, приближался к единице, то формулы преобразования Лоренца совпадали бы с формулами Галилея. Между тем даже для случая, когда

космический корабль пролетает у самой поверхности Солнца с параболической скоростью 618, 753 км/сек, коэффициент Ψ имеет значение 1,00000021.

Таким образом, ошибки, вызванные опущением поправок теории относительности, полностью могут быть пренебрежены.

Литература

- Einstein A.* Ueber die spezielle und allgemeine Relativitätstheorie. Braunschweig, 1921.
Esnault-Pelterie R. L'astronautique. Paris, 1930.
Laue M. Die Relativitätstheorie, Bd. 1. Braunschweig, 1921.

Значение космонавтики бесспорно. Средства же для ее осуществления очень ограничены.

Сила тяготения, удерживающая космический корабль, никакими способами не может быть ни уничтожена, ни хоть сколько-нибудь заметно ослаблена. Следовательно, нужно искать способы ее преодоления.

Взрывная пушка непригодна для получения космических скоростей главным образом из-за слишком малой скорости расширения пороховых газов. Электромагнитная пушка по соображениям физиологического порядка (перегрузка) должна иметь непомерно большую длину. Независимо от этого выстреленный снаряд мог бы пронизать земную атмосферу только при огромной массе.

Праца неизбежно была бы разрушена центробежной силой; из-за действия той же силы криволинейный туннель пришлось бы делать более длинным, чем прямолинейный.

В противоположность этим неосуществимым проектам ракета является идеальным и единственным аппаратом для движения в пустоте мирового пространства.

В общем случае космический корабль только на протяжении короткого периода взлета движется с работающим двигателем, остальной же путь он будет совершать за счет приобретенной кинетической энергии, находясь все время под действием притяжения Солнца, в то время как притяжение со стороны планет исчезает очень быстро. Продолжительность взлета должна быть достаточно большой, чтобы избежать вредного влияния перегрузки на пассажиров.

Коэффициент полезного действия ракеты при обычных в настоящее время скоростях крайне мал, но при космических скоростях он вполне достаточен.

С помощью составной ракеты можно достигнуть значительно большей скорости, чем дает простая ракета.

Существующие топлива, в особенности жидкие, могут быть использованы для целей космонавтики². Для истечения продуктов сгорания следует применить сопло Лавалы, имеющее наименьшие потери энергии. Влияние диссоциации может быть преодолено.

Атмосферный воздух может быть использован, во-первых, как опорная среда и, во-вторых, как источник кислорода для сжигания горючего. При этом смешение воздуха с продуктами сгорания можно производить как внутри камеры сгорания, так и вне ее (ракеты с инжектором и т. п.). В воздушно-реактивных двигателях, по-видимому, можно ожидать значительного снижения коэффициента наполнения сравнительно с простой ракетой, но вопрос требует еще дальнейшего изучения.

Создание во время полета условий жизни, которые способен переносить человеческий организм, не представляет затруднений для современной техники. Если бы отсутствие перегрузки оказалось вредным, то создать явление перегрузки можно с помощью центробежной силы. Температуру внутри космического корабля можно регулировать в широких пределах путем более или менее интенсивного поглощения солнечных лучей. Что касается жизненных припасов, то достаточным является суточный рацион продуктов питания и кислорода для дыхания общим весом в 1,3 кг в день на человека.

Если не принимать во внимание сопротивления воздуха, то «круговая» скорость вблизи земной поверхности составляет 7,9 км/сек, параболическая скорость — 11,2 км/сек и скорость освобождения из планетной системы — 16,7 км/сек. Для других планет эти скоро-

сти заклучаются в пределах от 3 до 62 км/сек.

Для полета на Луну необходима скорость, несколько меньшая, чем параболическая скорость на Земле, а для полетов на планеты — скорость бльшая параболической, но меньшая, чем скорость освобождения.

Траектории межпланетных перелетов представляют собой кривые второго порядка. Эллиптические траектории являются наиболее целесообразными с точки зрения наименьшей величины начальной массы ракеты и ее коэффициента наполнения. В общем случае начальная и конечная точки полета лежат на одном и том же эллипсе. Однако в случае полетов к центральным светилам более выгодно сначала удалиться от центрального светила, следуя по эллиптической дуге, а затем приблизиться к нему по дуге другого эллипса.

Для того чтобы облететь земной шар по круговой орбите, потребуется не более полутора часов; полет по эллипсу, проходящему через периселений Луны, продлится уже более 9 суток, а путешествие по эллиптической траектории, пересекающей орбиты Меркурия, Венеры и Марса и обеспечивающей возвращение на Землю, потребует по меньшей мере одного года; наконец, для полета по эллипсу к границам Солнечной системы пришлось бы затратить время, превышающее длительность человеческой жизни.

При взлете космического корабля, в целях максимальной экономии топлива, надлежит развивать наибольшее переносимое человеком ускорение реактивной тяги. Вместе с тем нужно в наибольшей степени использовать скорости самих небесных тел относительно Солнца.

Естественные спутники, в частности Луна, не могут быть целесообразно использованы в качестве отправных или посадочных станций³. Поэтому следует стремиться к созданию искусственных спутников — своего рода космических островов, обращающихся вокруг планеты.

Перерыв в работе двигателя после достижения ракетной круговой скорости не влечет за собой потери количества движения, так как тогда влияние земного тяготения уже не может уменьшить приобретенной аппаратом скорости⁴.

Кривая взлета, вначале направленная почти вертикально, переходит затем почти в горизонтальную линию. При таком взлете в большей мере сокращаются потери на преодоление сопротивления воздуха и силы тяготения⁵.

До того как ракета достигнет такой степени совершенства, которая обеспечит ей вылет в мировое пространство, ракетный двигатель найдет самые разнообразные и плодотворные области применения в пределах Земли. В частности, одной из важнейших областей его использования является высотная авиация, в которой ракета, благодаря огромным скоростям движения, несомненно вытеснит обычные самолеты.

Изучение данных науки приводит к выводу, что текущий век уже сможет быть свидетелем полетов в пределах Солнечной системы⁶. Таким образом, великие замыслы, которые вчера еще казались утопией, сегодня уже становятся на почву возможного⁷.

Что касается полетов к звездам, то они еще на долгое время останутся вне пределов человеческих возможностей. Однако с чисто теоретической точки зрения возможность подобных полетов отнюдь не исключена: теория относительноности приоткрывает перспективу достижения ближайших к нам звезд при условии, что будут найдены пути более или менее полного перехода материи в энергию⁸.

Замечания об опасностях космонавтики

Овладение мировым пространством, так же как и другие завоевания человечества, несомненно, потребуют многих жертв. Опыты с ракетами тоже стоили жизни нескольким исследователям.

Опасность столкнуться с астероидом практически может встретиться только при полете за пределами орбиты Марса. Встреча же с метеоритом возможна на всем протяжении Солнечной системы. Вследствие огромной скорости метеоритов (10—70 км/сек при взлете в земную атмосферу) столкновение с ними даже при ничтожных размерах метеорита опасно для космического корабля, так как может вызвать пробойну.

Вероятность столкновения с астероидом или метеоритом в значительной мере зависит от того, какая траектория будет выбрана для полета космического корабля в мировое пространство. Большие скопления падающих звезд (Леониды, Персеиды и т. д.) и множество астероидов можно избежать благодаря значительному накоплению их пути к эклиптике, намного отличающемуся от наклона траектории корабля, совершающего путь к планетам. Нетрудно также избежать столкновения и с другими небесными телами, пути движения которых нам известны. Однако в мировом пространстве

возможно существование множества мелких тел, о которых мы пока ничего не знаем. В некоторых случаях космическому кораблю может быть удастся уклониться от столкновения с подобным «блужающим» телом, если оно будет своевременно замечено.

При возвращении на Землю путешественников подстерегает несколько опасностей. Прежде всего опасность войти в атмосферу под слишком большим углом к горизонтали, что грозит неизбежной гибелью от огромной перегрузки при пикировании или падении на Землю. Затем, даже при не очень больших углах, возможно быстрое достижение плотных слоев атмосферы, что повлечет за собой чрезмерное нагревание аппарата. Вообще нужно сказать, что проблема предохранения аппарата от высоких температур при его возвращении внушает немалые опасения.

Что касается других опасностей (вредные излучения и т. п.), то борьба с ними, по-видимому, не представит особых затруднений⁹.

1. Историческая справка

Вопрос об обитаемости небесных тел начал занимать умы людей с тех пор, как стало известно, что светила Вселенной представляют собой миры, подобные нашей Земле, и так как наука еще не была в состоянии предоставить человеку средства для прямых исследований, то на помощь была призвана фантазия.

В результате все то, что мы находим по этому вопросу в древних источниках, является плодом фантазии, которую пытались подкрепить философскими рассуждениями.

Так, еще школа Пифагора (V в. до н. э.), полемизируя со школой Аристотеля, защищала мысль об обитаемости миров. В доказательствах не было недостатка: Диоген из Лаэрти рассказывает, что Гераклит лично знал жителя Луны, однако не приводит никаких подробностей об этом таинственном существе. Методор из Лампсакоса (III в. до н. э.) также был убежден в обитаемости миров. В греческих поэмах воспеваются даже лунные города.

В I в. н. э. сторонники обитаемости уже начинают пристально интересоваться астрофизическими условиями далеких миров. Плутарх считает, что селениты (жители Луны) должны отличаться чувствами, не имея нужды переносить ни дождей, ни ветров*.

Древнегреческий философ-материалист Эпикур в своем «Письме Геродоту» и его ученик, поэт Лукреций, в своей научной поэме «О природе вещей» (*De rerum natura*) выражают уверен-

ность в многочисленности миров, населенных людьми и другими живыми существами. В таком же духе высказывается и Петроний.

Так же утвердительно высказывались представители христианской церкви. Так, известный теолог Ориген (III в.), затем патриарх Анастасий (VI в.) отстаивают множественность населенных миров.

Идеи Оригена были сначала осуждены Халкедонским собором, но впоследствии были одобрены вселенским собором в Константинополе (V в.).

В XIII в. Фома Аквинский снова поднимает жестокую борьбу церкви против «еретических» идей о множественности миров. К этой же эпохе относится упоминание об «известных и неизвестных мирах» в кабалистической книге «Зогар».

Но вот в середине XV в. выступает в качестве защитника «осужденной» идеи кардинал Николай Кузанский с книгой «*De docta ignorantia*». Он считает даже, что и Солнце обитаемо: центральная часть дневного светила, защищенная непроницаемыми облаками от наружной раскаленной поверхности, служит убежищем для живых существ, обладающих более совершенным разумом, чем люди и селениты.

После Коперника¹, изгнавшего Землю из центра мироздания и тем самым давшего философскую основу сторонникам множественности миров, выступил Джордано Бруно² с утверждением обитаемости светил. В своем труде «*Dell' infinito universo e mondi*» (1584 г.) он высказывает новые идеи о возникновении жизни и прекращении существования бесчисленных планетных систем, обладающих флорой и фауной и подчиненных господству че-

* Если не считать указания на селенитов, то это замечание нужно считать одним из первых вполне достоверных суждений о природе этого светила.

ловека. Этим трудом Д. Бруно открыл серию научных сочинений на тему о множественности миров, сочинений, число которых с тех пор стало быстро расти.

В XVII в. точка зрения науки того времени раскрывается в работах великого астронома Кеплера. В его труде «*Somnium seu Opus posthumum de astronomia lunari*» (1634 г.) мы находим описание Луны в таком виде, в каком она представилась бы наблюдателю, очутившемуся на ее поверхности. Кеплер считает, что Луна состоит из вещества с крупными порами. Он сообщает подробности о предполагаемой флоре и фауне, описывает лунных жителей и их жилища, служащие для защиты обитателей от резких колебаний температуры.

«Обитаемы ли светила?» — задает себе вопрос французский аббат Пьер Гассенди, современник Кеплера, и дает на него утвердительный ответ, считая нужным по этому вопросу поднять борьбу против школы Аристотеля. Правда, он допускает большое разнообразие в формах жизни сообразно различию физических условий на тех или иных светилах. Так, например, он считает, что обитатели Солнца не могли бы существовать на Земле. Наряду с достаточно обоснованными суждениями у него можно встретить совершенно произвольные заключения, вроде того, что обитатели планет якобы имеют тем меньшие размеры, но обладают тем большим совершенством, чем ближе к Солнцу расположена их планета.

Голландский астроном и физик Христиан Гюйгенс в его трактате «*Cosmotheoros sive de Terris Coelestibus, earumque ornatu*» высказывает гипотезу о существовании мыслящих существ на всех планетах. Горячим сторонником Гюйгенса оказался пионер просветительной философии Бернар Фонтенель, бесценный секретарь французской Академии наук. Он снабдил кратким восторженным предисловием труд Гюйгенса и, воодушевленный его идеями, написал книгу «*Entretiens sur la pluralité des mondes*», пользовавшуюся огром-

ным успехом во Франции и в других странах.

В XVIII в. творцы космогонической теории Кант и Лаплас также выступили сторонниками идеи обитаемости других миров. Лаплас считает, что последние населены живыми существами, приспособленными к окружающим физическим условиям. Кант заявляет категорическим образом: «Большинство планет несомненно населено». Он высказал гипотезу, что не только возраст планет, но и их плотность убывают с расстоянием от Солнца, и делает отсюда вывод, что живущие на планетах организмы построены из тем более тонких тканей и отличаются тем более совершенным разумом, чем более далеки они от Солнца.

Бод (Bode) делает обобщение теории Канта, предполагая существование бесчисленного количества планетных систем, обращающихся вокруг общего центра. Степень развития их обитателей возрастает по мере удаления от центра, изменяясь от почти мертвой материи вплоть до чистого разума, почти свободного от всякой телесной оболочки.

Сведенборг (Swedenborg), шведский философ-мистик XVIII в., считает себя хорошо осведомленным через посредство духов о нравах обитателей планет. Он утверждает, что планеты не были бы созданы, если бы не были предназначены для служения высшим существам. По мнению Ламберта («*Lettres cosmologiques*»), обитаемы также и кометы.

Прошедшее столетие было не менее богато оптимистами в вопросе о населенности миров. Достаточно упомянуть имена Араго и Гершеля, которые предполагали, что даже на Солнце живут существа, близко напоминающие обитателей Земли.

Гаусс высказывал мысль, что на нашем спутнике произрастает могучая растительность. Он указывает, что деревья, например, могут достигать огромной высоты вследствие незначительной силы тяготения, устраняющей возможность излома ствола под влиянием собственного веса. Груйтуйзен (Gruithuisen) в 1848 г. набрасывает

контуры таинственного лунного города, будучи убежден, что Луна окружена атмосферой и изобилует водой. В 1885 г. астроном Трувелло (Trouvelot) открывает на Луне «китайскую стену». Германский астроном Петер Гансен пытается доказать, что Луна представляет собой яйцевидное тело, которое заостренной своей частью обращено к земле; расстояние от центра тяжести Луны тех точек ее поверхности, которые скрыты от нашего взора, якобы меньше, чем то же расстояние для видимой нами части. При этих условиях вся вода, так же как и атмосфера, была бы сосредоточена на невидимой стороне Луны, которая, таким образом, обладала бы всеми необходимыми условиями для жизни высших организмов. Впрочем, вскоре Саймон Ньюкомб доказал ошибочность гипотезы Гансена.

Французский астроном Фламарион в своих трудах исследовал все высказанные до него теории обитаемости миров, начиная от древних времен до наших дней. Он дал обзор астрофизических условий как для нашей планетной системы, так и для звездного мира, пытаясь установить облик наиболее совершенного организма среди существ, обитающих на небесных светилах.

Лет пятьдесят назад Дюпрель, как, впрочем, и многие другие, пришел к справедливому заключению, что наука не дает возможности ответить на вопрос, какие формы может иметь жизнь на планетах. Тем не менее в последние годы Децидериус Папп в работе, посвященной той же проблеме, высказал мысль, что в вопросах, где наука бессильна, ее должна восполнить фантазия.

Несомненно, однако, что наука не может опираться на одни лишь воззрения того или другого философа: она нуждается в подкреплении их вполне определенными фактами.

К а н а л ы М а р с а. Благодаря близости к Земле и сходству с ней в отношении физических условий Марс привлекал к себе исключительное внимание астрономов на протяжении последних трех веков.

С конца прошлого века и до первой мировой войны широко было распространено мнение о существовании на Марсе высоко развитых существ, и это побуждало ученых к самым усердным наблюдениям над этой планетой.

В самом деле, согласно космогонической теории Канта — Лапласа, Марс отделился от центрального ядра раньше, чем Земля. Приняв во внимание господствующие на нем физические условия, можно допустить, что и обитатели там могли появиться раньше, чем у нас, а следовательно, и уровень их цивилизации был бы более высок, чем у земных жителей.

Большую сенсацию произвело открытие на поверхности Марса выдающимся итальянским астрономом Скиапарелли в 1877 г. контуров различной геометрической формы, образованных преимущественно прямыми линиями и окружностями. Через семь лет после этого Скиапарелли высказал гипотезу, что открытые им линии есть не что иное, как построенные марсианами каналы, предназначенные для отвода воды во время летнего таяния ледников.

Некоторые наблюдатели Марса внесли впечатление, что «каналы» имеют раздвоенное строение и, кроме того, исчезают из поля зрения в определенное время года. Скиапарелли объяснил эти явления тем, что весной по обеим сторонам каналов почва Марса покрыта сплошной растительностью, осенью же последняя исчезает и в это время можно наблюдать лишь причудливые линии, образованные дном неровно размытых каналов.

Вопрос о существовании на Марсе колоссальных сооружений чрезвычайно заинтересовал общественное мнение во всех странах. Возникла оживленная полемика, в которой приняли участие не только астрономы, но и неспециалисты. Образовались два лагеря. Одни считали, что пресловутые «каналы» являются творением обитателей Марса, и даже поддерживали мнение Фламариона, что марсиане представляют собой попросту одно из видоизменений человеческой расы. В частности, Лоуэл

горячо отстаивал существование «нервов жизни» на Марсе, указывая их на сделанных им фотографических снимках.

Представители противного лагеря, как Черулли, Маундер, Менье, Куэн и др., приводили доказательства того, что воображаемые каналы являются всего лишь плодом оптической иллюзии. Действительно, при рассматривании Марса в телескопы с очень большим увеличением «каналов» различить невозможно. В частности, ни Антониади, ни Барнард, которые пользовались для наблюдения весьма мощными рефракторами, не смогли подтвердить наличия каналов. Они обнаружили лишь множество весьма неопределенных линий. На фотографиях же, которые как будто подтверждают существование каналов, появление прямых линий и кругов должно быть объяснено тем, что отдельные мелкие предметы сливаются в сплошной контур³.

2. Современное состояние вопроса

В настоящее время наука, к сожалению, еще не может ответить на вопрос: имеются ли жители на других планетах. Ни один из построенных до сих пор телескопов не может приблизить к нам ни одну из планет, даже Луну, в такой степени, чтобы можно было убедиться собственными глазами в наличии там живых существ.

Все, что может сказать наука, сводится к заключению: такое-то небесное тело пригодно для жизни существ данного вида, или же: возникновение или наличие жизни возможно при таких-то условиях.

«Естествознание положительно утверждает, что земля существовала в таком состоянии, когда ни человека, ни вообще какого бы то ни было живого существа на ней не было и быть не могло. Органическая материя есть явление позднейшее, плод продолжительного развития... Материя есть первичное, мысль, сознание, ощущение — продукт очень высокого развития. Такова материалистическая теория поз-

нания, на которой стихийно стоит естествознание»*.

Не имея научных оснований для определения того, какие формы может получить жизнь на небесных светилах, на которых физические условия столь отличны от наших, мы не можем дать определенного ответа на этот вопрос и оставляем его нерешенным. Мы ограничимся лишь указанием на физиологические условия жизни, а также опишем главнейшие физические свойства планет Солнечной системы. Сопоставление тех и других данных даст читателю материал для суждения, возможна ли жизнь на интересующих нас планетах.

При этом нужно иметь в виду, что условия, в которых в действительности живут все живые существа, могут и не совпадать с внешними условиями. Например, одни существа могут использовать естественные убежища, а те существа, которые стоят на высокой ступени развития, могли бы создать искусственные укрытия, подобные нашим жилищам.

О происхождении жизни. «Жизнь,— говорит Энгельс,— это сплособ существования белковых тел, существенным моментом которого является *постоянный обмен веществ с окружающей их внешней природой*, причем с прекращением этого обмена веществ прекращается и жизнь, что приводит к разложению белка»**.

Развитие естественных наук, в частности астрономии, привело к созданию целой отрасли науки — астробиологии, исследующей условия обитаемости других небесных тел.

Существуют две основные теории о происхождении жизни. Согласно одной из них, именуемой *архигонической* теорией, жизнь возникает из мертвой органической материи (плазмогония) или из неорганической (автогония) при наличии благоприятных условий. Другая, *токогоническая*, теория утверждает, что живая природа существовала вечно, одновременно с мертвой природой, и

* Ленин В. И. Полн. собр. соч., 18, стр. 71—72.

** Маркс К., Энгельс Ф. Соч., 20, стр. 616.

что первая является единственным источником жизни.

Аристотель учил, что жизнь непрерывно возрождается из мертвой материи и что в природе можно наблюдать представителей различных эпох. Эти воззрения были широко распространены в ученых кругах средневековья. За последнее столетие они получили углубленное развитие в работах материалистической школы, основанных на достижениях естествознания.

Современные архигонисты нашли сильную поддержку в том факте, что как живая, так и мертвая природа состоит из одних и тех же химических элементов.

Геккель (1866 г.) полагает, что живой организм, происшедший от мертвой материи, происходит сначала через форму еще не организованного в клетки «сгустка», который он именуется «монерой». Одно время считали даже, что эта «живая материя» найдена в природе (Bathybius Haesckeli), но она оказалась абсолютно мертвой. По мнению Геккеля, история жизни на нашей Земле началась с той эпохи, когда водяные пары стали конденсироваться в воду. Однако это необходимое условие еще не является достаточным. Только тогда, когда «температура понизилась до того, что — по крайней мере на каком-нибудь значительном участке поверхности — она уже не превышает тех границ, внутри которых является жизнеспособным белок, то, при наличии благоприятных предварительных химических условий, образуется живая протоплазма»*.

Бютчли (Bütchli), Ледюк (Leduk), Румблер (Rhumhler) пытались доказать существование переходного моста между мертвой и живой материей. Другие же, как Бурке (Burke), Леман (Lehman), Кукук (Kukuck), пытались, хотя и тщетно, добиться оживления материи в лаборатории. Так называемый спумоид, полученный физико-химическим путем, не будучи в действительности живой материей, очень напоминает протоплазму некоторых

живых клеток. С помощью осмоса или кристаллизации можно получить такие тела, которые растут, увеличиваются в размерах и производят впечатление живых организмов (грибки, листья).

В лице итальянского натуралиста Спаланцани (Spalanzani) архигонисты встретили яростного противника. Он показал (1777 г.) ошибочность мнения, будто личинки рождаются (без зародыша) из разложившегося мяса, а инфузории — из кипяченой воды. В дальнейшем Пастер⁴ (с 1860 г.) доказал, что появление микробов в чистой воде отнюдь не означает еще, что они родились из мертвой материи.

Вполне понятно, что эти доказательства отнюдь не отрицают основного положения архигонистов, «что через цепь чисто физических и химических превращений жизнь ежедневно возрождается из неживого, вопреки слепоте наших глаз и бессилию наших микроскопов»*.

Хотя до настоящего времени не удалось синтетическим путем создать живую клетку, однако, начиная уже с Велера (1828 г.), который получил органическое соединение (мочевину) из неорганических веществ, целый ряд опытов, проделанных в этом направлении в позднейшее время, позволяет утверждать, что науке удастся добыть искусственным путем белок и воспроизвести таким образом органическую жизнь.

Перенесение жизни. Сторонники токогонической теории пытались примирить идеалистическую теорию вечности жизни с тем фактом, что небесные светила, как этому учит космогония, прошли через этап, когда вследствие высокой температуры всякая возможность жизни была исключена. Для этого им пришлось выдвинуть гипотезу о перенесении жизни с одного небесного тела на другое.

Впервые это предположение было высказано Майе (Maillet) в 1749 г. В 1821 г. Монливо (Montlivault) выдвинул

* *Esnault-Pelterie R. L'Astronautique, Paris, 1930, p. 221.*

* *Маркс К., Энгельс Ф. Соч., 20, стр. 356.*

гал мысль о том, что зародыши жизни могли быть перенесены к нам с Луны. Рихтер (1865 г.) полагал, что во всей Вселенной жизнь постоянно возобновляется вследствие непрерывного переселения зародышей и что она исчезает в различные эпохи на тех или иных светилах. Это же мнение впоследствии разделяли Кельвин (1871 г.) и Гельмгольд.

Физиолог Прайер также полагал, что жизнь существовала вечно. Сванте Аррениус уделил особое внимание вопросу о перенесении жизни на планеты и создал теорию, получившую название «панспермии».

Токогонисты второй половины XIX в. принимали гипотезу Рихтера, что зародыши переносятся на планеты метеорами. С физической точки зрения нет ничего невозможного в том, что на некоторых метеоритах могут оказаться зародыши, укрытые в таких его местах, где бы они не подвергались губительному действию развивающейся на поверхности метеорита температуры. В самом деле, при движении метеорита в атмосфере позади него образуется разрежение, и потому расположенные с этой стороны части его поверхности могут сохранить умеренную температуру, несмотря на теплопроводность самого метеора и лучеиспускания со стороны нагретого воздуха. Известно, что центральная часть метеоритов, даже в момент их падения на Землю, имеет низкую температуру.

Аррениус склонялся к мысли, что зародыши своим движением в мировом пространстве обвязаны скорее давлению солнечных лучей. В самом деле, при движении в мировом пространстве зародыш, обладающий определенной массой, испытывает притяжение со стороны Солнца и одновременно отталкивается давлением его лучей. При одной и той же плотности сила притяжения пропорциональна объему тела, а сила отталкивания — площади его «тени», перпендикулярной направлению луча. Поэтому если выбрать какую-либо геометрическую форму тела, то солнечное притяжение будет пропорционально

кубу линейного размера, в то время как отталкивание будет изменяться пропорционально квадрату того же размера. Отсюда следует, что, начиная от некоторой величины линейного размера (как оказывается, весьма малой), плавающий в мировом океане зародыш будет отталкиваться от Солнца, а при больших размерах будет притягиваться.

Согласно Аррениусу, существует много бактерий диаметром меньше 0,3 и даже 0,2 *мкм* и имеющих примерно плотность воды. Таким образом, они могут быть выброшены световым давлением даже за пределы Солнечной системы, если только не будут случайно притянуты на пути каким-либо светилем. Очевидно, возможен и обратный случай, т. е. появление в пределах Солнечной системы бактерий, залетевших с далеких звезд. Ведь в мировом пространстве есть значительное количество скоплений космической пыли, которые в отдельных случаях могут приближаться к Солнцу вопреки световому давлению. Движущийся под действием светового давления зародыш, встретившись с подобным скоплением, может быть им увлечен в противоположную сторону, т. е. по направлению к Солнцу, причем вполне возможна встреча на пути с другой планетой. Вследствие малых размеров зародыша он не испытывает сильного нагрева при движении в атмосфере. Аррениус считает, что подобное путешествие, например с Марса на Уран, может быть совершено за 21 год.

Остается выяснить, каким образом зародыш может освободиться от влияния тяготения планеты, чтобы быть предоставленным исключительно действию Солнца.

Вблизи Земли он может быть увлечен токами воздуха на высоту до 100 *км*. Там он может зарядиться электрическим зарядом под влиянием полярных сияний и вследствие этого покинуть атмосферу. Если действующая на него отталкивающая сила в 4 раза больше земного притяжения, то для путешествия на Марс ему необходимо 20 дней, на Юпитер — 80 дней,

на Нептун — 14 месяцев и на звезду Альфа в созвездии Центавра — 9000 лет.

В пустоте мирового пространства зародыш принимает весьма низкую температуру, которая парализует в нем жизненные процессы, и в результате он может достигнуть другой планеты и даже другой планетной системы, сохранив возможность при благоприятных условиях снова вернуться к жизни.

Аррениус полагает вместе с Вант-Гоффом, что скорость жизненных реакций удваивается и даже утраивается при повышении температуры на каждые 10° С. Отсюда он получает, что при температуре — 220° С жизнеспособность за промежуток в 3 млн. лет уменьшается не более, чем на один день при 10° С. Этот результат довольно сомнителен, однако Бодуэн (Baudoin) нашел бактерии в римских гробницах, относящихся ко II веку.

Конечно, огромное количество блуждающих в мировом пространстве зародышей погибает, но если в живых остается даже их ничтожная часть, то и этого достаточно, чтобы посеять жизнь на планетах.

Заметим еще, что переход зародыша из одной планетной системы в другую совершался бы, вообще говоря, не по прямой линии, как это полагает Аррениус, но по самым разнообразным кривым. Впрочем, это не имеет существенного значения для выводов «панспермии».

Однако ясно, что токогонисты по существу не вносят ничего нового в самую проблему происхождения жизни.

«...Гельмгольц и другие собирались уже провозгласить нелепую доктрину, что зародыши земной жизни падают в готовом виде с Луны, т. е. что они были занесены к нам аэролитами. Терпеть не могу подобных объяснений, — говорит Маркс, — которые решают задачу перенесением ее в другую сферу»*.

Б и о л о г и ч е с к и е у с л о в и я. Здесь мы остановимся на вопросе о

том, при каких крайних условиях (температура атмосферы, давление и т. п.) возможна жизнь в тех или иных видах.

Простейшим известным элементом живого организма является клетка, в состав которой входят преимущественно следующие вещества в различных пропорциях: азот, углерод, кислород и водород.

В 1887 г. Виноградский⁵ нашел, что в рудничном газе живут бактерии. Другие, открытые им же бактерии, как оказалось, при дыхании поглощают железо. Тиобактерии поглощают серу; амилотрихи, содержащиеся в углекислом газе внутри растений, оказываются, согласно опытам Бахмана (Bachmann), неспособными к жизни в воздухе даже в течение нескольких минут.

Льеске (Lieske) открыл в 1930 г. бактерии, живущие в угле, поднятом из глубины в 150 м. Таким образом, эти бактерии существуют, будучи лишены воздуха, воды и света. Впрочем, нужно заметить, что отсутствие потребности анаэробов в кислороде является только кажущимся, так как процесс их дыхания в конце концов сводится к поглощению этого газа.

Касаясь влияния внешнего давления на живые организмы, мы ограничимся табл. 46, дающей значения давлений, которые могут переносить различные организмы.

Что касается влияния света, то известно, что при отсутствии более или

Таблица 46

Типы живых существ	Наибольшее давление, ат	Примечание
Земные животные	51	Наименьшее — $\frac{1}{4}$ ат
Лягушки	400	Потеря чувствительности мускулов
Пиявки, планктон	600	
Гнилостные бактерии	700	

* Маркс К., Энгельс Ф. Соч., 34, стр. 117.

менее интенсивного солнечного света развитие жизни невозможно. Образование хлорофилла, являющегося необходимым элементом для жизни растений, происходит благодаря интенсивному действию солнечных лучей. Однако и в пещерах, а также на морских глубинах (до 1 км глубины), куда солнечные лучи почти совершенно не доходят, встречаются самые разнообразные живые существа самого причудливого вида.

Наконец, весьма большое значение для организма имеет вода. Достаточно сказать, что тело животных примерно на 75% состоит из воды (у человека — на 63%).

Различными учеными были проделаны интересные опыты по определению выносливости организма к недостатку воды. Так, Сван (Swan) держал в продолжение трех лет бактерии «мегатериум» в сосуде, из которого абсолютно были удалены следы влаги, и убедился, что бактерии вполне сохранили жизнеспособность. Левенгук (Leeuwenhoek) открыл микроорганизмы (ротиферы), которые, будучи совершенно высушены, снова приобретают обычные жизненные функции, как только им предоставляется влага. В высушенном же состоянии они выносят температуру до -110°C , не теряя в дальнейшем способности к оживлению. Отметим еще, что известны случаи хранения в течение 150—200 лет зерен растений в высушенном состоянии, после чего они оказывались еще способными к прорастанию.

Обращаясь к влиянию температуры, заметим, что всякая органическая клетка содержит необходимую для ее жизни воду. Из этого следует, что окружающая температура во всяком случае не должна быть выше температуры кипения воды. В табл. 47 сделана сводка результатов опытов по определению границ температур, переносимых различными организмами.

Наибольшая температура, в 300°C , была получена Шпенглером для некоторых микроорганизмов, открытых им в 1929 г. Указанная в табл. 47 низшая

Таблица 47

Типы живых существ	Температура, $^{\circ}\text{C}$		Время выдержки при температуре	
	наибольшая	наименьшая	наибольшая	наименьшая
Рыбы	+32	-15	—	—
Лягушки	+40	-28	—	—
Большинство клеток	+45	—	—	—
Полярные животные		-40	—	6 мес.
Яйца лягушек		-60	—	—
Полярные растения		-60	—	6 »
Улитки	+50	-120	—	Неск. дней
Моллюски		-150	—	—
Птицы	+52	—	—	—
Некоторые виды червей	+81	-50	—	—
Водоросли	+90	—	—	—
Некоторые бактерии*		-189	—	6 мес.
Высушенные зерна**	+110	-250	—	—
Бациллы <i>mycoideus, vulgatus</i>	+125	-253	30 *** мин.	—
Бациллы <i>anthracis</i>	+140	-250	3 часа	—
Некоторые микроорганизмы	+300	—	—	—

* В жидком воздухе.

** Во влажной среде снова приобретают способность.

*** Наибольшая температура в среде чистого воздуха.

температура для бацилл является результатом опытов Беккереля.

Необходимо отметить, что низкая температура может переноситься лишь в состоянии приостановленной жизнедеятельности. Наиболее же благоприятная температура для большинства бацилл составляет примерно 60°C .

Поразителен тот факт, что, как показывает табл. 51, наиболее выносливыми по отношению к нагреву являются те существа, которые хорошо переносят и холод.

Следует еще упомянуть, что действие ультрафиолетовых лучей, а также действие серебра и золота губительно для бактерий. С другой стороны, они

хорошо сопротивляются электрическому току. Одним словом, микробы среди всех других живых существ обладают наибольшей выносливостью по отношению к колебаниям во внешних условиях.

Д а н н ы е а с т р о н о м и и. Для исследования строения светил наука располагает спектральным анализом. С его помощью было установлено, что все тела Вселенной построены из одних и тех же элементов. Впоследствии это подтвердилось в отношении некоторых элементов анализом метеоритов.

Спектроскопический метод является прекрасным средством для изучения условий жизни на различных светилах. Однако не следует забывать, что спектральный анализ может давать только ответы утвердительного характера, он говорит: такой-то элемент существует, но он не может отвергать существования того или иного элемента. Между тем возможно существование элементов в таких местах, откуда к нам не доходит ни один луч света.

Если все планеты и их спутники образовались согласно космогонической теории Канта — Лапласа, то вполне возможно, что и другие звезды окружены, подобно нашему Солнцу, малыми охладившимися небесными телами, а так как Вселенная безгранична, то вероятность существования светил, обладающих пригодными для жизни астрофизическими условиями, весьма велика.

Космогоническая теория Джинса, наоборот, учит, что планеты создались в результате прохождения одной звезды вблизи другой, и так как расстояния между отдельными звездами огромны сравнительно с их размерами, то вероятность существования других планетных систем с точки зрения этой теории весьма мала.

Однако этот вывод не исключает возможности существования жизни и при отсутствии планетной системы, например при наличии двойной звезды, когда одна из звезд, по малости размеров, уже остыла, а другая играет по отношению к первой роль Солнца.

Нельзя также полностью отрицать возможность возникновения жизни на поверхности одиночной застывшей звезды; в этом случае необходимая для жизни теплота может черпаться из тепла, заключенного в ядре звезды, а свет — от излучения других небесных светил.

Уоллес (Wallace) Маундер (Maunder) пытались разрешить вопрос об обитаемости миров с помощью теории вероятностей.

Выводы их весьма неутешительны: наша планета оказывается единственным населенным небесным телом Вселенной. Однако их метод нельзя признать правильным, так как рассматриваемые ими различные условия жизни не являются независимыми друг от друга, как этого требует теория вероятности.

Отметим еще, что для суждения об уровне развития той или иной планеты недостаточно принимать во внимание ее возраст, так как астрофизические условия зависят еще от ряда других факторов, например от размера планеты. Во всяком случае, при рассмотрении вопроса о существовании жизни необходимо учитывать прежде всего астрофизические условия, господствующие на планете.

Сопоставление астробиологических данных ставит под знаком вопроса наличие мыслящих существ в нашей Солнечной системе, вне Земли. Но если рассматривать этот вопрос в более широком масштабе, то «теперь твердо установлено, что материя в своем вечном круговороте движется согласно законам, которые на определенной ступени — то тут, то там с необходимостью порождают в органических существах мыслящий дух» *.

«Но как бы часто и как бы безжалостно ни совершался во времени и в пространстве этот круговорот; сколько бы миллионов солнц и земель ни возникало и ни погибало; как бы долго ни длилось время, пока в какой-нибудь солнечной системе и только на

* Маркс К., Энгельс Ф. Соч., 20, стр. 510.

одной планете не создались условия для органической жизни; сколько бы бесчисленных органических существ ни должно было раньше возникнуть и погибнуть, прежде чем из их среды разовьются животные со способным к мышлению мозгом, находя на короткий срок пригодные для своей жизни условия, чтобы затем быть тоже истребленными без милосердия, — у нас есть уверенность, что материя во всех своих превращениях остается вечно одной и той же, что ни один из ее атрибутов никогда не может быть утрачен и что поэтому с той же самой железной необходимостью, с какой она когда-нибудь истребит на земле свой высший цвет — мыслящий дух, она должна будет его снова породить где-нибудь в другом месте и в другое время»*.

Литература

- Arrhenius Svante.* Der Lebenslauf der Planeten. Leipzig, Akad. Verlagsgesellschaft, 1919.
- Bruno Giordano.* De l'infinito, universo e mondi. Venetia, 1584.
- Dekker H.* Planeten und Menschen. Stuttgart, 1926.
- Dross O.* Mars, eine Welt in Kampf ums Dasein. Wien, 1901.
- Du Prel C.* Die Planeten-Bewohner und die Nebularhypothese. Leipzig, 1880.
- Engels Fr.* Dialektik der Natur. Berlin, Dietz, 1971.
- Flammarion Camille.* La pluralité des mondes habités. Paris, 1862.
- Flammarion Camille.* Les mondes imaginaires et les mondes réels. Paris, 1865.
- Flammarion Camille.* La planète Mars et ses conditions d'habitabilité..., t. I. Paris, 1892; t. II, 1909.
- Fontenelle B.* Entretiens sur la pluralité des mondes, 1686 (русский перевод «Разговоры о множестве миров». СПб., 1740).
- Gassendi Pierre.* Les astres sont-ils habitables? (XVII в.).
- Gramatzki H. J.* Der Mensch und die Planeten. Berlin, 1922.
- Henseling R.* Mars, seine Raetsel und seine Geschichte. Stuttgart, 1925.
- Huygens Ch.* Cosmotheoros, sive De Terris Coelestibus, earumque ornatu, conjuncture ad Condantinum Huganium, 1698.
- Kant Immanuel.* Allgemeine Naturgeschichte und Theorie der Himmels. Leipzig, 1898.
- Kepler J.* Somnium, seu opus posthumum de astronomia lunari, divulgatum a M. L. Keplero. Francfort, 1634.
- Kritzinger H. H.* Vom Leben im All. — Paedagogische Warte, 1927.
- Labérenne P.* L'origine des mondes. Paris, 1936.
- Linke Felix.* Die Verwandtschaft der Welten und die Bewohnbarkeit der Himmelskoerper., Leipzig, 1925.
- Lewel Percival.* Mars and its Canals, 1906.
- Lewel Percival.* Mars as abode of life, 1910.
- Lundmark Knut.* Vaerldsrymdens Liv, 1926 (оригинал на шведском языке). Немецкий перевод: Das Leben auf anderen Sternen. Leipzig, 1930 (имеется русский перевод).
- Meyer M. Wilh.* Bewohnte Welten. Leipzig, 1909.
- Moreaux Th.* La vie sur Mars. Reims.— Paris, 1924.
- Moreaux Th.* Les autres mondes sont-ils habités? Paris, 1926.
- Papp Desiderius.* Was lebt auf den Sternen? Wien, 1931.
- Pickering W.* Is the moon a dead planet? N. Y., 1902.
- Pohle J.* Die Sternenwelten und ihre Bewohner, 7 Aufl., Koeln, 1922 (имеется русский перевод).
- Stetson Harlan True.* Man and the stars. N. Y., 1931.
- Younghusband.* The life on the stars. London, 1928.
- Zehnder L.* Das Leben im Weltall. Tuerbuegen u. Leipzig, 1904.

* Маркс К., Энгельс Ф. Соч., 20, стр. 363.

II

Межпланетные путешествия в народных легендах и романах⁶

Стремление оторваться от Земли и улететь в мировое пространство, чтобы проникнуть в его тайны, зародилось в человеке очень давно. Эта мечта человечества чрезвычайно ярко отражена в народных легендах и в фантастических романах. Пренебрегать этими источниками и полностью отвергать их нельзя. У романиста зачастую появляются верные решения технических вопросов, которые он лишь не может точно обосновать. Часто случается, что высказанная таким образом идея, кажущаяся целиком фантастичной, побуждает мысль ученого устремить поиски в новом направлении. Так, романист дает толчок исследованиям ученого, ученый призывает на помощь изобретательность техников, и в результате вчерашняя фантазия становится сегодня действительностью. Ввиду этого будет нелишним рассмотреть суждения романистов о возможности космических путешествий.

1. Историческая справка

Мифология всех народов изобилует легендами о полетах к звездам, осуществляемых в большинстве случаев с помощью птиц или лошадей; иногда способы перемещения не указываются точно или обволакиваются покровом таинственности.

Во время раскопок в Ниневии в библиотеке царя Ассурбанипала было найдено выгравированное на глиняных цилиндрах сказание, излагающее историю полета к небесам: король Этан (3200 г. до н. э.) совершил якобы полет на такую высоту, что Земля, окруженная морями, представилась ему подобной «хлебу в корзине», а затем вовсе исчезла из глаз.

В священной книге индусов «Веда» говорится, что после смерти людей их

души улетают к звездам. Подобное же поверье существует у эскимосов, которые избрали Луну убежищем отлетевших душ.

В «Бхагавате» (XV в. до н. э.) иогам даются подробные наставления для путешествий на Луну. Индусская поэма «Рамаяна» описывает, между прочим, взеземное путешествие Рамы (1500 г. до н. э.).

Китайский император Вон-И (XII в. до н. э.) по преданию также совершил подобную экскурсию. В одной из легенд рассказывается о том, что китайцы прибыли на Землю с Луны. Другая легенда повествует, что монголы унесли в космическое пространство и построили здесь созвездие Большой Медведицы.

Мы встречаем еще рассказ о пленении звезд: один монгол запустил стрелу на такую высоту, что на нее нанизалось несколько звезд, после чего стрела возвратилась на Землю. У Геродота встречается случай полета человека на стреле в разные места Вселенной.

Библия описывает ряд подобных путешествий, из которых самое оригинальное предпринял пророк Илия: «И в то время как они (Илия и Елисей) продолжали путь, беседуя, налетела огненная колесница, запряженная огненными конями... и Илия поднялся в небо, увлеченный вихрем» (Вторая книга царств, гл. II, стих 14).

В представлении древних греков небесные светила так близки к Земле, что достигнуть их можно, сидя на спине летящего орла. В известном мифе Икар поднимается в области, близкие к Солнцу, с помощью крыльев, приклеенных воском.

Слава Александра Македонского несомненно была бы неполной, если бы ему не удалось побывать на небесах. Легенда гласит, что он сделал такую

попытку, запрягши в колесницу несколько голодных орлов, которых он понуждал к полету с помощью приманки, привязанной к палке перед их головами. Во время полета Александру повстречалась птица с человеческим лицом, от которой он узнал, что полеты ввысь находятся под запретом. Тогда царь спустился вниз и очутился на Земле вдали от места вылета.

Отголосок этой близости к звездам мы находим в «Метаморфозах» Овидия (I в.) в мифе о путешествии Фаэтона в небесах на солнечной колеснице; те же мотивы встречаются в восточной мифологии, рассказывающей о персидском принце, совершившем путешествие к Солнцу и обратно на Землю на деревянном коне.

Лукиан Самосатский (II в.) описывает в своем «Меннипосе» приключения героя, унесенного вместе с лодкой на Луну во время бури, разразившейся вблизи Геркулесовых столбов. Известно также предание о вознесении Магомета на небо.

Легенда о полете Александра Македонского воспроизводится у персидского поэта Фирдоуси (X в.), с тем отличием, что его герой, шах Кай-Каус, достигнув большой высоты, направил в небеса стрелу и после этого спустился на Землю.

Существует предание, что жители легендарного континента Атлантиды во время гибели их материка нашли спасение на других планетах, куда они добрались с помощью ракетных аппаратов.

Эпоха средних веков не сохранила никаких памятников, отражающих мечтания о внеземных путешествиях, и лишь в эпоху Возрождения снова пробудился интерес к этой проблеме.

Ариост (XVI в.) посылает на Луну Астольфа, героя «Неистового Роланда», на колеснице пророка Илии.

Начиная с XVII в., характер подобных сочинений несколько меняется: помимо чисто литературного материала, в них появляются научные элементы.

«Мечты» Кеплера являются провозвестником на этом пути. Автор пыта-

ется достигнуть Луны с помощью магии.

Английский писатель Фрэнсис Годвин переносит на Луну своего героя более «реальным» средством. В его романе «Человек на Луне» (1638 г.) для этой цели используются дрессированные лебеди. Такую же движущую силу применяет немецкий писатель Гриммельгаузен (1659 г.).

Впервые мы находим указание о возможности применения машин для межпланетных путешествий у Вилькинаса в его «Рассуждениях о другом мире и о другой планете» (1638 г.).

Однако решительное в этом отношении слово было впервые сказано Сирано де Бержераком (1619—1655), которому принадлежит честь прочного внедрения техники в литературу. Задолго до того, как техника в действительности овладела воздухоплаванием, он предсказал воздушные шары и парашюты и с гениальной прозорливостью предвосхитил идею о применении ракет для космических путешествий. Правда, наряду с этим у него есть целый ворох неверных вещей, носящих характер чистой выдумки и не имеющих ничего общего с наукой.

Со времени Сирано романисты в большинстве случаев отказываются от проектов полетов с помощью птиц или духов и выводят на сцену самые разнообразные машины. Однако еще в XVIII в. Вольтер отваживается послать своего героя Микромегаса в космический полет на комете. Правда, этот эпизод представлял собой не более как сатиру по поводу сочинения Фонтенеля об обитаемости миров.

Киндерман в 1748 г. высказывает надежду, что в будущем можно будет совершить путешествие на Сатурн и привезти оттуда образцы экзотических растений, подобно тому, как в его время вывозили новые виды растений из Азии.

В карело-финском национальном эпосе «Калевала», составленным из народных легенд, есть сказка о пчеле, которая улетела намного дальше Луны и Солнца — в царство Большой Медведицы.

В XIX в. научные вопросы начинают все более и более внедряться в романы, посвященные межпланетным путешествиям. Причиной этого, несомненно, послужил мощный рост техники, открывшей новые возможности, и в конце столетия вопрос о населенности «небесных земель» начинает интриговать астрономов, а затем и широкие общественные круги.

Эдгар По надеется на расширение границ воздухоплавания вплоть до вылета за пределы Земли. Ахилл Айро высказывает уверенность, что с помощью ракет корабль его героя сможет достигнуть межзвездных пространств. У Жюль Верна⁷ этот способ передвижения занимает второстепенное место, будучи заимствован, по его словам, у Сирано де Бержерака. В его романах, наряду с некоторыми существенными ошибками, можно встретить множество интереснейших и верных сведений по вопросам космических путешествий.

В романах Фора и Граффины, относящихся к концу прошлого века, мы находим своего рода обзор главнейших проблем космонавтики в том виде, в каком они сложились к тому времени.

Результаты наблюдений над Марсом нашли отражение и в художественной литературе. Один из первых писателей-«марсистов» Ласвиц в своем романе (1897 г.) сумел сочетать богатство фантазии с научной правдивостью.

На рубеже нового XX столетия громкую славу завоевал Г. Уэллс своими романами о марсианах и селенитах. Не меньшей популярностью пользовались в России в начале нашего столетия фантастические романы А. Богданова.

Во время первой мировой войны эта отрасль литературы, подобно всем остальным, почти замерла. Один из немногих появившихся за этот период романов принадлежит перу американца Трэна в сотрудничестве с профессором Балтиморского университета Вудом.

Зато после окончания войны литература по космонавтике стала быстро расти. Романисты могли черпать бога-

тый материал в многочисленных научных сочинениях, появившихся к тому времени. Как правило, современные романы по характеру своему антирелигиозны и направлены против мистики. Техническим подробностям в них уделяется все больше и больше внимания.

Такие авторы, как Циолковский, Оберт, Валье, наряду с научными трудами, пишут романы и повести на темы космических путешествий. Из многочисленной плеяды послевоенных романистов назовем лишь Рони старшего, наиболее (среди французских писателей) интересующегося технической стороной проблемы, а также немецкого писателя Гейля, являющегося представителем новейших течений в литературе по космонавтике. Нельзя при этом не отметить кропотливую работу проф. Н. Рынина, отразившего в своих трудах обширную литературу на эту тему.

Со времени первой мировой войны идеи космонавтики проникли также на экраны кино. Поэтический фильм «Небесный корабль» (1915 г.), составленный по роману С. Михаэлис и описывающий экспедицию на Марс, еще совсем беспомощен с научно-технической стороны. Вслед за «Аэлитой» (1923 г.) (по одноименному роману Ал. Толстого), стоящей на более высоком научном уровне, появился фильм «Женщина на Луне» (1929 г.) по сценарию Ф. Ланга, поставленный в Германии под руководством Г. Оберта. Наконец, в 1935 г. был выпущен советский фильм «Космический рейс», в котором научной стороне уделено довольно много внимания.

Композитор Казуро в оратории «Полет» передает языком музыки переживания путешественника, летящего к звездам.

2. Сущность рассказов о межпланетных путешествиях

В романах мы редко встречаем рассказы о посещении нашей Земли обитателями других планет. В тех же случаях, когда все же избирается этот сю-

жет, время действия относится или к далекому прошлому или к не менее отдаленному будущему. В большинстве же случаев космические путешествия предпринимаются жителями нашей планеты, которые отправляются в полеты на Луну, на планеты и даже к звездам, сохраняя связь с родной Землей при помощи беспроволочного телеграфа или другим путем и получая с нее необходимую помощь и пополнение припасов. Нередко путешественники встречаются с жителями других планет.

В рассказах неизменно фигурирует любовная интрига. Нередки неожиданные приключения: то на пути встречаются скопления метеоров, то происходит вынужденное отклонение от намеченного пути, вызванное или встречей с небесным телом, или ошибками в управлении, то, наконец, обнаруживается губительное действие космических лучей и т. д.

Приключения на планете иногда приводят к трагической развязке, в других же случаях они оканчиваются благополучным возвращением на Землю, причем путешественники привозят с собой научные данные огромной важности. Бывает и так, что в полет отправляется автоматически управляемый аппарат без пассажира и возвращается невредимым, привозя с собой кинофильм с подробной топографической съемкой планеты.

Нужно сказать, что далеко не всегда герои романов отправляются в подобные путешествия под влиянием научной любознательности или жажды приключений. Иногда причиной является вынужденная необходимость: либо это наступление холода, вызванное, например, охлаждением Солнца, либо опасность столкновения Земли с тем или иным небесным телом, либо, наконец, отрыв части земного шара и увлечение ее вместе с населением ядром кометы.

Устройство корабля Вселенной. Немало внимания уделяют романисты устройству космических кораблей, и здесь фантазия подсказывает им самые разнообразные решения.

Так, Киндерман (XVIII в.) отправляет в полет своих героев в легком деревянном корабле, снабженном веслами, рулем, парусами и т. п. и поддерживаемом в воздухе небольшими металлическими баллонами, полностью освобожденными внутри от воздуха.

Появление воздушных шаров и дирижаблей дало богатую пищу романистам.

Обычно для аппарата предпочитается шаровая форма, дающая возможность при минимальном количестве материала получить наибольший объем и одновременно имеющая наименьшую поверхность охлаждения. Иногда выбирается каплеобразная форма с целью свести к минимуму потери от сопротивления воздуха.

В новейших романах встречаются аппараты, состоящие из двух частей: из земной ракеты, снабженной крыльями, и из космической ракеты. Иногда предусматриваются колеса для обеспечения посадки и передвижения на планете⁸. Попадают и такие устройства, которые позволяют превратить аппарат в лодку и даже в моторные сани. Несомненно, самым фантастичным является проект создания корабля по типу планеты — в виде центрального ядра, окруженного атмосферой.

М а т е р и а л ы. Разнообразие материалов для постройки аппаратов не менее богато, чем разнообразие форм. Предпочительными материалами являются алюминий, платина, стекло и специальные стали. Часто авторы не удовлетворяются существующими материалами, и они предоставляют своим героям, обычно выдающимся ученым, изобрести новые материалы.

Найденные материалы обладают особыми свойствами: они чрезвычайно легки и вместе с тем отличаются огромной прочностью, не пропускают шума, производимого работающими двигателями, непроницаемы для всякого рода излучений, в том числе космических лучей и лучей тяготения. В других случаях, наоборот, материалы вполне прозрачны, или обладают свойством отражать лучи, флуоресцировать и т. д.

Д в и г а т е л и. Для достижения намеченной героями цели путешествия оказываются пригодными самые разнообразные способы передвижения. В этом отношении фантазия авторов безгранична и можно встретить даже такие способы, как перенесение героя духами или использование нервной системы пилота, являющейся источником движущей силы.

Очень часто встречается использование гигантской пушки как наиболее надежного средства для достижения космической скорости; равным образом рекомендуется применить силу вулканических извержений.

Центрифугальная катапульта также пользуется популярностью у романистов.

Бывает и так, что при падении на поверхность небесного светила снаряд накапливает с помощью специального амортизатора энергию, необходимую для возвращения на Землю.

Некоторые авторы допускают существование лучей тяготения, причем одни считают, что освобождение тел от действия этих лучей может быть достигнуто с помощью экрана, у других же, напротив, эта же цель достигается путем придания телу прозрачности по отношению к этим лучам. В первом случае изменение силы тяжести или полное ее уничтожение получается соответственной установкой экрана и подбором его величины. Таким же путем осуществляется и управление полетом. Существуют даже проекты, в которых с помощью экрана пытаются преодолеть инерцию тела, чтобы таким образом обеспечить возможность получения сколь угодно большой скорости.

Давление световых лучей используется в романах не только как отталкивающая сила, но и как притягивающая. В иных случаях находим применение магнитного поля для управления действием тяготения или использование отталкивающей силы, возникающей между одноименно наэлектризованными телами.

Сирано де Бержерак первый выска-

зал идею о возможности достижения других миров с помощью ракет. Он дал даже описание простейшего ракетного аппарата, в котором расположенные в несколько рядов ракеты воспламеняются поочередно. Это сделано, как им правильно подчеркнуто, с целью избавить путешественников от опасности пострадать от слишком резкого действия тяги большого числа ракет.

Наконец, в наиболее современных романах авторы предпочитают пользоваться электрическими ракетами, в которых они надеются получить скорости истечения, близкие к скорости света. При этом нужную энергию предполагается либо получать с Земли, либо добывать ее из радиоактивных веществ, либо, наконец, извлекать ее путем разложения атомов⁹.

Литература

- Рынин Н. А.* Легенды и первые фантазии, серия «Межпланетные сообщения», вып. 1, Л., 1928.
- Рынин Н. А.* Космические корабли в фантазиях романистов, серия «Межпланетные сообщения», вып. 2, Л., 1928.
- Циолковский К. Э.* Вне земли. Пгр., 1918.
- Циолковский К. Э.* Грезы о земле и небе. М., 1895.
- Cyrano de Bergerac.* Voyage dans la Lune. Paris, 1649.
- Cyrano de Bergerac.* Histoire comique des états et empires de la Lune et du Soleil. Paris, 1652.
- Eyraud Achille.* Voyage à Vénus. Paris, 1865.
- Gail Otto Willy.* Der Schuss ins All. Breslau, 1925.
- Godwin Francis.* The man in the Moon. London, 1638.
- Grimmelshausen.* Fliegende Wandermann, 1659.
- Kircher Athanasius.* Iter extaticum Kircherianum, 1656.
- Lasswitz Kurd.* Auf zwei Planeten. Leipzig, 1897.
- Le Faure G., Graffigny H.* Aventures extraordinaires d'un savant russe. Paris, 1889.
- Lucien de Samosate (2-e s.).* L'histoire véritable. Paris, 1889.
- Verne Jules.* De la Terre à la Lune, 1865.
- Verne Jules.* Autour de la Lune, 1870.
- Wells H. Gideon.* The first men on the moon. London, 1901.
- Wilkins John.* A discourse, concerning a new World and another Planet (in two books), London, 1638.

В настоящем труде разработаны следующие вопросы:

Теория составной ракеты (стр. 68—74). Движение составной ракеты в воздухе (стр. 166—173). Метод подъема потолка ракеты путем предварительного снижения уровня старта (стр. 158—160). Метод определения расхода топлива при пересечении атмосферы ракетой, взлетающей вертикально (стр. 143—147). Максимум высоты подъема ракеты в функции начального запаса топлива (стр. 156—157). Оптимальное давление в камере сгорания (стр. 157—158). Парадоксы: 1) давления в камере сгорания; 2) мертвого веса; 3) массы топлива; 4) повторных пусков двигателя (стр. 161—166). Формула мгновенного к.п.д. ракеты, движущейся в сопротивляющейся среде (стр. 65). Формула полного динамического к.п.д. для полезного груза ракеты (формула 84, стр. 66). Максимальная кинетическая энергия ракеты (стр. 67). Отношения между достигнутыми скоростями и пройденными путями в поле тяготения и в свободном пространстве для ракет с постоянным ускорением реактивной силы (формулы 272 и 273 на стр. 141). Метод проектирования стратосферной ракеты (стр. 154—156). Максимум количества движения истекающей из сопла газовой струи (стр. 78). Применение контурных коек для экипажа космического летательного аппарата с целью увеличения сопротивляемости организма перегрузке (стр. 42). Указатель пути (одограф), который в отличие от ранее предложенных для этой цели приборов (например, Обертом, Эно-Пельтри и др.), дает возможность отличить ускорение свободного падения от реактивного ускорения (стр. 97). Расчеты гелиоцентрических орбит, аналогичных орбитам искусственных планет «Луна-1», «Пионер-4», «Пионер-5», «Венера-1», «Рейнджер-3», «Марс-1»

(стр. 124—125: орбиты №№ 41, 36, 31, 28, 37, 46) и др. Расчеты межпланетных маршрутов и другие расчеты, более точные, чем сделанные другими авторами. В частности, доказательство, что при вертикальном взлете расход топлива в ракете будет в несколько раз меньше, чем по расчетам, например, Гоманна (табл. 34, стр. 140). Расчеты основных характеристик траекторий, касательных к орбите Земли с возвращением через целое число лет: от 1 до 10 (табл. 22, стр. 124—125); расчеты межпланетных траекторий с возвращением на Землю через дробное число лет (стр. 127—129); расчеты траекторий, пересекающих орбиту Земли, с продолжительностью полета в один год для облета соседних планет с автоматическим возвращением на Землю (табл. 24, стр. 127). Усовершенствование спиральной траектории Гоманна для облета Венеры (стр. 123). Обходная траектория для облета центрального светила (Солнца, планеты), уменьшающая потребный импульс, больше чем вдвое, по сравнению с импульсом, необходимым при полете по классическому полуэллипсу (стр. 129—134). Оптическая связь в межпланетном пространстве (стр. 177—179). Теоретическая возможность уменьшения первой космической скорости с 11,2 до 5,8 км/сек (стр. 149). Теоретическая возможность достижения звезд с точки зрения теории относительности: доказывается, что даже при небольшом отношении начальной массы идеальной фотонной ракеты к ее конечной массе перелет к ближайшей звезде и обратно осуществим в пределах человеческой жизни (стр. 186—189) и другие вопросы. Среди вышеуказанных проблем, разработанных еще задолго до начала космической эры, автором впервые были выдвинуты идеи, которые впоследствии нашли полное подтверждение на практике.

СПИСОК ПЕЧАТНЫХ РАБОТ А. А. Штернфельда *

Книги

- Введение в космонавтику. М.—Л., ОНТИ 1937.
- Полет в мировое пространство. М.—Л., ГИТТЛ, 1949.
- Перевод на армянский яз. Ереван, 1950.
- Lidojums pasaules telpā. Rīgā, 1951.
- Le vol dans l'espace cosmique. Paris, Les Editeurs Français Réunis, 1954.
- O vdo no espaço cósmico. Lisboa, Portugal Publicações Europa — America, 1955.
- I satelliti artificiali¹. Pref. Carlo Castagnoli. Roma, Edizioni di Cultura Sociale, 1955.
- Let u svemiru. Beograd, Tehnička Knjiga, 1956.
- Lety do vesmíru. Praha, Mlada Fronta, 1956.
- Uchū Ryoko. Tokyo, San'ichi Shobō, 1956; 2-е изд.: 1958.
- O vdo no espaço cosmico². Coletânea de estudos científicos, Rio de Janeiro, 1957. 2^o изд. 1957.
- Taxidi sto Kosmiko diastima. Athènes, Promithéas, 1958.
- Межпланетные полеты. М., ГИТТЛ, 1955; 2-е изд.: М., Гостехиздат, 1956.
- Der Flug ins Weltall. Berlin, Verl. Ministeriums Nat. Verteidigung, 1956.
- Starplanetu lidojumi. Rīga, 1956.
- Tarplanetinés kelionés. Vilnius, 1956.
- Перевод на грузинский яз. Тбилиси, 1956.
- Перевод на киргизский яз. Фрунзе, 1957.
- Перевод на татарский яз. Казань, 1957.
- Zborurile interplanetare. București, Editura Cartea Rusa, 1957.
- A bolygóközi repülés. Budapest, Az Orosz Könyv Kiadása, 1957.
- Los vuelos interplanetarios. Buenos Aires, Ed. Lautaro, 1957.
- Los vuelos interplanetarios. Satellite artificial. Buenos Aires, Ed. Anteo, 1957.
- Graha theke grahe. Calcutta, Popular Library, 1957.
- Sputnik raketter og rumskibe. København, Forlaget Mega, 1957.
- Los vuelos interplanetarios. Mexico, Fondo de Cultura Popular, 1957.
- Los vuelos interplanetarios. Moscú, Ediciones en Lenguas Extranjeras, 1957.
- Interplanetary travel. Moscow, Foreign Languages Publishing House, 1957.
- Interplanetary travel. New York, Reprinted in the United States of America by Imported Publications and Products, 1957.
- Hnattferdir. Reykjavik, Mál og Menning, 1957
- Междупланетни полети. София, Държавно Военно Издателство при МНО, 1957.
- Planeetidevahelised lennud. Tallinn, 1957.
- Ruimtevaart. Amsterdam, Uitgeverij Pegasus, 1957; 2^o druk.: 1958, 3^o druk.: 1958.
- Al Safar Bayn El Kawakeb. Al Qāhirah. Al Dār Al Mişriyyah Lil Kutub, 1958.
- Перевод на узбекский яз. Ташкент, 1958.
- Grahancha Pravās. Bombay, P. P. H. Book-stall, 1961.
- Искусственные спутники Земли. М., ГИТТЛ, 1956.
- Stazioni nello spazio. Si lanciano i primi satelliti artificiali. Milano, Parenti, 1957, XIX.
- Sztuczny księżyc. Warszawa, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, 1957.
- Вештачки земљини сателити. Београд, Народна Књига, 1958.
- Vēstački zemļini satelīti. Beograd, Novinskoi-zdavačko Preduzecé Technicka knjiga, 1958.
- Tekokuut ja avaruusalkuset. Helsinki, Kansankulttuuri Oy, 1958.
- Jinkó eisei. Tokyo, Iwanami Shoten, 1958.
- Искусственные спутники. Изд. 2-е переработ. и дополн. М., Гостехиздат, 1958.
- Umělé družice. Praha, Orbis, 1958.
- Artificial satellites. Prepared by Technical Documents Liaison Office MCLTD, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio. Distributed by U. S. Dept Commerce, Office of Technical Services. Washington, U. S. Govt. Printing Office, 1958.
- Satelitii artificiali. București, Editura Științifică, 1959.
- Künstliche Satelliten. Leipzig, B. G. Teubner, 1959.
- Soviet space science. Translated by the United States Air Force (Technical Documents Liaison Office). London, Melbourne, Sydney, Auckland, Bombay, Toronto, Johannesburg, New York, Hutchinson & Co. (Publishers) Ltd., 1959, XXII.
- Soviet space science. With a foreword and epilogue by Willy Ley. Translated by the Technical Documents Liaison Office, Wright Patterson Air Force Base, Ohio. New York, Basic Books, Inc., Publishers, 1959, XXII.
- Mākslīgie pavadoņi. Tulkots no otra pārstrādātā un papildinātā izdevuma. Rīgā, 1959.
- Dirbtiniai pajdovai. Vilnius, 1959.
- Перевод на армянский яз. Ереван, 1960.
- Tehickaaslased. Tallin, Eesti Riiklik Kirjastus, 1961.
- От искусственных спутников к межпланетным полетам. М., Гостехиздат, 1957; 2-е переработ. изд.: М., Физматгиз, 1959.

* Список подготовлен Ю. И. Зайцевым, старшим научным сотрудником Института космических исследований Академии наук СССР.

Od umetnih satelitov k medplanetarnim polem. Ljubljana, Državna založba Slovenije, 1958.

Interplanetary travel. Second revised edition. Moscow, Foreign Languages Publishing House, 1958.

Soviet writings on Earth satellites and space travel. Part I: From Earth satellites to interplanetary travel, p. 5—152; Part II: The sputniks. Model comparison by Ari Sternfeld, p. 243—245. New York, The Citadel Press, 1958. Second edition, New York, Books for Libraries, 1970.

Od umělých družic k meziplanetárním letům. Praha, Státní Nakladatelství Technické Literatury, 1958.

No mākslīgiem pavadoņiem līdz starpplanētu lidojumiem. Rīga, Latvijas Valsts izd., 1958.

Перевод на китайский яз. Пекин, 1958.

Tehnikos Dorphorou sta diplanetika taxidia. Athènes, Ekdotikon Inst. Athēnai, 1959.

Smer mesiac. Od umělých družic k medziplanetárnym letom. Bratislava, Mladé letá, 1959.

Interplanetare Flüge. Moskau, Verlag für fremdsprachige Literatur, 1959.

Hengsongkan uchupiheng' M., ИЛ, 1959.

De la sateliții artificiali la zborurile interplanetare. București, Editura Tineretului, 1960.

Basi Dell' Astronautica. — In: «L'URSS e lo Spazio: Scritti e Documenti Ufficiali Sovietici». Milano, Lerici, 1960.

Mennesket erobrer verdensrommet. Oslo, Forlagt av H. Aschehoug, 1960.

От искусствените спътници към междупланетните полети. София, Издателство на ЦК на ДКМС «Народна Младеш», 1960.

Človek pokoruje vesmír. Bratislava, Vydavateľstvo Smena, 1960.

Sladami kosmonautycznych koncepcji z lat 1929—1936. Słowo wstępne prof. Leona Babińskiego. Przedmowa «Ary Sztternfeld — jeden z pionierów kosmonautyki» doktora Jana Gadomskiego. Szczecińskie Towarzystwo Naukowe, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Szczecin, 1967.

Статьи
1930

L. Rolin³. Utopie d'hier, possibilité d'aujourd'hui. Peut-on aller de la Terre aux autres planètes? «L'Humanité», Paris, 19 août — 2 septembre 1930.

1934

Méthode de détermination de la trajectoire d'un corps en mouvement dans l'espace interplanétaire par un observateur lié au système mobile. «Comptes rendus de l'Académie des Sciences» (Paris), t. 198, p. 333—334.

Sur les trajectoires permettant d'approcher d'un corps attractif central, à partir d'une orbite képlérienne donnée, «Comptes rendus de l'Académie des Sciences» (Paris), t. 198, p. 711—713*.

* Аннотации и рефераты об этих двух докладах см. также: «Science Abstracts» (London),

Quand les poètes montent au ciel. «Les Nouvelles Littéraires, artistiques et scientifiques» (Paris), N 618, p. 1—2.

Zdobywanie nieba. «Pion» (Warszawa), N 36. Irons-nous dans la Lune? «L'Aéro» (Paris):

1. Mystères et possibilités de la cosmonautique, N 167, p. 4;

II. Causerie de l'astronome, N 168, p. 4;

III. Ce qu'en pense l'ingénieur, N 169, p. 3;

IV. Après. «l'aéronaute» le «cosmonaute», N 170, p. 4.

Les problèmes de la cosmonautique. «Les Ailes» (Paris):

I. Les solutions négatives au problème du déplacement dans le vide, N 683, p. 4;

II. Une solution positive: la fusée, N 684, p. 7;

III. Les applications de la fusée, N 685, p. 4;

IV. Les voyages cosmiques, N 686, p. 4.

1935

Les problèmes techniques de la cosmonautique. «Les Ailes» (Paris);

V. L'appareil propulseur d'un cosmonef, N 712, p. 5;

VI. Les gouvernes d'un cosmonef, N 715, p. 5.

VII. Comment pourrons-nous quitter la terre? N 719, p. 5.

VIII. Pourrons-nous revenir sur la terre? N 729, p. 5.

Les précurseurs et les théoriciens de la cosmonautique. «La Technique Aéronautique» (Paris), N 135, p. 20—28.

Signalisation interplanétaire. «La Nature» (Paris), N 2944, p. 1—7.

La vie dans l'Univers. «La Nature» (Paris), N 2956, p. 1—12.

La stratosphère et son intérêt scientifique. «L'Aéro» (Paris), N 219, p. 1, 5.

1937

О некоторых особенностях высотной ракеты. В сб. «Ракетная техника», вып. 4. Сборник статей (под общей редакцией И. Т. Клейменова⁴, Г. Э. Лангемака, М. К. Тихонравова, С. П. Королева, Ю. А. Победоносцева⁵, стр. 13—36.

Некоторые вопросы расчета высотной ракеты с постоянной тягой. В сб. «Ракетная техника», вып. 4, стр. 37—41.

О влиянии распространения скоростей в газовом потоке на величину реактивного импульса⁶. В сб. «Ракетная техника», вып. 5, стр. 156—163.

Section A Physics, 1934, 37, N 435, p. 247—248; N 436; p. 367;

«Physikalische Berichte» (Berlin), 1934, H. 9, S. 642; H. 10, S. 805;

«Zentralblatt für Mathematik und ihre Grenzgebiete» (Berlin), 1934, 8, H. 3, S. 135; H. 6, S. 277;

«Astronomisches Jahresbericht» (Berlin), 1935, 36, S. 20;

«Mémoires des Ingenieurs Civils de France» (Paris), juillet—août 1934, p. 599—600, 618, 666.

- 1938
К истории развития ракетного дела в дореволюционной России. «Артиллерийский журнал», № 8, стр. 89—92.
- Андроид. Авторское свидетельство СССР № 67162. Опубликовано 30 сентября 1946 г. (Заявка от 3 сентября 1938 г.).
- Устройство для записи движений органов человека. Авторское свидетельство СССР № 57746. Опубликовано 31 августа 1940 г. (Заявка от 3 сентября 1938 г.).
- Винтовой пресс. Авторское свидетельство СССР № 55105. Опубликовано 30 июня 1939 г. (Заявка от 3 сентября 1938 г.).
- Корабли Вселенной. «Знание — сила», № 11, стр. 18—21.
- Межпланетные путешествия и физиология человека. «Наука и жизнь», № 11—12, стр. 42—48.
- 1939
Межпланетные сообщения и физиология (дыхание и питание). «Наука и жизнь», № 3, стр. 23—25.
- Научные проблемы космонавтики. «Советская наука», № 7, стр. 123—146.
- 1940
Парадоксы ракеты. «Техника — молодежи», № 1, стр. 14—17.
- Из истории русской ракеты. «Наука и жизнь», № 2, стр. 45—47.
- Прошлое и будущее ракеты. «Красная звезда», 19 сентября.
- Еще о парадоксах ракеты. «Техника — молодежи», № 12, стр. 58—60.
- 1941
Ракета. «Большая Советская Энциклопедия», т. 48. М., стр. 199—202.
- Межпланетная сигнализация. «Наука и жизнь», № 5, стр. 2—4.
- Космический полет. «Техника — молодежи», № 6, стр. 54—56.
- 1945
О расходе топлива при пересечении атмосферы ракетой с постоянным ускорением. ДАН СССР, 49, № 9, стр. 653—656.
- On fuel consumption by a rocket crossing the atmosphere with constant acceleration. «Comptes Rendus» (Doklady de l'Académie des Sciences de l'URSS, Moscou), 49, N 9, p. 629—632.
- 1946
Из прошлого русской ракеты. «Техника — молодежи», № 8—9, стр. 1—4.
- Константин Иванович Константинов — отец русской боевой ракеты (К 75-летию со дня смерти). «Артиллерийский журнал», № 12, стр. 50—57.]
- 1950
Ракеты в России начала XVII века. «Артиллерийский журнал», № 3, стр. 33—35.
- Наша страна — родина ракетной техники. «Красная звезда», 27 мая.
- К. Э. Циолковский и межпланетные путешествия. М., Министерство просвещения РСФСР, Главучтехпром, «Диафото»; 2-е изд.; 1950.
- 1951
Межпланетные путешествия. «Московский комсомолец», 14 января.
- 1952
О Тунгусском метеорите. Труды Третьей метеоритной конференции. Метеоритика, вып. X. М., изд-во АН СССР, стр. 23.
- Великое испытание. «Огонек», № 1, стр. 25—26.
- То же, на чешском языке: «Млады Техник» (Прага), № 13, 14.
- На малой луне. «Огонек», № 12, стр. 29—30.
- То же, на чешском языке: «Млады Техник» (Прага), 20 июня, № 25.
- Sztuczny księżyc. «Przyjaźń» (Warszawa), N 15, str. 10.
- Na małym księżycu. «Problemy» (Warszawa), N 6, str. 411—413.
- Mica Luna. «URSS Azi» (București), 1954, N 3, p. 26—27.
- Маршруты космических кораблей. «Техника — молодежи», 1952, № 5, стр. 18—23.
- То же, на чешском языке: «Млады Техник» (Прага), № 30.
- Маршрути на междупланетните кораби. «Наука и техника за младежта» (София), 1953, № 1, стр. 16—18.
- «ЛК-3» летит на Луну! Репортаж-фантастика. «Огонек», № 47, стр. 22—23; «Комсомольское племя» (Киров), 8 и 10 января 1953 г.
- 1953
«L. K.-3» sboara in Luna. «Veac Nou». (București), 7 Ianuarie.
- Na Księżyc. «Przyjaźń». Warszawa, N 3, str. 14.
- LK-3 leti na měsíc. «Mlady technik» (Praha), N 12, str. 398.
- Накануне космического полета. «Техника — молодежи», № 2, стр. 31—34.
- В навечерие на космический полет. «Наука и техника за младежта» (София), № 5—6, стр. 5—7.
- In ajunul sborului cosmic. «Sciinta și Tehnica» (București), N 7, p. 15—18.
- Am Vorabend des kosmischen Fluges. «Wissenschaft und Fortschritt» (Berlin), H. 7, S. 216—219.
- V předvečer letu do vesmíru. «Mlady Technik» (Praha), N 10, str. 329—331.
- Межпланетные путешествия. «Крылья Родины», № 8, стр. 18—20.
- Flug zu den Planeten. «Jugend und Technik» (Berlin), N 2, S. 21—23; N 3, S. 23—24.
- 1954
Парадоксы космонавтики. «Техника — молодежи», № 1, стр. 26—29.

- Paradoksy kosmonautyki. «Zeszyty teoretyczno-polityczne» (Warszawa), 1955, N 8, str. 131—134.
- Проблема межпланетных путешествий. «Московская правда», 15 января.
- Проблема полета в мировое пространство. «Советская Молдавия», 28 марта; «Советская Белоруссия», 16 мая.
- Pékin — Moscou: une demi-heure. «L'Humanité», 19 avril.
- Vol Terre — Lune avec escale forcée sur un satellite artificiel. «L'Humanité», 20 avril.
- Visite à Vénus, notre voisine. «L'Humanité», 21 avril.
- Lidojums pasaules telpā. «Zvaigzne», (Rigā), N 16, p. 19—20.
- Межпланетные полеты. «Комсомольская правда», 11 сентября.
- Zborurile interplanetare. «Veac Nou» (Bucureşti), 17 septembrie.
- Космический полет. «Московская правда», 14 октября.
- Космический полет. «Московский комсомолец», 14 ноября.
- В мире науки. Полет на ближайшую планету. «Вечерняя Москва», 27 ноября.
- Проблемы космического полета. «Природа», № 12, стр. 13—22.
- Межпланетные полеты. «Молодежь мира», № 12, стр. 30—32.
- То же, на корейском языке: «Молодежь мира», 1955, № 2, стр. 23—24.
- Mit hoz a jövo. «Tudomány és Technika» (Prah — Bratislava), N 12, str. 351—354.
- Okienzo do buducnosti. «Veda a Technika Mladeži» (Prah), N 12, str. 351, 354.
- Okénko do budoucna. «Věda a technika mládeži» (Bratislava), N 12, str. 367, 370.
- Podróże międzyplanetarne. «Młodzież Świata» (Warszawa), N 12, str. 26—27.
- Flug zu den Sternen. «Weltjugend» (Berlin), N 12, S. 38—39.
- Мертвая петля. «Вечерняя Москва», 18 декабря.
- Накануне космического полета. «Полярная кочегарка» (Шпицберген), 25 декабря, стр. 2—3.
- 1955
- Вокруг серебристого шара. «Смена», № 5, стр. 19—21; № 6, стр. 21—23.
- То же, на китайском языке: «Освободительная газета» (Шанхай).
- Wokół srebrzystego globu. «Dookoła Świata» (Warszawa), 1 maja, str. 5.
- Астронавтика. (К 20-летию со дня смерти К. Э. Циолковского.) «Физика в школе», № 4, стр. 7—19.
- Kosminis laivas. «Svyturys» (Vilnius), N 18, стр. 14—15.
- Орбитальные корабли. «Техника — молодежи», № 5, стр. 28—31.
- Kosmiczne statki orbitalne.— «Zeszyty teoretyczno-polityczne» (Warszawa), N 8, str. 135—139.
- Kazimierz Siemienowicz. «Przyjaźń» (Warszawa), 26 czerwca, str. 7.
- Rakiety Kazimierza Siemienowicza. «Młody technik» (Warszawa), N 1, str. 28—30.
- Stronice z życia Kazimierza Siemienowicza. «Żołnierz Wolności» (Warszawa), 28 października, 1960.
- U Zródeł Astronautyki. Jedna noc z Kazimierzem Siemienowiczem. «Głos Robotniczy» (Łódź), 12 sierpnia 1961, str. 3; 19 sierpnia 1961, str. 3—4.
- Рейс на Меркурий. «Юность», № 3, стр. 86—93.
- Полет в мировое пространство. «Красный воин», 7 августа.
- Probleme des Weltraumfluges. «Neues Deutschland» (Berlin), 13 August.
- Die Eroberung des Weltalls. «Die Presse der Sowjetunion» (Berlin, Kongress—Verlag), N 99, S. 2135—2138.
- Полет на Луну. «Крылья Родины», № 9, стр. 19—20.
- Вокруг света за 88 минут. «Вокруг света», № 10, стр. 18—24.
- W 88 minut dokoła świata. «Iskry» (Warszawa), 19 lutego 1956.
- Луна, сделанная на Земле... «Смена», № 20, стр. 19—20.
- Rund um die Silberne Kugel. «Freiheit» (Halle), 28, 29, 31 Oktober, 1, 2, 3, 4, 5 November.
- Полет в мировое пространство. «Работница», № 11, стр. 30—31.
- Штучний супутник Землі. «Молодь України», 20 грудня.
- 1956
- Современное состояние астронавтики. «Краткий астрономический календарь на 1957 год». Киев, Изд-во АН УССР, стр. 78—91.
- Probleme des kosmischen Fluges. In: «Weltraumflug». Berlin, Verl. «Junge Welt», S. 2—7.
- Die Eroberung des Weltenraumes. «Neues Deutschland» (Berlin), 15 Januar.
- Польоти у світовий простір. «Наука життя» (Київ), № 2, стр. 14—17.
- Podróż w Kosmos. «Iskry» (Warszawa), 5 lutego.
- Saukimas iš Veneros. «Svyturys» (Vilnius), N 6, p. 7—8.
- Искусственная луна. «Советский моряк», № 7, стр. 14—15.
- Flug in den Kosmos. «Freiheit» (Halle), 13 April.
- Probleme des kosmischen Fluges. «Wissenschaft und Fortschritt» (Berlin), 20 Mai, S. 2—7.
- Полет на Марс. «Смена» (Москва), июль, № 14, стр. 18—19; «Смена» (Смоленск), 19 апреля 1961 г.
- Na pokładzie statku kosmicznego. «Młody Technik» (Warszawa), N 13, str. 6—9.
- Różne drogi prowadzą na Marsa. «Problemy» (Warszawa), N 11, str. 799—807.

- Zwei Wege zum Mars. «Wissen und Leben» (Berlin — Leipzig), 1958, N 4, S. 305—309; N 5, S. 390—394; N 6, S. 465—469.
- Un grand réportage. «L'Est républicain» (Nancy), 1961, 13, 14, 15 avril.
- 1957
- Sztuczne satelity. «Problemy» (Warszawa), N 2, str. 91—99.
- Искусственные спутники Земли. «Советская Россия», 9 февраля.
- Wyrzucanie sztucznych satelitów. «Horyzonty techniki» (Warszawa), 1957, N 3.
- Na sztucznych satelitych. «Problemy» (Warszawa), N 3, str. 179—187.
- Наперегонки с кометой. «Комсомольская правда», 9 мая.
- Освоение космоса. «Культура и жизнь», № 6.
- Искусственные спутники Земли. «Труд», 7 июня.
- Vorbereitungen zum Start ins All. «Neues Deutschland» (Berlin), 14 Juli.
- Неутомимый мечтатель. «Смена», № 18.
- Konstantin Ziolkowski. «Sovietunion Heute» (Bonn), 20 September. Constantin Tsiolkovski et les voyages interplanétaires. «Etudes Soviétiques» (Paris) N 114, p. 55—56.
- Как движется спутник. «Известия», 8 октября.
- Движение искусственного спутника. «Красная звезда», 8 октября.
- Il Satellite. «Paese Sera» (Roma):
- I. Introduzione, 9—10 ottobre, p. 5—6.
- II. Il grande valore scientifico del lancio, 10—11 ottobre, p. 5—6.
- III. Un razzo che vola a lungo, 11—12 ottobre.
- IV. Le stazioni spaziali, 12—13 ottobre, p. 7.
- V. Così viaggeremo nel Cosmo, 14—15 ottobre.
- VI. Il lancio della piccola luna, 15—16 ottobre.
- VII. I diversi metodi di lancio, 16—17 ottobre.
- VIII. Le isole del cielo, 17—18 ottobre, p. 5—6.
- IX. A passeggio nel cielo orientali da un cavo, 18—19 ottobre, p. 5—6.
- Zwiadowca Ziemi. «Zycie Warszawy» (Warszawa), 10 październik.
- Jak porusza się satelita? «Trybuna Ludu» (Warszawa), 10 październik.
- Künftige Trabanten in 2000 km Höhe. «Neues Deutschland» (Berlin), 11 Oktober, S. 1—2.
- Così si stabilisce la rotta del satellite. «Realtà Sovietica» (Roma), N 11.
- О характере движения спутника Земли и ракеты-носителя. «Советский флот», 2 ноября.
- Впервые в условиях невесомости. «Советский флот», 5 ноября.
- Interplanetary Rocket Flights Possible. «Meriden Journal» (USA), November 7.
- Health of Sputnik's Dog Bears on Human Chances. «The Middletown Press» (Connecticut, USA), November 7.
- How Soon Will a Human Be a Cosmic Traveler? «Providence Evening Bulletin» (USA), November 7.
- Interplanetary Rocket Flight Will Be Made in Near Future. «Waterbury American» (USA), November 7.
- On Interplanetary Travel⁷. «Holyoke Transcript-Telegram» (Massachusetts, USA), November 7.
- Raket från Sputniks bana när «läft» Venus eller Mars. «Aftonbladet» (Stockholm), 8 november.
- Tekokuukokeet todistavat avaruusmatkat mahdollisiksi. «Helsingin Sanomat» (Helsinki), 8 pñä.
- Nie jutro, lecz już dziś można by wyrzelić rakiety na Księżyc. (Беседа с корреспондентом А. Высоцким). «Życie Warszawy» (Warszawa), 8 listopada.
- Der Mensch steht an der Schwelle des Welt-raums. «Berliner Zeitung» (Berlin), 9 November, S. 1.
- Odwieczne marzenia stały się rzeczywistością. «Wiadomosci (Paryż), 10 listopada, str. 8.
- Über den Flug ins Weltall. «Beilage zu Wissen und Leben» (Leipzig/Jena), N 12, S. 42—44.
- 1958
- Les Satellites Artificiels. «L'Ere Atomique». Encyclopédie des Sciences Modernes, t. IX. Genève, Éd. René Kister, 1958, p. 114—120.
- Astronautyka i jej perspektywy. «Nowe drogi» (Warszawa), N 1, str. 85—100.
- О спутниках. «Техника — молодежи», № 2.
- Искусственные спутники. «Советская Литва» (Вильнюс), 22 марта.
- Возвращение из космоса на Землю. «Советская Россия», 30 марта.
- Właściwości ruchu sztucznych satelitów Ziemi. «Problemy» (Warszawa), N 4, str. 260—267.
- На пути в космос. «Московский комсомолец», 17 мая.
- Показательное сопоставление. «Известия», 18 мая.
- Model Comparison. In «Soviet Writings on Earth Satellites and Space Travel», New York, p. 243—245.
- Zum Start von Sputnik III. «Die Sowjetunion heute» (Bonn), N 15, S. 11.
- Путь к Луне. «Вокруг света», № 7, стр. 1—8.
- The Road to the Moon. Washington. U. S. Govt Printing Office, N 59—11254.
- La Lune, les Planètes et les Comètes auront aussi leurs satellites artificiels. «Etudes soviétiques» (Paris), N 123, p. 51—57.
- Окно в будущее. Обитаемые спутники. «Спутник» (Брюссель), № 13, стр. 3.
- То же, на французском, английском, немецком и фламандском языках.
- Le jour viendra où il faudra des satellites ayant à bord des techniciens et savants. «Le Drapeau Rouge» (Bruxelles), 6 août.
- Астронавты раскроют тайны Марса. «Вокруг света», № 10, стр. 32—36; № 11, стр. 10—14.
- Общие характеристики искусственных спутников Земли. «Краткий астрономический календарь на 1959 год». Киев, изд-во АН УССР, 1958, стр. 85—94.
- 1959
- Künstliche Erdsatelliten. «Epoche Atom und Automation». Enzyklopädie des technischen

Jahrhunderts, Bd. V. Frankfurt am Main, Wilhelm Limpert—Verlag, S. 114—121. The way to the Moon. «Soviet Weekly» London, January 8, p. 9.
 Réponses à 4 questions sur Mietichta. «L'Humanité dimanche» (Paris), le 11 janvier, p. 5.
 Der Weg zum Mond. «Wissen und Leben» (Berlin), N 2, S. 86—92.
 Планета — рядом. «Вокруг света», № 4. Луна большой Луны. «Техника — молодежи», № 4, стр. 4.
 Comment s'effectuera le retour sur Terre. «La Marseillaise — Echo de Centre» (Marseille), 2 avril.

1960

The use of artificial satellites: a Soviet perspective. «Stimulus» (Chicago), p. 6—14.
 La technique du retour à la terre d'un satellite artificiel. «France Nouvelle» (Paris), 4 février, p. 26.
 O międzyplanetarnych sezonach nawigacyjnych. «Wiedza i Technika» (Warszawa), 15 lutego.
 К закону перехода количественных изменений в качественные. «Вопросы философии», № 7, стр. 111—112.
 Bewegungen interplanetarer Stationen auf lunikähnlichen Flugbahnen. «Urania» (Leipzig), N 7, S. 252—254.
 Noi perspective deschise astronauticii. «Tehnică nouă» (București), 20 august.

1961

Paradossi. «Paese Sera» (Roma), 5 gennaio, p. 3.
 O możliwościach stacji kosmicznych. «Wiedza i Technika» (Warszawa), No 129, str. 44—45.
 Периодические зонды для исследования Венеры и Марса. «Вестник информации ТАСС», 19 марта.
 Сколько должны длиться рейсы на соседние планеты? «Вестник информации ТАСС», 19 марта.
 Wywiad. «Problemy» (Warszawa), No 9.
 Dans un siècle: le Centonstroi. «L'Avantgarde» (Paris), No 329, pp. 8—9.
 Il 2061 sarà così. «Paese Sera» (Roma), 22 ottobre.
 Stvrtá astronautická rýchlost. «Svet Socializmu» (Bratislava), No 43, str. 5.

1962—1965

Orbita lotu Gagarina i Titowa. «Wiedza i Technika» (Warszawa), 1962, No 136.
 Calcul d'un Lunik. «France Nouvelle» (Paris), 1963, No 912, p. 32.
 «Близнецы» в полете. «Советская Россия», 1 февраля 1964 г.
 Pamiętniki (fragment). «Biuletyn Informacyjny Instytutu Lotnictwa» (Warszawa), 1965, No 5, str. 41—48.

1966

Wspomnienia o Konstantym Ciołkowskim. «Problemy» (Warszawa), 1966, No 11, str. 667—676.

Niektóre osobliwości marsjańskich marszrut. «Biuletyn Informacyjny Instytutu Lotnictwa» (Warszawa), 1966, No 12, str. 8—12.

1967

Cosmonáutica: La Tierra, la Luna y Venus. «Siempre» (Mexico), 4.V 1967.
 Un viaje al cosmos a través de la tierra. «Siempre» (Mexico), 9.VIII 1967, pp. 38—40.
 O meteorycie tunguskim. «Problemy» (Warszawa), 1967, No 12, str. 714—723.

1968

La coartada de Marte. «Asi» (Buenos Aires), 1968, No 147, p. 3.
 Парадоксы космонавтики. «Наука и техника», Вестник АПН, 1968, № 46 (на русском, английском, французском, немецком и испанском языках).
 Существует ли четвертая космическая скорость? «Наука и техника», Вестник АПН, 1968, № 47.

1969

Pardoxos da cosmonáutica. «Ti» (Rio de Janeiro), No 1.
 Как лететь на Венеру? «По Советскому Союзу», Вестник АПН, № 6.
 «Лифт» Земля — Луна — Земля. «Вестник информации ТАСС», № 5.
 Le traiettorie interplanetarie. «Realtà Sovietica», No 191, p. 16—17.
 La coartada de Marte. «Manana» (Mexico), 8.II, p. 51—53.
 Existe la cuarta velocidad cósmica? «Aqui Esta» (Chile), 12 de febrero.
 Как лететь на Марс? «По Советскому Союзу», Вестник АПН, № 173—174.
 Полет в космос и времена года. «По Советскому Союзу», Вестник АПН, № 169.
 L'astrofisica prepara il 'calendario dell'uomo spaziale. «Espresso Sera» (Catania), 16 Ottobre, p. 5.
 Como volar a Marte? «El Siglo» (Chile), 9 de noviembre.

Os homens iráo a Marte. «Jornal do Brasil» (Rio de Janeiro), 3 de dezembro.
 Varcheremo il sistema solare? «Paese Sera» (Roma), 15 dicembre.
 Aurons-nous bientôt des fusées capables de suivre les comètes? «Humanité dimanche» (Paris), le 29 décembre.

1970—1973

Quando podera o homen voar para Marte. «Diário Popular» (Portugal), 12.V 1970.
 Автоматы полетят к планетам. «Наука и техника», Вестник АПН, 1970 г., № 39.
 Os nossos satélites e os seus paradoxos. «O Estado do Paraná» (Brasil), 18 de Outubro, de 1970.
 Мягкая посадка на Луне. «Наука и техника», Вестник АПН, 1970, № 47.
 Paradoxe Erscheinungen bei der Weltraumfahrt. «Ideen des exakten Wissens» (Stuttgart), 1973, No 1, S. 31—36.

ПРИМЕЧАНИЯ

К предисловию ко второму изданию

¹ Гадомский Ян (1889—1966) — известный польский астроном. Его именем назван кратер на обратной стороне Луны.

К первой части

² В качестве примера можно привести спутники связи («Молния-1», «Телстар», «Реле», «Эхо», «Синком», «Эрли Бёрд»), метеорологические спутники («Космос-122», «Космос-144», «Космос-156», «Тирос», «Нимбус»), навигационные спутники («Гранзит»).

³ В последние годы на Международных астронавтических конгрессах обсуждался вопрос обучения школьников основам космонавтики. Курсы такие уже печатались. Некоторые средние школы имеют собственные музеи космонавтики. В нашей стране и за рубежом организованы клубы юных космонавтов. Регулярно проводятся соревнования юных моделлистов высотных и космических ракет.

⁴ Изучение природы солнечных и других излучений осуществляется, например, с помощью ракет типа «Вертикаль».

⁵ Начиная с 1966 г. США запускаются орбитальные астрономические обсерватории, обращающиеся на высотах порядка 800 км, где земная атмосфера совсем не искажает изображений небесных тел, получаемых установленными на спутниках телескопами. Запущенные 8 апреля 1966 г. и 7 декабря 1968 г. обсерватории этого типа смогут, по-видимому, удержаться на орбите длительное время.

⁶ Ряд искусственных спутников Земли с предполагаемым сроком существования в несколько десятков лет предназначен специально для изучения солнечной активности. Так, с 7 марта 1962 г. по 22 января 1969 г. США было запущено пять орбитальных солнечных обсерваторий типа «OSO». Кроме того, в 1972 г. в СССР был осуществлен запуск спутников «Прогноз» и «Прогноз-2».

⁷ Современные автоматические межпланетные станции уже способны заснять Венеру со стороны Солнца. В самом деле, перигелий «Венеры-1», «Венеры-2», «Маринера-2» составлял 105—107 млн. км, в то время как полуось орбиты планеты Венеры равна 108 млн. км.

⁸ До сих пор такой малой планеты открыты не удалось. Поиски продолжаются.

⁹ Измерения, произведенные, например, уже первыми автоматическими межпланетными станциями «Луна-1» и «Луна-3», прошедшими в 1959 г. вблизи нашего естественного спутника, показали, что Луна практически не имеет сколько-нибудь значительного

магнитного поля, а «Луна-3» и «Зонд-3» сфотографировали из космоса ее обратную сторону. Непосредственные измерения с помощью космических летательных аппаратов, пролетевших вблизи Венеры и Марса, показали, что магнитные поля этих планет также очень незначительны.

¹⁰ Первый шаг в этом направлении был сделан в начале 1966 г. автоматической межпланетной станцией «Луна-9», которая совершила мягкую посадку на Луну и с помощью телевизионной системы передала на Землю панорамы лунного ландшафта.

¹¹ В образцах лунного грунта, привезенных на Землю американскими космонавтами Н. Армстронгом, Э. Олдрином и М. Коллинзом и следующими членами экспедиций на Луну, а также автоматическими межпланетными станциями «Луна-16» и «Луна-20», были обнаружены неизвестные на нашей планете минералы.

¹² С помощью искусственных спутников удалось, например, открыть радиационный пояс Земли.

¹³ Разъяснения обозначений даны в начале книги в таблице условных обозначений.

¹⁴ Эллипс, парабола и гипербола могут, в крайнем случае, вырождаться в прямую, проходящую, естественно, через центр Солнца. Следовательно, в межпланетном пространстве траектория космического аппарата, движущегося по инерции, может быть прямой только в том случае, когда аппарат следует вдоль солнечного луча.

¹⁵ В знакомой формулировке (5) третьего закона Кеплера не принимается во внимание масса вращающегося тела, а чем больше эта масса, тем короче период обращения планеты или спутника на орбите, и наоборот. Поэтому, когда обращающаяся масса не является ничтожно малой, надо исходить не из общеизвестной формулы (5), а из следующего, уточненного Ньютоном уравнения (5'), в котором этот фактор учитывается. Последнее уравнение показывает, например, что нельзя запустить искусственный спутник, который двигался бы по орбите Луны с ее же периодом обращения. Даже если пренебречь действием силы притяжения Луны, Луна будет догонять искусственный спутник, и катастрофическое столкновение окажется неизбежным: точный расчет показывает, что период обращения искусственной луны будет на 0,6% длиннее периода обращения Луны. Если же запустить искусственный спутник Земли с периодом обращения, равным лунному месяцу, то полуось его орбиты должна быть на 1560 км короче полуоси орбиты Луны.

¹⁶ Баклунд Оскар Андреевич (1846—1916)—русский астроном, академик, директор Пулковской обсерватории. Исследовал движение кометы Энке, по постановлению Академии наук называемой в настоящее время кометой Энке-Баклунда. Определил массу Меркурия.

¹⁷ Вычисления параметров орбит планет сделаны для 1950 г., чем подчеркивается, что уже к половине XX в. могло быть подготовлено осуществление первых космических полетов.

Ниже указаны изменения эксцентриситета планетных орбит (в %) за период времени с 1950 по 1975 г. Как видно, они незначительны:

Меркурий	+0,0025
Венера	—0,1972
Марс	+0,0255
Юпитер	+0,0841
Сатурн	—0,1557
Уран	—0,0143
Нептун	+0,0177

¹⁸ Современные данные астрономии (1965 г.) говорят о том, что диаметр Плутона меньше 4400 км.

¹⁹ Здесь мы наблюдаем интересное явление, заключающееся в том, что на планетах-гигантах Уране и Нептуне ускорение силы тяжести примерно такое же, как и на Земле. С одной стороны, сила притяжения на Нептуне, благодаря его большой массе, должна быть в 17,3 раза больше, чем на Земле, а, с другой стороны, благодаря его размерам, в 4,15 превышающим размеры Земли, она должна быть в $4,15^2 = 17,3$ раза меньше. В итоге, на поверхности Нептуна сила тяжести равна земной. Масса Урана в 14,6 раза больше массы Земли, а его диаметр в 3,9 раза больше земного. Поэтому на этой планете наблюдается подобное явление.

²⁰ Исследования атмосферы Венеры с помощью автоматических межпланетных станций «Венера-4», «Венера-5», «Венера-6» и «Венера-7», а также американского космического летательного аппарата «Маринер-5» опровергли прежние соображения астрономов о строении и составе атмосферы ближайшей планеты и подтвердили прогноз высоких температур на Венере, основанный на результатах наземных измерений радиоизлучения этой планеты. Однако достоверная модель атмосферы Венеры требует еще доработки, поскольку по поводу строения ее атмосферы имеется еще много спорных вопросов.

²¹ Таким образом, среднее расстояние Меркурия от Земли равно среднему расстоянию Венеры от нашей планеты, несмотря на то, что орбита Меркурия находится внутри орбиты Венеры.

²² Можно доказать, что период обращения нулевого искусственного спутника (спутник,

обращающийся у самой поверхности небесного тела) зависит исключительно от средней плотности данного светила. Так, периоды обращения нулевых искусственных спутников Меркурия и Земли, т. е. планет с примерно одинаковой плотностью, почти равны (1 час 24 мин), несмотря на то, что поперечник Меркурия в 2,63 раза меньше диаметра Земли. Так же и период обращения нулевого искусственного спутника Урана, равный 2 час 50 мин, немного отличается от периода обращения нулевого спутника Солнца, равного 2 час 46 мин, потому что эти два небесные тела имеют примерно одинаковую плотность. И при этом поперечник Солнца в 28 раз превышает диаметр Урана! И наконец, период обращения искусственного спутника у поверхности Луны, имеющей меньшую плотность, чем Земля, будет больше, чем период обращения нулевого спутника нашей планеты, несмотря на меньшие размеры Луны.

В самом деле, период обращения искусственного спутника у самой поверхности планеты

$$U_0 = \frac{2\pi r_0}{\sqrt{g_0 r_0}},$$

но

$$g_0 = k_1 \frac{\mu}{r_0^2} = k_1 \cdot \frac{4}{3} \pi \frac{r_0^3}{r_0^2} \rho = k_2 r_0 \rho,$$

следовательно,

$$U_0 = \frac{2\pi r_0}{\sqrt{k_2 r_0 \rho}} = k_3 \frac{1}{\sqrt{\rho}}.$$

²³ Согласно наблюдениям Скиапарелли, в течение десятков лет догускалось, что период вращения Меркурия около собственной оси равен времени его обращения вокруг Солнца и потому половина его поверхности постоянно подвержена солнечному излучению, а противоположная половина погружена в вечный мрак и, следовательно, имеет весьма низкую температуру. На границе освещенной и темной поверхностей имеется узкая полусвещенная полоса, в пределах которой вследствие либрации планеты происходят небольшие колебания температуры.

²⁴ Вопрос о периоде вращения Венеры вокруг своей оси долгое время был неясен. В первом издании книги приводились данные, принадлежащие Пикерингу и Ивену (Pickering Ewen). Скиапарелли (Schiaparelli) и Лоуэлл (Lowell) считали, что период ее сидерического вращения равен времени обращения вокруг Солнца, т. е. 225 дням. Другие исследователи считали его равным периоду вращения Земли.

²⁵ Синодический период показывает, через какой промежуток времени можно осуществить межпланетный полет по аналогичной траектории. Тем самым синодический период служит также для определения продолжительности межпланетных навигационных сезонов.

Как видно, необходимые конфигурации для полета на любую планету повторяются чаще, чем для полета на Марс. Так, например, в течение столетия на Марс можно слетать по одной и той же траектории 46 раз, на Венеру — 62 раза, на Меркурий — 315 раз.

²⁶ Из приведенных здесь величин значений альbedo для разных участков земной поверхности становится ясным, что до наступления космической эры не было возможности достаточно точно определить данные о глобальном альbedo земных полушарий. В настоящее время с борта космических летательных аппаратов делаются соответствующие наблюдения, которые приведут к более точным результатам.

²⁷ К настоящему времени открыто еще три спутника Юпитера (X, XI, XII), один спутник Урана (V. Миранда) и один спутник Нептуна (П. Нереида). Миранда, вследствие ее близости к Урану (120 тыс. км от его центра), имеет перспективное значение для космонавтики. С этой точки зрения исключительный интерес представляет открытый в 1966 г. десятый спутник Сатурна — Янус, который движется вокруг этой планеты у самого наружного края ее кольца. Другие новооткрытые спутники, наоборот, ввиду их большого удаления от своей планеты (от 6 до 22 млн. км), вряд ли пригодятся для исследования Юпитера и Нептуна.

²⁸ В 1971 г. число известных астероидов превысило 1800.

²⁹ Впервые наблюдения кометы (Таго-Са-то-Косака) с борта орбитальной астрономической обсерватории («ОАО-2») производились 14 января 1970 г. Автоматической аппаратурой отмечалось ультрафиолетовое излучение кометы, не дошедшее до поверхности Земли вследствие поглощения его атмосферой.

³⁰ Траектории непериодических комет весьма мало отличаются от параболы.

³¹ Заметим, что до начала космической эры некоторые ученые (например, Вильсон) приписывали космическим лучам земное происхождение.

³² Эта глава, с небольшими изменениями, была впервые опубликована в ноябре 1935 г.

³³ Принятая в настоящее время Международная стандартная атмосфера немногим отличается от приведенной здесь.

³⁴ Фесенков Василий Григорьевич (1889—1972) — советский астроном, академик.

³⁵ В Советском Союзе исследование верхних слоев атмосферы с помощью геофизических ракет с потолком до 500 км (и более) регулярно производится начиная с 1949 г. В частности, установлено, что на высотах 10—30 км температура воздуха остается приблизительно постоянной, выше, до высоты в 50—60 км, она возрастает после чего она падает до высоты порядка 85 км. Затем она опять начинает подниматься вплоть до высот, превышающих 400 км.

³⁶ В первой половине нашего века имела хождение гипотеза Вегенера о существовании

газа геокорония, образующего как бы крайнюю оболочку атмосферы. Эту гипотезу Вегенер предложил с целью объяснить присутствие в спектре полярных сияний, ночного неба и солнечной короны особых линий, которые не соответствовали ни одной спектральной линии известных на Земле элементов. Однако спектральные линии гипотетического геокорония были впоследствии идентифицированы с линиями известных элементов. Наконец, исследование атмосферы с помощью спутников окончательно опровергли гипотезу Вегенера о существовании элемента геокорония.

³⁷ Выступления Пэжа в 1932 г. в Сен-Клу (под Парижем) были автором хронометрированы. Артист мог проводить тренировочные упражнения «по вертикальной стене» длительностью до 4—5 мин.

При содействии главного врача Французского Гражданского воздушного флота Г. Гарсо я сам подвергался в 1932 г. на центрифуге аэродинамической лаборатории в Сен-Сир (под Парижем) перегрузкам разной интенсивности и длительности. Но установка не выдерживала больших перегрузок. Поэтому я и тогда считал эти результаты неинтересными с точки зрения космонавтики.

³⁸ Рынин Николай Алексеевич (1877—1942) — советский ученый в области авиации и космонавтики. Автор работ по реактивной технике и межпланетным сообщениям. Сотрудник ЛенГИРДа. Имя Рынина присвоено кратеру на обратной стороне Луны.

³⁹ Циолковский Константин Эдуардович (1857—1935) — основоположник современной космонавтики и ракетной техники. Именем К. Э. Циолковского названо большое образование на обратной стороне Луны.

⁴⁰ Кондратюк Юрий Васильевич (1897—1942) — изобретатель и теоретик, один из пионеров космонавтики. Первые его работы в этой области относятся к 1919 г. Его имя присвоено кратеру на обратной стороне Луны.

⁴¹ Цитируя этот абзац со ссылкой на «Введение в космонавтику», известный популяризатор космонавтики и один из организаторов Международной астрономической федерации А. Ананов пишет: «Приведенные характеристики этого приспособления во многом напоминают анти-гравитационный костюм, который был использован американскими летчиками во время войны» (см. *Ananoff A. L'astronautique. Paris, 1950, p. 384*). Подобное мнение высказал также ректор Высшей национальной школы электричества и механики в Нанси, проф. Робер Гилльен (см. *Université de Nancy. Rapports sur l'activité des facultés. Nancy, 1962, p. 277*).

⁴² Тренировка такого рода производится на специальных самолетах в СССР и США.

⁴³ Высказанные в этом параграфе предположения в основном оправдались на практике космических полетов.

⁴⁴ Это утверждение верно только в случае кратковременных космических полетов человека. Длительное же пребывание в космосе в состоянии невесомости вредно сказывается на организме, и после возвращения космонавтов на Землю требуется определенный период аккомодации к «новым» условиям.

⁴⁵ Оберт (Oberth) Герман (р. 1894 г.) — немецкий ученый, один из пионеров космонавтики.

⁴⁶ В настоящее время во многих странах мира проводятся исследования для того, чтобы экспериментально доказать существование гравитационных волн.

⁴⁷ Эйлер (Euler) Леонард (1707—1789) — великий математик, астроном и физик. Член Петербургской Академии наук. Жил и работал в России с 1727 по 1741 г. и с 1766 г. до конца своей жизни. На видимой стороне Луны имеется кратер его имени.

⁴⁸ Максвелл (Maxwell) Джеймс (1831—1879) — знаменитый английский физик. Предсказал существование электромагнитных волн. Его именем назван кратер на обратной стороне Луны.

⁴⁹ Лебедев Петр Николаевич (1866—1912) — знаменитый русский физик. Главные его работы относятся к проблеме давления света на твердые тела и газы. Именем Лебедева назван кратер на обратной стороне Луны.

⁵⁰ В настоящее время некоторые специалисты считают, что давление солнечного света может найти применение в качестве движущей силы космического летательного аппарата («солнечный парус»). Автор не разделяет этого мнения.

Ко второй части

¹ Этот раздел был впервые опубликован в январе 1935 г.

² Бернулли (Bernoulli) Даниил (1700—1782) — член Петербургской Академии наук по кафедре механики. Жил и работал в России с 1725 по 1733 г. Кратеру на видимой стороне Луны присвоено имя семьи ученых Бернулли.

³ На отдельном листке отпечатано только название изобретения, сам же текст патента хранится в Государственном архиве (Лондон) в рукописном виде, в единственном экземпляре (обнаружен автором).

⁴ Кибальчич Николай Иванович (1853—1881) — изобретатель управляемого ракетного летательного аппарата. Руководил пиротехнической лабораторией. Именем Кибальчича назван кратер на обратной стороне Луны.

⁵ Расчеты и чертежи проекта «паролета» Федора Гешвенда описаны в его работе под названием «Общее основание устройства воздухоплавательного парохода» (1887 г.).

⁶ Гансвиндт (Ganswindt) Герман (1856—1934) — немецкий изобретатель. Его имя присвоено кратеру на обратной стороне Луны.

⁷ Федоров Александр Петрович (1872—?) — русский изобретатель. В 1896 г. в брошюре «Новый принцип воздухоплавания, исключающий атмосферу как опорную среду», предложил применить ракету для движения в пустоте. Его имя присвоено кратеру на обратной стороне Луны.

⁸ О К. Э. Циолковском есть ряд упоминаний в этой книге и в книге автора «Полет в мировое пространство» (1949 г.). В статье, напечатанной автором в «Юманите» (1930 г.) К. Э. Циолковский был впервые представлен французскому читателю как основоположник космонавтики, и впервые во Франции был напечатан его портрет.

⁹ Эно-Пельтри (Esnault-Pelterie) Робер (1881—1957) — французский пионер авиации и космонавтики, член Французской Академии наук. Его именем назван кратер на обратной стороне Луны.

¹⁰ Луи-Гирш (Louis-Hirsch) Андре (1899—1962) — французский общественный деятель. Увлекался астронавтикой и покровительствовал ее развитию. В 1927 г. совместно с Р. Эно-Пельтри учредил первую «Международную премию по астронавтике» («Международная премия Эно-Пельтри — Гирша»). Работал над вопросом применения инфракрасных лучей для связи на расстоянии.

¹¹ Комитет астронавтики был организован в 1928 г. при Французском астрономическом обществе. За лучшие работы в области астронавтики в период времени с 1928 по 1939 г. Комитетом были присуждены международные премии, медали и грамоты Г. Оберту (Германия), В. Гоманну (Германия), Н. Дейшу (США), П. Монтанью (Франция), А. Штернфельду (СССР), Л. Дамблану (Франция), А. Африкано совместно с Американским ракетным обществом (США), Ф. Малине совместно с Н. Карвером (США). В начале второй мировой войны Комитет прекратил существование.

После войны было основано Французское астронавтическое общество. В 1952 г. это общество посмертно наградило К. Э. Циолковского медалью за его выдающиеся заслуги в развитии мировой науки о воздухоплавании и межпланетных сообщениях.

¹² Перрен (Perren) Жан (1870—1942) — выдающийся французский физик, член Парижской Академии наук и ее президент (1938 г.), почетный член Академии наук СССР, лауреат Нобелевской премии, член Комитета астронавтики. Был одним из главных рецензентов рукописи «Введение в космонавтику».

¹³ Тихов Гавриил Андриянович (1875—1960) — крупный советский астрофизик, член-корреспондент Академии наук СССР. Основоположник астроботаники и астробиологии. Именем Тихова назван кратер на обратной стороне Луны.

¹⁴ Годдард (Goddard) Роберт (1882—1945) — американский ученый, один из пионеров ракетной техники. В 1926 г. запустил первую в

мире жидкостную ракету. Именем Годдарда назван кратер на обратной стороне Луны.

¹⁵ Валье (Valier) Макс (1895 — 1930) — немецкий конструктор в области ракетной техники и популяризатор космонавтики. В 1928—1929 гг. создал и испытал гоночные автомобили, движимые пороховыми ракетами. Работал также над жидкостными ракетными двигателями. Именем Валье назван кратер на обратной стороне Луны.

¹⁶ Ветчинкин Владимир Петрович (1888—1950) — советский аэродинамик и математик, один из пионеров ракетной техники. Разрабатывал некоторые проблемы космического полета. Рецензент первого издания этой книги. Его именем назван кратер на обратной стороне Луны.

¹⁷ Гоманн (Hohmann) Вальтер (1880—1943) немецкий ученый, один из пионеров космонавтики.

¹⁸ Перельман Яков Исидорович (1882—1942) — советский ученый и популяризатор космонавтики. Его имя присвоено кратеру на обратной стороне Луны.

¹⁹ Цандер Фридрих Артурович (1887—1933), советский ученый и изобретатель в области ракетной техники, руководитель бригады МосГИРДа, конструктор первой советской ракеты, работавшей на жидком двухкомпонентном топливе (взлетела 25.XI 1933 г.). Имя Цандера присвоено кратеру на обратной стороне Луны.

²⁰ О ранней истории ракеты в России см. книгу автора «Полет в мировое пространство», а также статьи.

В работах автора впервые в советской литературе говорится о следующих веках в истории развития русской ракеты:

Ракеты в России начала XVII в.;

Основание в 1680 г. «Ракетного заведения» в Москве;

Петровская сигнальная ракета и другие ракеты XVIII в.;

«Положение о фейерверках» (1809 г.);

Фундаментальная работа К. И. Константинова «О боевых ракетах» и другие работы этого ученого;

Работы Карчмина, Писарева, Демидова, Засядко, Козена, Бонтана, Шильдера (как ракетчика), Костырко, Внукова, Завадского.

²¹ О деятельности крупнейшего специалиста ракетного дела XVII в. Казимира Семеновича автор опубликовал серию очерков.

²² Константинов Константин Иванович (1818—1871) — крупнейший специалист ракетного дела в дореволюционной России, автор фундаментального труда «О боевых ракетах» (Париж, 1864; Санкт-Петербург, 1864), директор «Ракетного заведения». Константинову удалось четырехкратно увеличить дальность русских ракет старого образца, т. е. довести их радиус действия до 4 км. Дальность действия спасательных ракет системы Константинова в полтора раза превышала показатели лучших заграничных образцов. Испанское правительство построило фабрику

боевых ракет с машинами и приборами, являющимися точной копией машин системы Константинова. Именем Константинова назван кратер на обратной стороне Луны.

²³ Поморцев Михаил Михайлович (1851—1916) — русский аэролог и воздухоплаватель. Изобретатель, конструктор ракетных двигателей. Его именем назван кратер на обратной стороне Луны.

²⁴ Тилинг Рейнголд — создал ракеты, развешиваемые крылья на потолке. Его имя присвоено кратеру на обратной стороне Луны.

²⁵ В конце 20-х и начале 30-х годов нашего столетия большинство исследователей в области реактивного движения окончательно перешли к работам с ракетами на жидком топливе, проблема которых вследствие полной новизны и технической сложности представляла несравненно большие трудности, чем разработка пороховых ракет, но вместе с тем обещала значительно более широкие перспективы.

²⁶ Работы Бэкона были переизданы в Оксфорде в 1897—1900 гг. Имеется русский перевод: *Бэкон Роджер. Собрание сочинений*. Ч. 1—2. СПб., 1874.

²⁷ В этом сочинении впервые, по-видимому, опубликована идея составной ракеты, примитивный рисунок которой имеется в книге Ж. Бови.

²⁸ Приведенные здесь работы К. И. Константинова были совершенно забыты в XX в. С начала нашего столетия и до появления первого издания «Введения в космонавтику» нигде не упоминался фундаментальный труд «О боевых ракетах» (на русском языке) этого замечательного специалиста ракетного дела, как и ни одна из приведенных здесь работ.

По приоритетным соображениям указываются названия французских работ Константинова, опередивших издания на русском языке. Они имеются в Национальной библиотеке в Париже, а также в библиотеке Французской Академии наук.

²⁹ Работа Марка Грека была переслана в Париже в 1804 г.

³⁰ Через год после выхода в свет латинского оригинала этой книги появился французский авторизованный перевод. Последовало издание на голландском языке, и через четверть века (в 1676 г.) — на немецком. Это произведение долго сохраняло свою свежесть и актуальность: через 80 лет (в 1729 г.) вышел в Лондоне английский перевод французского издания. В 1963 г. в Варшаве был издан польский перевод этого капитального труда.

³¹ Формула (65) была опубликована К. Э. Циолковским в 1903 г. и получила название формулы Циолковского. Важность этой формулы заключается в том, что она дает возможность определить для каждого конкретного случая главные характеристики ракеты и выяснить, какие проекты ракетного полета реальны и какие неосуществимы.

³² При определении весовых характеристик космических ракет в большинстве случаев

автор исходил из величины скорости истечения газов из ракеты, равной 4 км/сек. И действительно, такая скорость достигалась на некоторых современных жидкостных ракетных двигателях.

³³ Технический прогресс за последние сорок лет внес некоторые коррективы в перспективы применения электрических ракет для космических полетов. «Работы по электрическим ракетным двигателям, начатые в Газодинамической лаборатории, — пишет проф. Г. В. Петрович, — нашли свое продолжение в наши дни. Впервые в мире Советским Союзом в реальных условиях полета по космическим орбитам были применены ионные и плазменные электрические ракетные двигатели на корабле «Восход» и автоматической станции «Зонд-2», запущенных в 1964 г.» (Развитие ракетостроения в СССР. М., «Наука», 1968, стр. 9). Отработка электрических ракетных двигателей проводится также на искусственных спутниках Земли серии «Космос» и на американских космических летательных аппаратах. Однако сила тяги электрических ракет в тысячи раз меньше их веса, в чем и кроется причина невозможности их применения для старта с поверхности Земли.

³⁴ Над теорией составной ракеты (стр. 67—74 и 166—173) автор работал в РНИИ. Сохранилась рукопись, датированная январем-февралем 1936 г.

³⁵ Описанные здесь воздушно-ракетные и воздушно-реактивные двигатели предполагаются применить в космонавтике для воздушно-космических самолетов.

³⁶ В этом списке литературы даны ссылки на труды В. П. Глушко, С. П. Королева, Г. Э. Лангемака и Б. С. Стечкина, не включенные в первое издание книги.

³⁷ Глушко Валентин Петрович (р. 1908 г.) — советский ученый в области физико-технических проблем энергетики, академик. Дважды Герой Социалистического Труда, Лауреат Ленинской и Государственной премий. Основоположник отечественного ракетного двигателестроения, один из пионеров ракетной техники. Конструктор первого в мире электротермического ракетного двигателя (1929—1933) и первых отечественных жидкостных ракетных двигателей (1930—1931) (см. Космонавтика. Маленькая Энциклопедия. М., 1970, стр. 109). В. П. Глушко, руководившим работами по ЖРД в Газодинамической лаборатории (1929—1933) и продолжившим эту работу в РНИИ (1934—1938), в 1939 г. была создана самостоятельная организация, выросшая с 1941 г. в Опытно-конструкторское бюро по ЖРД (там же, стр. 94). В дальнейшем ГДЛ — ОКБ разработало мощные двигатели, обеспечившие полеты первых ИСЗ, ИСС, ИСЛ, первых космонавтов, всех советских геофизических и космических ракет в 1949—1970 гг. (там же, стр. 134).

³⁸ Королев Сергей Павлович (1906—1966) — советский ученый, один из пионеров ракетной техники, конструктор ракетно-космических

систем, академик. Дважды Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской премии. Один из руководителей ГИРДа и РНИИ. Под его руководством были созданы космические летательные аппараты «Восток», «Восход», «Электрон», «Молния-1», «Космос», «Зонд» и др. Именем Королева названо большое образование на обратной стороне Луны.

³⁹ Лангемак Георгий Эрихович (1898—1938) — крупный специалист в области ракетной техники, заместитель директора по научной части РНИИ, переводчик настоящей книги. Его именем назван кратер на обратной стороне Луны.

⁴⁰ Меркулов Игорь Алексеевич (р. 1913 г.) конструктор в области ракетной техники. В 1939 г. в СССР состоялась летные испытания с прямоточным воздушно-реактивным двигателем конструкции И. А. Меркулова.

⁴¹ Тихонравов Михаил Клавдиевич (1900—1974) — один из пионеров ракетной техники, доктор технических наук. Лауреат Ленинской премии, Герой Социалистического Труда, член-корреспондент Международной академии космонавтики. Руководитель ракетной группы ГИРДа, конструктор взлетевшей 17 августа 1933 г. первой советской ракеты на гибридном топливе (жидкий кислород и железобразный бензин).

⁴² Стечкин Борис Сергеевич (1891—1969) — создатель теории воздушно-реактивных двигателей.

⁴³ Ланжевен (Langevin) Поль (1872—1946) — выдающийся французский физик, член Парижской Академии наук, почетный член Академии наук СССР. Один из руководителей Французского Астрономического Общества. Рецензировал также рукопись «Введения в космонавтику». Имя Ланжевена присвоено кратеру на обратной стороне Луны.

⁴⁴ В первом издании книги говорится: «Не подлежит сомнению, что космическим сообщениям должен предшествовать ряд обширных опытных исследований, так как в наших познаниях пока еще имеется очень много пробелов. Сейчас еще нельзя с достаточной точностью определить все конструктивные детали космического корабля, хотя основные принципы его построения уже намечены» (стр. 280).

⁴⁵ Сферические кабины и полусферические днища для топливных баков часто применяются в космических летательных аппаратах.

⁴⁶ Подобный принцип применялся в реактивном двигателе самолета-снаряда «Фау-1».

⁴⁷ К. Э. Циолковский впервые указал на возможность управления движением ракеты путем помещения рулей в струе вытекающих газов. На практике газовые рули из жароупорного материала дали хорошие результаты.

⁴⁸ Техника управления полетом космического корабля в части навигационной (определение траектории полета) пошла по иному пути, нежели предполагал автор. В боль-

шинстве случаев для навигационных целей используются радиотраекторные измерения, проводимые, как правило, в когерентном режиме с Земли. При этом использование эффекта Доплера имеет место лишь при радиотраекторных измерениях. В космических полетах используются также автономные оптические измерения, проводимые с борта аппарата. Но при этом измеряют не угловое положение Солнца на небесной сфере, а угловое положение планет, с которыми функционально связан полет космического аппарата. Не исключено, что одограф, построенный по принципу, изложенному в приведенном тексте, в будущем будет все же осуществлен. Современные измерители отмечают колебания температуры в одну миллионную градуса, что вблизи земной орбиты позволяет обнаружить радиальное перемещение межпланетного аппарата на 1 км. На орбитах других планет это перемещение прямо пропорционально периоду обращения планеты вокруг Солнца. Естественно, приходится учитывать колебания солнечной постоянной.

⁴⁹ Лучшими примерами такого рода управления могут послужить осуществленные Советским Союзом автоматическая стыковка ИСЗ в октябре 1967 г. и полуавтоматическая стыковка космических кораблей в январе 1969 г.

⁵⁰ Этот параграф написан примерно за тридцать лет до запуска первого искусственного спутника.

⁵¹ Такой шлюзовой отсек и описанный ниже скафандр были впервые использованы 18 марта 1965 г. на космическом летательном аппарате «Восход-2» при выходе А. А. Леонова из кабины корабля в открытый космос.

⁵² Первый выход в открытое космическое пространство совершил А. А. Леонов 18 марта 1965 г. Он удалился от пилотируемого П. И. Беляевым корабля «Восход-2» на расстояние пяти метров, сохраняя с ним связь с помощью фала.

⁵³ При строительных работах на Земле чем выше поднимаются леса, тем опаснее сделать неверный шаг. Однако при монтаже составной межпланетной станции оступаться неопасно. Монтажник, сделавший неверный шаг, все равно не упадет на Землю. Вместе с внешним сооружением он будет вращаться вокруг Земли и сможет вернуться на свое рабочее место, воспользовавшись, например, карманной ракетой.

⁵⁴ Первое условие для достижения этой цели во время полета по инерции — это автоматически удерживать такую ориентацию топливных баков по отношению к солнечным лучам, при которой равновесная температура в баках будет самой малой.

⁵⁵ В литературе по космонавтике здесь на это явление указывается впервые («метаболическая вода»).

⁵⁶ Такой годичный эксперимент был произведен в Советском Союзе. Испытатели Г. А. Мановцев, А. Н. Божко и Б. Н. Улы-

бихев пробыли в наземной герметической кабине с 5 ноября 1967 г. по 5 ноября 1968 г. Все это время они потребляли воду, регенерируемую из мочи и испаряемой влаги. В то же время кислород для дыхания извлекался из углекислого газа (см. стр. 104).

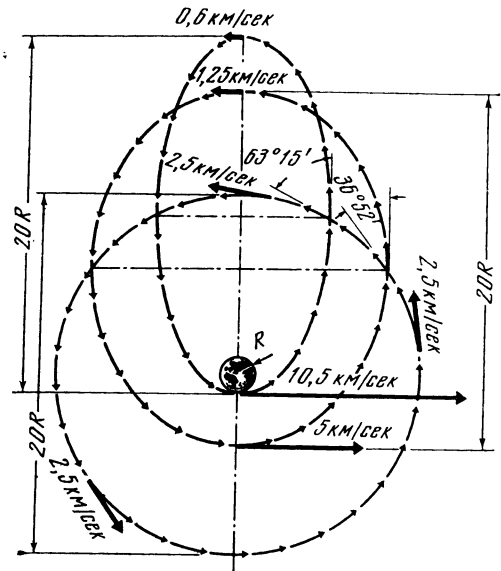
К третьей части

¹ Некоторые вопросы космического полета подробно изложены в книгах автора.

² Формула (167) показывает, как связаны между собой скорости движения спутника по эллипсу и по кругу: при движении спутника по эллиптической орбите его скорость оказывается то больше той скорости, которую он бы имел, если бы двигался по окружности с диаметром, равным большой оси эллипса, то меньше ее. Если разделить эллипс на две части его малой осью, то скорость спутника больше соответствующей круговой, когда он движется по той половине эллипса, которая ближе к Земле (часть эллипса, находящаяся внутри окружности, рис. 106), и меньше, когда он движется по другой половине (с наружной стороны окружности). Наконец, скорости спутника в моменты, когда он проходит через концы малой оси эллипса (точки пересечения эллипса с окружностью), равны круговой скорости.

Из формулы (167) вытекает также, что если два космических аппарата летят с Земли на какую-нибудь планету по отрезкам эллипсов, имеющих одинаковые полуоси, но разные эксцентриситеты, то их скорости в межпланетном пространстве на равных расстояниях от Солнца будут равны на всем протяжении пути.

Рис. 106



И если, освободившись от поля тяготения Земли, они обладают одинаковой скоростью относительно Солнца, равной, например, $34,5 \text{ км/сек}$, то, пересекая орбиту Марса, аппараты тоже будут двигаться с одинаковой скоростью — в $24,1 \text{ км/сек}$. А все же один аппарат мог бы достичь Марса, скажем, через 130 суток, а другой — спустя 40 суток. Это парадоксальное на первый взгляд явление объясняется разной протяженностью пройденного при этом пути.

³ Вращательное движение Земли влияет не только на начальную скорость, которую необходимо сообщить космическому летательному аппарату, но и на кажущееся движение такого аппарата. Например, на рис. 107 изображены эллиптические орбиты искусственных спутников Земли, движущихся в экваториальной плоскости, и указаны направления их истинного и кажущегося движения. Последнее может быть колебательным: то с запада на восток, то с востока на запад и опять с запада на восток. Для искусственных спутников, вращающихся в первой зоне, кажущееся направление движения будет совпадать с действительным, так как здесь угловое движение спутника происходит быстрее, чем суточное вращение Земли вокруг своей оси. Для других спутников, проходящих частично во второй и третьей зонах, кажущееся и действительное направления будут совпадать только на части пути: когда спутник находится вблизи Земли, его угловая скорость больше и он кажется движущимся на восток (вторая зона). Но по мере приближения к указанной на рис. 107 межзональной границе он постепен-

но замедляет движение, чтобы, достигнув ее, остановиться на мгновение и начать двигаться вспять — с востока на запад (третья зона).

⁴ По баллистической траектории впервые летали А. Шепард (5 мая 1961 г., потолок 185 км , дальность 486 км , продолжительность 15 мин). Затем, 21 июля того же года Вирджил Гриссом совершил подобный суборбитальный космический полет. Как видно из рис. 34, в этом диапазоне дальности минимальный расход топлива одноступенчатой ракеты на километр расстояния получается уже при скорости истечения газов меньше $1,5 \text{ км/сек}$.

^{5,6} Примерно по таким траекториям летели советские баллистические ракеты в январе и июле 1960 г.

⁷ Как видно из следующей строки табл. 15, если с ракеты, отправившейся в полет с данной скоростью, немедленно запустить вторую, которая разовьет скорость в 22 м/сек , то последняя упадет на расстоянии 1113 км от места приземления первой ракеты (сопротивлением воздуха пренебрегаем). Тело, брошенное с такой же скоростью с поверхности Земли, ушло бы на расстоянии, не превышающем 50 м .

⁸ В теоретической космонавтике, как и в других науках, мы находим примеры перехода количественных изменений в качественные, а именно постепенно количественные изменения скорости приводят к скачкообразным качественным изменениям характера (типа) движения. Один из таких интересных примеров проявления законов диалектики в области космонавтики мы наблюдаем и здесь: если вблизи поверхности Земли разогнать снаряд до горизонтально направленной скорости в $7904, 7908, 7911 \text{ м/сек}$, то он упадет обратно на поверхность Земли. Но достаточно увеличить скорость движения снаряда на 1 м/сек , доводя ее до круговой — 7912 м/сек , чтобы он больше не упал на Землю, а стал вращаться вокруг нее в качестве ее спутника. Таким образом, постепенное увеличение скорости снаряда превращает его «земной» полет в космический.

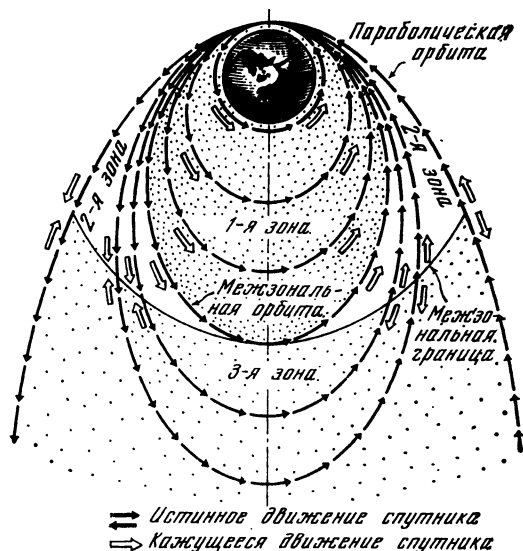
⁹ В рассчитанных здесь (и в дальнейшем) космических скоростях масса летательного космического аппарата не принималась во внимание, так как она ничтожно мала по сравнению с массой центрального небесного тела: эти расчеты исходят из уравнения (5), в то время как со строго научной точки зрения следовало бы исходить из уравнения (5'). В практике космической навигации эти расхождения неуловимы.

¹⁰ Отсюда видно, что нет возможности запустить спутник одним выстрелом, например из электромагнитной пушки у поверхности Земли.

¹¹ Термин «первая космическая скорость» здесь предлагается впервые в литературе по космонавтике.

¹² Из формулы (190) вытекает, что двигатель мощностью в 1 л. с. вырабатывает в сутки боль-

Рис. 107



ше энергии, чем ее приобретает килограммовая гиря, поднятая в бесконечность.

¹³ Как и в случае круговой скорости, здесь мы наблюдаем скачкообразный переход от «земной» скорости к космической: улетая с начальной скоростью в 11 188 *м/сек*, тело находится еще в плену земного тяготения и вернется обратно на Землю. Но достаточно увеличить начальную скорость до 11 189 *м/сек*, чтобы оно навсегда удалилось от нашей планеты: характер его движения скачкообразно переходит в межпланетный.

«Предвестником» этого явления может служить предыдущая строка табл. 16, из которой вытекает, что увеличение начальной скорости тела на 50 *м/сек* поднимает его потолок на 900 радиусов Земли (5,7 млн км). Тело, подброшенное у поверхности Земли с той же скоростью, поднимается всего на высоту в 127 м.

¹⁴ При этой скорости тело, независимо от угла взлета, движется по ветви параболы, фокус которой расположен в центре небесного тела. При увеличении угла взлета от 0 до 90° расстояние перигентра уменьшается от величины, равной радиусу светила, до нуля, причем парабола переходит в прямую.

¹⁵ Достигнув параболической скорости, летательный аппарат, независимо от угла взлета, будет двигаться по ветви параболы, фокус которой расположен в центре Земли. Параболическая скорость тела у поверхности Земли называется второй космической скоростью.

¹⁶ В этом случае космический аппарат будет двигаться в плоскости орбиты покинутой планеты по ветви параболы с фокусом в центре Солнца. При невыполнении условия параллельности векторов скоростей летательный аппарат будет двигаться по эллиптической орбите вокруг Солнца.

Интересно отметить, что эта скорость, достаточная для освобождения тела от поля тяготения Земли и для ухода в бесконечность в плоскости эклиптики, т. е. для достижения звезд, не дает возможности коснуться поверхности Солнца: чтобы обогнуть наше дневное светило на нулевой высоте, улетая с Венеры, Земли, Марса, требовались бы стартовые скорости в 33,1; 29,2; 22,8 *км/сек*, в то время как для ухода из Солнечной системы достаточно было бы улететь со скоростью в 17,8; 16,7; 14,2 *км/сек*.

¹⁷ Проблемы, связанные с искусственными спутниками Земли и других небесных тел, подробно излагаются в книгах автора.

¹⁸ Первый искусственный спутник Луны — «Луна-10» — был запущен 31 марта 1966 г.

¹⁹ Наличием вакуума в околоземном пространстве и объясняется разнообразие форм современных искусственных спутников.

²⁰ 27 октября 1967 г. на околоземную орбиту был запущен спутник «Космос-186», а вслед за ним 30 октября — «Космос-188». В тот же день впервые в истории космонавтики была осуществлена автоматическая стыковка этих спутников. Затем автоматически состыкова-

лись «Космос-212» и «Космос-213» (15 апреля 1968 г.). Советский Союз в США были также произведены эксперименты по ручной стыковке пилотируемых спутников. Так, 16 января 1969 г. космический корабль «Союз-4» состыковался вручную с кораблем «Союз-5», на котором находились летчики-космонавты Б. В. Вольнов, А. С. Елисеев и Е. В. Хрунов. Это была первая составная орбитальная станция, на борту которой космонавты совершили переход из одной кабины в другую.

²¹ Эту скорость в настоящее время называют первой космической скоростью. Как видно из табл. 18 и 19, величина этой скорости для разных тел Солнечной системы колеблется в широких пределах. Если на поверхности различных небесных тел господствует одинаковая сила притяжения (что приблизительно верно, например, для Земли, Урана и Нептуна, а также для второго и третьего спутников Юпитера — Европы и Ганимеда), то первая космическая скорость (а также параболическая — вторая) будет больше на том из рассматриваемых светил, размеры которого больше. Когда же небесные тела имеют одинаковые размеры (например, приблизительно Земля и Венера или Луна и первый спутник Юпитера — Ио), то первая космическая скорость больше на том светиле, где сила притяжения больше. Как видно из табл. 18, первая космическая скорость для Земли больше, чем для трех остальных внутренних планет (Меркурия, Венеры и Марса). Но она вдвое меньше, чем для Урана и Нептуна, в 5 раз меньше, чем для Юпитера.

²² Эта величина получена из формул (186) и (195), где ускорение силы тяжести, в 9,8142 *м/сек²* принято по Гельмерту (Helmer), а экваториальный радиус Земли в 6 378 388 м — по Хейфорду (Hayford) (см. стр. 26, а также табл. 3). Именами Гельмерта и Хейфорда названы образования на обратной стороне Луны.

²³ Скорость освобождения от планетной (Солнечной) системы у поверхности планеты называется третьей космической скоростью. На фронтисписе рукописи книги автора (1933 г.) указаны значения первых трех космических скоростей для Земли.

²⁴ Здесь мы опять получаем убедительную иллюстрацию перехода количественных изменений в качественные. Если скорость взлета, в частности, с Земли превышает параболическую скорость и составляет, например, 12, 13, . . . , 16 *км/сек*, то космический летательный аппарат будет описывать эллипсы с Солнцем в одном из их фокусов. Достаточно, однако, сообщить кораблю освобождающую скорость (третья космическая скорость), равную 16 662 *м/сек* в направлении движения земного шара, чтобы он ушел в межзвездное пространство и больше не вернулся в нашу Солнечную систему. Из приведенных здесь и на стр. 112 примеров видно, что при постоянном наращивании начальной скорости летательного аппарата характер его движения скачко-

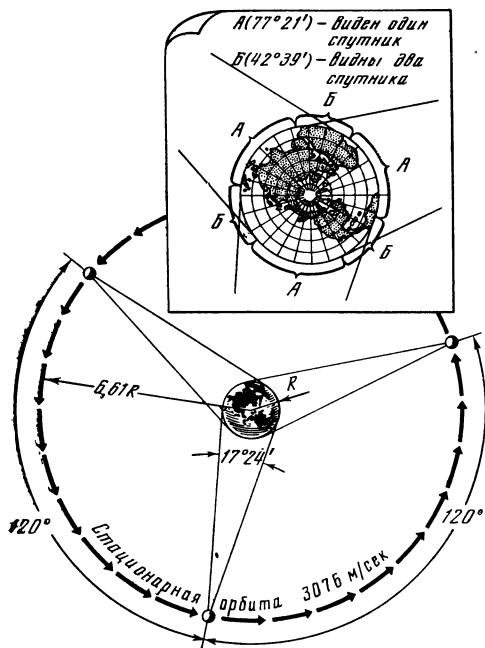


Рис. 108

образно переходит от земного в межпланетное, из межпланетного — в межзвездное.

²⁵ Для ряда спутников планет нет в настоящее время достаточных данных (размеры и масса), необходимых для определения характерных для них космических скоростей.

²⁶ При таком расстоянии для одновременно охвата наблюдениями (или радиоволнами) с помощью стационарных искусственных спутников всей поверхности Земного шара, кроме полярных зон, требуются, по крайней мере, три таких спутника (рис. 108).

²⁷ Применение стационарного спутника (СС) для исследования тел Солнечной системы сулит большие перспективы. Однако не все планеты могут обладать своими СС. Вокруг Меркурия и Венеры, например, из-за их медленного вращения вокруг своих осей нельзя было бы создать такие спутники, так как внутри сферы притяжения этих планет все искусственные спутники обладали бы большим угловым перемещением, чем сама планета.

²⁸ При этом следует принять во внимание, что низкорасположенные околоземные орбиты более выгодны для полетов на Луну и планеты, чем высокорасположенные. В случае перехода космического летательного аппарата с околоземной орбиты на траекторию полета к Меркурию суммарная скорость постоянно возрастает с высотой. При минимальной же скорости полета на Луну, порядка второй космической скорости, такое явление имеет место лишь до определенной величины

(равной четырем радиусам Земли). Но при дальнейшем увеличении радиуса круговой орбиты суммарная скорость постепенно уменьшается (см. книгу автора «Искусственные спутники». М., ГИТТЛ, 1958, стр. 278—285).

²⁹ Проекция траекторий трех таких спутников, огибающих земные полюсы, на поверхность Земного шара показаны на рис. 109. Спутники движутся в плоскостях, делящих экватор на равные дуги (60°).

³⁰ Целый ряд таких стационарных спутников уже был запущен к настоящему времени, и они «спарят» почти неподвижно над разными точками экватора: «Синком-3», «Эрли Берд», «АТS-1», АТS-3», «Интелсат-2В», «Интелсат-2» (23.III 1967 г.), «Интелсат-2» (28.IX 1967 г.), «Интелсат-3В», «Интелсат-3Д», «Такосат-1», «OV-2-5», «ERS-21», «LES-6», АТS-5». Стационарные спутники используются в качестве промежуточного пункта линий радиосвязи с активным или пассивным ретранслятором, а также для ведения постоянных наблюдений.

³¹ Расчеты оптимальных вариантов траекторий запуска искусственных спутников, которыми автор занимался еще в конце 20-х и начале 30-х годов, приводили всегда к одному и тому же выводу: операция выведения на орбиту спутника должна быть окончена на высоте около 200 км. Поэтому, начиная с первой редакции этой книги, законченной в 1933 г., и кончая работами последних лет, мой «стандартный» круговой искусственный спутник обращается на высоте 200 км. Более полусотни таких спутников было запущено до середины 1965 г. со средним отклонением основных параметров (расстояние перигея и апогея от центра Земли, величина полуоси, период обращения) менее 1%. Что касается эллиптических орбит искусственных спутников, то в моих трудах «стандартная» высота перигея неизменно оставалась на уровне 200 км. Практика запусков многих советских спутников на всем протяжении космической эры полностью подтвердила эти расчеты.

³² Прохождение Земли по апсидальным точкам своей орбиты повторяется почти регулярно через год. В начале января, когда Земля проходит через перигелий, она движется быстрее, а в начале июля, когда она проходит через афелий — медленнее. Конец осени и первые недели зимы — лучшее время для отлета с третьей космической скоростью в далекие просторы Вселенной. И, наоборот, весна и лето затрудняют такой полет. Зато это самый подходящий период для запуска зонда к центру Солнца с четвертой космической скоростью (подробнее см. статью автора «Полеты в космос и времена года»).

³³ Следовательно, нет никакого принципиального препятствия на пути создания целого ряда космических патерностеров (см. БСЭ, изд. 1, т. 37, стр. 236), проходящих мимо Луны в любое время. Таким образом, со временем можно будет отправляться на Луну еженедельно, через день или даже ежедневно.

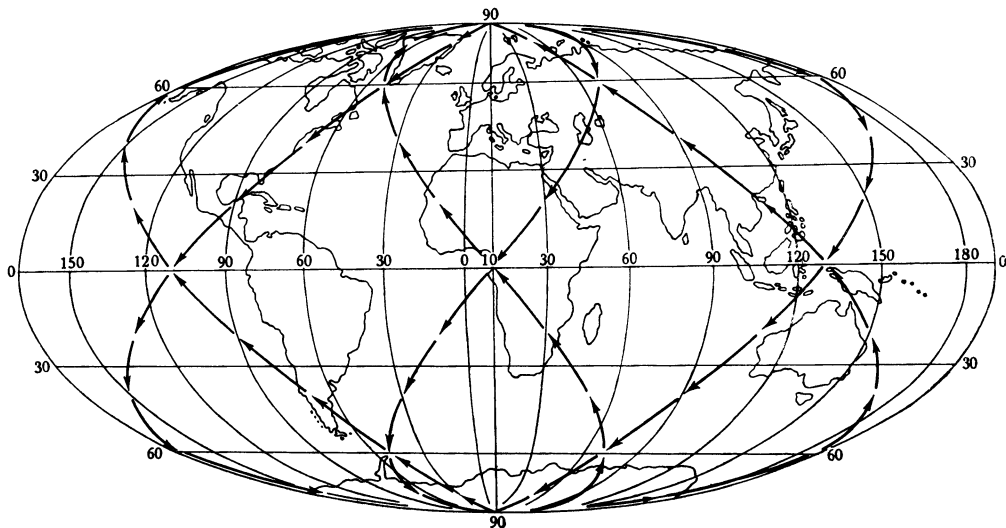


Рис. 109

³⁴ Естественно, беспосадочный перелет Земля — Луна — Земля легче осуществить, чем полет со спуском на Луну. Здесь мы сталкиваемся со случаем, когда космический полет принципиально легче осуществить, чем аналогичный полет на Земле: ведь скажем, по трассе Москва — Владивосток — Москва самолету легче спуститься на владивостокском аэродроме, чем совершить беспосадочный перелет.

³⁵ И, наоборот, если скорость космического летательного аппарата оказалась бы в перигее всего на 0,82% менее расчетной, он долетел бы лишь до половины пути и вернулся бы на Землю.

³⁶ Первые снимки обратной стороны Луны были сделаны 7 октября 1959 г. автоматической межпланетной станцией «Луна-3». Затем фотографирование этого полушария Луны осуществлялось автоматической межпланетной станцией «Зонд-3» 20 июля 1965 г.

³⁷ Ход развития космонавтики от искусственных спутников к межпланетным полетам дается в книгах автора.

³⁸ Этот столбец стартовых скоростей межпланетных ракет содержит решение следующей любопытной задачи. В полдень с эстакады космодрома со скоростью 13,5 км/сек точно в восточном направлении улетает ракета. Спустя 12 часов, в полночь, с той же эстакады и в том же направлении со скоростью 16,3 км/сек отбывает вторая ракета. Когда вторая ракета догонит первую? (Для упрощения задачи наклоном земной оси пренебрегается и допускается, что ракета взлетает параллельно к орбите Земли). Ответ: Вторая ракета, которая будто бы бросилась вдогонку за первой, никогда ее не догонит. И вот почему. Земля вращается вокруг Солнца в том же

направлении, в котором она вращается вокруг своей оси, т. е. с запада на восток. Когда межпланетная ракета взлетает в полночь на восток, то направление ее движения совпадает с направлением орбитального движения Земли вокруг Солнца. Эти две скорости в этом случае складываются (знак плюс в третьем столбце). В межпланетном пространстве ракета движется по отношению к Солнцу с большей скоростью, чем Земля. Вследствие этого она удаляется от этих двух небесных тел и, как показывает таблица, достигает самой дальней планеты Солнечной системы — Плутона! Другое дело, когда ракета взлетает в полдень и тоже на восток по отношению к Земле. Тогда направление этого движения больше не совпадает с направлением орбитального движения Земли, а, наоборот, оно оказывается противоположным последнему (знак минус в третьем столбце). Поэтому в межпланетном пространстве скорость ракеты относительно Солнца оказывается меньше орбитальной скорости Земли. Ракета начинает приближаться к Солнцу и, как видно из таблицы, достигает орбиты Меркурия.

³⁹ Как видно, при минимальной стартовой скорости полет на ближайшую планету Венеру должен занять больше времени, чем полет на более отдаленный Меркурий.

⁴⁰ Как видно из табл. 20, скорость отлета космического летательного аппарата на Марс равна примерно скорости отлета на Венеру, однако эти два аппарата стартуют в противоположных направлениях: марсианский — на восток, венерианский — на запад. И все же в межпланетном пространстве оба аппарата полетят в одном и том же направлении — на восток. Только скорость первого аппарата складывается арифметически с орбитальной скоростью движения Земли, а другого — вычитается из скорости Земли. Вследствие

этого они будут лететь по различным траекториям.

⁴¹ Как видно из табл. 20, полет на Плутон, который на 31% более удален от Земли, чем Нептун, требует стартовой скорости с нашей планеты всего на 0,71% (115 м/сек) больше. Тот же эксперимент можно себе представить таким образом, что с борта ракеты, направляющейся на Нептун, сразу же после старта выпускается снаряд, который на Земле может подняться лишь на высоту около 0,7 км. Снаряд в своем полете будет опережать ракету все более и более и, наконец, достигнет Плутона, отдаленного от орбиты Нептуна в среднем на 1400 млн. км, что в 9 раз превышает расстояние Земли от Солнца. Это одно из удивительных свойств межпланетной навигации.

⁴² Эта величина и формула (222) показывают, что если отправить эскадрилью летательных аппаратов по полуэллиптической траектории на Плутон со стартовой скоростью отрегулированной с точностью до 0,01%, то перелет или недолет может оказаться равным свыше 25 млн. км. Это рассеяние межпланетных аппаратов объясняется, с одной стороны, тем, что на расстоянии Плутона сила притяжения Солнца почти в 1600 раз меньше, чем на орбите Земли; с другой стороны, тем, что, ввиду огромной скорости корабля, незаметное замедление или ускорение движения влетает за собой большое изменение энергии движения.

⁴³ На Землю мы всегда можем возвратиться в обратном направлении по уже пройденному пути. Другое дело при межпланетных полетах. Улетая с Земли или возвращаясь на Землю с какой-либо планеты, космические летательные аппараты всегда будут двигаться в одном направлении — с запада на восток. Только в этом случае можно будет целесообразно использовать большую скорость собственного движения планет.

⁴⁴ Как вытекает из формулы (227), одним из затруднений в осуществлении экспедиций на Венеру и Марс является для перелетевших на эти планеты космонавтов необходимость выжидания в течение длительного времени такого взаимного расположения планеты и Земли, при котором станет возможным возвращение по симметричной траектории. Если, например, лететь на Венеру по траектории, требующей минимальной скорости при старте с Земли (см. табл. 20), то космонавты, прибыв к цели через 146 суток, вынуждены были бы в течение 467 суток выжидать на Венере подходящего ее расположения по отношению к Земле. Экспедиция туда и обратно продлилась бы 759 суток.

Если увеличить стартовую скорость с Земли до 12,2 км/сек в направлении орбитального движения Земли, то за счет сокращения времени в пути общая продолжительность сократится лишь незначительно, до 733 суток. Выигрыш во времени получается малым до стартовой скорости в 12,7 км/сек. Однако

сразу после этого предела увеличение скорости всего лишь на 0,1 км/сек дает совершенно неожиданный результат: экспедиция, прибывшая на Венеру, может сразу же вернуться на Землю по симметричной траектории. Иными словами, время вынужденного пребывания на планете с к а ч к о б р а з н о падает до нуля, несмотря на то, что стартовая скорость увеличивается постепенно.

Дальнейшее незначительное увеличение скоростей, развиваемых космической ракетой при взлете, позволит космонавтам отрегулировать время пребывания на Венере до нескольких суток, неделю или месяцев. Таким образом, продолжительность рейса туда и обратно сможет быть доведена до пяти-шести месяцев.

Появление скачка во времени выжидания объясняется тем, что с увеличением скорости отлета с Земли дата спуска на Венеру все более и более приближается к дате нижнего соединения, а время выжидания на планете симметричной траектории увеличивается и для стартовой скорости в 12,8 км/сек достигает синодического периода. Тут то и происходит скачок, поскольку в момент спуска конфигурация планет такая же, как через синодический период, и межпланетный аппарат может вернуться немедленно на Землю.

Как видно, благодаря описанному скачку имеется возможность сокращения длительности экспедиции Земля — Венера — Земля в 4—5 раз. Приведенные рассуждения применимы и для перелетов на Марс и другие планеты. При полете на Марс и обратно выигрыш во времени будет еще более значительным, так как идентичные конфигурации этой планеты и Земли повторяются через промежутки времени в 780 суток, в то время как одинаковые взаимные положения Земли и Венеры повторяются через 584 суток.

⁴⁵ Приведенные здесь и в последующих аналогичных расчетах начальные веса космических летательных аппаратов имеют упрощенный характер, и, как показал многолетний опыт, они значительно преуменьшены.

⁴⁶ На рис. 110 показаны для примера некоторые избранные из табл. 22 маршруты космических летательных аппаратов, возвращающихся автоматическим образом к Земле спустя год (орбита 4), два года (орбита 51) и три года (орбиты 15 и 25).

Как видно из табл. 22, имеется 24 траектории-эллипса для орбитальных кораблей-планет, движущихся внутри орбиты Земли вплоть до самой поверхности Солнца и проходящих вблизи нашей планеты через промежутки времени, выражающиеся целым числом лет — от 1 до 5. Кроме того, в этом же пространстве существует еще 39 орбит, по которым корабль будет проходить мимо Земли каждые 6, 7, 8, 9 и 10 лет. Для исследования пространства между орбитами Земли и Юпитера имеется 27 траекторий, проходящих вне орбиты нашей планеты. Двигаясь по этим траекториям, космонавты смогут

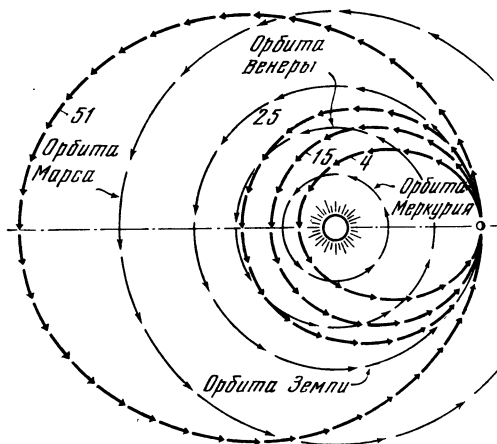


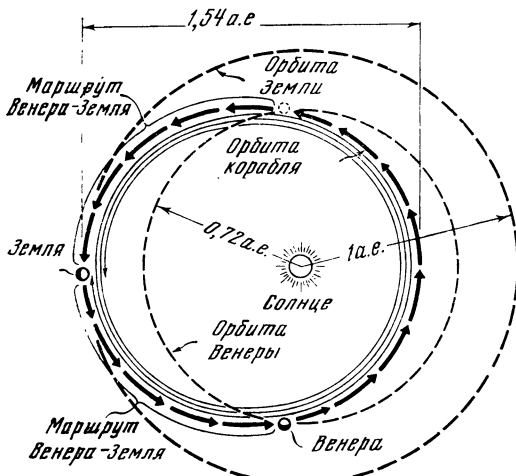
Рис. 110

возвращаться на Землю спустя 2, 3, 4, 5, 6 лет.

⁴⁷ Во время возвращения космического аппарата в окрестности нашей планеты появляется возможность спуска его (или части его оборудования) на Землю или же заполучить заснятые космическим аппаратом фотоленки или же результаты разных измерений, записанные на больших расстояниях от Земли на магнитные ленты.

⁴⁸ На рис. 111 показан один из возможных вариантов использования межпланетного корабля, движущегося по орбите с параметрами, близкими к приведенным в этой строке. Такой корабль, имеющий на своем борту экспедицию для исследования Венеры и окосолнечного пространства, спустя 81 сутки

Рис. 111



с момента взлета пролетает вблизи этой планеты. Тогда-то на особом летательном аппарате высаживается десант, который превращает свой аппарат в искусственный спутник Венеры. Основной же корабль, двигаясь дальше по своей орбите, приближается к Солнцу на расстоянии $0,54 \text{ a.e.}$ и возвращается к отправной точке на орбите Земли спустя восемь месяцев. За это время Земля не успевает еще подойти к этой точке. Когда через следующие восемь месяцев орбитальный корабль вновь вернется к точке вылета, то он опять не застанет на ней Земли, так как она проходила здесь четырьмя месяцами раньше. И лишь спустя два года с момента взлета, сделав три полных оборота вокруг Солнца, орбитальный корабль встретится с Землей. Между тем десантная экспедиция на искусственном спутнике Венеры в течение полутора лет занимается исследованием планеты и подготавливает все к отлету в заранее рассчитанный срок, когда орбитальный корабль снова пройдет вблизи Венеры. В нашем случае длительность пребывания экспедиции на искусственном спутнике Венеры составляет 2 года минус 162 дня — время перелета туда и обратно. Итак, через 568 дней после спуска десантная экспедиция возвращается на пролетающий как раз вблизи Венеры орбитальный корабль, который опять доставляет ее к Земле. Космонавты высаживаются на Землю, а корабль продолжает свое бесконечное движение в космосе.

Спустя некоторое время, тот же орбитальный корабль может быть использован второй экспедицией. Но для этого необходимо, чтобы в момент взлета экспедиции с Земли Венера и Земля приняли такое же взаимное расположение, как во время первого перелета. Легко понять, что следующий такой отлет можно совершить, когда целое число венерианских лет сравнится с целым числом земных лет. Венера делает полный оборот вокруг Солнца за $0,61521$ земного года. Поэтому, конечно, полного совпадения в количестве оборотов орбитального корабля и Земли не приходится ожидать. Но если довольствоваться не абсолютно точным совпадением, то следующий перелет можно будет осуществить спустя 6 лет после возвращения венерианской экспедиции, т. е. спустя 8 лет с момента отлета этой экспедиции с Земли. За эти 8 земных лет Венера сделает 13 полных обращений вокруг Солнца, и ее расположение относительно Земли повторится почти в точности: расхождение получается на $\sim 1^\circ$ по дуге земной орбиты, что легко наверстать соответствующим корректированием траектории. «Расписание работы» новой экспедиции будет, конечно, таким же, как и у первой экспедиции.

⁴⁹ Автоматическая межпланетная станция «Венера-1», запущенная 12 февраля 1961 г. (вторая советская искусственная планета), обращается вокруг Солнца по орбите, параметры которой (см. табл. 22 б) немногим отличаются от рассчитанных в табл. 22 под № 28.

Таблица 22б

Параметры	Характеристики		Отклонение расчетных данных от действительных, %
	действительные орбиты «Венера-1»	расчетные орбиты № 28	
Перигелий, <i>а.е.</i>	0,709	0,724	2,12
Афелий, <i>а.е.</i>	1,010	1,000	1,00
Большая полуось, <i>а.е.</i>	0,860	0,862	0,23
Период обращения, годы	0,797	0,800	0,38
Среднее отклонение			0,93

Примечание: Табл. 22а—22в, 22д перепечатаны в переводе на русский язык из «Bulletin de la Société Lorraine des Sciences». Nancy, 1962, № 1, p. 32—33.

Таблица 22в

Параметры	Характеристики		Отклонение расчетных данных от действительных, %
	действительные орбиты «Пионер-5»	расчетные орбиты № 31	
Перигелий, <i>а.е.</i>	0,803	0,805	0,25
Афелий, <i>а.е.</i>	0,993	1,000	0,70
Большая полуось, <i>а.е.</i>	0,898	0,902	0,44
Период обращения, годы	0,851	0,857	0,70
Среднее отклонение			0,52

Таблица 22г

Параметры	Характеристики		Отклонение расчетных данных от действительных, %
	действительные орбиты «Пионер-1»	расчетные орбиты № 36	
Перигелий, <i>а.е.</i>	0,982	1,000	1,83
Афелий, <i>а.е.</i>	1,136	1,146	0,88
Большая полуось, <i>а.е.</i>	1,059	1,073	1,32
Период обращения, годы	1,090	1,111	1,93
Среднее отклонение			1,49

⁵⁰ Запущенный 11 марта 1960 г. «Пионер-5» вышел на околосолнечную орбиту, почти совпадающую с орбитой № 31 (табл. 22в).

⁵¹ «Пионер-4», запущенный 3 марта 1959 г. (первая американская искусственная планета), движется по гелиоцентрической орбите, весьма сходной с орбитой № 36 (табл. 22г).

⁵² Американский автоматический космический летательный аппарат «Рейнджер-3», запущенный 26 января 1962 г., вышел на орбиту искусственной планеты с параметрами, близкими к расчетным данным орбиты № 37 (табл. 22д).

⁵³ Первая советская искусственная планета, запущенная 2 января 1959 г. («Луна-1»), движется по гелиоцентрической орбите с характеристиками, весьма сходными с орбитой № 41 (табл. 22е).

⁵⁴ Третья советская искусственная планета, запущенная 1 ноября 1962 г. («Марс-1»), обращается вокруг Солнца по орбите, почти совпадающей с орбитой № 46 (табл. 22ж).

⁵⁵ Для примера посмотрим, как будет происходить полет к Марсу по этому маршруту с автоматическим возвращением на Землю спустя два года (см. орбиту № 51 на рис. 110).

Предположим, что наш космический летательный аппарат стартует с искусственного спутника Земли, который обращается на высоте в несколько сот километров, в полночь по местному времени, когда центр Земли находится на прямой, соединяющей спутник с Солнцем. Это — самый удобный момент, так как направления движения стартующего летательного аппарата и спутника совпадают. Поэтому можно, используя скорость движения спутника, стартовать с относительно малой скоростью 4,34 км/сек. При отлете же непосредственно с Земли на Марс аппарату понадобилось бы развить скорость 12,31 км/сек.

Приблизившись к Марсу на предусмотренное расстояние, космический аппарат пролетит мимо него и уйдет дальше в межпланетное пространство. Во время полета мимо Марса летчики-космонавты (или автоматическое устройство) смогут благодаря вращению планеты вокруг своей оси сфотографировать почти всю ее поверхность.

Спустя год с момента вылета космический летательный аппарат достигнет своего афелия на расстоянии 2,175 *а. е.* (от центра Солнца), где его скорость будет самой малой.

Далее межпланетный аппарат вновь начнет со все возрастающей скоростью приближаться к орбите Марса. Но при втором пересечении этой орбиты он больше не встретит на ней планеты. Замкнув эллиптическую траекторию полета, ровно через два года аппарат вернется на Землю с такой же скоростью, с какой он ее покинул.

⁵⁶ Орбиты с 1-й по 12-ю могут служить для облета Меркурия, а орбиты 1—27 (28) — для облета Венеры. По орбитам же 29—44 космические аппараты будут летать «вхолостую», не встречая на своем пути никакой большой

Таблица 22д

Параметры	Характеристики		Отклонение расчетных данных от действительных, %
	действительные орбиты «Рейнджер-3»	расчетные орбиты № 37	
Перигелий, <i>a.e.</i>	0,985	1,000	1,52
Афелий, <i>a.e.</i>	1,164	1,163	0,09
Большая полуось, <i>a.e.</i>	1,074	1,092	0,74
Период обращения, годы	1,113	1,125	1,08
Среднее отклонение			0,85

Примечание: Табл. 22г и 22е перепечатаны в переводе на русский язык из «Biuletyn Informacyjny Instytutu Lotnictwa». Warszawa, 1965, listopad-grudzień, str. 22—23.

Таблица 22е

Параметры	Характеристики		Отклонение расчетных данных от действительных, %
	действительные орбиты первой советской искусственной планеты	расчетные орбиты № 41	
Перигелий, <i>a.e.</i>	0,979	1,000	2,14
Афелий, <i>a.e.</i>	1,319	1,321	0,15
Большая полуось, <i>a.e.</i>	1,149	1,160	0,96
Период обращения, годы	1,232	1,250	1,46
Среднее отклонение			1,18

Таблица 22ж

Параметры	Характеристики		Отклонение расчетных данных от действительных, %
	действительные орбиты «Марс-1»	расчетные орбиты № 14	
Перигелий, <i>a.e.</i>	1,000	1,000	0,00
Афелий, <i>a.e.</i>	1,600	1,621	1,31
Большая полуось, <i>a.e.</i>	1,300	1,310	0,77
Период обращения, годы	1,482	1,500	1,21
Среднее отклонение			0,82

планеты. Орбиты 45—61 пересекают только орбиту Марса, а 62—64 — орбиты Марса и Юпитера.

Если рассчитать среднюю скорость движения аппарата вдоль дуги эллипса на участке Земля — орбита Венеры, то мы убедимся, что, начиная с орбиты № 1 и кончая орбитой № 27, эти скорости возрастают. Однако мы сможем констатировать, что и продолжительности перелета возрастают (см. рис. 112). Из табл. 20 видно, что при следовании на Венеру по полуэллипсу продолжительность перелета составляет 146,1 суток (рис. 112). При этом начальная скорость движения относительно Солнца в межпланетном пространстве равна 27,3 км/сек. Но если уменьшать начальную скорость корабля по отношению к Солнцу, описываемый эллипс становится все более «сплюснутым». Наконец, если после освобождения ракеты от поля тяготения Земли довести ее скорость до нуля, то эллипс выродится в прямую: ракета начнет падать на Солнце по вертикали, пересекая попутно орбиту Венеры. Одновременно с сокращением эллипса уменьшается и дуга, соединяющая Землю с Венерой. При этом, как показывает математический анализ, эта дуга сокращается быстрее, чем падает средняя скорость движения корабля. В итоге получается парадоксальное явление: чем меньше скорость корабля в пространстве по отношению к Солнцу, тем скорее он достигнет цели. На рис. 112 мы видим, как вследствие уменьшения начальной скорости до 24,9 и 21,1 км/сек продолжительность перелета сокращается до 81,0 и 59,9 суток. Здесь указаны также соответствующие скорости пересечения кораблем орбиты Венеры. Самая малая скорость равна 26,0 км/сек. Она соответствует перелету по прямой с нулевой начальной скоростью; продолжительность перелета — 41,2 суток. Но из сказанного нельзя, конечно, заключить, что для быстрого достижения, например, Венеры требуются менее мощные ракеты. Наоборот, направления взлета ракеты и движения Земли противоположны, и скорость корабля в пространстве будет тем меньше, чем больший он возьмет разгон при отлете. И если в случае полета по полуэллипсу достаточно было уменьшить скорость ракеты по сравнению со скоростью Земли всего на 2,5 км/сек, то при полете по прямой придется погасить всю орбитальную скорость Земли — 29,8 км/сек.

Парадокс «тише едешь — раньше будешь» повторяется и при других межпланетных перелетах.

⁵⁷ В 50-х годах проект аналогичной траектории неоднократно выдвигался за рубежом.

⁵⁸ Рассчитанные в § 10 гл. X траектории мы находим также на стр. 95—97 книги Эно-Пельтри «Космические полеты (Астронавтика)», (М., Оборонгиз, 1950). Однако в русском переводе не упоминается, что это предложение принадлежит А. Штернфельду, как об этом говорится во французском оригинале.

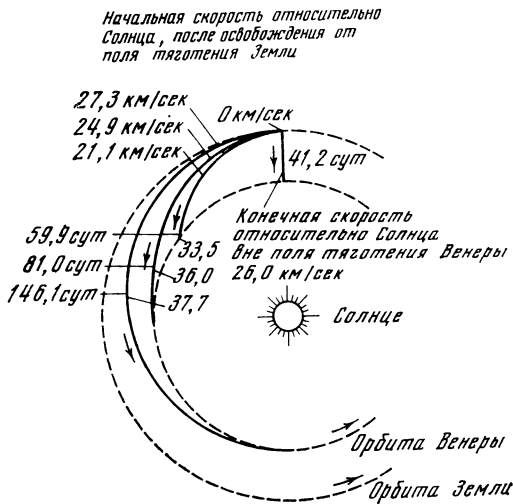


Рис. 112

нале. На стр. 21 книги Эно-Пельтри «L'Astronautique (Complément)» (Paris, 1935) читаем: «Это любопытное предложение было впервые высказано А. Штернфельдом (ДАН, 1934, 198, 711)». Расчеты Эно-Пельтри (стр. 39) подтверждают данные автора.

⁵⁹ Эсклангон (Esclangon) Эрнест (1876—1954) — известный французский астроном, директор астрономических обсерваторий в Париже, Страсбурге и Медоне, президент Французской Академии наук.

⁶⁰ Для того чтобы космический летательный аппарат смог без предварительного удаления как угодно близко подойти к Солнцу и даже достичь его центра (пренебрегая сопротивлением массы нашего дневного светила), ему следует сообщить четвертую космическую скорость — 31,81 км/сек в обратном направлении орбитального движения Земли. При этой скорости ракета быстро освободится от поля тяготения нашей планеты и, когда будет достаточно далеко, где земное притяжение практически не ощущается, ракета будет еще обладать скоростью в 29,77 км/сек по отношению к покинутой планете. Поскольку эта скорость направлена в противоположную сторону орбитального движения Земли, ракета, повиснув неподвижно в пространстве, станет падать на Солнце по прямой линии. Таким образом, она сможет достичь любой точки околосолнечного пространства, недоступного для ракет, улетающих с Земли с третьей космической скоростью. Термин «четвертая космическая скорость» появился впервые в книге А. Штернфельда «От искусственных спутников к межпланетным полетам» (М., ГИТТЛ, 1959, стр. 21).

⁶¹ В этом случае ракета движется по прямой к Солнцу. Если принять во внимание еще

и поле тяготения Земли, то ракета должна стартовать со скоростью 31,81 км/сек («четвертая космическая скорость»).

⁶² Спирально-эллиптическая обходная траектория типа, приведенного в § 10 гл. X, может в некоторых случаях принести экономии сообщенной ракете суммарной скорости даже при удалении от центрального светила. Это может иметь место при полете с Земли на искусственный спутник (или запуске спутника). Если радиус круговой орбиты искусственного спутника больше 11,9 радиуса Земли, то его запуск по обходной траектории с предварительным удалением требует меньшей суммарной скорости, чем запуск по полуэллипсу. Для определенной величины круговой орбиты сообщенная ракете суммарная скорость будет тем меньше, чем больше апогей обходной траектории. Выигрыш в суммарной скорости при обходной траектории запуска по сравнению с запуском по полуэллипсу теоретически может достигать 8%.

Обходная траектория может пригодиться не только для перелета с Земли на искусственный спутник, но даже и для перехода с одного спутника на другой, более отдаленный. Кроме того, запуск искусственной планеты на большое расстояние от Солнца по «астрономической мертвой петле» в определенных условиях требует меньшего расхода топлива, чем по полуэллиптической кривой (см. Штернфельд А. Искусственные спутники Земли. М., ГИТТЛ, 1956, стр. 96—98).

Аналогичным образом можно вернуть спутник на Землю, следуя по обходной траектории, симметричной той, по которой был запущен спутник. Естественно, что если пренебречь сопротивлением атмосферы, то спуск со спутника по обходной траектории даст выигрыш по сравнению с полуэллиптической траекторией при том же условии, которое было справедливо для запуска искусственного спутника. Однако с момента вторжения летательного аппарата в атмосферу Земли можно вместо ракетного торможения воспользоваться сопротивлением воздуха. С учетом этой возможности спуск искусственного спутника на Землю по обходной траектории дает выигрыш по сравнению со спуском по полуэллипсу уже в том случае, когда радиус круговой орбиты спутника составляет 4,8 радиуса Земли. Относительный по сравнению со спуском по полуэллиптической траектории выигрыш в суммарной скорости, сообщенной ракете при торможении, может теоретически достигнуть 58% (см. Штернфельд А. Искусственные спутники. М., ГИТТЛ, 1958, стр. 231—233).

На рис. 113 показан частный пример запуска искусственного спутника по обходной траектории, а на рис. 114 — пример спуска по такой же траектории. В первом случае выигрыш в суммарной скорости ракеты по сравнению с перелетом по полуэллипсу составляет 134 м/сек. Во втором случае выигрыш в суммарной скорости, сообщенной ракет-

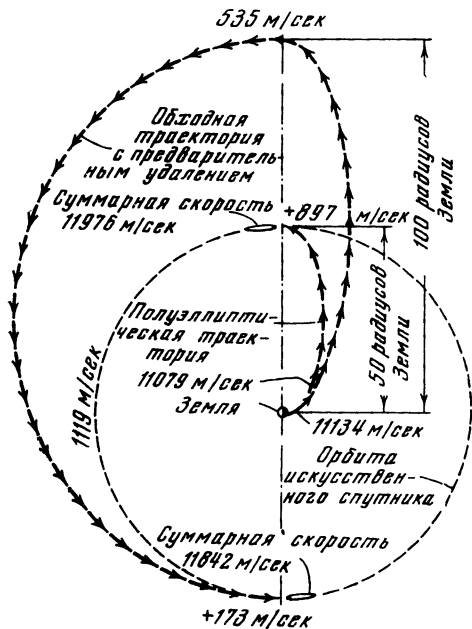
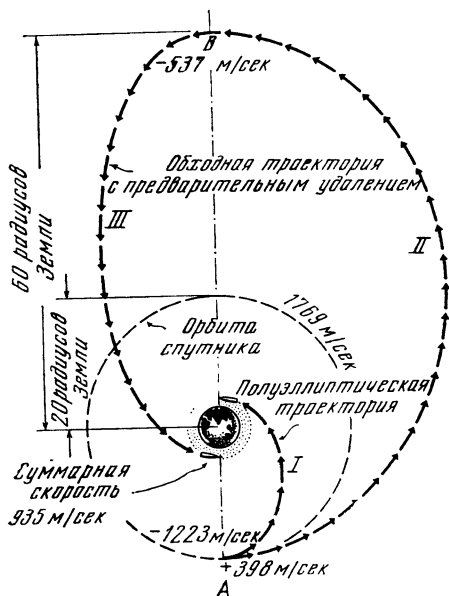


Рис. 113

Рис. 114



ными двигателями, составляет 288 м/сек, т. е. 23,6%.

⁶³ Вопросы наклонного и, в частности, вертикального движения ракеты в поле тяготения впервые изучал К. Э. Циолковский в работе «Исследования мировых пространств реактивными приборами». Научное обозрение. СПб., 1903, № 5.

⁶⁴ Как видно из формул (253) — (264) и табл. 32, 33, одноступенчатая ракета со сравнительно небольшой скоростью истечения газов (порядка 3 км/сек) непригодна для достижения космических скоростей, так как перегрузка в конце работы двигателя превышает допустимые границы. Если в такой ракете, взлетающей вертикально, при старте перегрузка равна единице, то в момент достижения ею местной параболической скорости 10,84 км/сек на высоте 416 км перегрузка возрастет до ста (см. первую строку в табл. 33). Такой перегрузки не в состоянии выдержать не только человек, но и ракета. Выход: применение ступенчатых ракет, увеличение скорости истечения газов.

Из табл. 32 видно, что у вертикально взлетающей ракеты с постоянной тягой двигатель не может работать на высоте, превышающей 458,5 км. При этом принимается, что во время взлета двигатель ракеты работает непрерывно и расходует весь запас топлива.

⁶⁵ В такой ракете при постоянной скорости истечения газов секундный расход топлива уменьшается пропорционально оставшейся полетной массе, вследствие чего величина перегрузки не меняется.

⁶⁶ Из табл. 34 и рис. 56 видно, какое большое значение для уменьшения габаритов космической ракеты имеет выносливость космонавта на большие перегрузки. Однако, по мере совершенствования ракетной техники, скорость истечения газов из сопла ракеты будет увеличиваться, и тогда, даже при ускорении реактивной силы в 15 м/сек², габариты ракеты станут приемлемыми (см. первый столбец в табл. 34). Практически такое ускорение может переносить в течение получаса любой человек без предварительной тренировки и ущерба для здоровья.

⁶⁷ Изложенный метод расчета расхода топлива при вертикальном пересечении атмосферы ракетой был разработан автором в РНИИ во второй половине 1935 г. Впоследствии этот метод был мною обобщен для любого угла взлета ракеты и значительно упрощен. Доказывается, что количество топлива, необходимое для преодоления сопротивления воздуха в случае ракеты, взлетающей с постоянным ускорением с поверхности Земли, может быть определено следующей формулой:

$$m = \frac{C_x \sigma \Gamma}{\gamma \sin \beta} K (182,844^4 + 79,580 K + 21,665 K^2 + 4,618 K^3 + 0,843 K^4 + 0,138 K^5).$$

где β обозначает угол взлета ракеты по отношению к горизонту; Γ — ускорение движения ракеты (в м/сек^2); γ — ощутимое ускорение, вызванное реактивной силой, т. е. то ускорение, которое было бы зарегистрировано акселерографом, помещенным в ракету (в м/сек^2); C_x — аэродинамический коэффициент сопротивления; S — площадь мицеля ракеты (в м^2); m — масса топлива (в кг);

$$K = \frac{0,1 \gamma}{c \sqrt{0,1 \Gamma \sin \beta}},$$

где c — скорость истечения газов относительно ракеты (в км/сек).

⁶⁸ Эта формула указывает на теоретическую возможность создания лабораторий статической пониженной весомости в глубоких «колодцах». Лаборатория Венеры, например, на поверхности которой сила притяжения равна 89,5% силы притяжения на земной поверхности, должна была бы располагаться на глубине 668 км, лаборатории Марса и Меркурия (вместе) и Луны — на расстоянии 2445 и 1050 км от центра Земли, где царит постоянная невесомость. (В этих расчетах допускалось, что Земля имеет однородную плотность.)

⁶⁹ Проблему центрального туннеля автор разработал также для постоянного ускорения реактивной силы разной величины, действующего вдоль всего подземного пути (теория, таблицы, кривые, около 1300 расчетных данных). Автором разработана и теория эксцентрисического туннеля.

⁷⁰ Ко времени выпуска первого издания этой книги физическая природа явления сгорания метеоров при торможении атмосферой была еще мало изучена, а количественная сторона его совершенно неизвестна. Существовавшие теории этого явления были далеко не полны и противоречивы. При попытках применить для космических скоростей методы расчета, принимаемые для обычных скоростей, результаты оказывались совершенно ложными. Ввиду этого задача предохранения космического корабля от чрезмерного нагрева при торможении атмосферой тогда еще не подавалась математическому исследованию.

⁷¹ Проекты крылатых воздушно-космических самолетов, приземляющихся в планирующем полете, разрабатываются в настоящее время в США (проект «Астро») и в Англии (проект «Мустард»).

⁷² Содержание серии статей, напечатанных в первой половине 1935 г. под общим названием «Технические проблемы космонавтики», и предшествующей ей серии под названием «Проблемы космонавтики» (1934 г.) излагаются в статье «Il y a vingt-cinq ans, dans toute une série d'articles A. Sternfeld relevait aux «Ailes» ses conceptions du futur «cosmonef». («Les Ailes». Paris, le 6 février 1960.)

⁷³ Эта книга, полученная автором от К. Э. Циолковского 17 декабря 1931 г., была подарена Национальной библиотеке в Пари-

же вместе с рядом книг К. Э. Циолковского. (В то время в парижских библиотеках не было ни одной книги Циолковского.)

⁷⁴ Вся глава «Первые шаги ракетного летания» разработана мною в РНИИ в Москве. О § 1—3 гл. XII автор прочитал 28 февраля 1937 г. в Стратосферном комитете лекцию «Об особенностях стратосферной ракеты» в помещении московского планетария.

⁷⁵ Проиллюстрируем этот метод на конкретном примере, допуская, что эксперимент проводится в идеальных условиях при отсутствии сопротивления воздуха. Представим себе, что две совершенно одинаковые ракеты, способные подняться на высоту 9 км, доставлены на высокую гору (рис. 115). Пусть от вершины этой горы вертикально вниз прострелится пропасть глубиной в 4 км, на дне которой устроена сферическая воронка с идеально гладкой поверхностью. Направим одну ракету вверх с начальной скоростью в 420 м/сек, а другую бросим вниз. Очутившись на дне воронки, ракета (попавшая в воронку касательно) к ее стенкам изменит направление полета на противоположное теоретически без потери энергии движения. Ракета взлетает из воронки вертикально вверх, и в этот же момент начинают действовать ракетные двигатели, которые сообщают ей дополнительную скорость тоже в 420 м/сек, как и первой ракете. Тогда от поверхности Земли вторая ракета начнет подниматься с большей скоростью и пройдет обратный путь до вершины горы значительно быстрее, чем она падала вниз. Таким образом, падая с вершины горы, ракета приобрела определенную скорость, а, взлетая на такое расстояние вследствие ускоренного подъема, она потеряла значительно меньшую скорость: получается чистый выигрыш в скорости, а затем и в толчке ракеты. В то время как первая ракета поднимается на 9 км, вторая достигает высоты в 21 км.

⁷⁶ По сути дела, идея повышения потолка ракеты путем предварительного ее сбрасывания, разработанная автором в РНИИ в августе 1935 г., теоретически является частным случаем использования центрального туннеля (см. § 7, гл. XI). И действительно, тот же самый результат получился бы при падении ракеты с высоты H в центральный туннель и при сообщении ей у самого выхода из туннеля той же скорости, что и в методе, описанном на стр. 149. Этот метод предварительного снижения применялся впоследствии при создании в авиации «парабол невесомости» с целью продолжения периода неощутимой тяжести. Для проведения таких опытов двигателя реактивного самолета выключаются на возможно большей высоте и скорости, направленной под некоторым углом вверх. Тогда аппарат движется вдоль параболической траектории как в безвоздушном пространстве, вследствие чего на борту самолета получается состояние невесомости.

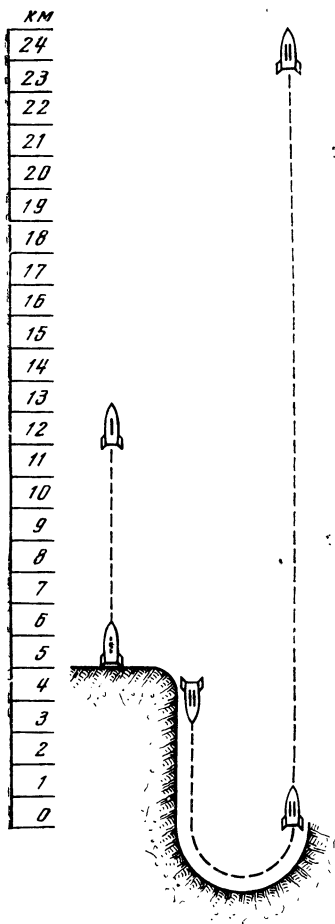


Рис. 115

О применении этого метода см., например, *Spaceflight*, 1957, N 3, p. 111; *Les communications interplanétaires sont-elles pour demain? «Société berge des électriciens»*. Bruxelles, 1953, 69, N 2, p. 74.

⁷⁷ Парадокс объясняется тем, что в некоторых редких случаях накопленная ракетой живая сила в конце горения не только компенсирует меньшую высоту подъема и скорость более тяжелой ракеты, но и дает возможность достичь более высокого потолка.

⁷⁸ Влияние аэродинамического сопротивления на полет составной ракеты (стр. 166—173) изучалось автором в январе-феврале 1936 г. в РНИИ.

⁷⁹ Герц (Hertz) Генрих Рудольф (1857—1894) — знаменитый немецкий физик. Впервые доказал существование электромагнитных волн, тем самым создав основы для развития радиосвязи. Его именем названо образование на обратной стороне Луны.

⁸⁰ Световая сигнализация до сих пор нешла применения в космонавтике, если не счи-

тать искусственных комет, которые были использованы для осуществления оптических наблюдений за полетом 1-й и 2-й автоматических межпланетных станций «Луна». В первом издании книги последняя часть этой главы посвящена была вопросу радиосигнализации. За сорок лет эта часть, естественно, устарела, и поэтому она не включена во второе издание. В настоящее время радио- и телесвязь с планетой Марс является обыденным делом. Такая связь осуществляется даже с автоматической космической станцией «Пионер-10», летящей за пределы планеты Юпитер.

⁸¹ Теоретический интерес представляют минимальные скорости, необходимые для достижения звезд. Любая звезда на небосводе может быть достигнута космическим аппаратом, летящим вдоль параболической траектории, с Солнцем в фокусе. Если улететь в направлении орбитального движения Земли с третьей космической скоростью, космический аппарат будет двигаться вдоль ветви параболы, лежащей в плоскости эклиптики. Вследствие же движения Земли по своей орбите в каждый момент можно улететь по иной ветви параболы и в течение года подобрать такую траекторию, которая ведет к любой звезде, лежащей в упомянутой плоскости.

Но если нужно отправить космический зонд к звезде, находящейся в плоскости, сколь угодно наклоненной к плоскости эклиптики, то для этого потребуются большая стартовая скорость. Так, например, если угол наклона доходит до 20° , то минимальная стартовая скорость возрастает до $20,7 \text{ км/сек}$. По мере увеличения наклона плоскости минимальная стартовая скорость для отлета в бесконечность становится все больше и больше, и когда угол наклона достигает 45° , эта скорость составляет уже $31,8 \text{ км/сек}$ (четвертая космическая скорость). При еще большем наклоне плоскости параболической траектории четвертая космическая скорость, естественно, уже недостаточна. Наконец, для полета по параболической траектории в плоскости, перпендикулярной к земной орбите, требуется пятая космическая скорость, составляющая $52,8 \text{ км/сек}$. С помощью этой скорости может быть достигнута любая точка в плоскости, перпендикулярной к орбите Земли. А поскольку наша планета обращается вокруг Солнца, то в течение полугода эта плоскость пересекает все звезды на небосводе. Таким образом, при выжидании момента старта до полугода любая звезда Вселенной может быть достигнута с помощью пятой космической скорости. Можно также отправиться к любой звезде в произвольный момент, но в таком случае стартовую скорость придется иногда увеличить до шестой космической скорости, равной $72,7 \text{ км/сек}$.

Указанные здесь скорости являются теоретически наименьшими для достижения звезд, поэтому практические сроки перелетов намного превосходят продолжительность человеческой жизни. И неудивительно. Во-первых

потому, что во всех рассматриваемых выше случаях скорость отлета от Солнечной системы после освобождения от поля тяготения Земли сравнительно мала — 42,1 км/сек. Во-вторых, эта скорость быстро убывает. На расстоянии Марса от Солнца (в любом направлении от Солнца) она уже не больше 34,1 км/сек, на расстоянии Юпитера — 18,5 км/сек, а на расстоянии Плутона — 6,7 км/сек. Если продолжать расчеты, то получим, что на расстоянии 1000 а. е. скорость удаления летательного аппарата составит всего 1,3 км/сек.

⁸² До настоящей работы в литературе по космонавтике возможность достижения звезд с точки зрения теории относительности обсуждалась лишь Эно-Пельтри. Его работа «Астронавтика и теория относительности» была впервые опубликована в «Die Rakete». Berlin, 1928, № 8—10 (пер. с франц.). Затем она вошла в работу Эно-Пельтри «L'Astronautique», изданную в Париже в 1930 г.

⁸³ Эйнштейн (Einstein) Альберт (1879—1955). Его именем назван кратер на обратной стороне Луны.

⁸⁴ Именем Лоренца, по заслугам, советские ученые назвали один из самых больших кратеров на невидимой с Земли стороне Луны. Другим образованиям на обратной стороне Луны присвоены имена упомянутых в этой книге ученых Аббота, Антониади, Арренюса, Ван-Гоффа, Вегенера, Гельмерта, Дошлера, Друде, Дьюара, Кемпбелла, Кёртиса, Леви-Чивиты, Ловелла, Лундмарка, Майкельсона, Милликена, Нернста, Пуркинье, Рамзая, Теслы.

⁸⁵ Расстояние от Земли до звезды «Проксима» («Ближайшая») Центавра составляет в действительности 4,27 свет. года, но это не меняет основных выводов данного раздела. (Уточненные результаты расчетов полета к этой звезде (с возвращением) приведены в книге автора («Полет в мировое пространство».)

⁸⁶ В своей работе о возможности достижения звезд с помощью лучистой ракеты Эно-Пельтри приходит к заключению, что «учитывая пропасть, которая нас отделяет от других звездных систем, исследование даже самых близких из них останется запретным для человека («veto de la nature»). К такому пессимистическому заключению Эно-Пельтри приходит даже в том случае, если к.п.д. лучистой ракеты принять равным единице, обосновывая свой вывод слишком большим числом, выражающим отношение начальной массы ракеты к ее конечной массе. Автор же приходит к противоположному выводу. Дело в том, что Эно-Пельтри исходит из условия, которое впоследствии оказывается неточным: с целью сокращения сроков перелетов до приемлемых величин он допускает в своих расчетах, что вдоль всей первой половины пути движение космического корабля будет ускоренным, а вдоль всей второй половины пути — замедленным. Таким образом, непрерывная работа двигателя приводит к чрезмерному расходу материи. С введением же

длинного пассивного участка траектории, как это сделано в настоящей работе, расход топлива уменьшается в сотни раз. Правда, таким образом время перелета удлинится, но, как мы это видели, в некоторых случаях — и это очень важно — оно все же остается в пределах человеческой жизни.

⁸⁷ По поручению Комитета астронавтики (Париж) в начале 1934 г. эту главу рецензировал профессор, доктор Франсис Перрен (впоследствии — Высокий Комиссар по делам атомной энергии Франции).

К заключениям и выводам

¹ Обзор космонавтических концепций, развитых автором в этой монографии, приведен в библиографии.

² Опыт 13 лет космической эры показал, что первая, вторая и третья космические скорости могут быть достигнуты с помощью ракетных двигателей, работающих на жидком и даже твердом топливе.

³ В литературе по космонавтике сейчас еще довольно часто встречается утверждение о возможности использования Луны в качестве промежуточной станции для полетов на планеты. Луна, однако, не пригодна для этой цели: она расположена слишком далеко от поверхности Земли. Кроме того, поскольку ее масса, а следовательно, и притяжение сравнительно велики, пришлось бы тратить немало топлива сначала для торможения при спуске ракетного корабля на ее поверхность, а затем для взлета. Пусть, например, направляется экспедиция на Марс. Расчет показывает, что если использовать в качестве пересадочной станции искусственный спутник, окружающий нашу планету на небольшой высоте, то в общей сложности при перелете с Земли на такую летающую станцию и оттуда на Марс космическому кораблю при хорошо рассчитанной траектории и использовании атмосферы красной планеты для торможения придется развить меньшую суммарную скорость, чем для одного только перелета на Луну.

В качестве промежуточной станции искусственный спутник имеет ряд преимуществ по сравнению с Луной. Во-первых, его можно запустить на орбиту, относительно близкую от Земли, что позволяет совершать перелеты гораздо быстрее и с меньшей затратой топлива. Во-вторых, отсутствие собственного поля тяготения дает возможность сэкономить то топливо, которое оказалось бы необходимым затратить для совершения посадки на Луну и последующего взлета с ее поверхности. Чем больше топлива уносит с собой космический летательный аппарат, покидающий промежуточную станцию, тем, естественно, больше будет развивая им конечная скорость. При этом для старта с искусственного спутника потребуются ракеты значительно меньшей мощности, чем при взлете с поверхности Луны. Если при старте с Луны сила тяги

должна быть больше веса ракеты, то при взлете с искусственного спутника это условие не должно соблюдаться. Это именно дает возможность стартовать с искусственного спутника с большим количеством топлива, чем с Луны. Вдобавок ко всему этому при преждевременном прекращении работы двигателя из-за какой-нибудь аварии при взлете с Луны ракета упадет обратно на ее поверхность. Космическому же аппарату, улетающему с платформы искусственного спутника, не угрожает такая опасность: летательный аппарат не упадет тогда ни на отправную внесезонную платформу, ни на Землю. И до момента исправления неполадок он будет обращаться вокруг нашей планеты по орбите даже больших размеров, чем орбита покинутого искусственного спутника.

Конечно, стабильность лунной почвы имеет огромное значение для сооружения пусковой площадки со сложным оборудованием. Но все это ни в малейшей степени не может оккупить скоростные потери космических летательных аппаратов.

⁴ Это свойство летательных аппаратов используется почти всегда при запуске космических объектов, улетающих далеко от Земли.

⁵ Такой метод запуска космических летательных аппаратов общепринят.

⁶ Уже сегодняшняя космическая техника вполне способна создать аппарат, который бы достиг любой планеты Солнечной системы. Например, с помощью таких же ракетных двигателей, что были установлены на «Луне-16», запущенной в сентябре 1970 г., в принципе есть возможность забросить космический зонд даже за пределы Солнечной системы. Их мощности достаточно для облета зондом и ближайшей к Солнцу планеты — Меркурия.

⁷ В первом издании этой книги говорилось: «Весьма вероятно, что техника ближайшего будущего сумеет построить космические корабли, способные как угодно близко подойти к соседним с нами светилам. При посадке на планеты можно для торможения аппарата использовать атмосферу планеты» (стр. 280). И действительно, в январе 1959 г. автоматическая межпланетная станция «Луна-1» прошла на расстоянии 5—6 тыс. км от Луны. В мае 1961 г. «Венера-1» приблизилась к планете Венера на расстояние около 100 тыс. км. В июне 1963 г. произошло сближение межпланетной станции «Марс-1» с планетой Марс. Затем 1 марта 1966 г. и 18 октября 1967 г. при спуске советских межпланетных станций «Венера-3» и «Венера-4» на поверхность ближайшей планеты было использовано аэродинамическое сопротивление. Этот же метод применялся при спуске на ближайшую планету автоматических станций «Венера-5», «Венера-6» и «Венера-7», а 2 декабря 1971 г. была совершена мягкая посадка спускаемого аппарата станции «Марс-3» на поверхность планеты Марс при использовании

главным образом аэродинамического торможения и парашютов.

⁸ Первые шаги по этому пути уже сделаны, и не исключено, что уже в недалеком будущем атомные зонды проникнут в межзвездное пространство и будут сообщать на Землю результаты своих наблюдений.

В первом издании книги этот параграф заканчивался словами: «Будем же надеяться, что недалеко то время, когда человеческому взору явится блистающее в мировом пространстве новое светило — Земля».

⁹ По-видимому, средства защиты от вредных излучений на космических летательных аппаратах достаточны, о чем свидетельствует, в частности, факт, что летчики-космонавты А. Г. Николаев и В. И. Севастьянов в течение рекордного срока (17 суток 16 часов — с 1 по 19 июня 1970 г.), двукратно превышающего продолжительность экспедиции на Луну, оставались на околоземной орбите и вернулись на Землю в хорошем состоянии.

К приложению

¹ Коперник (Copernik) Николай (1473 — 1543). Один из крупнейших кратеров на видимой стороне Луны назван его именем.

² Бруно (Bruno) Джордано (1548—1600) — великий итальянский философ, отстаивавший идею о бесконечности Вселенной и бесчисленности миров. Римской инквизицией сожжен на костре. Именем Бруно назван кратер на обратной стороне Луны.

³ На фотоснимках, сделанных с помощью автоматических космических летательных аппаратов «Маринер-4», «Маринер-6», «Маринер-7», «Марс-2» и «Марс-3», никаких признаков «каналов» на поверхности Марса не обнаружено.

⁴ Пастер (Pasteur) Луи (1822—1895) — знаменитый французский микробиолог. Его имя присвоено кратеру на обратной стороне Луны.

⁵ Виноградский Сергей Николаевич (1856—1953) — выдающийся русский микробиолог. Член Академии наук СССР и Французской Академии наук. С 1891 по 1912 г. работал в Институте экспериментальной медицины в Петербурге, а с 1922 г. до конца жизни — в Пастеровском институте в Париже.

⁶ В данном приложении обзор сделан для произведений, опубликованных до 1937 г.

⁷ Верн (Verne) Жюль (1828—1905) — французский писатель всемирной известности, автор многочисленных фантастических романов о путешествиях по земле, морю, воздуху и в космическом пространстве. Имя Жюль Верна присвоено кратеру на обратной стороне Луны.

⁸ Воплощением этой идеи явилась серия луноходов: советский «Луноход-1» (первый рейс — 17 ноября 1970 г.), американские луноходы, доставленные на Луну «Аполлоном-15», «Аполлоном-16» и «Аполлоном-17» (30 июля 1971 г., 20 апреля и 12 декабря 1972 г.), а также советский «Луноход-2»,

доставленный на поверхность Луны 16 января 1973 г.

⁹ Во французской рукописи «Введение в космонавтику» 1933 г. имеется еще третье приложение — о космических городах (в межпланетном пространстве). Однако Г. Э. Лангемак, переводчик этой книги, считал преждевременным вникать в подробности таких сооружений.

К списку печатных работ

¹ Перевод сделан с французского перевода 1954 г. Неоправданное изменение названия книги сделано итальянским издательством самовольно.

² Перевод на португальский язык книги «Le vol dans l'espace cosmique». Paris, 1954.

³ Псевдоним А. Штернфельда.

⁴ Клейменов Иван Терентьевич (1898 — 1938) — специалист в области ракетострое-

ния, начальник Газодинамической лаборатории (ГДЛ); а затем Реактивного научно-исследовательского института (РНИИ). Имя Клейменова было присвоено кратеру на обратной стороне Луны по фотографиям «Зонд-3».

⁵ Победоносцев Юрий Александрович (1907—1973) — доктор технических наук, заслуженный деятель науки и техники РСФСР, лауреат Государственной премии, член-корреспондент Международной Академии Астронавтики. Один из организаторов ГИРДа. Создал первую сверхзвуковую аэродинамическую трубу в СССР и первые прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердом горючем.

⁶ Эта статья, а также две предыдущие, были написаны автором в РНИИ (Москва) в 1935—1936 гг.

⁷ По данным «Совинформбюро» (29 ноября 1957 г.). Статья помещена в газетах многих других стран (более 2500 изданий «Юнайтед Пресс»).

Оглавление

Вступительное слово академика В. П. Глушко	3	Часть вторая	
Предисловие к первому изданию	9	Ракеты	
Предисловие ко второму изданию	10		
Обозначения	13		
Часть первая		Глава V	
Предварительные сведения		История ракеты	53
Значение космонавтики	17	1. Развитие теории	53
Глава I		2. Развитие опытных работ	57
Солнечная система	19	Литература	59
1. Тяготение	19	Глава VI	
2. Законы Кеплера	20	Общая теория ракеты	60
3. Солнце и планеты	21	1. Принцип ракеты	60
4. Спутники	30	2. Основные уравнения	60
5. Астероиды	30	3. Мгновенный динамический к.п.д.	63
6. Кометы	30	4. Полный динамический к.п.д.	66
7. Некоторые свойства мирового пространства	31	5. Замечание о кинетической энергии ракеты	66
Литература	31	6. Составные ракеты	67
Глава II		Глава VII	
Земная атмосфера	32	Физико-химические процессы	75
1. Значение атмосферы	32	1. Топливо	75
2. Методы исследования	32	2. Скорость истечения продуктов сгорания	78
3. Тропосфера и стратосфера	33	3. Способы увеличения скорости истечения	78
4. Температура атмосферы	33	4. Истечение газа из сопла Лавала	79
5. Давление и плотность атмосферы	35	5. Влияние диссоциации	82
6. Состав атмосферы	36	6. Внутреннее и наружное смещение продуктов сгорания с воздухом	83
Литература	37	Глава VIII	
Глава III		Применение ракет	86
Физиологические явления в космическом аппарате	38	1. Пороховые ракеты	86
1. Перегрузка	38	2. Области применения ракет	86
2. Отсутствие перегрузки	42	3. Опытные исследования	89
3. Искусственная перегрузка	44	Литература	90
Литература	44	Глава IX	
Глава IV		Космическая ракета	91
Неосуществимые проекты космических сообщений	46	1. Двигатель	91
1. Экран тяготения	46	2. Управление космической ракетой	95
2. Пушки	47	3. Измерительные и регулирующие приборы	97
3. Праца и круговой туннель	48	4. Жизнь внутри космического корабля	98
4. Давление солнечного света	50		
Литература	51		

Часть третья**Пути космического корабля****Глава X****Космический полет 106**

1. Эллиптические земные траектории 107
2. Круговая скорость 110
3. Параболическая скорость и скорость освобождения 111
4. Искусственные спутники 116
5. Наименьшая скорость взлета 118
6. Полеты на Луну 119
7. Полеты на планеты 121
8. Возвращение через целое число лет 123
9. Возвращение через дробное число лет 127
10. Полеты к центральным светилам 129

Глава XI**Взлет и спуск космического корабля 135**

1. Наклонный взлет в пустоте в поле тяготения 135
 2. Вертикальный взлет в пустоте в поле тяготения 137
 3. Вертикальный взлет в атмосферу 142
 4. Взлет космического аппарата с земной поверхности 147
 5. Случай центрального туннеля 149
 6. Спуск 149
 7. Движение вытекших газов 151
- Литература 152

Глава XII**Первые шаги ракетного летания 153**

1. Стратосферная ракета с постоянной тягой 153

2. Вертикальный подъем ракеты в пустоте при постоянной тяге 157
3. Парадоксы ракеты 161
4. Составные ракеты 166

Глава XIII**Межпланетная сигнализация 174**

1. Историческая справка 175
 2. Об одном из решений 176
- Литература 183

Глава XIV**Теория относительности в приложении к космонавтике 184**

1. Возможность достижения звезд 184
 2. Влияние теории относительности на расчеты межпланетных полетов 190
- Литература 191

Заключения и выводы 192**Замечания об опасностях космонавтики 193****Приложение****I. Об обитаемости планет 195**

1. Историческая справка 195
 2. Современное состояние вопроса 198
- Литература 204

II. Межпланетные путешествия в народных легендах и романах 205

1. Историческая справка 205
 2. Сущность рассказов о межпланетных путешествиях 207
- Литература 209

Резюме 210**Список печатных работ**

- А. А. Штернфельда 211
- Примечания 217

АРИ АБРАМОВИЧ ШТЕРНФЕЛЬД

ВВЕДЕНИЕ В КОСМОНАВИКУ

второе издание

Утверждено к печати

Отделением механики и процессов управления

Академии наук СССР

Редактор М. И. Штерн

Художник Э. Л. Эрман

Художественный редактор Н. Н. Власик

Технический редактор Э. Л. Кунина

Сдано в набор 26/IX 1973 г.

Подписано к печати 16/X 1974 г.

Формат 70×100¹/₁₆. Бумага типографская № 1.

Усл. печ. л. 19,51. Уч.-изд. л. 20,3.

Тираж 4200. Т-13262. Тип. зак. 578.

Цена 1р. 54к.

Издательство «Наука»,

103717 ГСП, Москва, К-62, Подсосенский пер., д. 21

2-я типография Издательства «Наука»,

121099, Москва, Г-99, Шубинский пер., 10