

А. Я. Шернфельд

Введение
в
космонавтику

ОНТИ
НКТП СССР
1937

*Памяти
моей сестры
Бэлы*

CH. HILLER

ARY J. STERNFELD

$v_{sc} = 7.912$
 $v_{op} = 11.208$
 $v_{ol} = 16.662$ km/sec

$$v_o \gg \sqrt{g_o \tau_o}$$

$$\int_{m_i}^{m_f} \frac{dm}{m} = \int_{v_i}^{v_f} \frac{dv}{c}$$

$$\frac{m_i}{m_f} = e^{\frac{\gamma}{c} t}$$

initiation à la cosmonautique

А. Я. ШТЕРНФЕЛЬД

*A Ellette, mon grand amour,
ce livre a été destiné
le 20 mars 1940
Papa*

ВВЕДЕНИЕ В КОСМОНАВТИКУ

Перевод с французского языка с рукописи

*Труд удостоен в 1934 г. Комитетом Астро-
навтики Астрономического общества Фран-
ции поощрительной премии; в 1935—1936 гг.
дополнен новыми исследованиями*

Цена 7 руб., пер. № 7 ц. 1 р. 50 к.



ОНТИ НКТП СССР

Главная редакция авиационной литературы

Москва

1937

Ленинград

Книга представляет собой оригинальный труд, рассматривающий основные теоретические и технические вопросы межпланетных сообщений, развивающий и дополняющий исследования, выполненные до настоящего времени.

Труд предназначен в основном для технически подготовленного читателя. Однако в значительной своей части он доступен широкому кругу лиц, интересующихся вопросами космонавтики, и, в частности, активу кружков, изучающих ракетную технику.

ПРЕДИСЛОВИЕ

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 космонавтикой¹, 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 авторитет².

¹ 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.

² Например, в „Handbook of the British Astronomical Association“ 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.

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 знаков¹.

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 изложения². Точно так же при изложении специальных вопросов приведены результаты ранее произведенных исследований в рассматриваемой области.

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 — мою новую родину, я внес в рукопись некоторые дополнения, касающиеся стратосферной и составной ракет (см. стр. 70, 73—86, 190—193, 197—206, 214—250 и др.).

Автор

Москва, март 1935 г.

¹ Небольшие расхождения в некоторых результатах объясняются тем, что вычисление исходных данных было произведено с бóльшим числом десятичных знаков, чем приведено в тексте.

² В конце книги приведен подробный перечень применяемых в книге математических обозначений.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ СВЕДЕНИЯ

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 применение.

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 молодежи.

Исследование высших 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 земных сверхскоростных машин. Во-вторых, надлежит решить вопрос о существовании гипотетического элемента „геокорония“, который согласно гипотезе Вегенера (Wegener), высказавшего мысль о его существовании, имеет одинаковый с азотом спектр, обусловленный ничтожным давлением в этих слоях атмосферы. В-третьих, немалую пользу для радиотелеграфии принесет исследование слоя Хивисайда (Heaviside), в частности изучение влияния на него изменений метеорологических условий.

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

Опытное определение величины альбеда Земли позволит установить доселе неизвестную точно температуру вблизи центра Земли.

Будет окончательно 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 звезд. Так же непрерывно может быть изучаема солнечная корона, которую теперь мы можем видеть с Земли лишь во время солнечных затмений.

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

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 магнетизм и т. д.) мало исследованы, 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 пробелы.

Дальнейшим шагом будут наблюдения и измерения, сделанные на поверхности планет.

Не исключена возможность, что при посещении планет будут на них найдены драгоценные вещества, 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 земных.

Полет в межпланетном пространстве позволит произвести ряд важных опытов. Появится возможность установить, является ли пространство эвклидовым, или же, как доказывает теория относительности Эйнштейна, оно соответствует геометрии Римана. Известно, что посвященные этой задаче опыты на Земле (Гаусс) не дали вполне 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 подозреваем.

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.

СОЛНЕЧНАЯ СИСТЕМА

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. 8—11), 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

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

Пользуясь этой формулой, можно, например, найти, что сила притяжения между Землей и Солнцем равна $3631\,096 \cdot 10^{12} \text{ м}$.

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 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 радиуса r_0 , к ускорению g_0 , имеющему место на поверхности той же планеты (табл. 1, фиг. 1).

В общем случае приходится иметь дело с несколькими полями тяготения, которые взаимодействуют друг с другом. На фиг. 2

Таблица 1

Относительные величины		Абсолютные величины для Земли	
$\frac{r}{r_0}$	$\frac{g}{g_0}$	r км	g 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

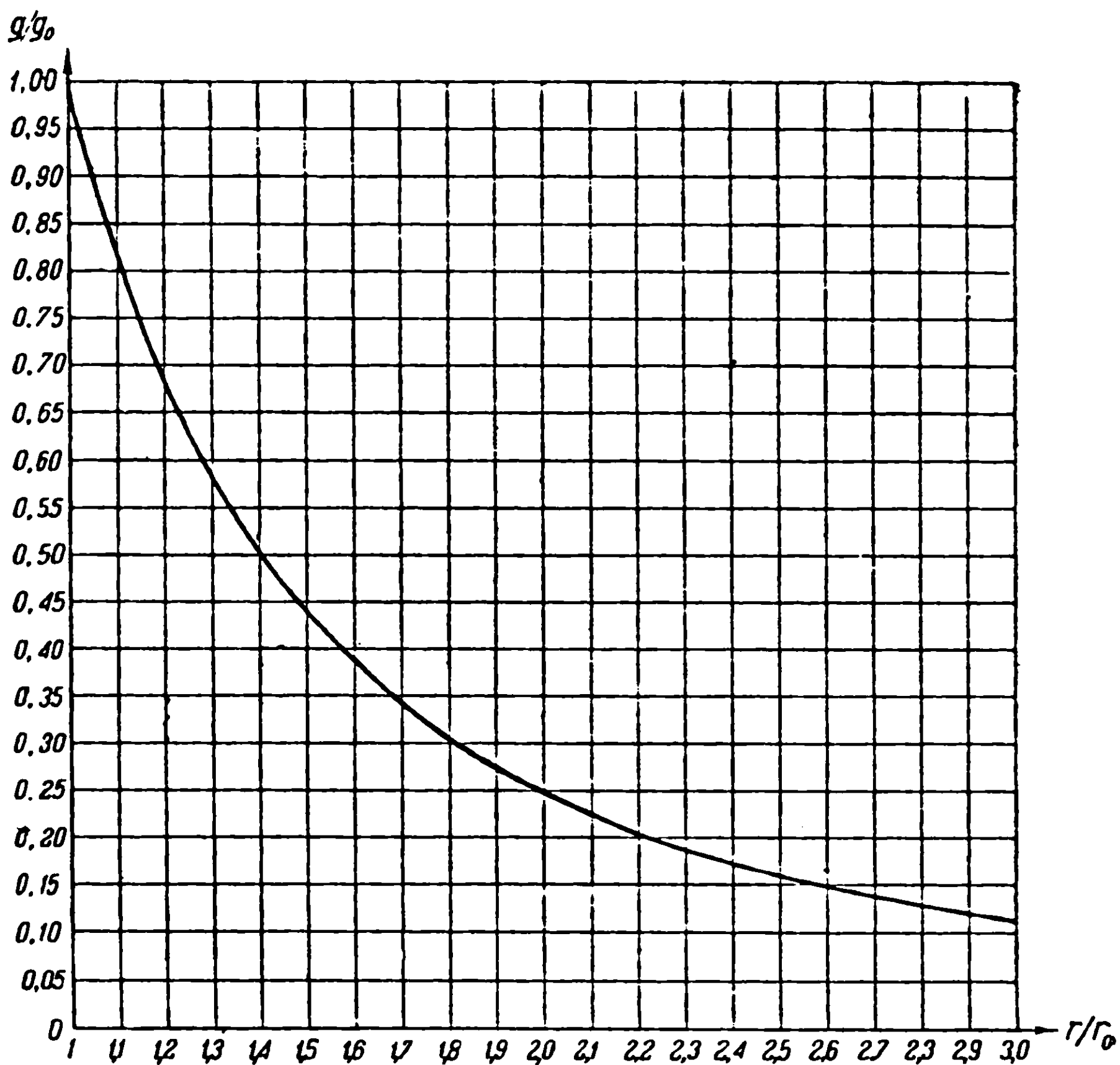
показан случай, отвечающий одновременному воздействию полей тяготения Земли и Луны на материальную точку, расположенную на прямой, соединяющей центры этих планет. Простейший расчет показывает, что в точке, отстоящей от центра Земли на 346 067 км, или, что то же, на расстоянии 38 336 км от центра Луны, силы притяжения Земли и Луны равны по величине и направлены в противоположные стороны.

Заметим еще, 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 неумолимый закон тяготения и дает надежду на осуществление межпланетных путешествий.

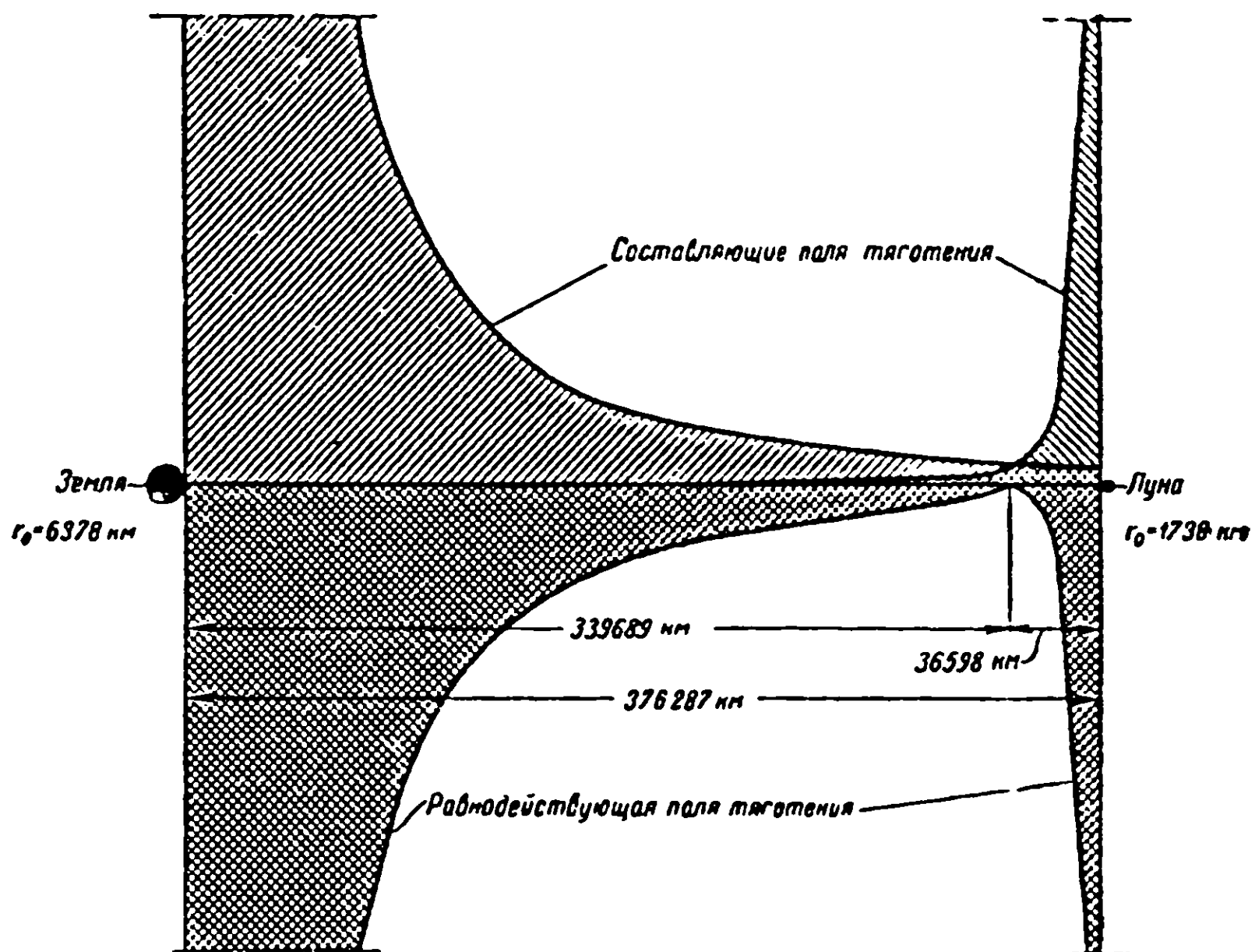
2. ЗАКОНЫ КЕПЛЕРА

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

Едва ли создатель этих законов предполагал, что через несколько столетий они будут применены к управляемым человеком космическим кораблям. А ведь межпланетный аппарат, летящий



Фиг. 1.

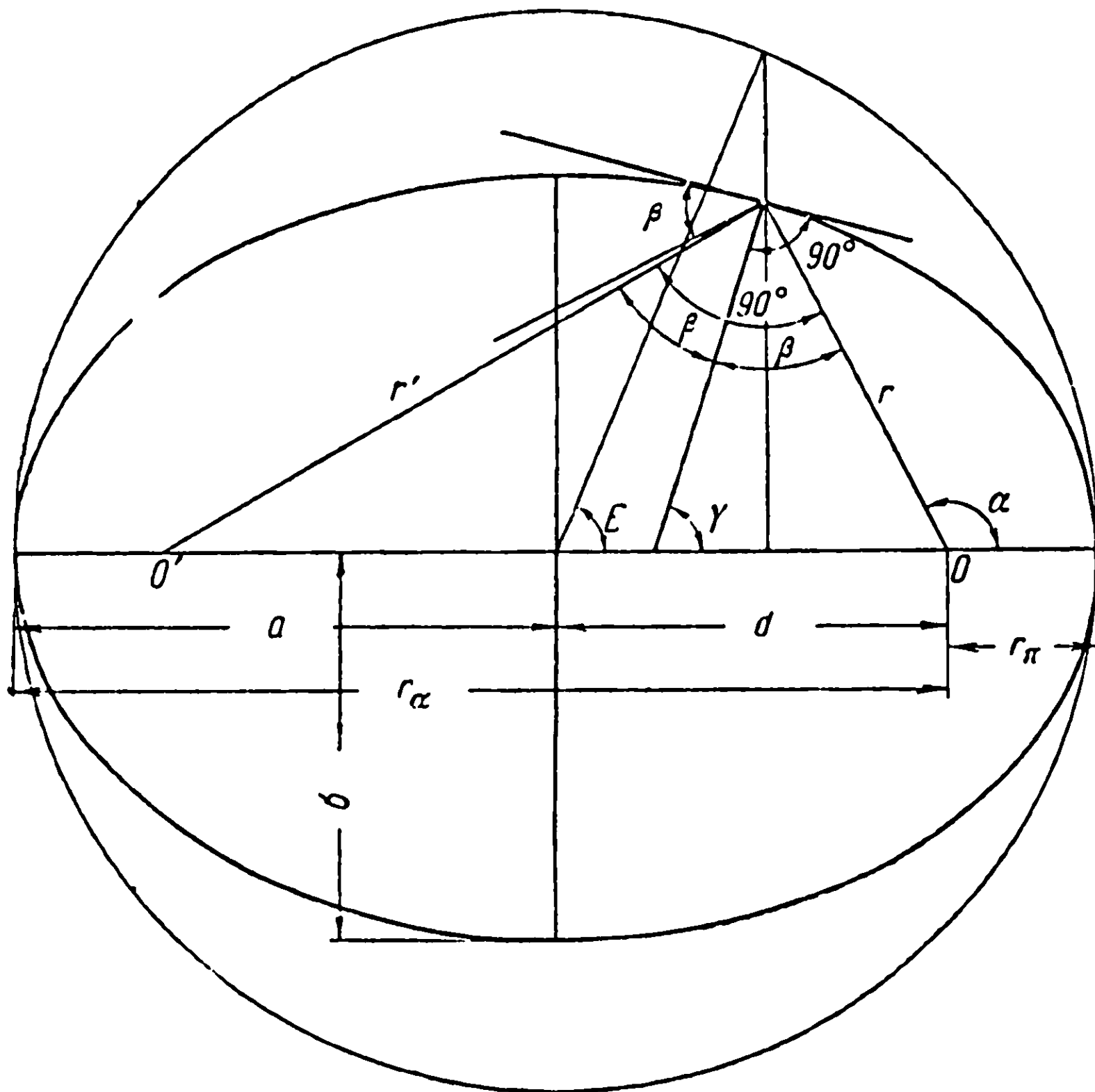


Фиг. 2.

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.



Фиг. 3.

Математическое выражение первого закона

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

является уравнением:

окружности	при $e = 0$
эллипса	„ $e < 1$ и $p = a(1 - e^2)$,
параболы	„ $e = 1$ и $p = 2r_\pi$ (фиг. 3),
гиперболы	„ $e > 1$ и $p = a_1(e^2 - 1)$.

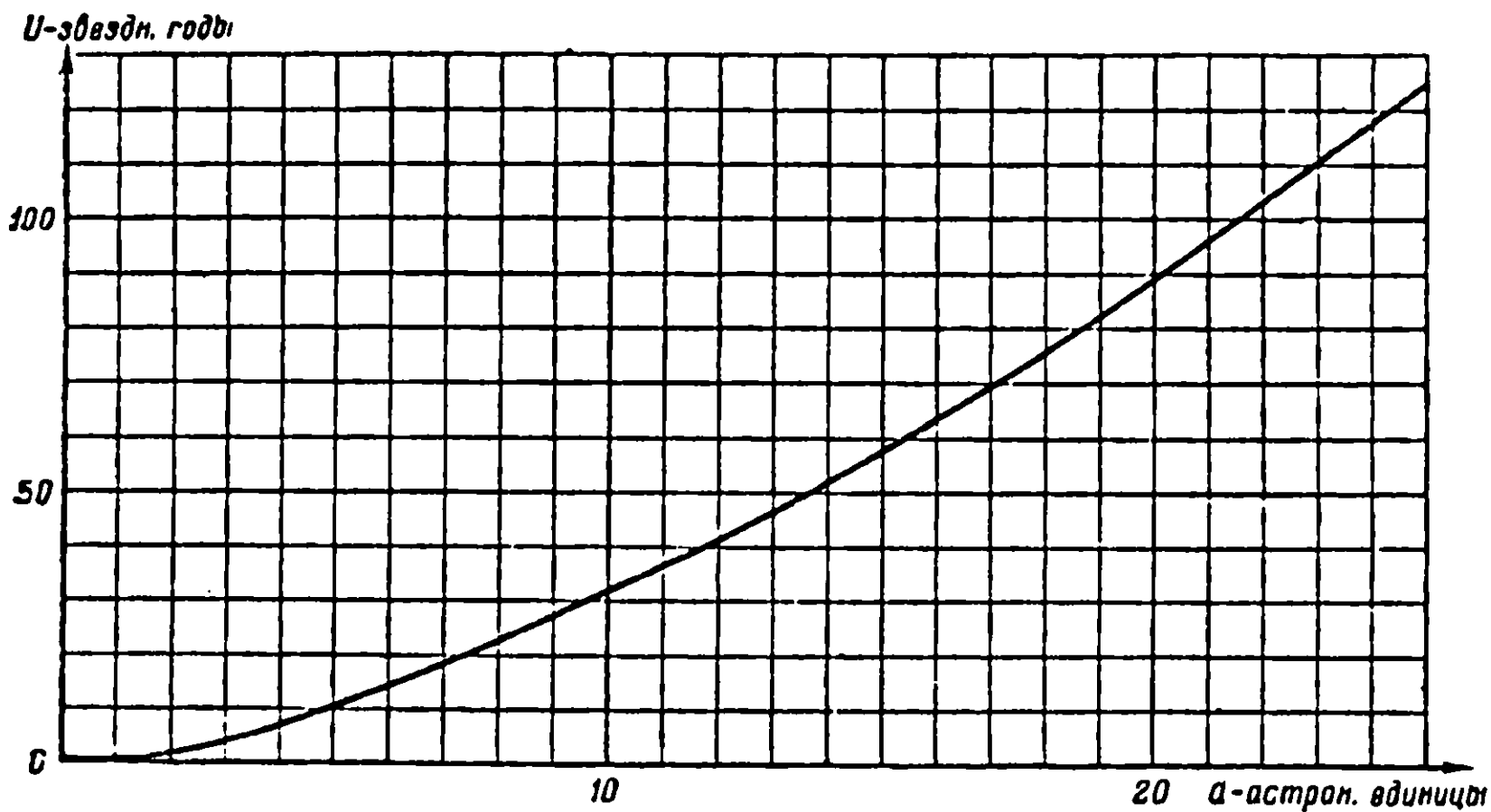
Второй закон. *Площади, описываемые радиусами-векторами орбит, пропорциональны соответствующим временам движения планет по орбитам:*

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

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

Таблица 2

Расстояние в астрономических единицах <i>a</i>	Время обращения в звездных годах <i>U</i>	Расстояние в астрономических единицах <i>a</i>	Время обращения в звездных годах <i>U</i>
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



Фиг. 4.

Таким образом

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

или, более точно,

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

3. СОЛНЦЕ И ПЛАНЕТЫ

В табл. 3 (вклейка между стр. 12—13) мы даем главные характеристики Солнца и планет нашей солнечной системы. В основном тексте мы указываем главные источники, из которых черпали нужные сведения, а также приводим определения и расчетные формулы.

Массы. Для отношения масс планет¹ к массе $\mu_{\odot}$ 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 Бэклундом (Backlund), существенно отличающееся от обычно принятого, а для Венеры — число $1/403\,490$, данное Россом².

Для Плутона рассматриваемое отношение дано Никольсоном и Майолом³ (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 Луны; если принять во внимание последнюю, то будем иметь $\mu_{\odot} = 1/329\,390$.

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 нами 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 внутренних планет — Меркурия и Венеры — от Земли было бы, очевидно, равно среднему расстоянию между Землей и Солнцем; расстояние же между внешними планетами и Землей было бы равно их расстоянию до солнечного центра. Истинные расстояния мало отличаются от только что указанных.

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

$$\begin{aligned} a &= \sqrt{b^2 + d^2}; \\ a &= \frac{p}{1 - e^2}; \quad a = \frac{r + r'}{2}; \\ a &= \frac{r(1 + e \cos \alpha)}{1 - e^2}; \quad a = \frac{r \cos \alpha}{a(\cos E - e)}; \\ a &= \frac{r_k r_a \cos \alpha + r_a^2}{2r_a - r_k(1 - \cos \alpha)}; \quad a = \frac{r_{\pi}}{1 - e}; \\ a &= \sqrt[3]{CU^2}; \quad a = -\frac{\dot{\lambda}}{h}; \quad a = \frac{\dot{\lambda}}{v_{\pi}^2 - v^2}; \\ a &= \frac{\dot{\lambda}}{2\frac{\dot{\lambda}}{r} - v^2}; \quad a = \sqrt[3]{\frac{\dot{\lambda}U^2}{4\pi^2}}. \end{aligned} \tag{6}$$

¹ За исключением Плутона.

² См. Handbook for 1932.

³ Astr. phys. Journ., 73, 1931, стр. 1 — 12.

СОЛНЦЕ И ПЛАНЕТЫ

Наименование величин		Обозначения	Солнце	Меркурий	Венера	Земля	Марс	Юпитер	Сатурн	Уран	Нептун	Плутон	Примечания
Масса относительно	Солнца	$\mu_{\odot}$	1	$\frac{1}{167940}$	$\frac{1}{280000}$	$\frac{1}{333492}$	$\frac{1}{3394531}$	$\frac{1}{1047355}$	$\frac{1}{354916}$	$\frac{1}{224790}$	$\frac{1}{19111}$	$\frac{1}{361720}$	Для Земли вместе с Луной $\frac{1}{332930}$. Масса Земли по Бойсу и Брауну = $5,98 \cdot 10^{27}$ т
	Земли	$\mu_{\oplus}$	333 432	0,055572	0,817724	1	0,107785	318,35624	95,222755	14,580086	17,263746	0,91	
Большая полуось орбиты	в км	a	0	57 872 926	108 141 022	149 504 201	227 797 756	777 840 952	1 426 097 111	2 869 131 832	4 495 691 791	5 899 051 000	
	относительная		0	0,387099	0,723331	1,000000	1,523688	5,202803	9,538343	19,190978	30,070672	39,45743	
Эксцентриситет		e		0,20562508	0,00678944	0,01672748	0,09335611	0,04841673	0,05571953	0,01633113	0,00900020	0,24832	Для 1950 г.
Расстояние от Солнца в перигелии		r_{π}		0,307503	0,718420	0,983273	1,381441	4,950892	9,007376	18,301807	29,826901	29,65147	Для 1950 г.
Расстояние от Солнца в афелии		r_{α}		0,466695	0,728242	1,016727	1,665935	5,451706	10,070310	20,080149	30,314440	49,26341	Для 1950 г.
Отношение осей		$\frac{b}{a}$		0,99788	0,99998	0,99986	0,99563	0,99883	0,99814	0,99889	0,99996	0,96863	Для 1950 г. Почти постоянное
Долгота перигелия		L_{π}		76°40'27"	130°49'35"	102°4'33"	335°8'15"	13°31'34"	92°4'39"	172°17'27"	47°26'23"	112°22'12"	Для 1950 г.
Наклонение орбиты к эклиптике		i		7°0'14",1	3°23'39",3	0°0'0"	1°50'59",9	1°18'21",2	2°29'28"	0°46'22"	1°46'28",1	17°12'19"	Для 1950 г.
Удельная энергия солнечного излучения	кал/см ² · мин	ε		12,8	3,67	1,92	0,827	0,070	0,0211	0,00521	0,00212	0,00124	Солнечная постоянная по Абботу. Более достоверна относительная величина
	относительная			6,673532	1,911281	1	0,430732	0,0369421	0,01099027	0,00271522	0,001105891	0,000612307	
Радиус планеты	в км	$r_{\text{пл}}$	695 553,46	2420,89	6095,71	Экв. 6378,388 Пол. 6356,909	3392,14	Экв. 71 372,71 Пол. 66 617,91	Экв. 60 398,99 Пол. 54 049,59	24 816,72	26 499,3	6100	Для сплюснутых планет указаны радиусы экваториальный и полярный (Экв. и Пол.)
	относительный		109,04843	0,3795456	0,9556816	Экв. 1 Пол. 0,99663238	0,5318175	Экв. 11,189769 Пол. 10,444311	Экв. 9,469315 Пол. 8,473860	3,895453	4,151543	1	
Относительный объем		$V_{\text{отн}}$	1301137,7	0,054860140	0,87579951	1	0,15092212	1312,1610	762,40099	59,311505	71,959667	1	
Плотность относительно	воды	ρ	1,416	5,599	5,160	5,527	3,947	1,341	0,6903	1,359	1,326	5,2	Плотность Земли по Бойсу и Брауну
	Земли		0,25626188	1,0129759	0,9336879	1	0,7141743	0,2426198	0,1248985	0,2458222	0,2399386	0,94	
Ускорение силы тяжести на поверхности планеты	в м/сек ²	$g_{\text{пл}}$	275,18	3,786	8,786	Экв. 9,8142 Пол. 9,8906	3,740	Экв. 24,953 Пол. 28,642	Экв. 10,429 Пол. 13,015	9,430	9,816	9,2	Для Земли принята формула Гельмерта (1908)
	относительное		28,039382	0,3857697	0,8953236	Экв. 1 Пол. 1,0067694	0,3810937	Э. 2,5425599 П. 2,9184586	Экв. 1,0626407 Пол. 1,3261058	0,9608216	1,0002030	0,94	
Сидерический период вращения около собственной оси в тропических годах		θ	25 дн. 9 ч. 7 м. 12 сек.	88 дн.	68 ч. (?)	23 ч. 56 м. 41 сек.	24 ч. 37 м. 22,651 сек.	З. Э. 9 ч. 50 м. 30,003 сек. З. П. 9 ч. 55 м. 40,632 сек.	10 ч. 14 м. 24 сек.	10 ч. 45 м. (прибл.)	15 ч. 50 м.	(?)	Для Юпитера З. Э. означает: экваториальная зона; З. П. - полярная зона
Наклонение экватора к орбите		j		5°	90° (?)	23°27'8"	25°10'	3°7'	26°45'	98°	151°	(?)	Для наклонений больше 90° вращение обратное
Звездное время обращения		U		0,24085	0,61521	1,00004	1,88089	11,86223	29,45772	84,01529	164,78829	247,6968	Принято во внимание влияние масс планет
Среднее движение	в угл. сек. день	n		14 732,420	5767,670	3548,193	1886,519	299,128	120,455	42,23	21,53	14,32	
	относительное			4,1520909	1,625523	1	0,5316844	0,0843043	0,0339483	0,011902	0,006068	0,001037	
Синодическое время обращения		u		0,317259	1,598718	—	2,135398	1,092110	1,035183	1,012087	1,006146	1,00149	
Альбе́до		A		0,10—0,16	0,65—0,88	0,45	0,17—0,25	0,50—0,72	0,50—0,81	0,50 0,70	0,50—0,60	(?)	
Различные характеристики и примечания			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°	Средняя влонгация 23°. Наибольшая влонгация 29°. Имеется узкий, хотя и увеличенный вследствие либрации умеренный пояс. Фазы, сходные с фазами Луны	Наибольшая влонгация 48°. Температура 60° (Кобленц и Эмерсон). Фазы, сходные с фазами Луны		Температура у полюсов — 70° С; у экватора от — 20 до + 5° С (Кобленц и Лампланд). Моря и горы отсутствуют. Полюса покрыты снегом и льдом. Времена года, аналогично земным, но более резко выраженные и неодинаковые в северном и южном полушарии вследствие большого эксцентриситета орбиты	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	Температура на поверхности — 150° С (Кобленц и Лампланд). Относительно колец см. стр. 19	Открыт в 1781 г. Гершелем. Температура (Кобленц и Лампланд) на поверхности — 170° С	Открыт в 1846 г. Леверье в результате вычислений	Открыт в 1929 г. Точность указанных величин относительно этой планеты сомнительна	Облачность в виде круглых колец, параллельных экватору. Высокая температура ядра. Отсутствие твердой коры.

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 нами вычислена для 1950 г. 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 $-0,00035$.

Формулы для вычисления эксцентриситета:
для эллипса, гиперболы и параболы:

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

для эллипса:

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}; \quad e = \frac{d}{a}, \quad \text{где } 0 < e < 1;$$

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

линейный эксцентриситет:

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

для гиперболы:

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

Расстояние планеты от Солнца в перигелии. Для него имеем

$$r_{\kappa} = a(1 - e).$$

В табл. 3 помещены значения r_{κ} , вычисленные нами для 1950 г. Для эллипса:

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

для параболы:

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

для гиперболы:

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

Расстояние планеты от Солнца в афелии. Для него имеем выражение

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

Значения r_a также вычислены нами для 1950 г. Для эллипса, параболы и гиперболы имеем еще формулу:

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

с помощью которой определяются величины r_π и r_a для эллипса. В случае параболы $r_a = \infty$, для гиперболы же r_a не существует. Для эллипса еще имеем:

$$r_a = a + d; \quad r_a = 2a - r_\pi; \quad r_a = \frac{r(1 + e \cos \alpha)}{1 - e}. \quad (11)$$

Наименьшее расстояние от Земли до внутренних планет во время соединения можно принять приближенно равным $a_3 - r_a$, а для внешних планет это расстояние равно $r_\pi - a_3$ ¹.

Отношение осей орбиты. Оно вычисляется по формуле

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

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

Имеем для эллипса

$$\begin{aligned} b &= \sqrt{a^2 - d^2}; \quad b = \sqrt{r_a \cdot r_\pi}; \\ b &= r_a \sqrt{\frac{2a}{r_a} - 1}; \quad b = r_\pi \sqrt{\frac{2a}{r_\pi} - 1}; \\ b &= r_\pi \sqrt{\frac{1+e}{1-e}}; \quad b = \frac{C}{\sqrt{\frac{2\lambda}{r} - v^2}}; \\ b &= C \sqrt{\frac{a}{\lambda}}; \quad b = a(1 - \epsilon); \end{aligned} \quad (12)$$

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 Банашевичу. Для всех остальных планет она вычислена нами по формулам Леверье и Гайо для 1950 г. Наибольшее изменение ее для нашего столетия составляет $1^\circ 58'$.

Наклонение орбиты к плоскости эклиптики. Углы наклона вычислены для 1950 г. по формулам Леверье и Гайо, а для Плутона взята величина угла, данная проф. Банашевичем. Изменения угла с течением времени незначительны: за время от 1900 до 2000 г. они колеблются в пределах от 1° до $1^\circ 26'$.

¹ В обоих случаях предполагаем, что Земля движется по окружности и что плоскости планетных орбит совпадают с эклиптикой.

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, выраженная в малых калориях на см^2 в минуту, равна:

$$E = 1,92.$$

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

Радиус планеты¹. Для планет, имеющих форму сплюснутых эллипсоидов, мы в таблицах приводим радиус по экватору и величину полудиаметра, проходящего через полюса планеты. Для возможности сравнения планет между собой в таблицах 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

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

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

Плотность. 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

$$\rho_{\text{отн}} = \frac{\mu_3}{V_{\text{отн}}},$$

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

Величины ρ ясно показывают, насколько отлично строение Меркурия, Венеры, Марса и Плутона, имеющих плотность, близкую к земной, от строения планет-гигантов, которые за исключением Сатурна по плотности приближаются к Солнцу.

¹ Приводим имена ученых, определивших размеры светил: Солнце — Ауэрс (Auwers), Меркурий — Лаверье (Leverrier), Венера — Ауэрс, Земля — Гейфорд (Hayford), Марс — Гартвиг (Hartwig), Юпитер — Сэмпсон (Sempron), Уран — средняя из величин, данных Барнаром (Barnard), Си (See) и Виртцом (Wirtz), Нептун — Барнар. Диаметр Плутона в точности неизвестен; он близок к диаметру Земли.

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

$$\gamma_{ц} = \frac{4\pi^2 \cdot R}{t^2} = \frac{4\pi \cdot 6\,378\,388}{86\,164^2} = 0,0339 \text{ м/сек}^2.$$

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:

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

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

Числа, приведенные в таблице, 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 $2,245 \text{ м/сек}^2$, 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 таблице относительные значения вспомогательной величины λ (по отношению к Солнцу и Земле) соответствуют величинам μ_c и μ_3 . Эти значения λ несколько изменяются в зависимости от того, принято ли за основу число Гельмерта (g_0) или же Бойса и Брауна (γ и k^2). Имеем для эллипса, параболы и гиперболы:

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

для эллипса:

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

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.

Время обращения Меркурия вокруг Солнца (это время взято нами у Скиапарелли) как раз равно периоду его вращения около собственной оси 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 полуосвещенная полоса, в пределах которой вследствие либрации планеты происходят небольшие колебания температуры.

Что касается периода вращения Венеры, то на этот счет еще нет вполне достоверных данных. Мы приводим последние данные, принадлежащие Пикерингу и Ивену (Pickering, Ewen). Скиапарелли (Schiaparelli) и Лоуэлл (Lowell) считают, что период ее сидерического вращения равен времени обращения вокруг Солнца, т. е. 225 дням. Другие исследователи считают его равным периоду вращения Земли. 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 Холла). Эта планета, также лишенная твердой оболочки, имеет на экваторе бóльшую 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. Наконец, что касается Плутона, то его период вращения еще не определен¹.

Наклон экватора планеты к ее орбите. Величина этого угла заимствована из „Астрономического ежегодника Фламариона“, кроме Венеры, для которой приняты данные согласно Пикерингу. Ее ось, повидимому, лежит 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 день на Уране длится 42 земных года.

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

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

$$U = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\lambda}}; \quad U = \frac{2\pi a b}{v_{\pi} r_{\pi}}. \quad (16)$$

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

¹ Отметим, что Уран и Нептун — единственные из вращающихся планет, имеющие направление вращения, обратное направлению годового движения.

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 $r = \sqrt{ab}$.

Синодическое время. Так называется время, необходимое для того, чтобы планета возвратилась в положение соединения или в положение противостояния относительно Солнца. Нетрудно вывести, что

$$u = \frac{U_{\text{зем}} \cdot U_{\text{план}}}{U_{\text{зем}} - U_{\text{план}}}. \quad (18)$$

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.).

Альбедо. 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 значения альбедо для некоторых поверхностей:

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

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, неправильно 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 8880 м, т. е. достигает высоты Эвереста — величайшей из горных земных вершин (8882 м). Благодаря либрации Луны бо́льшая половина ее поверхности (59%) доступна наблюдению с Земли.

Последними работами обсерватории на горе Вильсон установлено, что на освещенной поверхности Луны температура достигает 134°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
Кольцо А (матово-белое)	18 818 км
Промежуток Кассини (Cassini)	2 741 "
Кольцо В (блестящее)	27 966 "
Кольцо С (темное)	18 215 "
Полная ширина	67 740 км

Кольца состоят из огромного количества камней и пыли. 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.

ЛИТЕРАТУРА К ТАБЛИЦЕ 4

1. Brit. Astr. Assoc. Handbook for 1932, по Никольсону.
2. Nicholson, Proc. Nat. Acad. Sci., Washington, 3, стр. 147.
3. Hepburn, „Journ. of the Brit. Astr. Assoc.“, 33, стр. 248.
4. Levin, „Journ. of the Brit. Astr. Assoc.“, 33, стр. 216.
5. Nicholson and Van Maanen, Publ. of the Astr. Soc. of the Pac., 43, стр. 261.
6. Nicholson, Publ. of the Astr. Soc. of the Pac., 32, стр. 143.
7. Russel, „Astrophysical Journal“, 1916.

Нижеследующие величины взяты из справочника „Connaissances des Temps“:
а) средние расстояния спутников от их планет в астрономических единицах;
б) эксцентриситет орбит;
в) период обращения;
г) радиусы первых четырех спутников Юпитера;
д) значения масс.
Радиусы остальных спутников, а также величины наклонения орбит спутников к орбитам планет заимствованы из ежегодника „Annuaire Flammarion“, 1930.

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°, а у некоторых достигает 48°.

В настоящее время известно до 1500 малых планет, 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 альбедо у планетоидов весьма разнообразны, что указывает на различие их строения и геометрической формы.

Спутники

Планета	Спутник	Ученый, открывший спутника	Год открытия	Средние расстояния от планеты		Эксцентриситет	Наклон орбиты от- носительно орбиты планеты
				в астроно- мических единицах	в км		
Земля	Луна	—	—	0,002571185	384 403	0,054903	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	} Не- большой и перемен- ный	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	1 831 735		2°43'
	5-й	Барнард	1892	0,001207	180 452		3° 7'
	6-й	Перрин	1904	0,076605	11 452 769		28°45'
	7-й	"	1905	0,078516	11 738 471		27°58'
	8-й	Мелотт	1908	0,15720	23 502 060		148° 4'
	9-й	Никольсон	1914	0,1531 ¹⁾	23 636 614		156°
Сатурн	1. Мимас	Гершель	1789	0,0012401	185 400	0,0190	26°45'
	2. Энцелад	"	1789	0,0015909	237 846	0,0046	26°45'
	3. Тетис	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	0,0031660	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. Ариель	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'

¹ Цифры-сноски рядом с числами таблицы указывают порядковый номер источника на стр. 19.

Таблица 4

планет ¹

Период обращения		Радиус км	М а с с а		Плотность относи- тельно воды	Ускорение на по- верхности м · сек ⁻²	Альbedo ²
звездный дни	синодический дн. час. мин. сек.		относитель- но планеты	относительно Солнца			
27,3216609	29. 12. 44. 28	1 737,99	1/8,1495	1/271,725 · 10 ¹	3,341	1,6221	0,10
0,3189103 1,26244064	— 7. 39. 26,65 1. 6. 21. 15,63	6,99 4,5					0,13 0,13
1,7691377962 3,5511810810 7,1545531246 16,6890180487 0,493179231 250,62 260,07 738,9 745	1. 18. 23. 35,95 3. 13. 17. 53,74 7. 3. 59. 35,86 16. 18. 5. 6,92 — 11. 57. 27,6 266 — — — 276.16 — — 631.2 ? — — 636 — — — ²)	1 697 1 500,5 2 633,5 2 528,5 80 (?) 65 (?) 25 (?) 25 (?) 76(?)	1/22 240 1/39 430 1/12 520 1/22 200	1/429,4 · 10 ¹⁰ 1/242,1 · 10 ¹⁰ 1/762,7 · 10 ¹⁰ 1/430,0 · 10 ¹⁰	4,095 3,341 1,946 1,240	1,9847 1,4318 1,4639 0,8956	0,46 ? 0,51 ? 0,30 ? 0,11 ? 0,15 ? 0,15 0,15 0,15 0,15
0,9424219 1,3702178 1,8378025 2,7369159 4,5175026 15,945452 21,276665 79,33082 550,45	— 22. 37. 12,4 1. 8. 53. 21,9 1. 21. 18. 54,8 2. 17. 42. 9,7 4. 12. 27. 56,2 15. 23. 15. 25 21. 7. 39. 6 79. 22. 4. 56 523. 16. — —	297,5 ³) 370 ³) 603,5 ³) 724 ³) 925,5 ³) 2 856,5 ⁴) 225 (?) 850 100	1/16 340 000) 1/4 000 000) 1/921 500) 1/536 000) 1/250 000) 1/4 700)	1,0,175 · 10 ¹⁰ 1,0,714 · 10 ¹⁰ 1/3,099 · 10 ¹⁰ 1/5,328 · 10 ¹⁰ 1/11,42 · 10 ¹⁰ 1/601,6 · 10 ¹⁰	0,316 0,671 0,672 0,669 0,686 1,242	0,2630 0,6948 1,1220 1,3541 1,7767 9,9205	0,20 0,20 0,25 0,25 0,25 0,33 ? 0,20 0,25 0,15
2,520383 4,144183 8,705876 13,463262	2. 12. 29. 40 4. 3. 28. 25 8. 17. 0. 0 13. 11. 15. 36	450 (?) 350 850 750					0,25 0,25 0,25 0,25
5,876833	5. 21. 3. 27	2 500(?) ¹)	1 290 ³)	1/1 800 · 10 ^{10 3})			0,33

ника, из которого заимствована данная величина. Перечень источников приведен

Вот данные о некоторых наиболее крупных астероидах (табл. 5).

Таблица 5

Название астероида	Ученый, открывший астероид	Год открытия	№ по пор.	Диаметр в км	Расстояние от Солнца в астрономических единицах	Время обращения в днях	Альбедо
Церера	Пiachчи	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
Эрос	Уайт	1898	433	—	1,458	643	Переменное

6. КОМЕТЫ

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 бóльшую плотность, чем вещество хвоста. Последний представляет собой 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 одной астрономической единицы и движение совершается по гиперболе. Периодические же кометы движутся по сильно растянутым эллипсам.

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 двух астрономических единиц.

С точки зрения межпланетных путешествий кометы представляют незначительный интерес.

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, 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 возможности 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 одна от другой 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^{-21} в единицах CGS. Температуру ее оценивают в 10—15 тыс. градусов С.

Совершенно ясно, что при такой ничтожной плотности космическая материя не окажет влияния на движение межпланетного 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 и более метров.

Однако вредоносность того или иного излучения зависит не от его проникающей способности, но главным образом от его интенсивности. Между тем энергия космических лучей весьма незначительна. В крайнем же случае пришлось бы изыскать способы защиты от этих лучей (см. стр. 121).

Заметим, что некоторые ученые (например, Вильсон) приписывают этим лучам земное происхождение. Если это так, то опасность от них для межпланетных пространств целиком отпадает.

ГЛАВА II

ЗЕМНАЯ АТМОСФЕРА

1. ЗНАЧЕНИЕ АТМОСФЕРЫ

Свойства земной атмосферы представляют для нас интерес точки зрения того сопротивления, которое будет испытывать межпланетный корабль при взлете и возвращении.

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.

В этом отношении решающее значение имеет состав воздуха в высших слоях атмосферы. Преобладание водорода или азота будет определять степень нагревания космического корабля. В первом случае оно будет невелико, во втором — огромно.

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 будет иметь 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 (42 км).

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 различающихся между собой 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 ней 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.

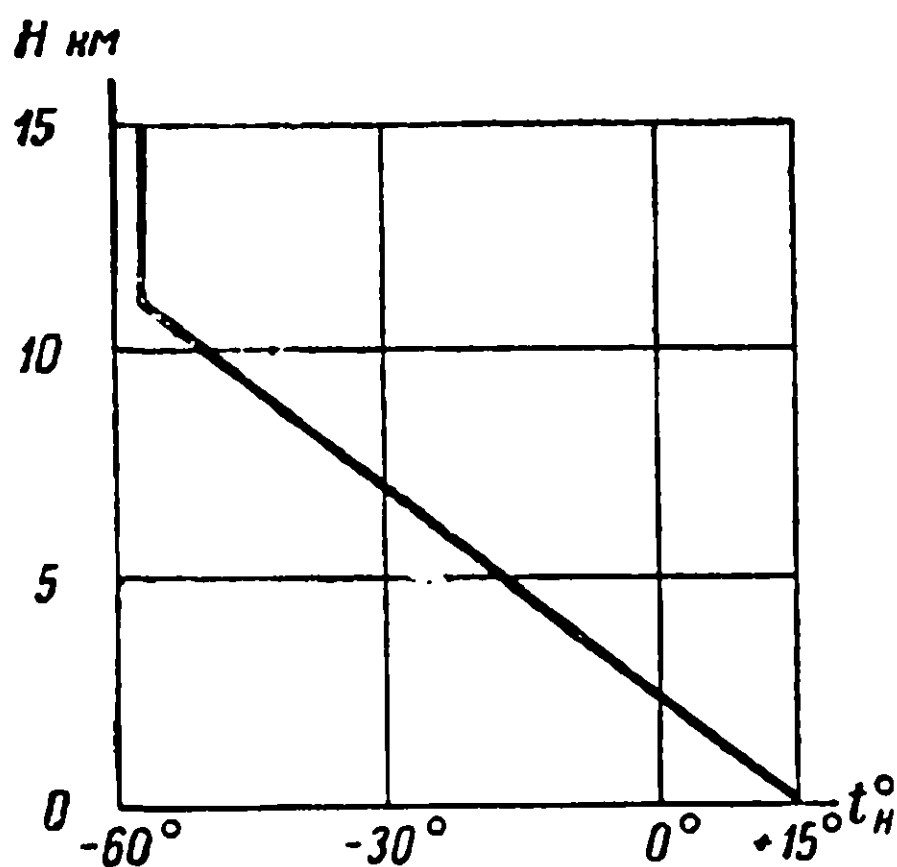
Некоторые вводят еще понятие тропопаузы, т. е. переходного слоя между тропосферой и стратосферой.

Перейдем теперь к рассмотрению главных 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



Фиг. 5.

на больших высотах, показали, что в стратосфере, вплоть до высоты 30 с лишним км, температура остается практически постоянной. В наших широтах она составляет — 52° летом и — 58° 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 теперь 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.

Французская стандартная атмосфера принята в качестве международной единицы (табл. 6). Она дает для высот не более 11 км следующее выражение для температуры на высоте H км (закон Туссэна) (Toussaint):

$$t^{\circ}\text{C} = 15 - 6,5 H. \quad (19)$$

Таблица 6

Стандартная атмосфера

Высота H км	Давление p_H мм рт. ст.	Относитель- ное дав- ление $\frac{p_H}{p_0}$	Температура t_H °C	Плотность δ_H кг/м ³	Относитель- ная плот- ность $\frac{\delta_H}{\delta_0}$
0	760	1,000	+15	1,2255	1,000
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	—10,75	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	193,2	0,2606	—50	0,4127	0,3367
10,5	183,4	0,2414	—53,25	0,3876	0,3147
11	169,4	0,2299	—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	0,0636	0,0523

На высотах выше 11 км температура считается постоянной и равной —56,5° С (фиг. 5).

Этот закон носит несколько упрощенный характер, однако применение его дает результаты, достаточно близко совпадающие со статистическими данными, добытыми наблюдением.

Относительно высот более 40 км мы не располагаем никакими опытными данными о температуре. Ш. 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 Линдеман и Добсон (Lindeman, Dobson) в результате изучения падающих звезд. Штауде и Ветчинкин, исходя из установленных Фесенковым величин коэффициентов отражения света воздухом, 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 $40\text{--}50^{\circ}\text{K}$, т. е. приблизительно до -228°C .

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 наших широтах 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. Эсно-Пельтри независимо от Гэмфриса открыл это явление, но найденная им высота составляет всего 5,17 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 падающих 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:

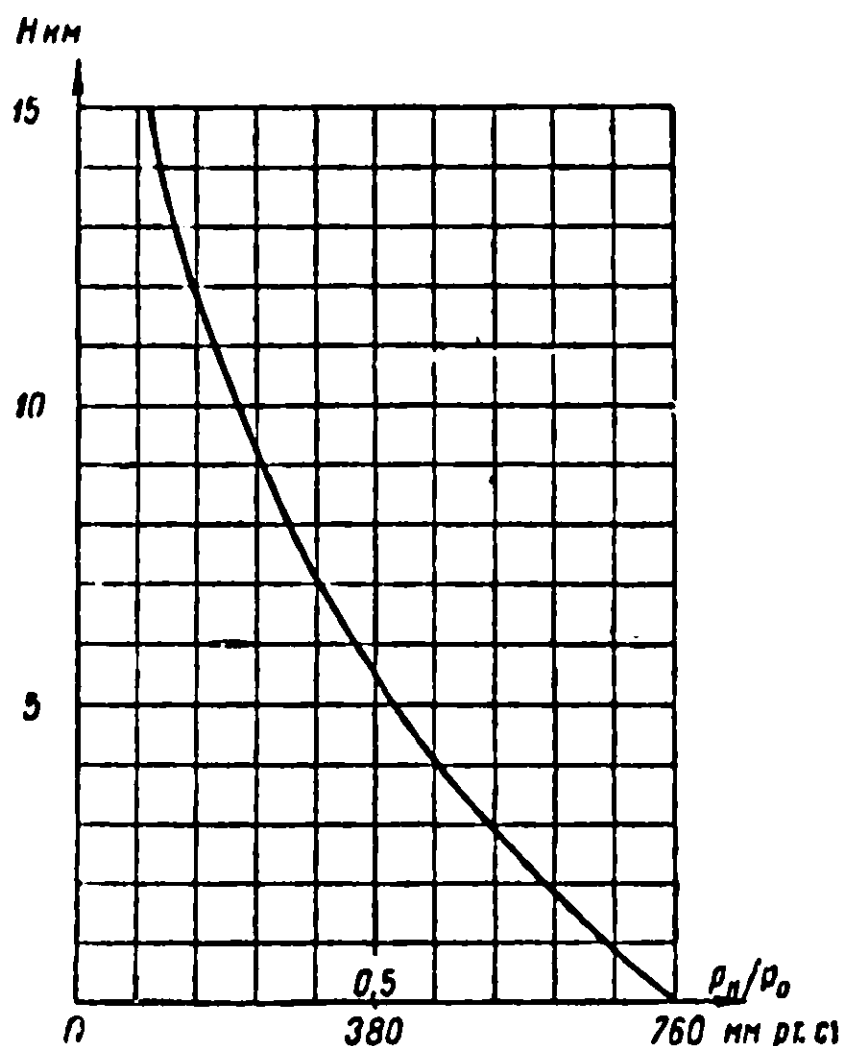
$$\frac{\delta_H}{\delta_0} = \left(1 - \frac{H}{44,3}\right)^{4,258} \quad (21)$$

Для высот, больших 11 км, имеем

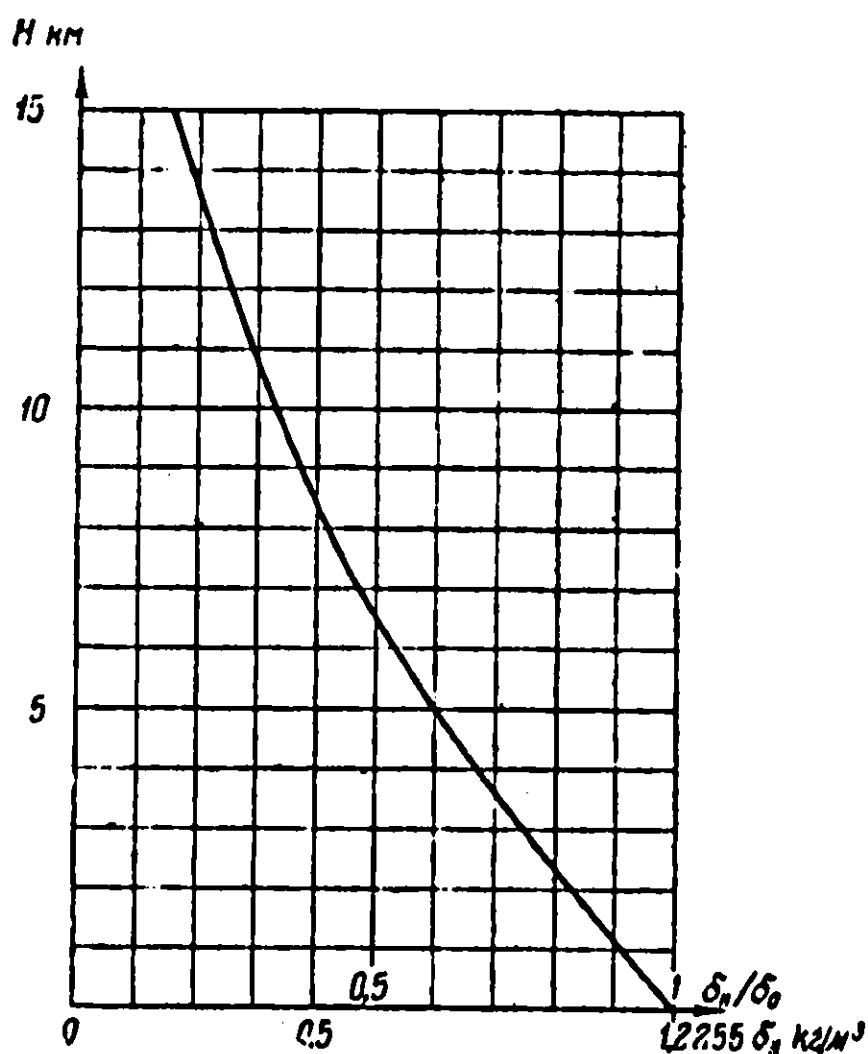
$$\frac{\delta_H}{\delta_{11 \text{ км}}} = \frac{p_H}{p_{11 \text{ км}}} = e^{-\frac{H-11}{6,31}}, \quad (22)$$

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

Было предложено множество других формул для определения изменения плотности воздуха с высотой (американский, германский



Фиг. 6а.



Фиг. 6б.

стандарты, формулы Кранца, Эсно-Пельтри, Лапласа, Гомана 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 заатмосферным полетам.

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).

Таблица 7

Г а з	В ‰ по объему	Примечание
Азот	78,06	(Леджк)
Кислород	20,90	—
Аргон	0,937	—
Углекислый газ	0,029	Переменная величина
Водород	0,0033	(Готье — Рэлей)
Неон	0,0015	(Клод)
Геокороний	0,00058	Гипогетический газ
Гелий	0,0005	—
Криптон	0,0001	Приблизительно
Ксенон	0,000005	”
Озон	Следы	(Тьерри)

В этой таблице указан состав сухого воздуха. В действительности содержание водяных паров в воздухе иногда доходит до 4‰ по объему. Летом количество водяных паров значительно больше, чем зимой. По мере возрастания высоты 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, Кабанн, Дюфэ и др.), которым удалось установить относительное содержание озона: оказалось, что вся масса озона, приведенная к атмосферному давлению, 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 Линдеман и Добсон, исходявшие 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 разряда.

Вегенер получил для высших слоев атмосферы результаты, существенно отличающиеся от только что указанных. Это объясняется

Принятой им гипотезой о существовании газа геокорония, образующего как бы крайнюю оболочку атмосферы. По мнению Вегенера этот газ должен быть одноатомным, с молекулярным весом, равным 0,4. Впрочем еще в 1890 г. Шейнер (Scheiner) высказал аналогичное предположение, приняв, что этот газ имеет весьма малый удельный вес.

Гипотеза о существовании геокорония хорошо согласуется с теорией Никольсона о строении атома, но противоречит периодической системе элементов Менделеева и потому должна быть отвергнута.

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 разнобразные 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.

В конечном счете нужно признать, что наши познания о составе и температуре высоких слоев атмосферы еще крайне неопределенны и требуют самого основательного углубления.

БИБЛИОГРАФИЯ

- Alayrac C.*, L'atmosphère standart du service technique. Serv. Techn. de L'Aéronautique, „Bulletin technique“, février, 1923.
- Benndorf H.*, „Physik. Zeitschrift“, 1929.
- Dobson G. M. B.*, „Quart. Jour. Roy. Met. Soc.“, 1923, july.
- Esnault-Pelterie R.*, „C. R. de l'Ac. des Sc.“, juin, juillet 1928.
- Fabry, C. H.*, „L'Astronomie“, 1929, août; „Scientia“, janvier. 1931.
- Gamba P.*, Le caratteristiche dell'Atmosfera libera sulla Valle Padana. Venise, 1923.
- Gold*, „Proc. of Roy. Soc.“, 1909.
- Humphreys W. J.*, „Month. Weather. Rev.“, 1921.
- Kahlke S.*, „Ann. der Hydrogr. u. Marit. Meteor.“, t. 49.
- Lindemann F. A.*, „Nature“, t. 118.
- Lindemann F. A.*, Dobson G. M. B., „Proc. of Roy. Soc.“, 1922.
- Maris H. B.*, „Terr. Magn. and Atm. Elect.“, 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. de l'Ac. des Sc.“, 1922.
- Stoermer C.*, „Rev. Scient.“, 1930, juillet.
- Synge E. H.*, „Phil. Mag.“, 1930.
- Veronnet A.*, „C. R. de l'Ac. des Sc.“, 1918.
- Wegener*, Recherches sur la nature des couches superieures de l'atmosphère. Paris. 1919.
- Whipple, F. J. W.*, „Nature“, t. 111. 112.
- Фесенков, В. Г.*, О строении атмосферы. Фотометрический анализ сумерек.
- Штауде Н., Ветчинкин В.*, „Русский астрономический журнал“, т. 4.
-

ФИЗИОЛОГИЧЕСКИЕ ЯВЛЕНИЯ В КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ

Физиологические явления, испытываемые пассажирами космического корабля во время его движения, могут быть разделены на две различных 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 направления движения, 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. Данные этих исследований прежде всего должны быть приняты во внимание при проектировании космического корабля.

Ведь совершенно очевидно, что любой технически осуществимый проект межпланетного аппарата не имеет практической ценности, если условия его движения не будут переноситься человеческим организмом.

1. ПЕРЕГРУЗКА

Определение. 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 положение является одним из законов общей 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, сообщаящая 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 уменьшение скорости движения. Само собой разумеется, что тело, лишенное опоры, не испытывает никакой перегрузки.

Формулы для перегрузки. При прямолинейном ускоренном движении имеем для ускорения 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

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

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. (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, проф. Прандтль в Геттингене, д-ра Гарсо и Малассэ и проф. Туссэн в Сен-Сире, наконец, инж. Винклер в Бреславле) 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 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 укорением, 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 велосипедист или мотоциклист быстро движется по внутренней поверхности большого цилиндра с деревянными стенками, находясь при этом почти в горизонтальном положении. Обычно такое выступление продолжается более двух минут, а коэффициент перегрузки достигает 4 (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.

Низшие животные оказываются гораздо более выносливыми по отношению к перегрузкам. Так, опыты д-ров Брока и Гарсо (Broca, Garsaux) 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. проф. Рынин совместно с группой физиологов под руководством проф. Лихачева произвели ряд интересных опытов над низшими животными. Ниже в табл. 8 мы приводим результаты их опытов с некоторыми добавлениями, могущими характеризовать эти опыты с точки зрения космонавтики.

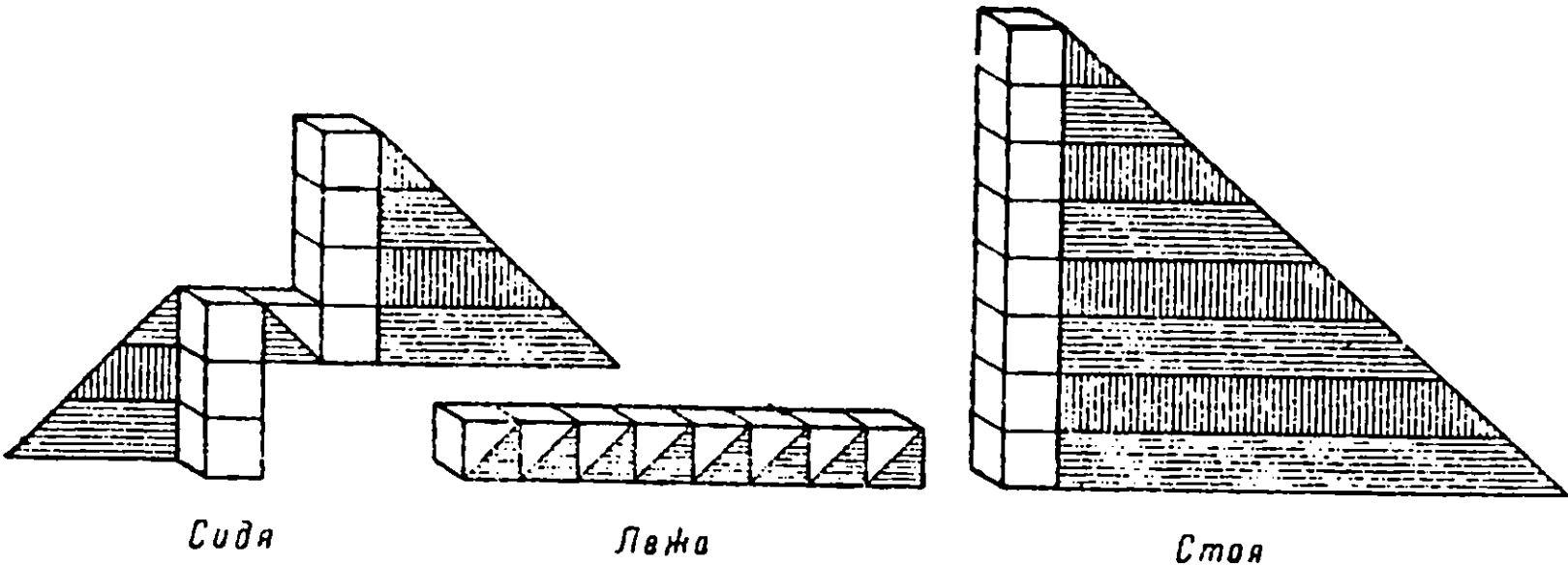
Таким образом высшие организмы значительно хуже переносят перегрузку, и это может вызвать опасения за судьбу человека, тем более что с точки зрения интересов космонавтики было бы очень важно иметь возможность подвергать пассажиров максимальным перегрузкам в течение длительного периода.

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 лежащем положении еще меньше.

Таблица 8

Название животного	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), навозный 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

Это известное явление можно иллюстрировать следующим образом. Возьмем восемь кубиков одинакового веса, например, в 1 кг, и расположим их тремя различными способами, напоминающими различные положения человеческого тела (фиг. 7). Заштри-



Фиг. 7.

хованные 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 положении и тем более при вертикальном положении тела.

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. Циолковский предложил применить 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 будет устранить сотрясение нервных центров внутри черепной коробки, а это как раз представляет наибольшую опасность.

Ю. В. Кондратюк выдвинул идею о возможности увеличения сопротивляемости 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 действительным средством было бы помещение человека в специальном индивидуально 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 органов.

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. Этот вопрос имеет очень большое значение, ибо чем бóльшие 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 $\frac{\gamma}{g_0}$ 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 бесконечном 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, возрастающее 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 падения. Постановка такого рода опытов с достаточной длительностью была бы трудной задачей. Заменить их можно помощью специальных ракет, совершающих взлеты на все бóльшие высоты. 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, повиди-

тому, возможность осуществить резкий переход, более экономичный с точки зрения расхода топлива, чем постепенный переход.

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

Можно думать, 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 необычных 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 организма.

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.

Эсно-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 Г. 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 Г. Оберт 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, повидимому, 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.

БИБЛИОГРАФИЯ

I. Перегрузка

1. Broca A, Garsaux, Note préliminaire sur l'étude des effets de la force centrifuge sur l'organisme, „Bull. Acad. de méd.“, Paris, 1919, 3 s., t. XXXII.
2. Bréhon Ph., De l'absence de lésions extérieures dans certains cas de mort par précipitation et dans les grands traumatismes, Lille, 1909.
3. Clément H., Contribution à l'étude de la centrifugation expérimentale en biologie, Lyon, 1917.

4. *Dirigshofen H.*, Die Bedeutung hydrostatischen Druckunterschieden den Blutkreislauf des Menschen bei Einwirkung hoher Beschleunigungen, „ZFM“, 1932, Nr. 6.
5. *Gachot J.*, Etude médico-légale sur les lésions par chute et par écrasement, Strasbourg, 1924.
6. *Garsaux H., Malassez et Toussaint*, Sur le vertige de rotation, „C. R.“, 1926, t. CLXXXII.
7. *Garsaux*, Etudes expérimentale sur le vertige de rotation. „Recherches et inventions“, 1927, № 155.
8. *Laurent H.*, Etude médico-légale de la chute, Lyon, 1906.
9. *Лухачев А.*, О влиянии на организм ускорений, „Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы“ 1934 г., М.-Л. 1935.
10. *Mach E.*, Grundilnien der Lehre von den Bewegungsempfindungen, Leipzig. 1875.
11. *Marcacci A.*, Gli effetti della forza centrifuga sulle funzioni animali, Palermo, 1899.
12. *Megusar Th.*, Einfluss abnormaler Grawitaetswirkung, „Arch. Entw. Mech.“, XXII, 1906.
13. *Nayler T.*, The effect of acceleration on human beings, „Journ. of the Royal Aeron. Soc.“, 1932, III.
14. *Purkinje*, Physiologische Beobachtungen ueber den Schwindel, 1826.
15. *Raethjen P.*, Accélération des avions, Note 6. „Ae. ET-STI Ae“.
16. *Roucaché P.*, Étude des chutes d'un lieu élevé sans lésions, Lyon, 1901.
17. *Рынин Н.*, Эффект ускорения на животных, „Бюлл. Ин-та гражд. возд. флота“ № 1, Л.
18. *Рынин Н.*, Теория космического полета, Л. 1930.
19. *Seashore C.*, Influence of the rate of change upon the perception of differences in pressure and weight, 1896.
20. *Stein S.*, Die Wirkung des kontinuierlichen Zentrifugierens auf die Entwicklung von Eien, Kücken, Fischen und Meerschweinchen, Leipzig, 1910.

II. Отсутствие перегрузки

1. *Haenel H.*, Das Erlebniss des Absturzes, „Muenchen med. Wochenschr.“, 1919.
 2. *Roumaillac T.*, La sensation organique éprouvée pendant la chute libre, „Journ. de médecine de Bordeaux“, 1931, t. XI.
-

НЕОСУЩЕСТВИМЫЕ ПРОЕКТЫ КОСМИЧЕСКИХ СООБЩЕНИЙ

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, целый ряд веществ непроницаем 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 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 (Kremieu), Эрисман (Erismann), Грей (Gray), Клейнер (Kleiner), Корн (Korn), Лаагер (Laager), Майорана (Majorana), Пойнтинг (Poynthing), 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.

К. Майорана, например, вел исследования более 10 лет. Он производил взвешивание свинцового шара весом в 1,274 кг, сначала в свободном состоянии, затем окруженного слоем ртути весом 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.

Ботлингер 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 последнего. 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°C. 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 положения.

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

2. ПУШКИ

Получение космических скоростей с помощью пороховой или электромагнитной пушки невозможно 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 истечение газов в атмосферу происходило бы с большей скоростью, чем вылет снаряда. Другими словами, скорость 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. 136 и след.).

Таким образом нет надобности перечислять еще другие затруднения, связанные с применением обычных орудий 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 спутника Земли.

Если Γ есть ускорение снаряда в км/сек.², 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.

Таблица 9

I	$\frac{\Gamma}{g_0}$	$\frac{s}{\text{км}}$
1	0	∞
1,41	1	318,9
2	1,73	184,1
4	3,87	82,3
10	9,94	32,1
100	99,95	3,2
1000	99,995	0,3

Введение амортизатора для смягчения толчка при больших перегрузках равносильно удлинению 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 возрастать пропорционально квадрату скорости снаряда при вылете. Отсюда ясно, что рассматриваемый способ практически неосуществим.

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. ПРАЩА 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 Граффины (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 освобождают 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. Граффины выступает против проекта Маса и Друэ:

„Описанный способ на первый взгляд кажется пригодным . . . однако, авторы его, повидимому, 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, если переместить 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 внутри герметически закрытого туннеля, 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 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.

Проф. Стодола (A. Stodola)¹ произвел расчеты профилей равного сопротивления для колес, не имеющих центрального отверстия, принимая расчетную величину временного сопротивления стали равной 2500 кг/см^2 .

Полученные им результаты сводятся к следующему:

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	27500	8700000

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

¹ A. Stodola, Dampf- und Gasturbinen, Berlin, 1924; см. также A. Basch, A. Leon, „Sitzungsberichte der Akademie der Wissenschaften“, Wien, 1907, B CXVI, Abt. IIa.

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 прямолинейный 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, $\gamma_{\max}$ — 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 катапульт и круговых туннелей.

4. ДАВЛЕНИЕ СОЛНЕЧНОГО СВЕТА

Гипотеза о том, что хвост комет отбрасывается действием солнечных лучей, впервые была высказана Кеплером (1619). В дальнейшем подобная же гипотеза была предложена Эйлером (1746), доказательство же ее мы впервые находим у Максвелла (1873). Наконец, Бартоли распространил это доказательство на все виды излучения.

Экспериментальное подтверждение существования давления Максвелла-Бартоли было получено Лебедевым (1901). После этого Никольс и Гуль (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.

Нернст, 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 уравнивается 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 см^2 ,

ρ — коэффициент, характеризующий отражательную способность поверхности,

E — количество падающей энергии в эргах, содержащееся в 1 см^3 .

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

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

а давление на идеально отражающую поверхность

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

Ничтожная величина этого давления является исчерпывающим доказательством того, что применение солнечного давления для космических полетов бесполезно. Так, например, для того, чтобы давление света на серебряную пластинку было больше ее веса, необходимо, чтобы толщина ее была меньше 10^{-7} мм , что абсо-

лютно неосуществимо. Нужно иметь еще в виду, что даже при несравненно большей толщине драгоценные металлы становятся прозрачными, т. е. давление света значительно уменьшится.

Забегаая несколько вперед, укажем, что при полете ракеты на расстоянии, равном расстоянию Земли от Солнца, отбрасывание массы всего в $0,1 \text{ кг}^*$ в год¹ (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 .

5. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

Известно, что 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.

Нужно сказать, что возможность технического осуществления подобных аппаратов в ближайшем будущем совершенно исключена. Нет надобности доказывать, что источник электрической энергии не может находиться на самом аппарате. Но не лучше обстоит дело и в том случае, когда энергия подается извне. Ведь даже на Земле передача энергии на расстояние без провода не получила еще промышленного применения. Задача очень сильно осложнится, когда для передачи нужно будет пронизать слой Хивисайда

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

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

Согласно формулам (37) и (13) сила, приходящаяся на 1 см^2 поверхности

$$P = mc = \frac{1}{c} \cdot \frac{2 \cdot 1,92 \cdot 4,1863 \cdot 10^7}{60} \frac{1}{r^2} \frac{\text{дин}}{\text{см}^2}. \quad (30)$$

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. одной астрономической единице), то из последней формулы получим

$$P = 0,0091 \text{ г/см}^2.$$

Если вес аппарата, приходящийся на 1 см^2 поверхности его „тени“, будет больше только что полученной величины, то аппарат

¹ Обозначение кг^* принято здесь и в дальнейшем для килограммов массы.

не сможет подняться с Земли. Но ясно, что построить аппарат, который на поверхности нашей планеты имел бы вес на единицу поверхности „тени“, равный или меньший этой величины, совершенно невозможно. При этом нужно иметь еще в виду, что при соответствующих расчетах мы принимали, что вся полученная аппаратом солнечная энергия преобразуется в живую силу отбрасываемых частиц. В действительности подобная установка вряд ли имела бы хороший коэффициент полезного действия.

В итоге мы приходим к заключению, что идея „электрических ракет“ совершенно абсурдна.

БИБЛИОГРАФИЯ

К § 1.

Bottlinger, „Berichte der Bayer. Akademie“, 1912, 1918.

Majorana Q., Quelques recherches sur l'absorption de la gravitation par la matière, „Journal de Physique“, 1930, sept.

Majorana Q., „Rendiconti della R. Accademia dei Lincei“, 1920, 1921, 1922.

Shaw P. E. and Davy N., The effect on temperature on gravitative attraction, „Physical Review“, 1923, N. 21.

Sitter, Koninklijke Akademie van Wetenschappen, „Proceedings of the Section of Sciences“, Amsterdam, 1912.

П о п у л я р н ы е

Перельман, Я., Влияние силы тяжести и ее свойства, „Бюлл. Русского общества друзей астрономии“, 1915.

К § 3.

Graffigny Henry. de, „La Revue“, N. 14, 1914; „Je sais tout“, avril, 1927.

К § 4.

Oberth H., Wege zur Raumschiffahrt, 1929, стр. 350—371.

К § 5.

Oberth H., Wege zur Raumschiffahrt, стр. 409—423.

Ulinski F. A., „Der Elug“, Wien, 1920 (Sondernummer).

РАКЕТЫ

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

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

ИСТОРИЯ РАКЕТ

I. РАЗВИТИЕ ТЕОРИИ

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 „*Principia philosophiae naturalis*“.

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 Гревезенда (1724 г.).

В 1736 г. Даниил Бернулли сформулировал теорию реактивного действия водяной струи. Два годами позже в своем сочинении „Гидродинамика“ он предложил использовать истечение воды из труб для перемещения морских судов.

Вскоре после появления воздушных шаров стали предлагаться проекты постановки 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, почему историческое значение их ничтожно.

В 1841 г. Шарль Голайтли получил патент¹ на летательный аппарат с двигателем прямой реакции, причем предлагал применение жидкого топлива.

В проекте русского революционера Кибальчича, 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

¹ Текст его не был опубликован и считался утерянным. Нам удалось найти его 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).

сжиганием пороховых зарядов, последовательно вводимых в камеру сгорания.

В 1881 г. Керкховэ и Снирс взяли в Бельгии патент на ракетный двигатель, работающий на смеси водорода и кислорода, добываемых 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-инжекторов.

Германский изобретатель Г. Гансвиндт 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 появился 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 (1896) 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) он неустанно работал над этой проблемой. Многие его идеи, относящиеся к ракетам, получили признание современной науки.

Во Франции первым борцом за идею использования двигателей прямой реакции был Ренэ Лорэн (René 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 Р. 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. инж. Гедике в Германии выступает защитником реактивного движения.

В 1912 г. Р. Эсно-Пельтри выступил в Петербурге и в Париже с докладами, в которых он рассмотрел с теоретической 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 учредил премию, присуждаемую за лучшие труды по космонавтике. Жюри, рассматривающее вопрос о присуждении премии (Комитет астронавтики при Французском астрономическом обществе), состоит из членов Академии и других представителей науки и техники¹.

В 1930 г. Эсно-Пельтри выпустил свой капитальный труд „Астронавтика“, в котором, между прочим, помещен его доклад 1927 г., исправленный и значительно расширенный. В 1934 г. он опубликовал дополнение к этому труду.

В предыдущих своих работах этот автор 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, внутриатомная энергия, энергия радия 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.

В 1919 г. в Вашингтоне проф. Р. Годдард опубликовал результаты своих теоретических и экспериментальных исследований,

¹ В 1934 г. поощрительная премия была присуждена автору этой книги.

В отчете секретаря Французского астрономического о-ва годовому собранию о-ва 6 июня 1934 г., опубликованном в журнале „L'Astronomie“ за 1934 г. (стр. 326), находим следующие строки:

„En ce qui concerne le Prix REP-Hirsch, le Comité d'Astronautique a décidé d'attribuer cette année... à Monsieur Ary J. Sternfeld un Prix d'Encouragement pour son intéressant travail intitulé „Initiation a la Cosmonautique“...

[„Что касается премии Р. Эсно-Пельтри-Гирш, Комитет астронавтики постановил присудить в этом году... А. Я. Штернфельд поощрительную премию за его интересную работу „Введение в космонавтику“...]

Приводим выдержку из датированного 11 июня 1934 г. письма члена Комитета Астронавтики, одного из учредителей поощрительной премии А. Л. Гирша, автору настоящей книги.

„Все члены Комитета выразили восхищение Вашим трудом. С особым восторгом отзывался о нем Жан Перрэн, который в беседах с членами Комитета дал высокую оценку Вашей работе“.

„Мы были счастливы присудить Вам премию по астронавтике с целью поощрить Вас на избранном Вами пути и в надежде, что это отличие, присужденное Вам общим ежегодным собранием Французского Астрономического о-ва 6 июня т. г., будет способствовать изданию Вашего труда. Комитет Астронавтики выражает пожелание, чтобы Вы нашли издателя Вашего труда, и дает вам право, если Вы того желаете, указать в книге, что Ваша работа получила в 1934 г. премию по астронавтике“.

Пожелание Комитета астронавтики, как видим, осуществилось. Автор нашел в стране социализма не только „издателя“ своего труда, но и нечто большее: возможность работы над своими идеями, атмосферу понимания и исключительную, немыслимую в капиталистическом мире, поддержку развитию молодой космонавтической науки. Прим. ред.

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 последнее время, однако, в печати опять появились сообщения об его экспериментальных работах.

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

Проф. в Медиаше (Румыния) Герман Оберт является одним из самых выдающихся деятелей в рассматриваемой нами области. В изданном им в Германии в 1923 г. труде он приводит расчеты и ряд оригинальных проектов ракет, предназначенных для исследования высших 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 продуктов сгорания в условиях истечения в атмосферу. Это открытие послужило главным основанием для присуждения его автору упомянутой выше премии Эсно-Пельтри—Гирша (1929).

Интересно отметить, что Оберт, ничего не зная о работах Циолковского, во многих вопросах пришел к одинаковым с ним выводам.

В 1924 г. вышла книга М. Валье, 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. Ветчинкин в прочитанном им в Москве докладе изложил основы межпланетных путешествий и сообщил об уже сделанных в этой области опытах.

В 1925 г. издана книга инж. В. Гомана, 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, Гоман рассматривает еще вопросы о непрерывном торможении в атмосфере и о посадке на планеты с применением торможения реактивным действием.

В 1928 г. Гоман 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 Гомана были отмечены комитетом Астронавтики (1929).

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.

Инж. Пиркэ в ряде статей, помещенных в журнале „Die Rakete“ в 1928—1929 гг., подверг дальнейшему исследованию вопрос о космических траекториях. Редактором и деятельным сотрудником упомянутого 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 его 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 Эсно-Пельтри—Гирша была присуждена Монтаню за исследование топлив, пригодных для применения в ракетных двигателях. В 1934 г. Комитет Астронавтики вторично отметил работы этого автора.

В СССР идеи космических путешествий очень популярны. Начиная с 1924 г., здесь возникают кружки и общества, ставящие своей целью исследование проблем реактивного движения и объединение усилий всех интересующихся этой отраслью знания. Наиболее деятельными руководителями этих организаций в первое время были проф. Н. А. Рынин, Ф. А. Цандер и Я. И. Перельман. Последний является лучшим популяризатором в интересующей нас области. Его книга „Межпланетные путешествия“ с 1915 г. выдержала 10 изданий и разошлась в количестве более 150 000 экземпляров.

Инж. Ф. А. Цандер 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 еще отметить работу Ю. В. Кондратюка „Завоевание межпланетных пространств“ (1930), в которой сжатое изложение сочетается с обилием интереснейших идей.

В 1935 г. Международный приз Астронавигации присужден был инж. Луи Дамблан, в 1936 г. — инж. Альфред Африкано и Американскому ракетному обществу.

2. РАЗВИТИЕ ОПЫТНЫХ РАБОТ

Первая чисто реактивная турбина, так называемый эолипил, относится к 150 г. до нашей эры. 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 тайне занимался приготовлением ракет. Марк Грек (X в.) приводит свидетельство о том, что ракеты применялись задолго до него. Роджэр 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 бóльшую популярность. У Солмса (1547 г.) находим мы упоми-

нение о ракете с парашютом, у Нассау — описание подводных ракет.

Приоритет изобретения составной ракеты, столь рьяно оспариваемый современными нам учеными, в действительности имеет очень большую давность. Так, мы нашли описание и детальные чертежи такой ракеты в изданной в Амстердаме в 1650 г. книге Казимира Семеновича „Великое искусство артиллерии“.

Первоначально ракеты снабжались длинными древками для придания им устойчивости. Но уже в 1707 г. Фрезье дал рисунки ракет, снабженных плавниковыми стабилизаторами.

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

В качестве боевого оружия ракеты были оценены особенно в XVIII веке. 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 ракеты имели дальность до 4000 м, французские до 7500 м.

Одним из наиболее выдающихся специалистов ракетного дела в XIX в. был русский генерал Константинов, деятельность которого относится к 60 — 70-м гг. 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 могущество 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 изобрели фоторакету. 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 сохранения фотоаппарата в определенном положении предусмотрен гироскоп.

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

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. Поморцевым, а после его смерти (1916 г.) В. Рябушинским испытывались пневматические ракеты. Результаты этих опытов были опубликованы в 1920 г. Рябушинским в Париже.

Во время войны французский инж. Мело производил испытания ракет с инжекторными насадками, имея целью применение их в авиации. Работы в этом направлении он продолжает и в настоящее время.

Первые систематические научные исследования над действием ракет были опубликованы в 1919 г. американским проф. Годдардом. Особо следует отметить получение им высокого коэффициента полезного действия ракетного двигателя,¹ 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. проф. Оберт в Германии начал опытные работы с ракетами на жидком топливе. В дальнейшем под его руководством в работах принимали участие инженеры Лангут, Небель, Ридель и др. В течение нескольких лет были сделаны многочисленные попытки пуска ракет в воздух, но сколько-нибудь значительных успехов достигнуто не было.

¹ Речь идет об отношении живой силы струи газов к термохимической энергии пороха.

В 1928—1929 гг. обширные опыты были проведены инженером М. 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 инж. Тиллинг. По его данным им получена высота вертикального подъема до 8 км, а при стрельбе под углом — дальности до 18 км.

В последние годы большинство исследователей в области космонавтики окончательно перешли к работам с ракетами на жидком топливе, проблема которых вследствие полной новизны и технической сложности представляет несравненно большие трудности, чем разработка пороховых ракет, но вместе с тем обещает значительно более широкие перспективы.

Необходимо отметить, что практические достижения, еще несколько десятков лет назад опередившие теоретическую разработку основ реактивного движения, в настоящее время очень сильно отстали от теории.

БИБЛИОГРАФИЯ

История ракет

- II в. до н. э. *Heron's von Alexandria Druckwerke und Automatentheater, griechisch und deutsch herausgegeben von Wilhelm Schmidt, Leipzig, 1899.*
- IX в. *Leon le Philosophe, Institution militaires... suivies d'une dissertation sur le feu grégeois... traduit par Joly de Maizeroy, Paris, 1771.*
- X в. *Marcus Graecus, Liber ignium ad comburendos Hostes.*
1260. *Bacon Roger, Epistola. Opus maius.*
1265. *Albertus Magnus, De mirabilibus mundi.*
- 1285—1295. *Nadjm al Din Hasan al Rammâh al Ahdab. Арабский манускрипт № 2827, Национальн. библ., Париж.*
1402. *Fontana Joanes, Ballicorum instrumentorum liber.*
1405. *Kyeser V., Eichstaedt Konrad, Bellifortis.*
- XV или XVI в. — Арабский манускрипт № 2827, Национ. библ., Париж.
1540. *Biringuccio Vanoccio, Pirotechnia, Венеция.*
1547. *Solms R. V., Descriptions de guerres.*
1557. *Fronsperger Leonhart, Von Geschuetz und Feuerwerk.*
1591. *Bovy Jehan, La pyrotechnie militaire, Liège.*
1620. *Appier Jean (dit Hanzelet), Recueil de plusieurs machines militaires et feux artifices pour la guerre et récréation, Pont-a-Mousson.*
1627. *Furttembach Joseph, Halinitro-Pyrobolia et Architectura Navalis.*
1629. *Malthus Francis, Traité des feux artificiels pour la guerre et la récréation..., Paris.*
1630. *Applier Jean, La Pyrotechnie ou sont représentés les plus rares et plus epreuves secrets des machines et des feux artificiels propres pour assieger, battre, surprendre et defendre toutes places, Pont-a-Mousson.*
1646. *Malthus Francis, Pratique de la guerre, contenant l'usage... des feux artificiels... et à la fin des feux de joie, Paris.*
1650. *Siemienowicz Casimiro, Artis magnae Artilleria, Amsterdam.*
- XVIII в. Арабский манускрипт № 2829, Национальная библиотека, Париж.

1694. *Ozanam*, Récréations mathématiques et physiques, Paris.
1707. *Frezier Amedée-François*, Traité des feux d'artifice, Paris.
1721. *Gravesande G. J.*, Physica elementa mathematica, experimenta confirmata, sive introductio ad philosophiam Newtonianam, t. II, Leyde.
1745. *Perrinet d'Orval*, Éssai sur les feux d'artifice, Paris.
1757. Manuel de l'artificier, Paris.
1801. *Ruggieri Claude-Fortune*, Éléments de Pyrotechnie.
1823. *Congreve W.*, Британский патент № 8771.
1842. *Lalanne Ludovic*, Éssai sur le feu grégeois et sur la poudre a canon, Paris (2-е дополненное издание вышло в 1845 г.).
1845. *Reinaud J. I. et Fave*, Du feu grégeois, des feux de guerre et des origines de la poudre a canon, Paris.
- 1857—1858. *Konstantinoff C. J.*, Mémoire sur les fusées de guerre, Paris.
- Konstantinoff C. J.*, Supplément au mémoire sur les fusées, Paris.
1861. *Konstantinoff C. J.*, Lectures sur les fusées de guerre, faites en 1860, Paris.
- Konstantinoff C. J.*, Dessins pour l'intelligence des lectures sur les fusées de guerre, Paris.
- Konstantinoff C. J.*, Legendes des dessin pour l'intelligence des lectures sur les fusées de guerre, Paris.
1863. *Konstantinoff C. J.*, Application des fusées au jet des amarres de sauvetage, СПб. (Работы К. И. Константинова имеются на русском языке.)
1863. *Susane M.*, Les fusées de guerre, Metz.
1882. *Denisse Amédée*, Traité pratique complet des feux d'artifice, Paris.
1883. *Pralon A.*, Une page de l'Histoire de l'artillerie. Les fusées de guerre en France, Paris.
- 1839—1891. *Jähns*, Geschichte der Kriegswissenschaften, München.
1895. *Romocki*, Geschichte der Explosivstoffe, Berlin.
1899. *Ganswindt H.*, Das juengste Gericht: Erfindungen von Hermann Ganswindt, Schöneberg bei Berlin.
1912. *Romocki*, Geschichte der Sprengstoffe, Hannover.

ОБЩАЯ ТЕОРИЯ РАКЕТЫ

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

$$|(m - \Delta m) \gamma| = |\Delta m \gamma'|, \quad (31)$$

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

$$|(m - \Delta m) \Delta v| = |\Delta m (c - \Delta v)|. \quad (32)$$

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

Умножив уравнение (32) на промежуток времени t , получим выражение для закона сохранения центра тяжести

$$(m - \Delta m) \Delta v t = \Delta m (c - \Delta v) t, \quad (33)$$

откуда

$$(m - \Delta m) s = \Delta m s'. \quad (34)$$

Последние два равенства иллюстрируются фиг. 8.

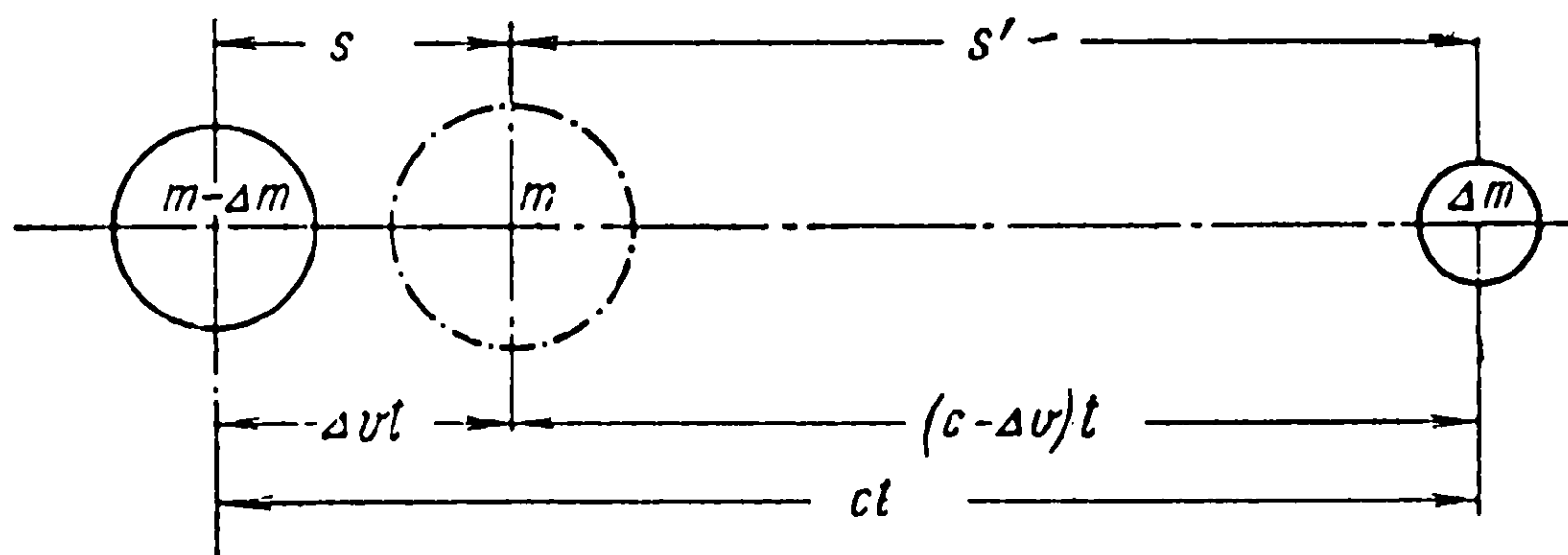
Если величина Δm весьма мала по сравнению с m , то Δv пренебрежимо мало сравнительно со скоростью c , и тогда вместо (32) и (34) будем иметь

$$m \Delta v = \Delta m c \quad (35)$$

и

$$m s = \Delta m s'. \quad (36)$$

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 доньев сосуда имеется отверстие, через которое происходит истечение, то общее давление на противоположное ему дно будет больше и в результате возникает дополнительная тяга,



Фиг. 8.

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

$$m \Delta v = P \Delta t, \quad (37)$$

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

2. ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ

а) Соотношения между составляющими массами ракеты

Обозначим через:

m_n — начальную массу ракеты,

m_{II} — полезную массу ракеты,

m_d — массу двигателя и топливных баков,

m_6 — массу топливных баков,

m_T — массу топлива,

m_c — сумму двух предыдущих масс,

m_k — конечную массу ракеты,

и примем следующие наименования:

$$K_n = \frac{m_n}{m_k} \text{ — коэффициент наполнения,} \quad (38)$$

$$K_{\Pi} = \frac{m_{\kappa}}{m_{\Pi}} — \text{коэффициент пассивной массы,} \quad (39)$$

$$K_{\Pi\Pi} = \frac{m_{\Pi}}{m_{\Pi}} — \text{коэффициент полезной нагрузки.} \quad (40)$$

Тогда будем иметь следующие очевидные равенства:

$$m_{\kappa} = m_{\Pi} + m_{\Delta}; \quad (41)$$

$$m_{\sigma} = m_{\tau} + m_{\Delta}; \quad (42)$$

$$\left. \begin{aligned} m_{\Pi} &= m_{\Pi} + m_{\sigma}; \\ m_{\Pi} &= m_{\Pi} + m_{\Delta} + m_{\tau}; \\ m_{\Pi} &= m_{\kappa} + m_{\tau}; \end{aligned} \right\} \quad (43)$$

$$K_{\Pi} = \frac{1}{K_{\Pi}}; \quad (44)$$

$$\frac{m_{\Delta}}{m_{\Pi}} = K_{\Pi} - K_{\Pi\Pi}; \quad (45)$$

$$\frac{m_{\tau}}{m_{\Pi}} = 1 - K_{\Pi}; \quad (46)$$

$$\frac{m_{\sigma}}{m_{\Pi}} = 1 - K_{\Pi\Pi}; \quad (47)$$

$$\frac{m_{\Pi}}{m_{\kappa}} = K_{\Pi} \cdot K_{\Pi\Pi}; \quad (48)$$

$$\frac{m_{\Delta}}{m_{\kappa}} = K_{\Pi} (K_{\Pi} - K_{\Pi\Pi}); \quad (49)$$

$$\frac{m_{\tau}}{m_{\kappa}} = K_{\Pi} - 1; \quad (50)$$

$$\frac{m_{\sigma}}{m_{\kappa}} = K_{\Pi} (1 - K_{\Pi\Pi}). \quad (51)$$

6) Коэффициент наполнения ракеты. Рассмотрим ракету с пульсирующим двигателем, у которой после каждого цикла двигателя отбрасывается часть веса, 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

$$m_1 = \frac{q-1}{q} m_{\Pi}. \quad (52)$$

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

$$m_{\kappa} = \left(\frac{q-1}{q} \right)^n \cdot m_{\Pi}. \quad (53)$$

В общей массе $\frac{m}{q}$, 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

$$\Delta m_{\tau} = \frac{1}{1 + \varepsilon} \frac{m}{q}, \quad (54)$$

где

$$\varepsilon = \frac{m_6}{m_{\tau}}. \quad (55)$$

На основании закона количеств движения найдем, что после первого отбрасывания массы Δm_{τ} со скоростью c имеет место равенство

$$\frac{1}{1 + \varepsilon} \frac{m_{\kappa}}{q} (c - \Delta v) = \left(m_{\kappa} - \frac{m_{\kappa}}{q} \right) \Delta v, \quad (56)$$

откуда

$$\frac{\Delta v}{c} = \frac{1}{q - \varepsilon(1 - q)}, \quad (57)$$

а после n циклов

$$\frac{v_{\kappa}}{c} = \frac{n}{q - \varepsilon(1 - q)}. \quad (58)$$

На основании (53) и (58) будем иметь

$$K_{\kappa} = \frac{m_{\kappa}}{m_{\kappa}} = \left(\frac{q}{q - 1} \right)^{[(1 + \varepsilon)n - 1] \frac{v_{\kappa}}{c}}; \quad (59)$$

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

$$K_{\kappa} = \left(\frac{q}{q - 1} \right)^{(1 + \varepsilon)n \frac{v_{\kappa}}{c}}. \quad (60)$$

Так как, с другой стороны,

$$\left(\frac{q}{q - 1} \right)^n = \frac{1}{1!} + \frac{1}{2!} \frac{q + 1}{q} + \frac{1}{3!} \frac{(q + 1)(q + 2)}{q^2} + \dots \quad (61)$$

то, при возрастании q до бесконечности, в правой части последнего равенства получим ряд, сумма которого равна основанию натуральных логарифмов. При этих условиях равенство (60) примет вид

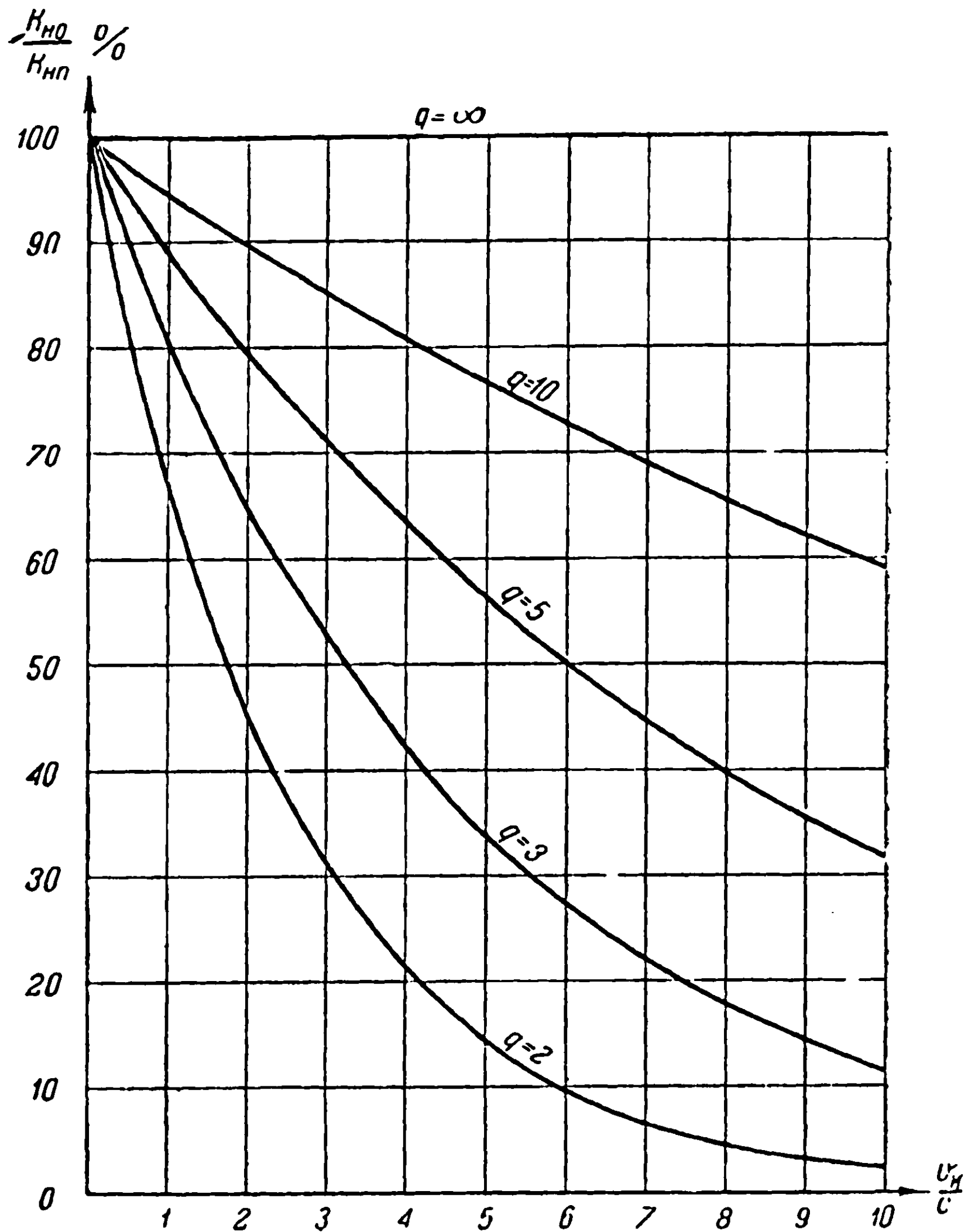
$$K_{\kappa} = e^{(1 + \varepsilon)n \frac{v_{\kappa}}{c}}. \quad (62)$$

В этой ракете отбрасывание соответственной доли баков происходит непрерывно, почему такую ракету мы называем непрерывной.

Заметим, что последнее выражение мы могли бы вывести, не прибегая к установлению понятия о составной ракете. В самом

деле, при $q = \infty$, $\frac{m_n}{q} = dm$, и если пренебречь величинами dv и dm по сравнению соответственно с v и m_n , то уравнение (60) можно написать в виде:

$$\frac{1}{1+\epsilon} c dm = dv \cdot m, \quad (63)$$



Фиг. 9.

откуда

$$\int_{m_n}^{m_k} \frac{dm}{m} = (1 + \epsilon) \int_0^{v_k} \frac{dv}{c}. \quad (64)$$

После интегрирования, очевидно, получим формулу (62) (фиг. 9¹ и 10, табл. 10).

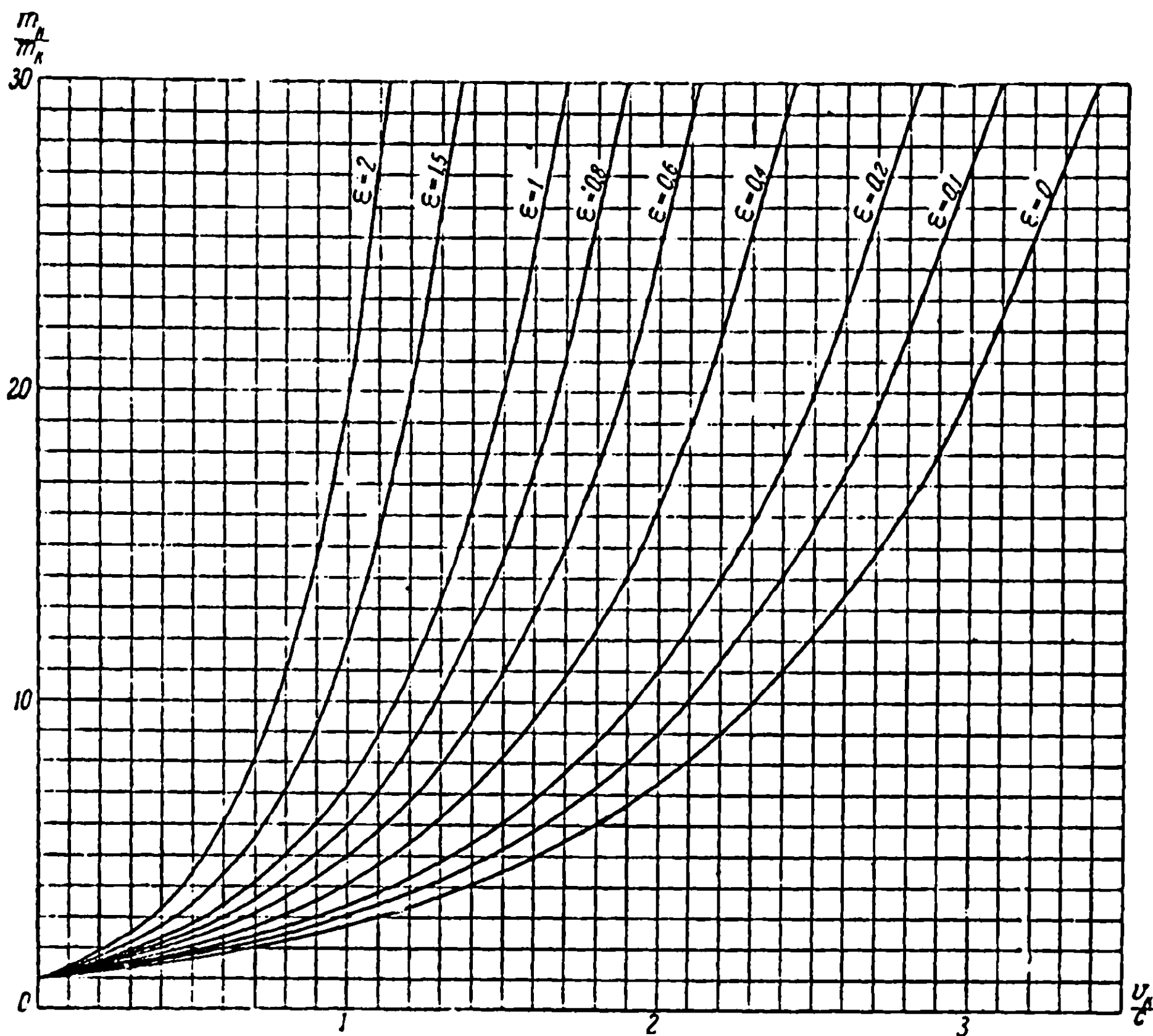
Если принять, как это обычно делается, $\varepsilon = 0$, то можно также положить

$$K_n = e^{\frac{v_k}{c}}, \quad (65)$$

или

$$\frac{v_k}{c} = \ln K_n, \quad (66)$$

откуда видно, что в то время как коэффициент наполнения воз-



Фиг. 10.

растает в геометрической прогрессии, скорость ракеты возрастает в арифметической прогрессии.

Из формулы (65) следует также, что скорость ракеты не зависит от порядка сжигания топлива по времени. Кроме того,

¹ На фиг. 9 в выражении $\frac{K_{no}}{K_{ni}}$ указатель „о“ относится к обыкновенной ракете, указатель „п“ — к пульсирующей ракете.

Таблица 17

$\frac{v}{c}$ \ q	2	3	5	10.	∞
1	4	3,575	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	1024	437,408	264,698	194,049	148,413
6	4096	1471,255	807,799	556,538	403,429
7	16384	4982,363	2465,212	1596,163	1096,633
8	65536	16815,474	7523,229	4577,832	2980,958
9	262144	56752,224	22959,072	13129,322	8103,084
10	1048576	191538,757	70066,227	37655,104	22026,466

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

Важность получения возможно больших скоростей истечения очевидна, так как достижение высоких значений $K_{\text{д}}$ представит на первых порах очень большие затруднения.

3. МГНОВЕННЫЙ ДИНАМИЧЕСКИЙ К. П. Д.

а) В свободном пространстве¹. На основании формулы (37) сила реакции, возникающая при расходе массы D газов за единицу 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

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

¹ Под этим названием мы подразумеваем пространство, лишенное сопротивляющейся среды и удаленное от небесных тел на достаточное расстояние, чтобы можно было пренебречь силами тяготения.

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

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

Разность между величиной $E_{\text{тн}}$ 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 сторону, 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 $\frac{v}{c}$ стремится к ∞ , величина $\eta_{\text{дм}}$ стремится к нулю (табл. 11), ибо тогда потеря энергии вследствие истечения составляет бесконечно малую часть полной кинетической энергии 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

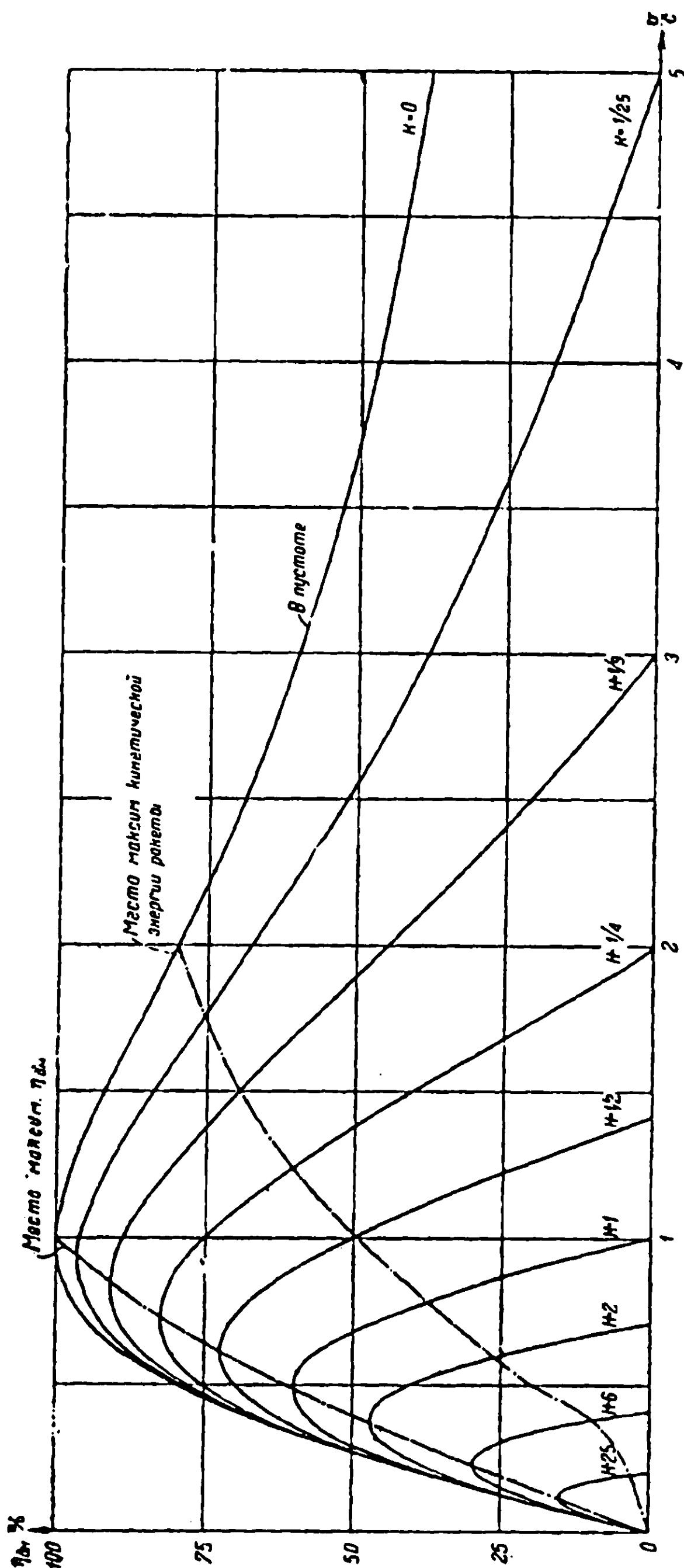
$$E' = (P - R_v) v. \quad (73)$$

Имея в виду, что

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

где индекс e относится к выходному сечению сопла, и

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



Фиг. 11.

получим выражение для мгновенного к. п. д. ракеты, движущейся в воздухе:

$$\eta_{\text{дм}} = \frac{E'}{E_{\text{тн}}} = \frac{2 \frac{v}{c}}{1 + \frac{v^2}{c^2}} \times \left(1 - \frac{\psi}{2} \frac{V_e}{V_n} \frac{S}{S_e} \frac{v^2}{c^2}\right). \quad (76)$$

В некоторых случаях можно считать постоянной величину

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

Тогда вместо (76) будем иметь

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

Построив кривую $\eta_{\text{дм}} = f\left(\frac{v}{c}\right)$ (см. диаграмму фиг. 11), найдем, что $\eta_{\text{дм}}$ обращается в нуль при

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

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

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

что равносильно равенству (79).

Дифференцируя уравнение (78), найдем, что $\eta_{\text{дм}}$ имеет максимум при

$$k = \frac{1 - \frac{v^2}{c^2}}{\frac{v^2}{c^2} \left(\frac{v^2}{c^2} + 3 \right)} . \tag{81}$$

Таблица 11

K_n	$K_n, \%$	$\frac{v_k}{c}$	$\eta_{\text{д}}$ %	$\eta_{\text{дм}}$ %	$\eta_{\text{е}}$ %
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	64,6	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

4. ПОЛНЫЙ ДИНАМИЧЕСКИЙ К. П. Д.

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

Для случая движения ракеты в свободном пространстве будем иметь

$$\eta_{\text{д}} = \frac{\frac{1}{2} m v^2}{\frac{1}{2} (m_n - m_k) c^2} = \frac{1}{\frac{m_n}{m_k} - 1} \left(\frac{v}{c} \right)^2 ,$$

или на основании (65)

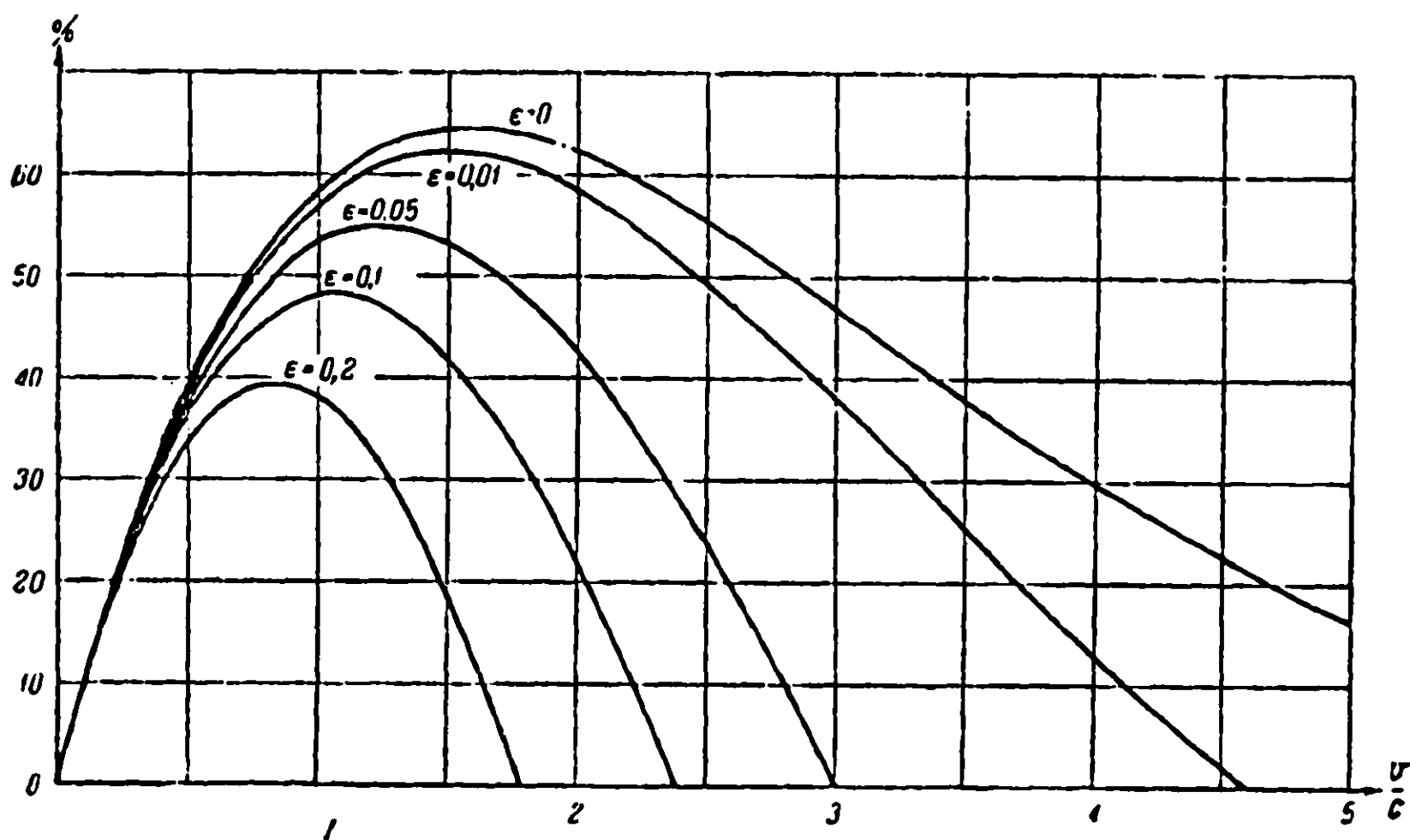
$$\eta_{\text{д}} = \frac{\left(\frac{v}{c}\right)^2}{e^{\frac{v}{c}} - 1}, \quad (82)$$

или, наконец,

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

Для определения значения $\frac{v}{c} = x$, при котором $\eta_{\text{д}}$ имеет максимум, возьмем производную от (83) и найдем, что она обращается в нуль при условии:

$$y = e^x (2 - x) - 2 = 0.$$



Фиг. 12.

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 из энергии полезного груза, масса которого

$$m_n = m_k - m_d = m_k - \varepsilon m_r,$$

то на основании (59) и (66) получим

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

Это равенство иллюстрируется фиг. 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

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

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

Пользуясь попрежнему обозначением

$$k = \frac{1}{2} \frac{\Gamma_e}{\Gamma_n} \frac{S}{S_e}$$

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

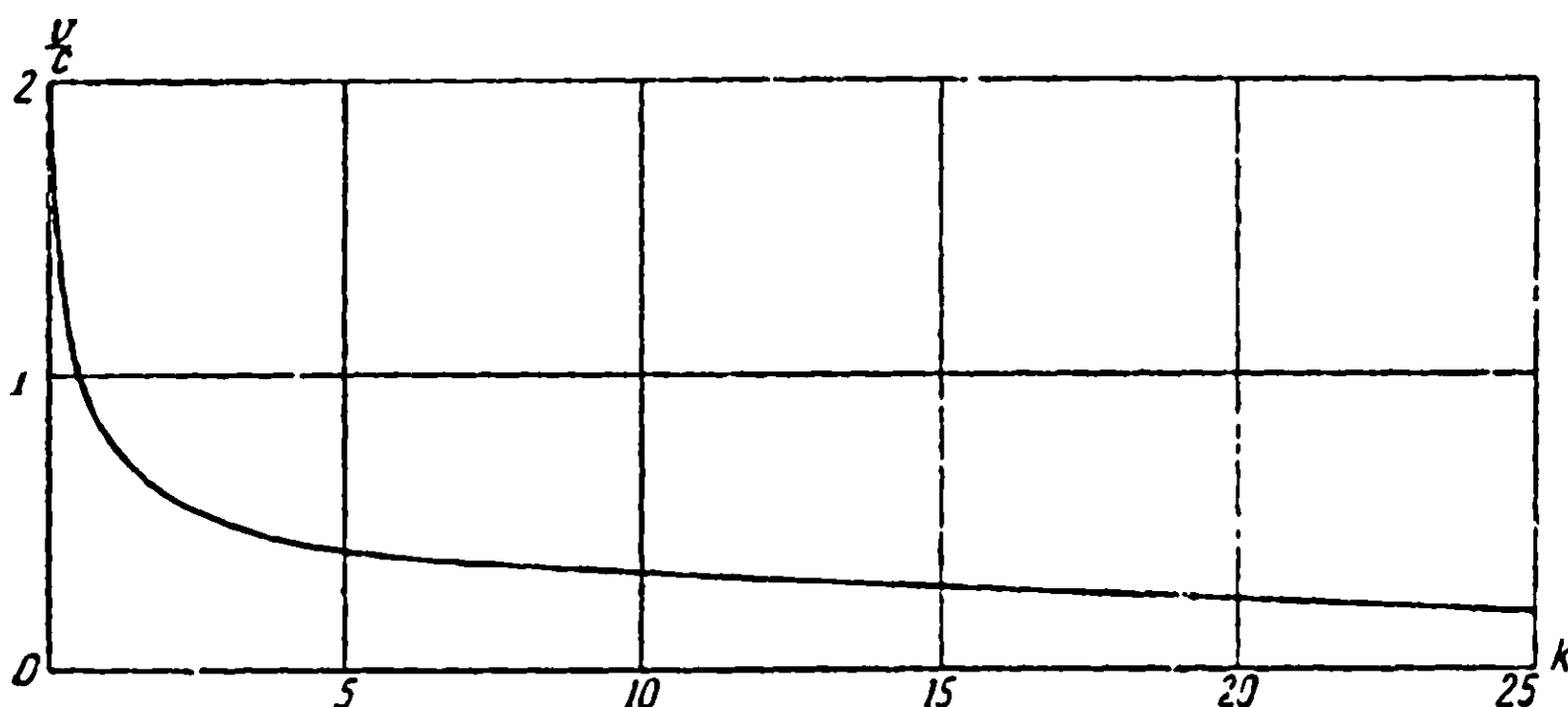
$$\left(\frac{v}{c} \right)_{\max} = \frac{1}{0,25 + \sqrt{0,0625 + k}} = \sqrt{\frac{1}{16k^2} + \frac{1}{k}} - \frac{1}{4k}. \quad (89)$$

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

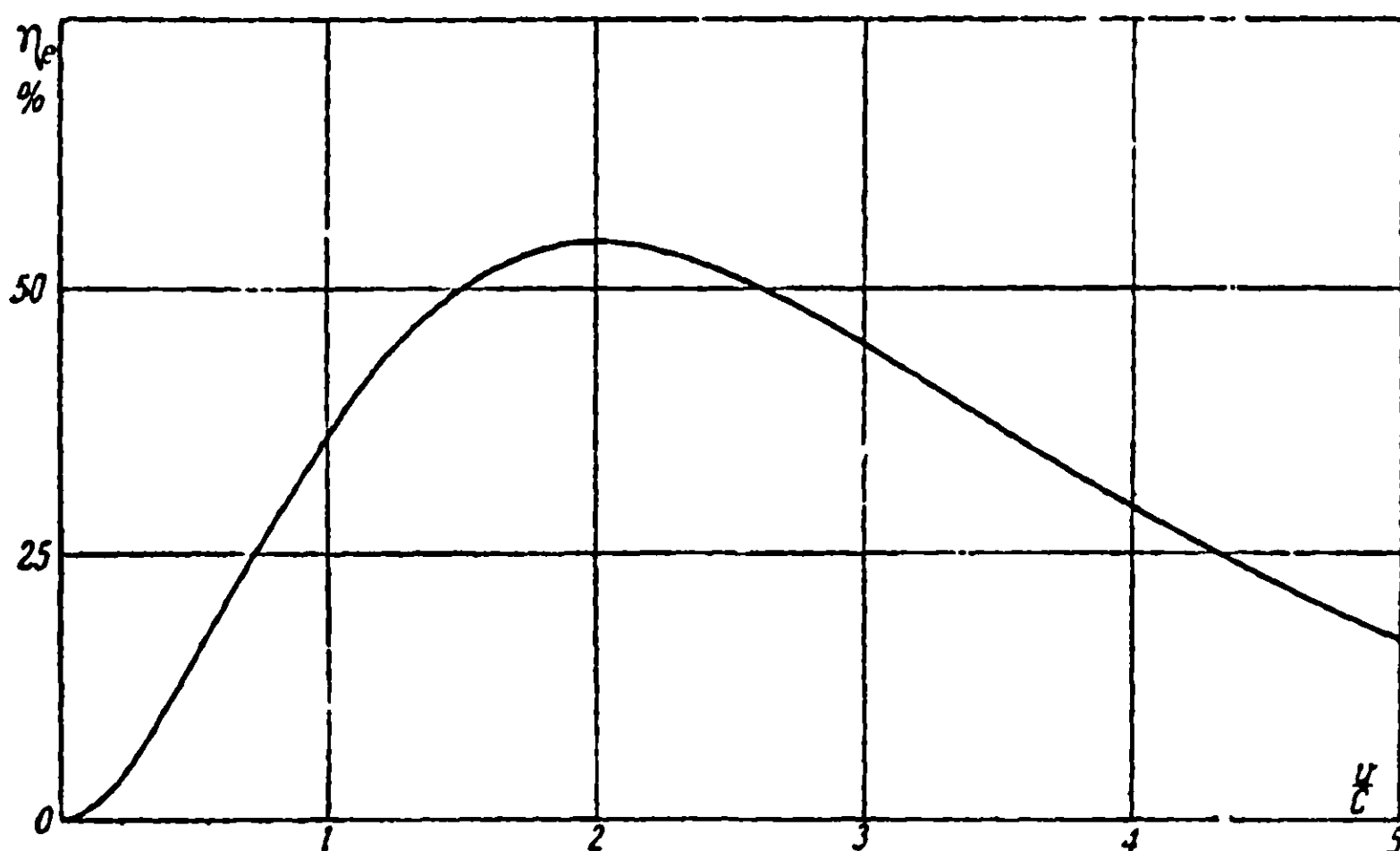
Заметим, что в свободном пространстве отношение кинетической энергии ракеты к термохимической энергии топлива (в количестве,

соответствующем начальной массе) выражается следующим образом:

$$\eta_e = \frac{mv^2}{m_0 c^2} = \frac{v^2}{c^2} e^{-\frac{v}{c}}. \quad (90)$$



Фиг. 13.



Фиг. 14.

Эта функция имеет максимум, равный 0,5412, при $\frac{v}{c} = 2$ (фиг. 14).

6. СОСТАВНЫЕ РАКЕТЫ.

ОБЩИЕ ЗАВИСИМОСТИ.

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

$$m_0 = \alpha m_r \quad (91)$$

и имея в виду, что ракета несет с собой некоторую полезную массу m_n , в которую, помимо собственно полезного груза, входит еще масса двигателя и прочих механизмов, так что начальная масса

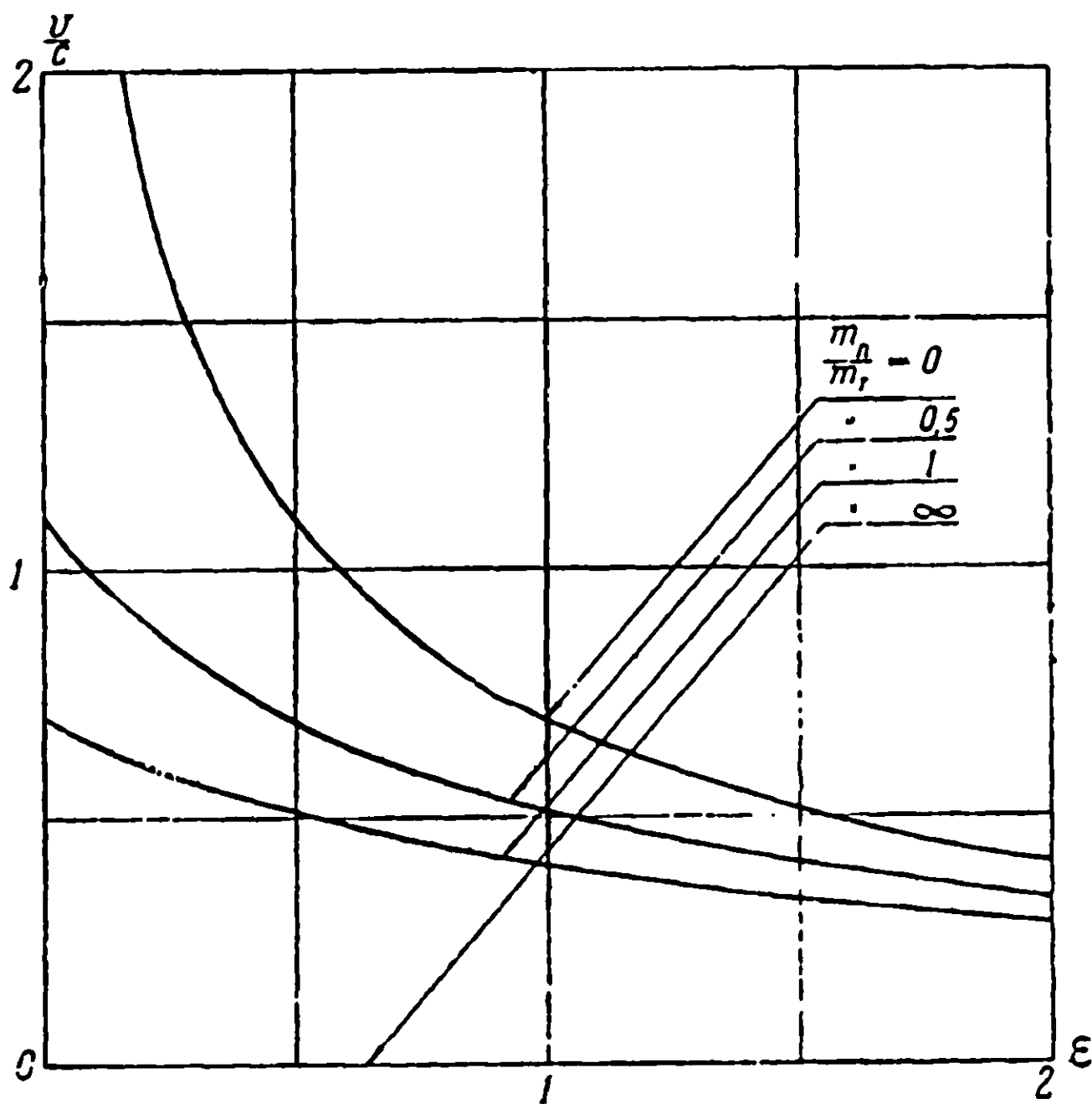
$$m_n = m_n + (1 + \epsilon)m_r, \quad (92)$$

получаем, что наибольшая возможная для простой ракеты скорость равна

$$v = c \ln \left(1 + \frac{1}{\frac{m_n}{m_r} + \epsilon} \right). \quad (93)$$

На фиг. 15 приведены значения $\frac{v}{c}$ для различных значений переменных, входящих в последнее выражение.

Для достижения более высоких значений $\frac{v}{c}$ приходится прибегать к составной ракете. В самом деле, в простой ракете во время



Фиг. 15.

работы двигателя масса топливных баков остается постоянной, несмотря на то, что их содержимое убывает. Опорожненная часть баков, продолжая 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, то мы имели бы идеальное решение вопроса. Однако простые технические соображения 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. Еще 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.

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 прочности конструкции, но имеется необходимость увеличить отношение $\frac{m_n}{m_T}$ сверх того предела, который можно осуществить в простой ракете, или, наконец, когда желательно уменьшить начальную массу ракеты.

Рассмотрим составную ракету, имеющую n ступеней (см. фиг. 16, B), 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

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

Из этого условия следует равенство

$$\frac{m_{n(n-1)}}{m_{6n}} = \frac{m_n}{m_{61}}. \quad (95)$$

По окончании горения топлива в n -ой ступени будем иметь

$$\frac{m_{n1} + m_{n2} + \dots + m_{n(n-1)} + m_{nn}}{m_{n1} + m_{n2} + \dots + m_{n(n-1)} + m_{6n}} = e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}}, \quad (96)$$

после чего отбрасывается масса m 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:

$$\frac{m_{n1} + m_{n2} + \dots + m_{n(n-1)} + m_{nn}}{m_n} = \left[\frac{e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}}}{1 - \epsilon \left(e^{\frac{1}{n} \frac{v_K}{c}} - 1 \right)} \right]^n, \quad (97)$$

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

$$\begin{aligned} & \frac{m_{\tau 1} + m_{\tau 2} + \dots + m_{\tau(n-1)} + m_{\tau n}}{m_n} = \\ & = \frac{e^{\frac{1}{n} \frac{v_k}{c}} - 1}{[1 - \varepsilon(e^{\frac{1}{n} \frac{v_k}{c}} - 1)]^n} \cdot \frac{e^{\frac{v_k}{c}} - [1 - \varepsilon(e^{\frac{1}{n} \frac{v_k}{c}} - 1)]^n}{e^{\frac{1}{n} \frac{v_k}{c}} - [1 - \varepsilon(e^{\frac{1}{n} \frac{v_k}{c}} - 1)]}. \end{aligned} \quad (98)$$

Если бы мы задались целью получить ту же скорость с помощью простой ракеты (тип А) (с такими же величинами m_n , $\frac{v_k}{c}$ и ε), то на основании (97) и (98) должны были бы осуществить условие

$$\frac{m_{nA}}{m_n} = \frac{e^{\frac{v_k}{c}}}{1 - \varepsilon(e^{\frac{v_k}{c}} - 1)} \quad (99)$$

и

$$\frac{m_{\tau A}}{m_n} = \frac{e^{\frac{v_k}{c}} - 1}{1 - \varepsilon(e^{\frac{v_k}{c}} - 1)}. \quad (100)$$

Отсюда нетрудно найти, что отношение начальной массы простой ракеты к начальной массе n -ступенчатой составной ракеты должно быть равно

$$\frac{m_{nA}}{m_{n1} + m_{n2} + \dots + m_{n(n-1)} + m_{nn}} = \frac{[1 - \varepsilon(e^{\frac{1}{n} \frac{v_k}{c}} - 1)]^n}{1 - \varepsilon(e^{\frac{v_k}{c}} - 1)}, \quad (101)$$

а отношение соответствующих масс топлива будет

$$\begin{aligned} & \frac{m_{\tau A}}{m_{\tau 1} + m_{\tau 2} + \dots + m_{\tau(n-1)} + m_{\tau n}} = \frac{m_{nA} - m_n}{m_{n1} + m_{n2} + \dots + m_{n(n-1)} + m_{nn} - m_n} = \\ & = \frac{[1 - \varepsilon(e^{\frac{1}{n} \frac{v_k}{c}} - 1)]^n}{1 - \varepsilon(e^{\frac{v_k}{c}} - 1)} \cdot \frac{e^{\frac{v_k}{c}} - [1 - \varepsilon(e^{\frac{v_k}{c}} - 1)]}{e^{\frac{v_k}{c}} - [1 - \varepsilon(e^{\frac{1}{n} \frac{v_k}{c}} - 1)]^n}. \end{aligned} \quad (102)$$

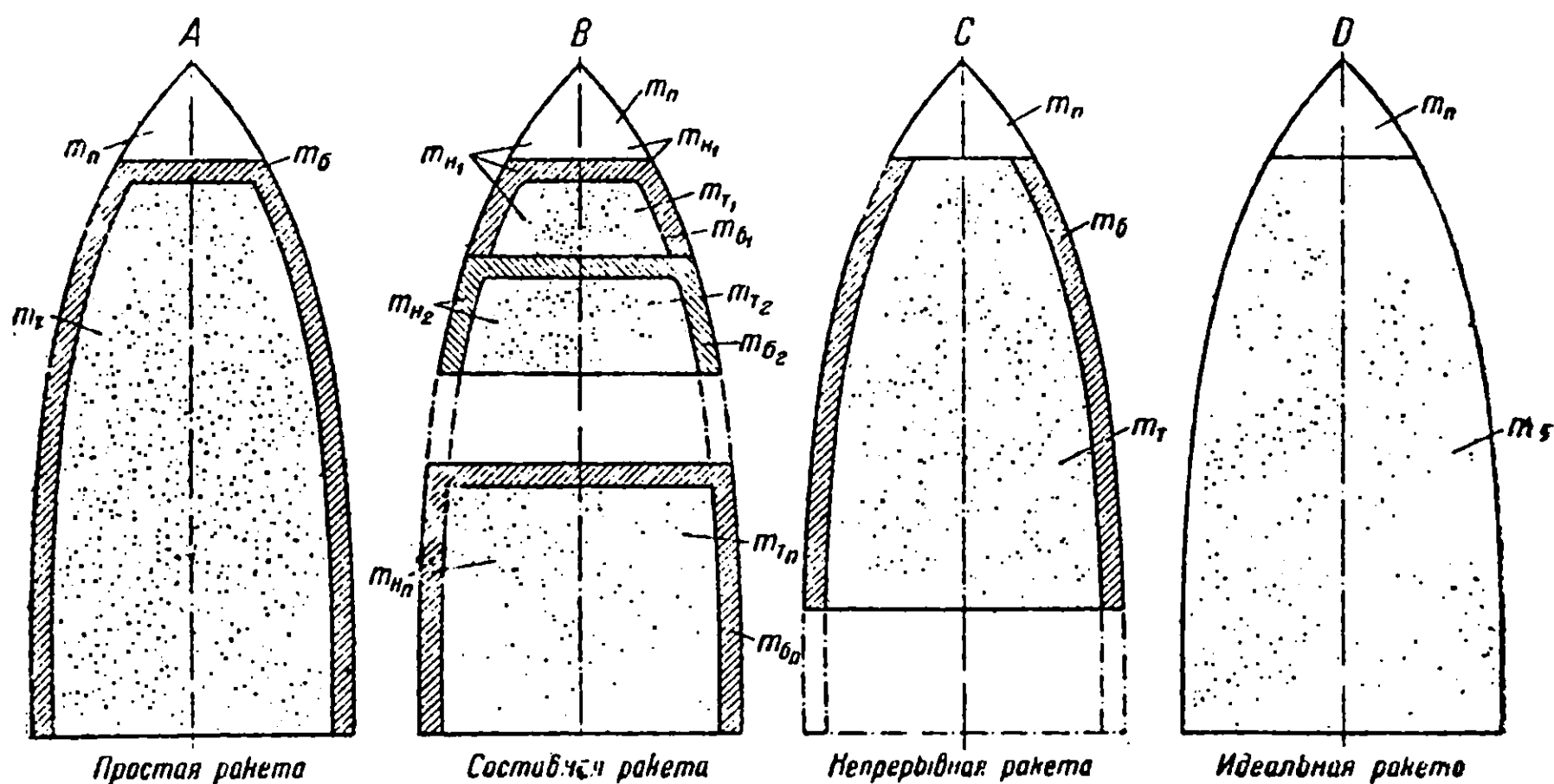
Оба отношения, выражаемые формулами (101) и (102), изменяются в пределах от 1 до ∞ при изменении $\frac{v_k}{c}$ от 0 до той величины этой дроби, которая может быть достигнута с помощью простой ракеты.

При $\varepsilon = 0$ эти отношения равны нулю 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 вышеизложенному 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 *A*, 2) составной ракеты *B*, 3) непрерывной ракеты *C* и 4) идеальной ракеты *D* (фиг. 16).



Фиг. 16.

1. М а с с ы. Рассмотрим сначала случай, когда все названные ракеты имеют одинаковые величины $\frac{v_k}{c}$, m_n 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 $n = 2$ (фиг. 17, пунктирные кривые).

б) *Простая и непрерывная ракеты.* На основании формулы (62) находим

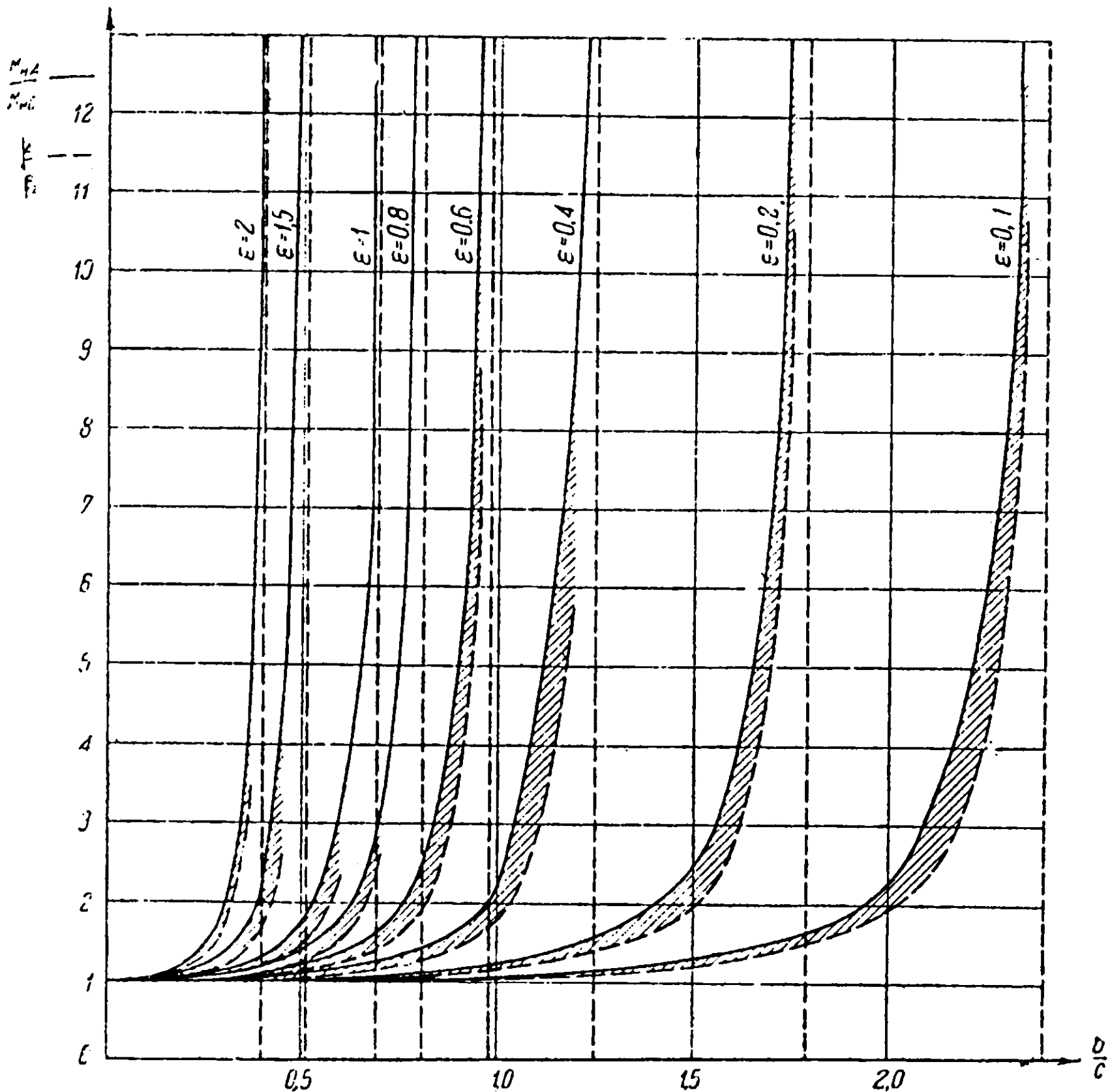
$$\frac{m_{нА}}{m_{нС}} = \frac{1}{e^{\varepsilon \frac{v_k}{c}} [1 - \varepsilon (e^{\frac{v_k}{c}} - 1)]} . \quad (103)$$

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

Для отношения масс топлива будем иметь

$$\frac{m_{TA}}{m_{TC}} = \frac{1 + \varepsilon}{1 - \varepsilon(e^{\frac{v_K}{c}} - 1)} \cdot \frac{e^{\frac{v_K}{c}} - 1}{e^{(1 + \varepsilon)\frac{v_K}{c}} - 1} \quad (103a)$$

(фиг. 18).



Фиг. 17.

Заметим, что последнее уравнение может быть представлено в виде

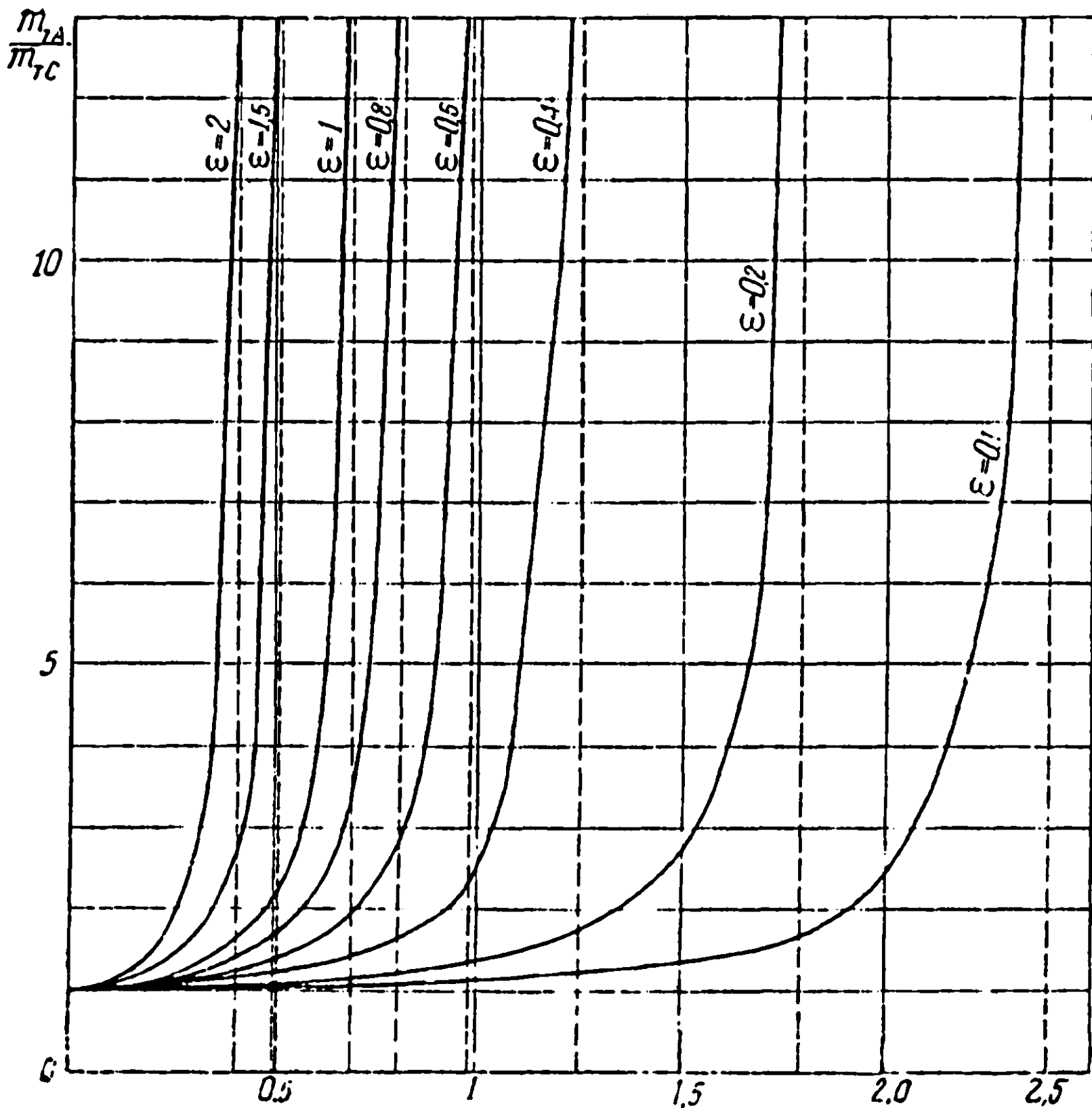
$$\frac{m_{TA}}{m_{TC}} = \frac{m_{TD}}{m_{TC}} \frac{m_{HC}}{m_{HD}} \frac{m_{HA}}{m_{HC}}. \quad (104)$$

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

$$\frac{m_{HC}}{m_{HD}} = e^{\varepsilon \frac{v_K}{c}}. \quad (105)$$

Величины этого отношения при различных значениях $\frac{v_k}{c}$ и ε даны на фиг. 19.

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



Фиг. 18.

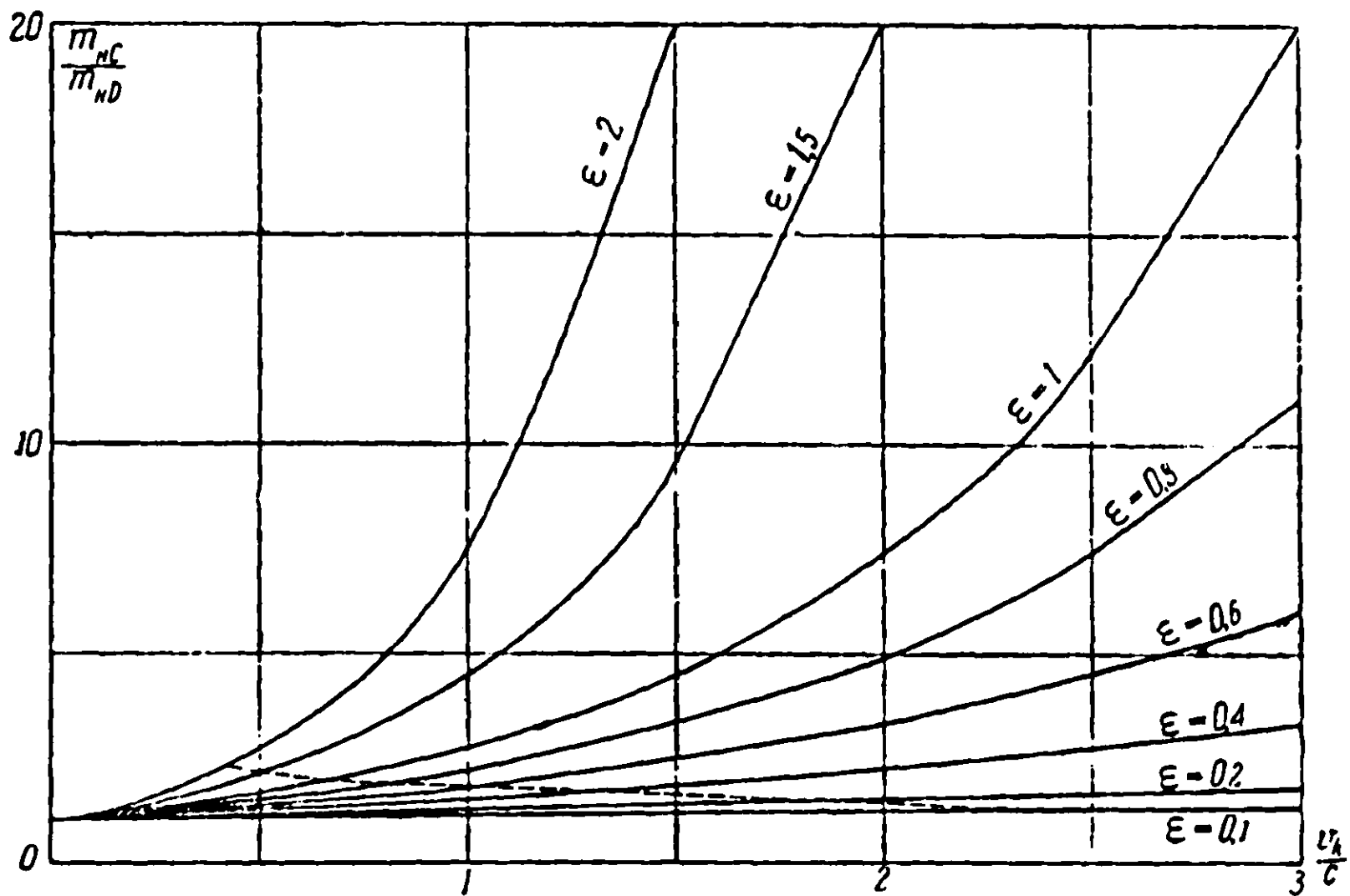
Для отношения масс топлива будем иметь

$$\frac{m_{TC}}{m_{TD}} = \frac{1}{1+\varepsilon} \frac{e^{(1+\varepsilon)\frac{v_k}{c}} - 1}{e^{\frac{v_k}{c}} - 1}. \quad (106)$$

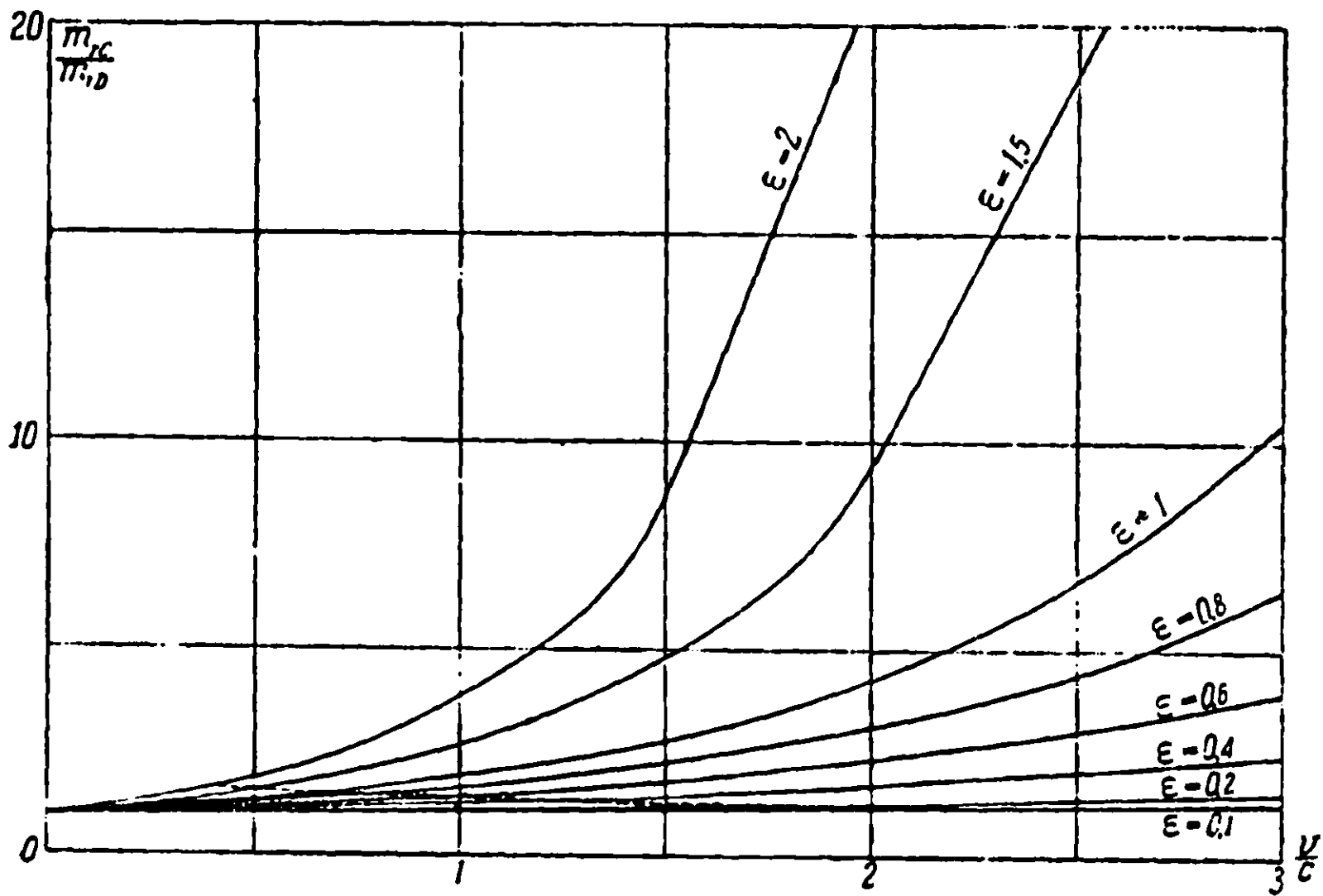
При достаточно малых значениях $\frac{v_k}{c}$ и ε можно принять с достаточным приближением

$$\frac{m_{TC}}{m_{TD}} = \frac{e^{\frac{v_k}{c}} + 1}{2} = 0,5 \left(\frac{m_{TC}}{m_{TD}} + 1 \right). \quad (107)$$

В частном случае, если имеем две ракеты, из которых первая имеет $\epsilon = a$ и $\frac{v_k}{c} = b$, а вторая $\epsilon = b$ и $\frac{v_k}{c} = a$, то обе ракеты бу-



Фиг. 19.



Фиг. 20.

дут иметь одинаковое отношение начальных масс, но разное отношение масс топлива.

Формула (106) иллюстрируется кривыми на фиг. 20.

Кривые на фиг. 19 и 20 пересекают пунктирные кривые, которые для каждого ϵ показывают соответствующее максимальное значение $\frac{v}{c}$ в случае простой ракеты.

2. Топливные баки. Произведем теперь сравнение простой ракеты с составной и непрерывной ракетами, причем будем рассматривать случай, когда они имеют одинаковые величины m_n , m_n и $\frac{v}{c}$, но различные значения $\frac{m_0}{m_r}$, равные соответственно ϵ_A , ϵ_B и ϵ_C (для идеальной ракеты $\epsilon_D = 0$).

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

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

Для двухступенчатой ракеты можем также написать

$$\epsilon_{P_2} = \frac{1 - \sqrt{1 - \epsilon_A (e^{\frac{v}{c}} - 1)}}{e^{\frac{1}{2} \frac{v}{c}} - 1}. \quad (109)$$

При наибольшем значении $\frac{v}{c}$, достижимом с помощью двухступенчатой ракеты (равном удвоенному значению $\frac{v}{c}$ 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 фиг. 21.

б) Простая и непрерывная ракеты. Из формул (62) и (97) вытекает, что при $n = 1$

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

Этой формуле отвечает семейство кривых на фиг. 22.

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

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

6) *Простая и непрерывная ракеты.* Если, как в предыдущем случае, взять одинаковые для обеих ракет значения m_n и m_h , то с помощью формул (62) и (97) найдем

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

На фиг. 23 даны в процентах значения отношения $\frac{v_A}{v_C} = f\left(\frac{v_A}{c}, \epsilon\right)$ для случая, когда $\epsilon_A = \epsilon_C$.

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 $\frac{v^2}{c^2}$. 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.

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

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

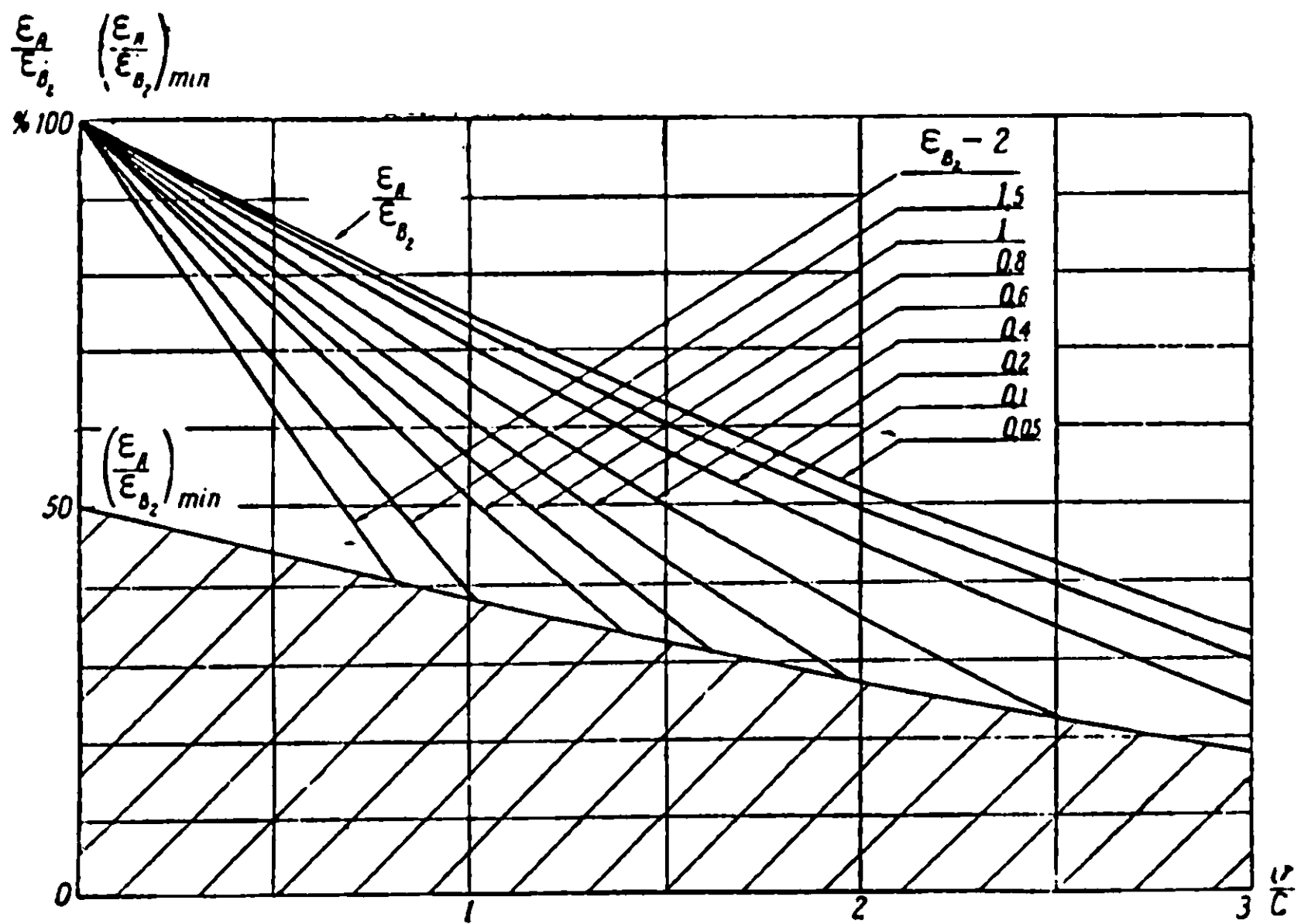
а следовательно,

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

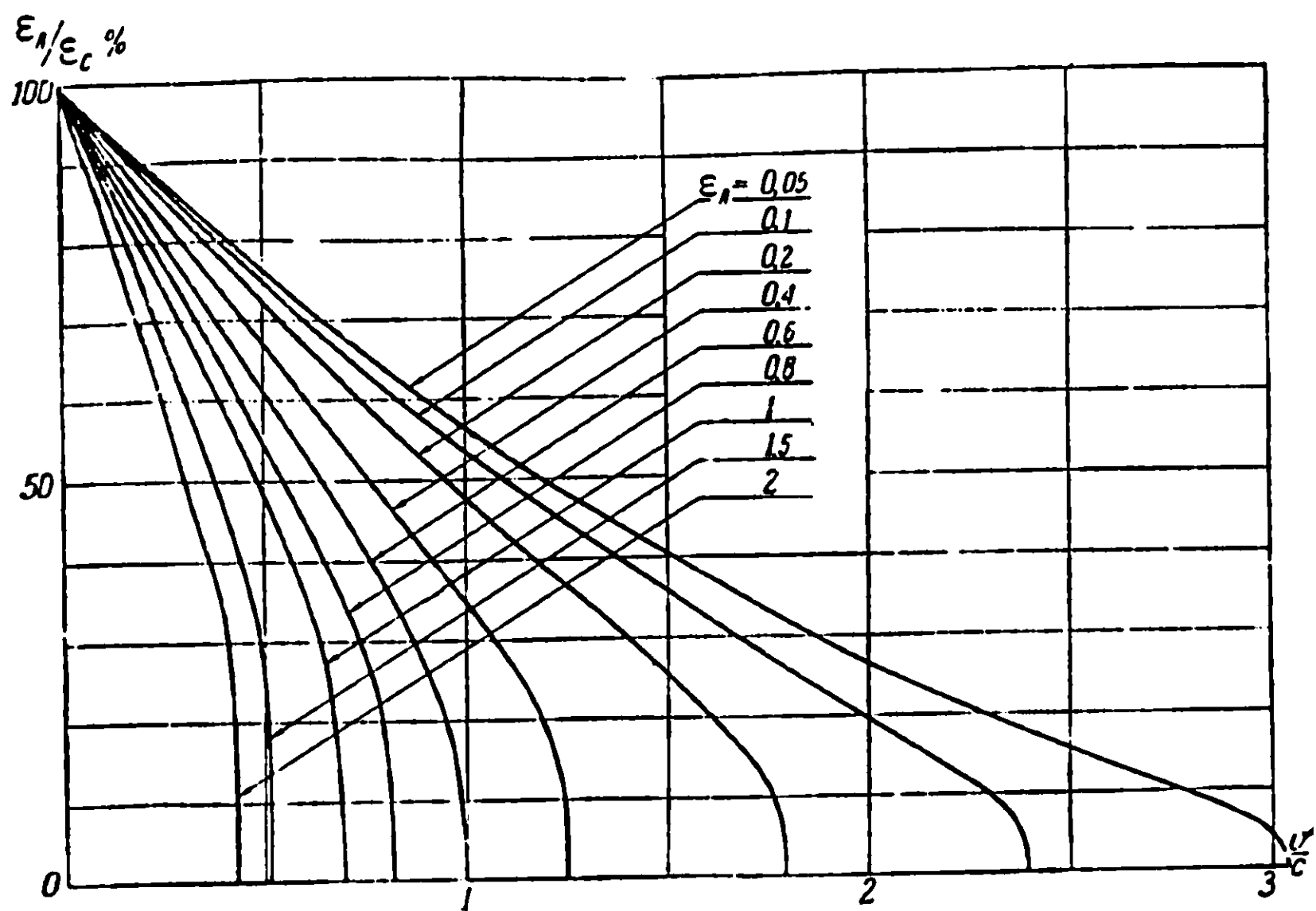
Эта формула иллюстрируется фиг. 24.

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.

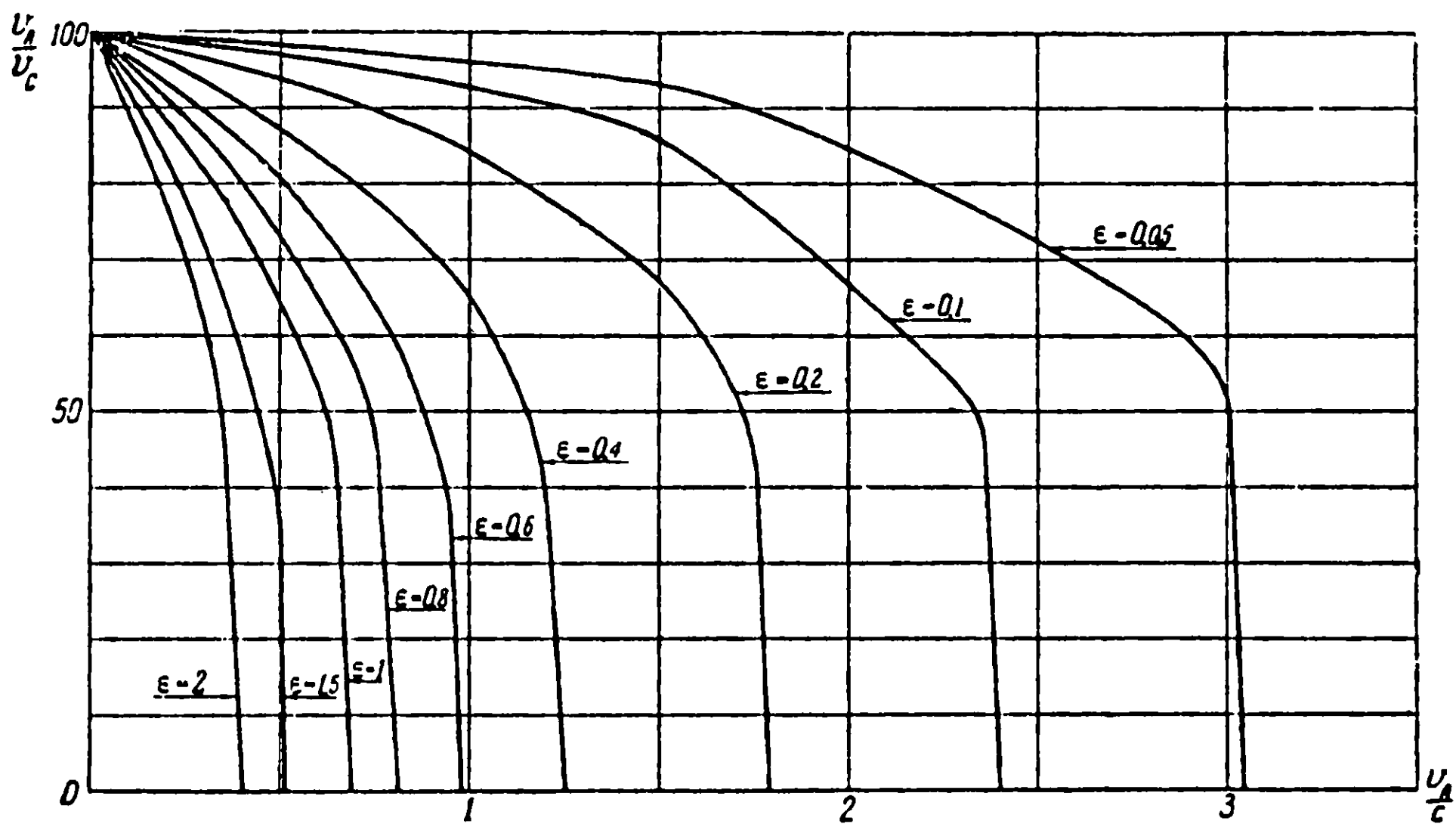
Для того чтобы избежать опасности разрушений, которые могут быть произведены отделяющимися от ракеты частями при их падении, можно производить отбрасывание над необитаемыми областями (моря, пустыни), либо затормаживать падение, используя для этого сопротивление воздуха.



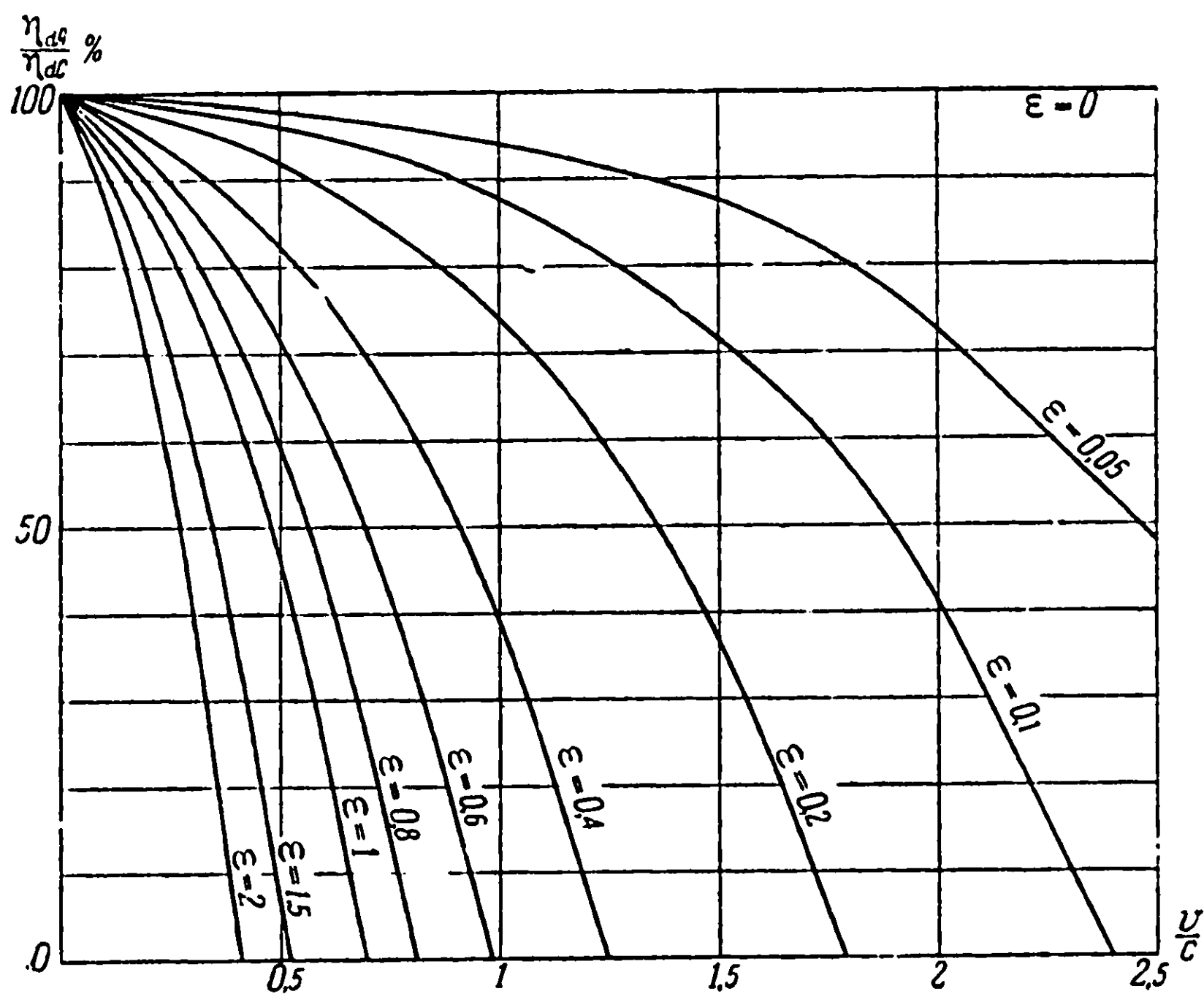
Фиг. 21.



Фиг. 22.



Фиг. 23.



Фиг. 24.

Если для отделения использованных частей ракеты применить действие внешних 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 участвовали в горении.

ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ

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 пролегающих 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. лордом 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 предложено 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). Наконец, Кондратюк предложил (1929 г.) заменить кислород озоном, дающим более теплотворную смесь с горючими.

а) Горючие. 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 Кал/кг , удельный вес $0,07$; его критическое давление составляет $13,2 \text{ кг/см}^2$, критическая температура — 240° С .

Метан CH_4 имеет значительно более высокие температуры кипения и затвердевания: — 164° С и — 184° С . Его скрытая теплота равна 125 Кал/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° С .

Очищенный керосин (состав по весу: 40% C_9H_{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 $11\,500 \text{ Кал/кг}$, является одним из лучших горючих для авиационных моторов.

Широкое применение имеет также бензол C_6H_6 (температура кипения 100° С , температура замерзания — 5° С), а также этиловый спирт $\text{C}_2\text{H}_6\text{O}$. 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, очень легко было бы осуществить сжигание сплавов магния с цинком, железом или медью.

Атомный водород при образовании молекулярного водорода ($2\text{H} = \text{H}_2$) выделяет на единицу массы огромное количество энергии, далеко превосходящее все другие известные реакции (более $50\,000 \text{ Кал/кг}$).

б) Окислители. Наиболее распространенным на Земле окислителем является кислород. В жидком виде он имеет плотность $1,12$, температуру кипения — $182,5^\circ \text{ С}$, температуру затвердевания — 235° С . Его скрытая теплота испарения равна 51 Кал/кг , критическое давление 51 кг/см^2 .

Жидкий озон при разложении выделяет 700 Кал/кг . Его физические характеристики: температура кипения — 112° С , затвердевания — $251,5^\circ \text{ С}$, скрытая теплота испарения 73 Кал/кг , удельный вес $1,7$, критическая температура — 5° С , критическое давление 67 кг/см^2 .

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.

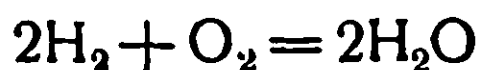
в) Выбор топлива. Вещества, входящие в состав соединений кислорода, но не участвующие в горении, являются, очевидно, мертвым грузом. Отсюда вытекает, что эндотермические соединения кислорода обладают недостаточно высокой теплотворной спо-

способностью. (Азотный ангидрид к тому же является нестойким и дорогим веществом.) С этой точки зрения жидкий кислород является более интересным.

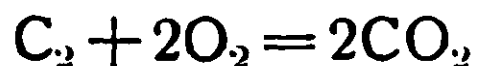
Правда, озон во всех случаях дает лучшие результаты, чем кислород, так как реакция его разложения сопровождается выделением тепла, что существенно увеличивает теплотворную способность топливной смеси. Кроме того, его удельный вес почти на 50% выше, чем у кислорода. Недостатками его, однако, являются, 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_mH_n . Реакция сгорания водорода при атмосферном давлении



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



дает 8135 Кал/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_mH_n :

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

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

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

а теплотворная способность топлива равна

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

Если вместо кислорода взять в качестве окислителя озон, то

$$B = \frac{120\,020m + 3900n}{44m + 9n} \text{ Кал/кг.} \quad (119)$$

Таким образом топлива: водород-кислород и водород-озон имеют весьма высокую теплотворную способность B , соответственно равную 3811 и 4333 Кал/кг. Для топлива углерод-кислород и углерод-озон имеем соответственно $B=2219$ и 2728 Кал/кг.

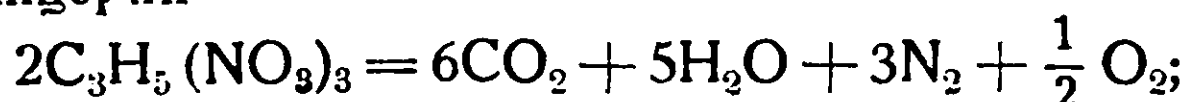
Горючие состава C_mH_n при сжигании в кислороде или в озоне имеют, очевидно, теплотворную способность, лежащую между указанными выше величинами для водородного и углеродного топлива.

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

черный порох



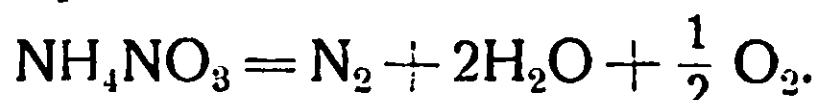
нитроглицерин



бездымный порох



аммонийная селитра



Смесь порошкообразного угля с жидким кислородом (оксиквит) 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 (65), 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 исте-

чения 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.

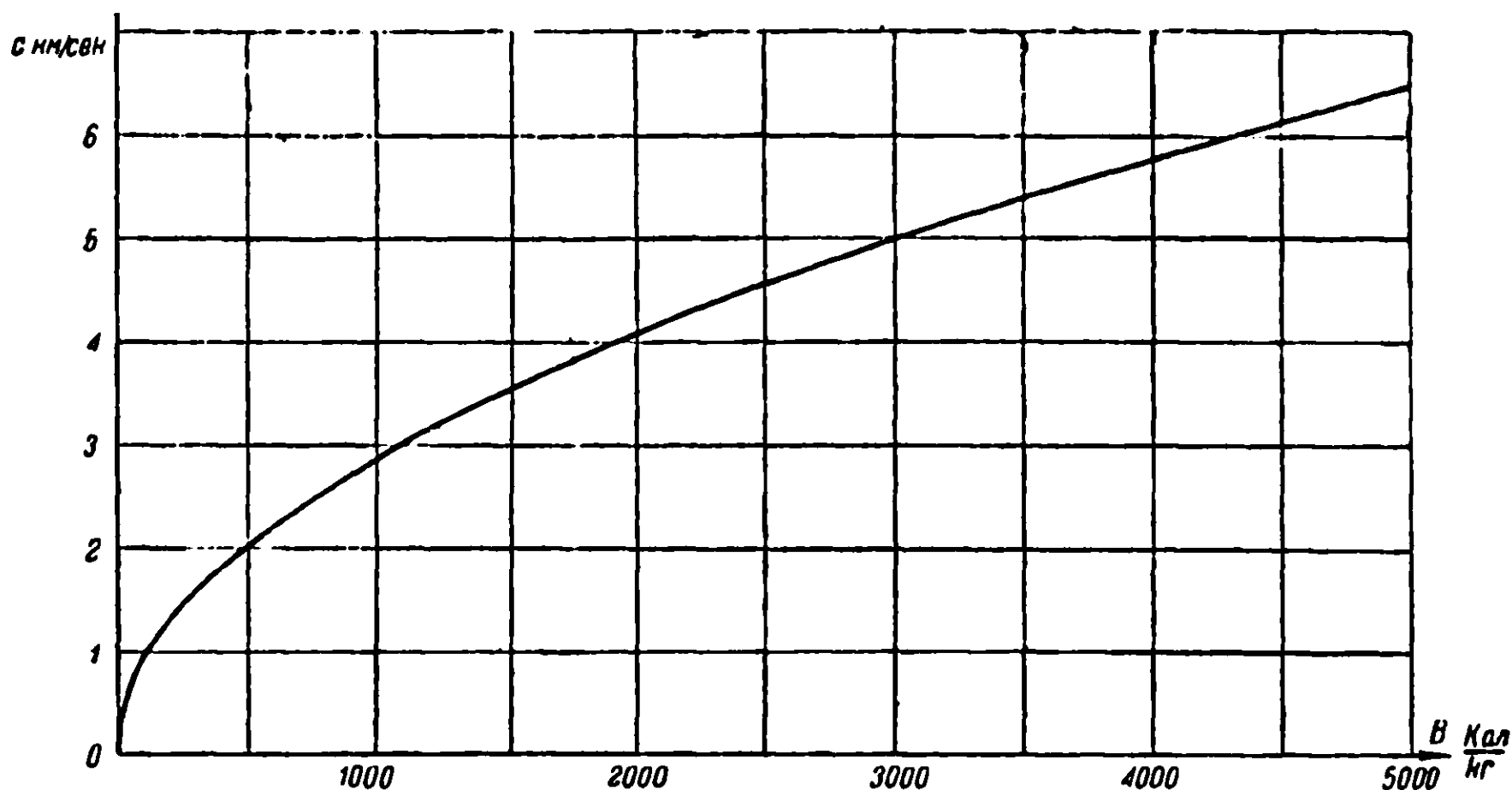
2. СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ

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 (фиг. 25)

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



Фиг. 25.

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

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

где $\eta_{\text{э}}$ — эффективный коэффициент полезного действия (см. стр. 95).

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:

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

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 ¹.

3. СПОСОБЫ УВЕЛИЧЕНИЯ СКОРОСТИ ИСТЕЧЕНИЯ

Для увеличения скорости истечения газов инж. Гуссали (Gussali) предложил (1923 г.) применить турбинное колесо, установленное у выхлопного отверстия сопла и вращаемое в сторону, противоположную истечению, причем колесо должно приводиться во вращение отдельным двигателем.

С этой целью Гуссали предлагал применить вещества, 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

$$m c' > (m + m') c. \quad (127)$$

¹ См. А. Я. Штернфельд, О влиянии распределения скоростей в газовом потоке на величину реактивного импульса, „Ракетная техника“, вып. 5, стр. 156 — 163.

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 $\frac{c^2}{2} = \eta E$, получим окончательно условие

$$\eta'E' > \frac{2m + m'}{m}\eta E. \quad (129)$$

Из этого неравенства следует, что:

$$\text{при } \frac{m'}{m} \rightarrow 0, \quad \eta'E' > 2\eta E;$$

$$\text{при } \frac{m'}{m} = 1, \quad \eta'E' > 3\eta E;$$

$$\text{при } \frac{m}{m'} \rightarrow 0, \quad \eta'E' > \infty \eta E.$$

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 ЛАВАЛЯ. КОЭФИЦИЕНТЫ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ

В конце прошлого века шведский инженер 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 и что при выполнении насадки в виде сходяще-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

$$c = \sqrt{2 \frac{\kappa}{\kappa-1} p_i V_i \left[1 - \left(\frac{p}{p_i} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}, \quad (130)$$

Имея в виду классические формулы термодинамики:

$$pV = \frac{R}{M} T \quad (131)$$

и

$$\frac{T}{T_i} = \left(\frac{V_i}{V} \right)^{\kappa-1} = \left(\frac{p}{p_i} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}, \quad (132)$$

можем получить c в зависимости от других переменных.

Можно (130) представить также в виде

$$c = \sqrt{\frac{2J}{M} C_p (T_i - T)}.$$

Положив $\frac{p}{p_i} = 0$, получим из (130) выражение для идеальной скорости истечения

$$c_{из} = \sqrt{\frac{2RT_i}{M} \frac{\kappa}{\kappa-1}}. \quad (133)$$

Для определения площади сечения сопла в любой точке воспользуемся уравнениями (130) и (132), присоединив к ним еще уравнение неразрывности

$$D = \frac{Sc}{V}.$$

Тогда получим

$$S = \frac{D}{\sqrt{2 \frac{\kappa}{\kappa-1} \frac{p_i}{V_i} \left[\left(\frac{p}{p_i} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p}{p_i} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]}}. \quad (134)$$

Для наименьшего сечения, именуемого критическим сечением сопла, имеем

$$\frac{p_k}{p_i} = \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}. \quad (135)$$

Для этого сечения получим

$$S_k = \frac{D}{\sqrt{\frac{p_i}{V_i} \kappa \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}}, \quad (136)$$

или

$$\frac{S}{S_k} = \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{2}{\kappa - 1}} : \sqrt{\left(\frac{p}{p_i} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p}{p_k} \right)^{\frac{2}{\kappa}}}. \quad (136a)$$

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.

$$c_k = \sqrt{\frac{R}{M} T_k \frac{2\kappa}{\kappa + 1}}, \quad (137)$$

а скорость звука в камере сгорания

$$c_i = \sqrt{\kappa \frac{R}{M} T_i}. \quad (138)$$

На основании (133), (137) и (138) получаем

$$c_i : c_k : c_{ид} = \sqrt{\frac{\kappa - 1}{2}} : \sqrt{\frac{\kappa - 1}{\kappa + 1}} : 1. \quad (139)$$

При $\kappa = 1,35$ эти отношения выражаются числами $0,3873 : 0,3612 : 1$, а при $\kappa = 1,4$ — числами $0,4472 : 0,4082 : 1$.

Термическим к. п. д. сопла η_t мы называем отношение кинетической энергии газов к той энергии, которую они имели бы при бесконечном увеличении выходного отверстия сопла. Таким образом

$$\eta_t = \frac{c^2}{c_{ид}^2} = 1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} = 1 - \left(\frac{V_i}{V} \right)^{\kappa - 1} = 1 - \frac{T}{T_i}. \quad (140)$$

Корень квадратный из η_t будет η_n , т. е. к. п. д. импульса.

В табл. 12 и на фиг. 26 даны значения различных величин, входящих в последнее равенство, в зависимости от отношения $\frac{p}{p_i}$.

Эффективным к. п. д. $\eta_{из}$ мы называем отношение кинетической энергии газов к полной термохимической энергии топлива.

Таким образом по определению, если c_d — действительная скорость истечения, то

$$\eta_{из} = \frac{\frac{1}{2} m c_d^2}{m L_{ид}} = \frac{c_d^2}{c_{ид}^2}. \quad (141)$$

Для нахождения полного к. п. д. ракеты или ее мгновенного к. п. д. имеем, очевидно, выражения

$$\eta_n = \eta_d \eta_{из},$$

$$\eta_{пм} = \eta_{дм} \eta_{из},$$

причем η_d и $\eta_{дм}$ определяются равенствами (70) и (83).

$\frac{p_i}{p}$	$\frac{V}{V_i}$		$\frac{T_i}{T}$		η_T		$\frac{D}{D_k}$	
	$\kappa = 1,3$	$\kappa = 1,4$	$\kappa = 1,3$	$\kappa = 1,4$	$\kappa = 1,3$	$\kappa = 1,4$	$\kappa = 1,3$	$\kappa = 1,4$
1,5	1,37	1,34	1,10	1,12	8,93	10,94	1,02	1,02
1,83	1,59	—	1,15	—	13,04	—	1,00	—
1,96	—	1,61	—	1,20	—	16,66	—	1,00
3	2,33	2,19	1,29	1,37	22,38	26,94	1,06	1,04
5	3,45	3,16	1,45	1,58	31,02	36,86	1,18	1,16
10	5,88	5,18	1,70	1,93	41,22	48,20	1,44	1,39
20	10,02	8,50	2,00	2,35	49,91	57,51	1,79	1,70
40	17,07	13,94	2,34	2,90	57,32	65,56	2,26	2,04
65	24,81	19,72	2,62	3,30	61,84	69,66	2,67	2,47
100	34,55	26,83	2,89	3,73	65,45	73,17	3,11	2,85
50	47,20	35,84	3,18	4,18	68,54	76,11	3,59	3,25
250	69,91	51,62	3,58	4,84	72,03	79,35	4,32	3,87
400	100,37	72,21	3,98	5,54	74,91	81,95	5,13	4,54
650	145,81	102,15	4,46	6,36	77,57	84,28	6,12	5,33
1 000	203,09	138,95	4,92	7,20	79,69	86,10	7,18	6,22
5 000	700,42	438,65	7,14	11,40	85,99	91,23	13,26	10,90
10 000	1 193,80	719,68	8,38	13,89	88,06	92,80	16,98	13,88

Величина η_i всегда меньше η_T вследствие:

- а) потери тепла из-за неполноты сгорания;
- б) трения газов о стенки и передачи тепла стенками во внешнюю среду;
- в) вязкости газов;
- г) образования вихревых движений.

Из изложенного выше 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.

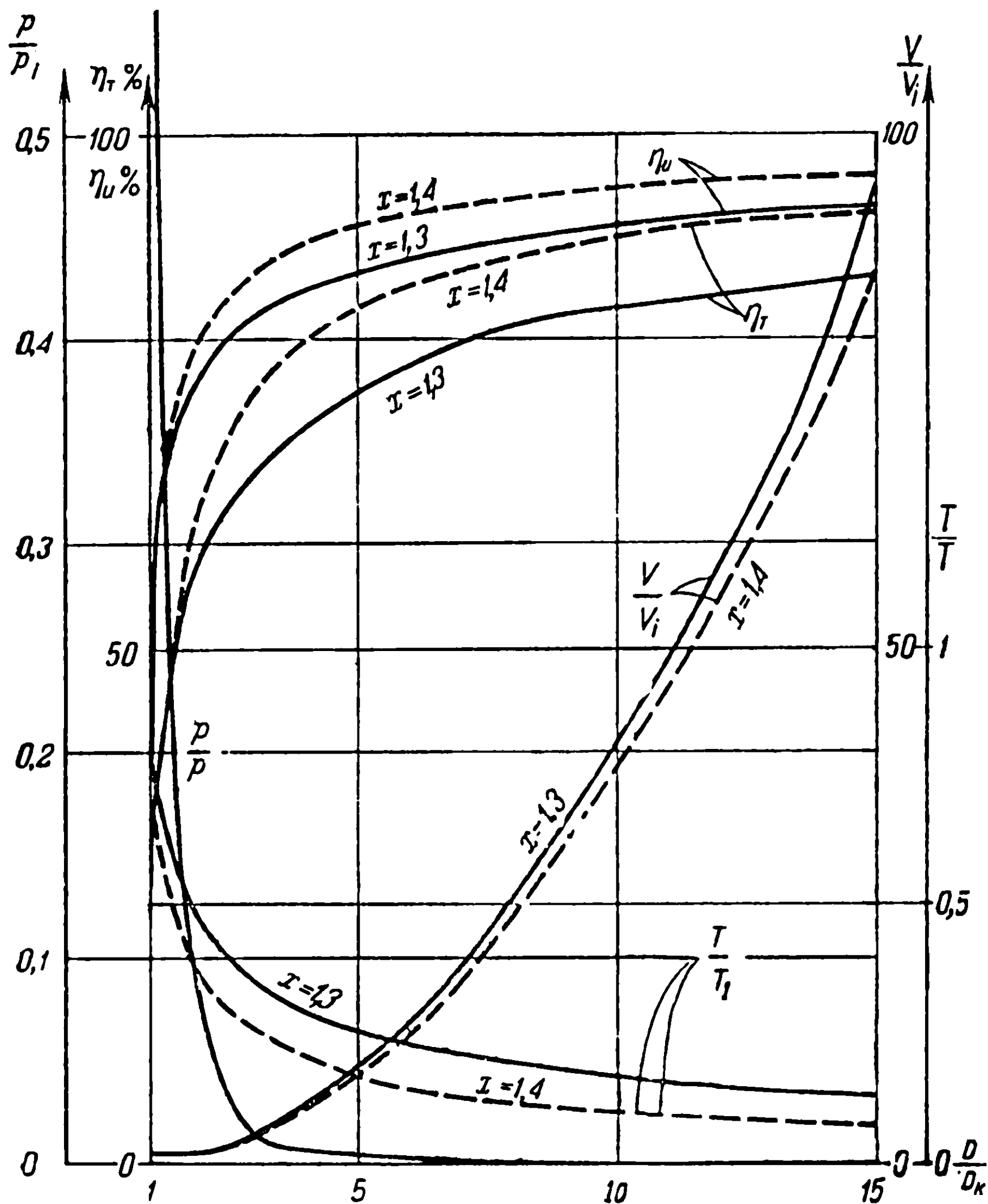
Для нормального истечения газов необходимо, чтобы давление газов в выходном сечении сопла было равно атмосферному давлению. Если первое меньше второго, то правильность истечения нарушается вследствие возникновения удара о воздух; в противоположном случае продукты сгорания по выходе из сопла, обладая избыточным давлением, быстро расширяются и утрачивают осевое направление движения. Если первый случай является неприемлемым, то второй, наоборот, дает сравнительно неплохие результаты.

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 раствора 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 следующем виде:

$$c^2_2 = \int_{p_i}^{p_k} V dp, \tag{142}$$

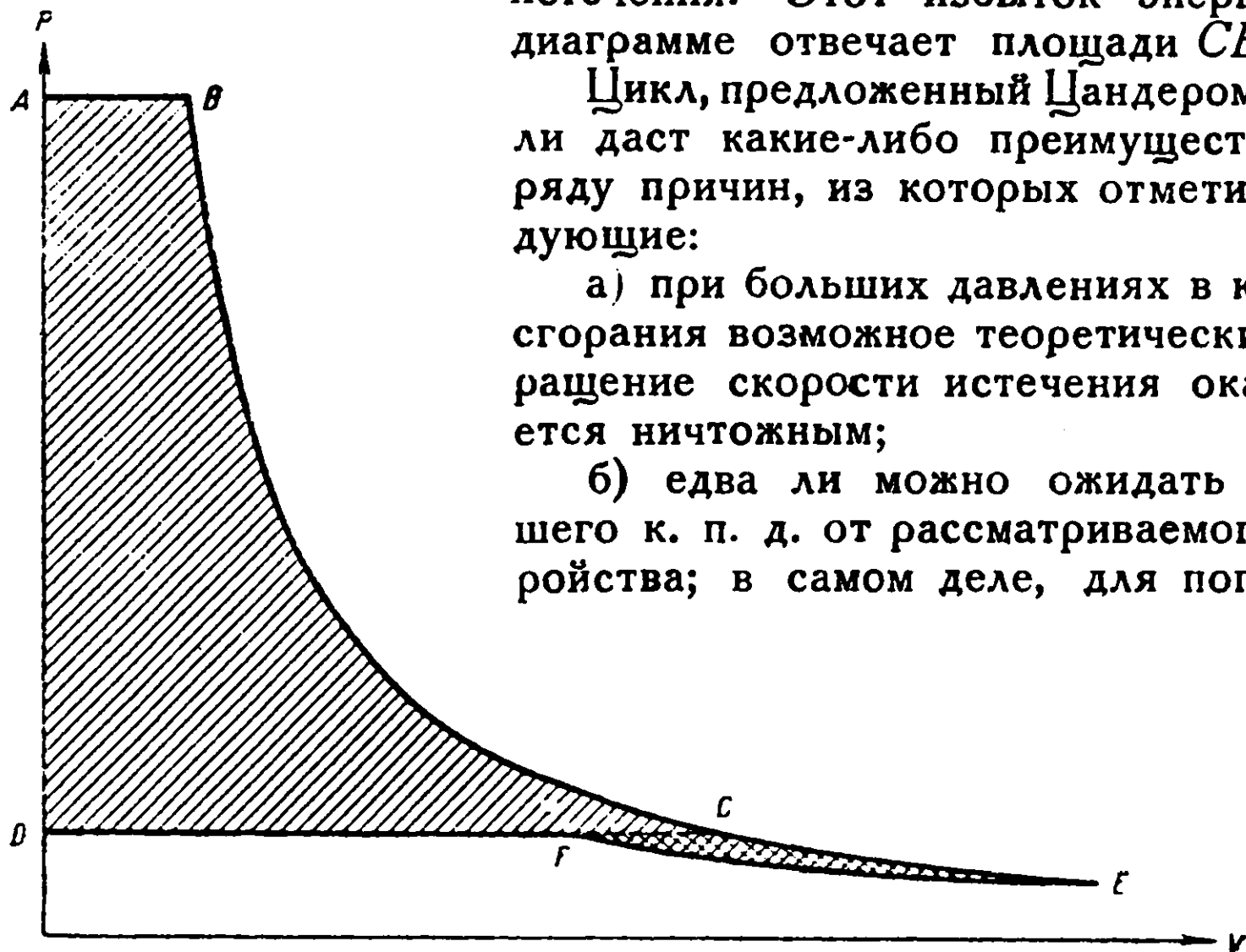


Фиг. 26.

т. е. кинетическая энергия выражается площадью диаграммы расширения (p, V).

Инж. Ф. А. Цандер, имея целью увеличить термический к. п. д., предложил такой способ истечения, при котором газы расширяются

не до атмосферного давления, как это обычно делается (фиг. 27, точка C), но до достижения ими температуры наружной среды (E) (или до температуры применяемого 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:

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 поглоще-

Фиг. 27.

ния 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 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 вновь¹. 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 небольшие скорости истечения, и газы, покидающие сопло, будут уносить с собой 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 вводить в смесь избыток водорода, обладающего, как известно, очень большой газовой постоянной. В ракете, работающей на спирте, он предложил добавлять в топливо водяной пар.

Вне атмосферы желаемый перепад давления может быть получен независимо от абсолютного давления в камере. Поэтому здесь не приходится опасаться потерь 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 при известной скорости ракеты позади нее образуется разрежение, тем более сильное, чем выше 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

¹ При наличии диссоциации расширение газов в сопле происходит по политропическому закону, приближаясь более к изотермическому процессу, чем к адиабатическому.

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 пересобедненных топливных смесей еще недостаточно изучены.

6. ВНУТРЕННЕЕ И НАРУЖНОЕ СМЕШЕНИЕ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ С ВОЗДУХОМ

Положим, что при движении ракеты в воздухе 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 „разжижения“ продуктов сгорания.

Пусть D_1 означает секундный расход воздуха, D — расход газов в двигателе, c' — скорость истекающей струи.

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 $\frac{D_1}{D} = \xi$, 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 подсасываемого 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

$$\frac{m_k v^2}{2} = \frac{(m_n - m_k) c^2}{2},$$

где c — скорость истечения газов в простой ракете, и, следовательно, коэффициент наполнения будет равен

$$K_n = 1 + \frac{v^2}{c^2}. \quad (147)$$

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

$$K_n = 1 + \frac{v^2}{c_1^2}, \quad (148)$$

то в случае, когда ракета несет лишь горючее, а кислород заимствует из воздуха, теоретическая скорость истечения будет равна

$$c' = c_1 \sqrt{\frac{44m + 9n}{12m + n}};$$

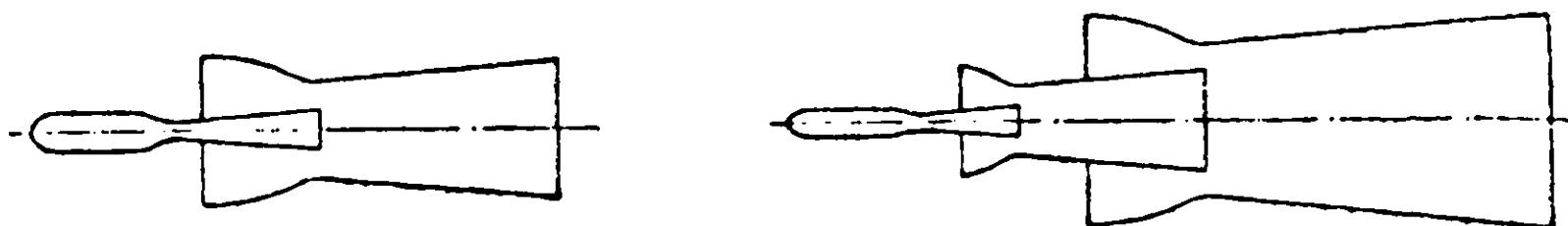
соответствующий коэффициент наполнения на основании (117), (118) и (122) будет

$$K_n = 1 + \frac{12m + n}{44m + 9n} \cdot \frac{v^2}{c_1^2}. \quad (149)$$

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 однообразную скорость.

Для увеличения подсасываемой массы воздуха можно использовать несколько насадок, как это показано на фиг. 28. В таком



Фиг. 28.

многоступенчатом инжекторе увеличение воздуха происходит более постепенно, так как поверхность соприкосновения рабочего газа и подсасываемого 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 подсасываемая масса. С другой стороны, полный к. п. д. ракеты в этом случае должен возрасти, хотя и за счет увеличения веса 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 наивыгоднейшим — внутренний, наружный или смешанный. Ответ на этот вопрос может быть получен только из опыта.

ПРИМЕНЕНИЕ РАКЕТ

I. ПОРОХОВЫЕ РАКЕТЫ

Пороховые ракеты¹ чаще всего применяются для переброски разрывного или светящего 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 выделяют 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, дабы 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.

¹ F a b e r H., Military pyrotechnics, Washington, 1919.

2. ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РАКЕТ

Применение ракет для исследования атмосферы. Для этой цели на ракете устанавливаются 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 заряды 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 кв. 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 веще-

ства, 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. 46), к. п. д. повозки был бы недостаточен.

Если принять надлежащие меры для уменьшения сопротивления воздуха, то для бесколесных аппаратов (гидроглиссеры, 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, повидимому, 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. 69), возрастает пропорционально $\frac{1}{\sqrt{\delta}}$, где δ — удельный объем воздуха. Отсюда понятны выгоды летания 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 $\frac{1}{\sqrt{\delta}}$.

Для определения радиуса действия ракетного самолета воспользуемся уравнениями

$$\frac{dx}{dt} = v;$$

$$\frac{dm}{dt} = D.$$

Исключим из этих уравнений dt и заменим отношение $\frac{v}{D}$ отношением $\frac{L}{P} \gamma_{\text{п}}$ и, так как $P = mgf$, где f — качество самолета, которое мы считаем постоянным во все время полета, так же как и к. п. д. $\gamma_{\text{п}}$, то

$$dx = \frac{\gamma_{\text{п}} L}{gf} \frac{dm}{m}.$$

Интегрируя это уравнение в пределах, соответствующих началу и концу горения топлива, будет иметь

$$x = \frac{\gamma_{\text{п}} L}{gf} \ln \frac{m_{\text{н}}}{m_{\text{к}}}. \quad (150)$$

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:

$$\frac{x}{x'} = \frac{\gamma_{\text{п}} L}{\gamma'_{\text{п}} L'}, \quad (151)$$

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. $\gamma_{\text{п}} = 0,22$ соответствует значение отношения $\frac{v}{c} = 0,1113$. 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 инжекторов 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. 16).

Напомним еще, 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 лабораторных 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 формулы:

$$c_{cp} = \frac{F_{cp} t}{m_n - m_k}, \quad (153)$$

а идеальная скорость ракеты

$$v_{ид} = \frac{P t}{m_n - m_k} \ln \frac{m_n}{m_k}. \quad (154)$$

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 надобности 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 бачке 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.¹

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 взлете 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.¹ Для того чтобы облегчить наблюдение за падением ракеты, можно применить дымовые или световые составы или другие способы сигнализации.

БИБЛИОГРАФИЯ

1. Применение ракет в авиации

- Campini S., „Aeronautica“, 1930.
Caria de, U., „Aeronautica“, 1932.
Costanzi G., „L'ala d'Italia“, 1926.
Grassus (псевдоним Gaedicke W.), Der gefahrlose Menschenflug, Hamburg, 1911.
Grocco G. A., „Atti dell' associazione Italiana di Aerotecnica“, 1923, vol. 3.
Grocco G. A., „Atti della Reale Accademia dei Lincei Rendiconti“, 1923, serie 5, vol. 32; 1926, serie 6, vol. 3 et 4.
Grocco G. A., „Rivista Aeronautica“, 1926, 1931; „Aeronautica“, 1931.
Федоров А. П., Новый принцип воздухоплавания, Петербург, 1896.
Горохов А., „Воздушный путь“, 1911.
Lorin R., „L'Aérophile“, 1907—1914, 1918.
Mélot H. F., Brevets d'invention français, № 522163 (1919), № 523427 (1920), № 571862 et 571863 (1922).
Roy M., Recherches théoriques sur le rendement et les conditions de réalisation des systemes motopropulseurs a réaction, Paris, 1930 (имеется русский перевод, ОНТИ, 1936).

¹ Baker W. C., Displacement from the apparent vertical in free fall, „The Physical Review“, 1919, XIV, серия II, № 4.

Рынин Н. А., Суперавиация и суперартиллерия, вып. VI серии „Межпланетные сообщения“.

Sänger E., Raketenflugtechnik, München u. Berlin, 1933 (имеется русский перевод)

Sänger E., Neuere Ergebnisse der Raketenflugtechnik, 1934 (Sonderheft 1 des „Fluges“).

Цюлковский К. Э., Новый аэроплан, Калуга, 1929. и др. работы.

2. Прочие области применения ракет

Kort L., Raketen mit Strahlapparat, „ZFM“, 1932.

Longevin P., Note sur les effets ballistiques de la détente des gaz..., „Mémoires de l'Artillerie française“, 1923.

Riabouchinski D. P., Théorie des fusées. „Bulletin de l'Institut Aérodynamique de Koutchno“, fascicule VI, Paris, 1920.

Тихонравов М. К., Ракетная техника, 1935.

Цандер Ф., Проблема полета при помощи реактивных аппаратов, 1932.

„Реактивное движение“. Сборник под редакцией А. А. Бутлера, А. А. Вернера, Н. А. Меркулова, М. К. Тихонравова, А. Г. Костикова, Ленинград, 1935.

Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы, 31 марта — 6 апреля 1934 г., М.-Л., 1935 г.

ПАТЕНТЫ

Французские			Американские (США)		
390256	498797	567042	1099083	1194496	1725914
395337	499710	567586	1102653	1206837	1809871
395709	{ 502560 и 22223 (доп.)	{ 570826 и 28869 (доп.)	1103303	1311885	1834149
406184			1191299	1341053	1879187
431794	502562	590813			1929778
436637	503006	597097			
443737	512977	604171	Германские		
444594	517462	633149	18609	82257	243483
455906	522861	636157	63441	82904	301270
458772	523655	657557	64209	86738	302507
477022	554773	658570	68783	87329	305096
491940	558113	673185	69520	101230	305160
492660	562726	704445	72902	167625	484064
		705003	76786	215319	509115
			79446	228654	540744

Английские

Год	№ патента	Год	№ патента
1855	{ 1534 1774	1884	5422
		1894	25327
1857	{ 2301 382	1896	14000
		1902	14188
1860	{ 1029 1578 1955	1903	28588
		1907	17839
		1907	19345
1862	1220	1916	129675
1863	3102	1917	126664
1868	{ 392 1024	1918	{ 142611 191409
1870	1460	1919	{ 139856 166258
1873	2346		
1876	{ 1734 4949 5000	1923	208493
		1929	{ 325708 330493

КОСМИЧЕСКАЯ РАКЕТА

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 с соплом. 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 доньев) 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

$$\zeta = \frac{V_T \delta_T}{V_6 \delta_6} \quad (155)$$

должна быть возможно большей. (Индекс т означает топливо, индекс б — баки). С другой стороны, прочность баков будет обеспечена лишь при условии, что

$$\frac{S_T}{S_6} = \frac{R_p}{p}, \quad (156)$$

где p — давление внутри бака.

Для бака определенной формы имеем

$$\frac{V_T}{V_6} = k \frac{S_T}{S_6}. \quad (157)$$

Из последних трех равенств получаем:

$$\zeta = k \frac{R_p}{\delta_6} \frac{\delta_T}{p}. \quad (158)$$

Наибольшее значение $k = \frac{2}{3}$ имеет место при шаровой форме сосуда.

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, мы составили табл. 13, в которой материалы расположены в порядке убывания отношения $\frac{R_p}{\delta_6}$.

Для большей наглядности на фиг. 29 представлена диаграмма $\frac{R_p}{\delta_6} = f(\delta_6)$. Прямые, соединяющие здесь отдельные точки, служат лишь для удобства отыскания желаемых значений $\frac{R_p}{\delta_6}$. 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.

В дальнейшем мы покажем, что в случае движения ракеты в сопротивляющейся среде иногда может оказаться целесообразным применение и таких материалов, которые имеют большой удельный вес при низком сопротивлении разрыву (табл. 13).

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

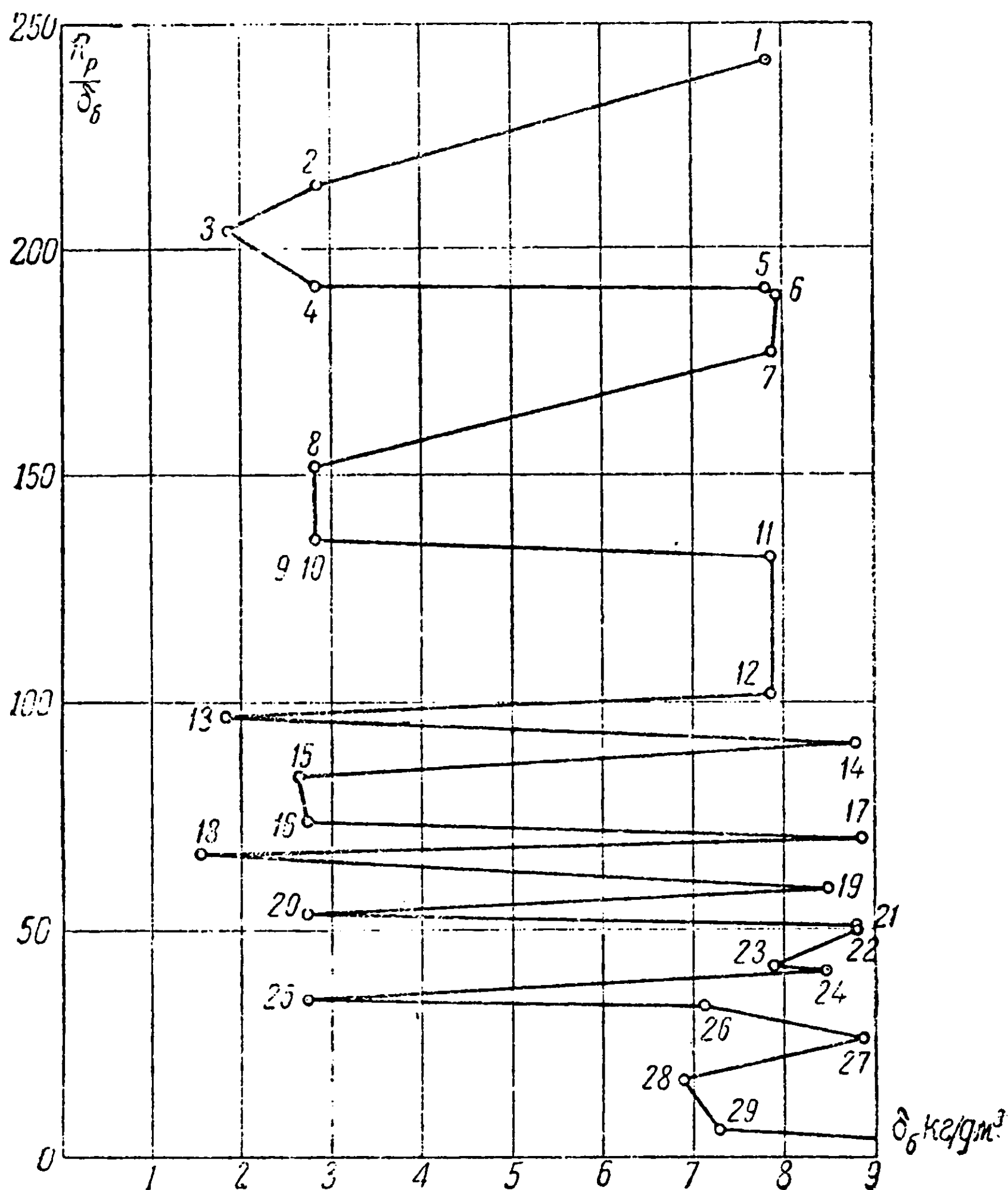
Таблица 13

№ по порядку	Материал	Отношение $\frac{R_p}{\delta_0}$		Удельный вес ρ	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	Дуралюмин	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 ЭЖЗ	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	Дуралюмин нормальный	152		2,8	При 20°C
9	Лауталь нормальный . .	136—160	78—100	2,8	
10	Дуралюминовые трубы .	136		2,8	
11	Сталь ковкая	132		7,85	При 20°C
12	Нержавеющая сталь ко- ванная	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 крем- нием	84		2,6	
16	Алюминий нагартован- ный	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 отоженный . .	45—51		8,8	
22	Бронза фосфористая . .	50		8,8	
23	Железо литое	42		7,85	Закалка при 900°C
24	Латунь отоженная . .	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	

воздуха, но так как для данного газа при постоянной температуре отношение $\frac{\delta_0}{p}$ 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

Бэ́йль-Мариотта в этом случае перестает быть точной. Кроме того, при большом давлении толщина стенок сосуда возрастает быстрее, чем давление.

Топливные баки занимают бо́льшую часть объема ракетного аппарата, в связи с чем их форма и расположение в значительной мере определяют форму самого аппарата.



Фиг. 29.

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 $\frac{R_p}{\delta_0}$, 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 сосудах 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 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 нить накаливания, или электрическая 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 процесс может быть как непрерывным, так и прерывистым. В последнем случае с теоретической точки зрения нет надобности в применении насосов: впуск топлива в камеру может производиться в момент наибольшего падения давления действием небольшого избыточного давления в баках, после чего впускные клапаны закрываются до момента истечения продуктов сгорания, затем цикл повторяется. 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 мало заметны.

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, для того 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 распыливание должно производиться таким образом, чтобы сгорание совершалось полностью вблизи оси камеры. Предполагается, что при этих условиях наибольшая температура 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, без труда достигается регулированием подачи топлива. Для предохранения же камеры от разрушающего влияния температуры можно применить проточное охлаждение какой-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.

Сопло. 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 соображений 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, повидимому, 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 выше указанном 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

Устойчивость. 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 поло-

жения внутри ее автоматически производится перемещение некоторой массы (могушей 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 топлива 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 пустоте. Такое устройство нельзя признать целесообразным, так как продукты сгорания вследствие их высокой температуры и огромной относительной скорости должны производить на рули разрушающее действие, для устранения которого пришлось бы охлаждать рули. Кроме того, в случае применения неподвижных стабилизаторов они представляли бы сопротивление возмущающим силам лишь в начальный момент; после изменения положения ракеты они, напротив, оказывали бы сопротивление восстановлению прежнего положения.

Управление органами стабилизации может производиться с помощью гироскопического автомата, снабженного сервомотором. Подобные механизмы широко распространены в технике.

Ориентировка в пути. 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 прило-

женную 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 большую массу 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 принципом Доплера. Таким образом все данные для определения конечной скорости и положения аппарата в свободном пространстве могут быть найдены для любого момента.

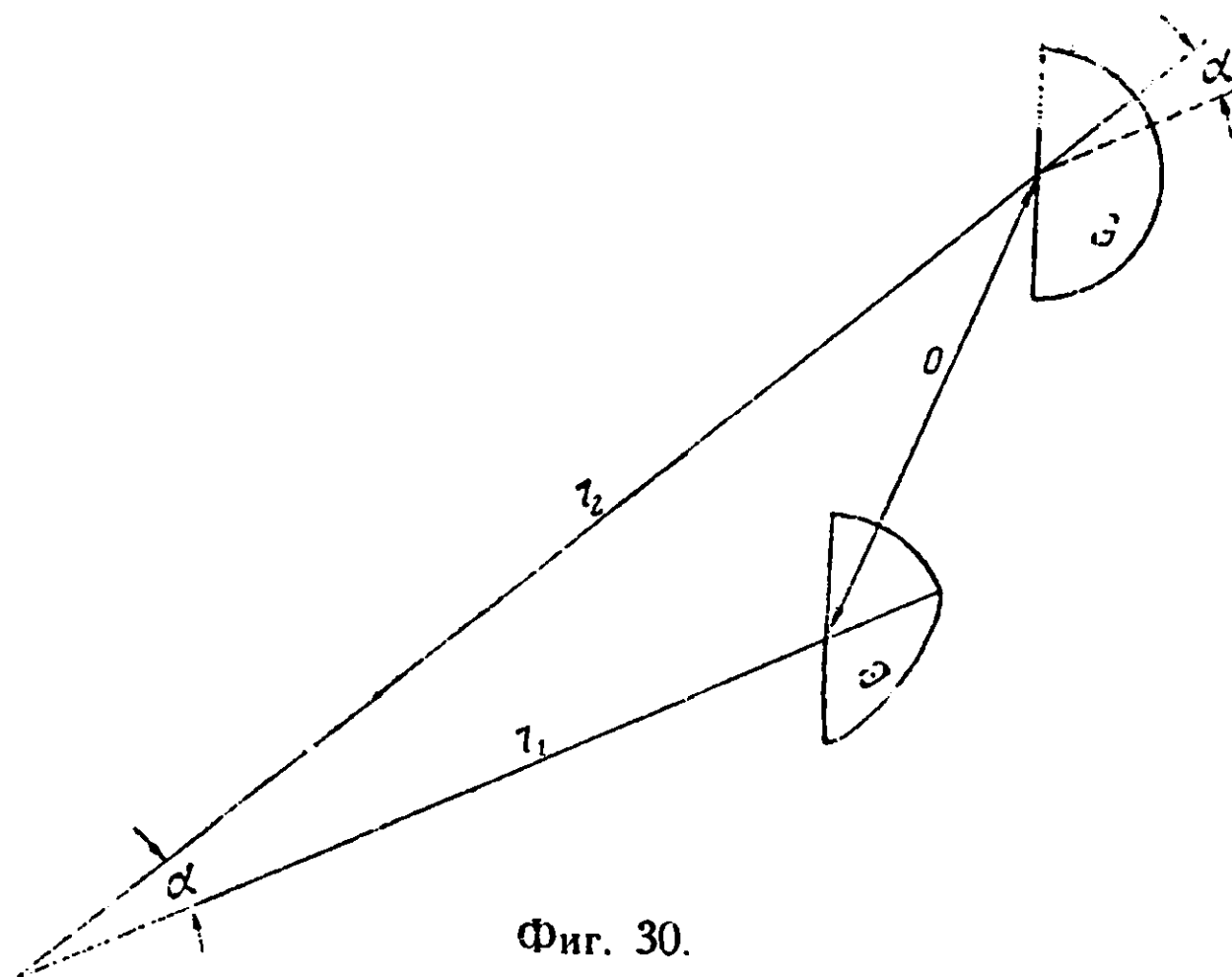
Конечно, в настоящее время мы еще далеки от практического использования этой возможности. Гораздо больший интерес представляют сейчас способы определения скорости и координат аппарата при движении в пределах нашей планетной системы, где

влияние солнечного притяжения очень велико. В качестве примера одного из решений приводим способ, который до сих пор оставался незамеченным¹.

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 аппарата, а после вылета за пределы атмосферы может быть соответственно исправлена.



Фиг. 30.

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 (фиг. 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.

¹ См. A. Sternfeld, Méthode de détermination de la trajectoire d'un corps... „Comptes rendus de l'Acad. des Sciences“, 198, 1934, стр. 333.

Если точка взлета известна, то вся траектория может быть точно определена описанным способом независимо от влияния поля тяготения и от ускорения, 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

$$\begin{aligned} \sqrt{\lambda}(t_2 - t_1) = & \frac{1}{6} [(r_1 + r_2 + o)^{\frac{3}{2}} \mp (r_1 + r_2 - o)^{\frac{3}{2}}] + \\ & \mp \frac{1}{80} \cdot \frac{1}{a} [(r_1 + r_2 + o)^{\frac{5}{2}} \mp (r_1 + r_2 - o)^{\frac{5}{2}}] + \\ & + \frac{3}{1792} \cdot \frac{1}{a^2} [(r_1 + r_2 + o)^{\frac{7}{2}} \mp (r_1 + r_2 - o)^{\frac{7}{2}}] + \\ & \mp \frac{5}{18432} \cdot \frac{1}{a^3} [(r_1 + r_2 + o)^{\frac{9}{2}} \mp (r_1 + r_2 - o)^{\frac{9}{2}}] + \\ & + \dots \dots \dots (162) \end{aligned}$$

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, но этот способ менее точен, хотя и требует более сложной аппаратуры. 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 стрелкой.

Отметим еще следующие свойства траектории межпланетного аппарата:

- 1) окружная скорость в движении вокруг Солнца пропорциональна температуре в данной точке пути;
- 2) энергия A солнечного излучения, полученная телом за некоторый промежуток времени, пропорциональна соответствующему угловому перемещению.

В самом деле, имея в виду, что

$$\frac{dA}{dt} = \frac{\Xi}{r^2},$$

и деля это равенство на

$$\frac{dx}{dt} = \frac{C}{r^2},$$

получим после интегрирования:

$$A = \frac{\Xi}{C} \alpha. \quad (163)$$

Прочие приборы. Помимо перечисленных выше приборов, экипажу 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 полуавтоматическими, так как вследствие влияния перегрузки движения пилота 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 ценными будут 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 корабля 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 проницаем 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 производства 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 основой электрическое сопротивление, должны быть предохранены от низкой температуры, 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 может быть рекомендовано: специальными опытами (Мушо) было обнаружено, что при нагревании таким способом овощей они не теряют своих вкусовых свойств, мясные же продукты подвергаются гнилоственному разложению.

Выход пассажиров 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 тела.

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 существенно 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 веревки. 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 пистолетом.

Обычной мебелью и инструментами нельзя будет пользоваться. Для удержания любого предмета на определенном месте его придется укреплять. Кастрюли нужно будет закрывать крышками и приводить во вращательное движение, чтобы их содержимое прилегало к стенкам. Очень удобно пользование 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. Умываться можно будет только 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, повидимому, без труда смогут выполнить эту же операцию.

Для измерения давления воздуха нужно будет пользоваться манометром, так как барометр для этой цели непригоден. Маятниковые часы также не будут пригодны и должны быть заменены пружинными, 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, повидимому, не представит больших трудностей. Что касается животных, то едва ли можно надеяться на то, что они смогут привыкнуть к условиям жизни в межпланетном аппарате.

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, дающим наибольшую экономию топлива, 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 его 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

$$\Lambda_a S_a \sigma = \Lambda_e S_e \delta T^4,$$

где σ — удельная энергия солнечного излучения; δ — постоянная Стефана-Больцмана, равная $1,374 \cdot 10^{-12} \text{ кал} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{сек}^{-1}$.

Таким образом равновесная температура будет

$$T = \left(\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e} \cdot \frac{S_a}{S_e} \cdot \frac{\sigma}{\delta} \right)^{\frac{1}{4}}. \quad (164)$$

В табл. 14 приведены значения абсолютной температуры равновесия для черного тела, у которого $\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e} = 1$, 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. Температура шара, в противоположность телам другой формы, не может быть регулируема по произволу. Очевидно также, что поверхность излучения тела, обращенная

Таблица 14

Тело Планета	Сфериче- ская поверх- ность $T_{абс.}$	Плоскость $T_{абс.}$	Цилиндр с длиной, рав- ной 5 диаметрам	
			$T_{min\ абс.}$	$T_{max\ абс.}$
Солнечная поверхность . . .	4 049,7	4 816,1	2 644,5	4 200,6
Меркурий	443,9	528,0	289,9	460,5
Венера	324,8	386,2	212,1	336,8
Земля	276,2	323,5	187,3	236,5
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

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 $\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e}$ 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 $\sqrt[4]{\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e}}$.

Для того чтобы плоская поверхность имела температуру 15° С на расстоянии от Солнца, равном расстоянию от него до Плутона, необходимо, чтобы у нее отношение $\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e}$ 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 $\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e}$ и одновременно для того, чтобы не сгореть при прохождении вблизи Солнца, нужно осуществить огромное отношение $\frac{S_e}{S_a}$. Например, для цилиндра поддержание температуры на уровне 15° С в пространстве, заключенном между орбитами Меркурия и Плутона, потребовало бы осуществления совершенно фантастической величины отношения $\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e} = 1444$ 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 $\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e}$, 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

$$T^4 = \frac{\sigma}{\delta} \cdot \frac{\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e} S_a}{S_e + \frac{\Lambda_e'}{\Lambda_e} S_e'}. \quad (165)$$

Если повернуть тело на 180° , то, относя на этот раз величины со штрихом к освещенной части, будем иметь

$$T^4 = \frac{\sigma}{\delta} \cdot \frac{\frac{\Lambda_a'}{\Lambda_e'} S_a'}{S_e' + \frac{\Lambda_e}{\Lambda_e'} S_e}. \quad (166)$$

Для того чтобы иметь возможность регулировать температуру в наиболее широких пределах, можно, помимо регулировки при помощи формы тела, использовать метод регулировки путем подбора материала.

Если бы существовал материал, совершенно неспособный излучать тепло ($\frac{\Lambda_e'}{\Lambda_e} = 0$), 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 $\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e} = 920$. Поддерживать эту температуру вплоть до соседства с Солнцем можно, вращая шар около его оси.

В том случае, когда $\frac{\Lambda_e'}{\Lambda_e} = 0$ для одной части тела, желаемую температуру можно получить при минимальной величине $\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e}$ 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 $\frac{\Lambda_a}{\Lambda_e} = 460$, 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 темпе-

ратуры, 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 температуру. 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 следующие 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: 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 омыwać тело для сохранения в равновесии содержащихся в теле газообразных веществ, а также препятствовать быстрому испарению влаги, содержащейся в клетках.

Среднее потребление кислорода составляет 9 л в минуту на 1 кг веса человека (Тигерштедт), но для различных организмов оно колеблется в очень широких пределах. Находясь в состоянии покоя, человек потребляет в минуту около 179 л кислорода и выделяет 180 л углекислого газа (Леви, 1910). При неполном покое потребление кислорода увеличивается примерно на 25% (Иогансон), 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 (Béhaghe, 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 чисто 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.

Питание. 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 человек, находящийся в состоянии полного покоя и будучи тепло одет, выделяет при температуре наружного воздуха в 15°C около 1680 *Кал* (колебание для отдельных людей равно примерно 8%), в обычных условиях, при выполнении наиболее легких работ, — 2350 *Кал* и при очень интенсивной работе (равной около 100 000 *кдж*) — 3656 *Кал*.

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 *Кал*; при сгорании 1 г жира в 2,89 г кислорода выделяется 9,46 *Кал* (Магнус-Леви); наконец, 1 г белка с тем же приблизительно количеством кислорода дает 4,1 *Кал*

(Рубнер). Таким образом на 1 г продуктов состава углеводов-кислород приходится 1,191 Кал, на 1 г состава жир-кислород — 2,432 Кал и на 1 г состава белок-кислород — 2 Кал. 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. С. Войт (Voit) определяет это количество в 118 г в день для взрослого человека весом в 70 кг, работающего 8—10 час. 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.”¹

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 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).

Запасы воды можно было бы постоянно возобновлять, извлекая ее из воздуха и из выделений организма. При этом часть воды, оставшаяся после удовлетворения потребностей питания и гигиены, может быть подвергнута разложению и использована затем в качестве топлива. Естественно, что после извлечения 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 (80% согласно Рубнеру), выделяя таким образом некоторое количество энергии.

¹ Гоман в своей последней работе (1928) принимает суточную порцию продуктов и воздуха на человека равной 10 кг в день, что приводит к совершенно неприемлемым данным для космического корабля.

ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ

ПУТИ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

ГЛАВА X

КОСМИЧЕСКИЙ ПОЛЕТ

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 имеем

$$v^2 = \lambda \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right). \quad (167)$$

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 (фиг. 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).

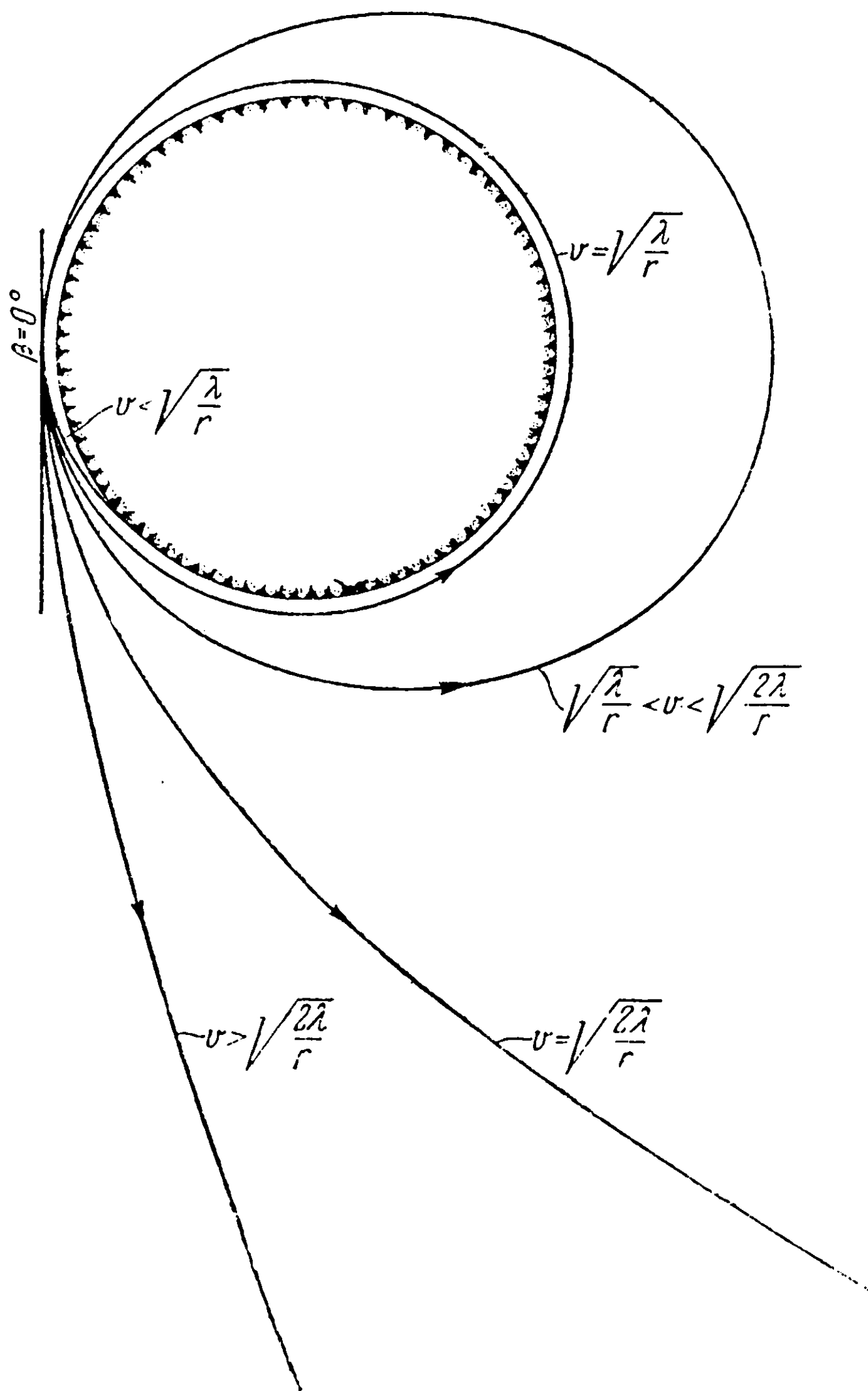
Окружная скорость, обусловленная вращением планеты около собственной оси, также складывается геометрически со скоростью взлета аппарата. На Земле эта скорость равна

$$w_{\text{к.ш.}} = 465 \cos \Theta \text{ м/сек,}$$

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 второстепенную роль,



Фиг. 31.

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

$2\varphi^{\circ}$	s км	β	v_0 м/сек	e	d км	a км
0	0	45°	0	1	3 189	3 189
10	1 113	42°30'	3 168	0,91633	3 177	3 467
20	2 226	40	4 304	0,83910	3 141	3 743
30	3 340	37 30	5 074	0,76733	3 081	4 015
40	4 453	35	5 649	0,70021	2 997	4 280
50	5 566	32 30	6 099	0,63707	2 890	4 537
60	6 679	30	6 460	0,57735	2 762	4 784
70	7 793	27 30	6 755	0,52057	2 612	5 018
80	8 906	25	6 999	0,46631	2 443	5 239
90	10 019	22 30	7 201	0,41421	2 255	5 444
100	11 132	20	7 369	0,36397	2 050	5 632
110	12 246	17 30	7 508	0,31530	1 829	5 802
120	13 359	15	7 623	0,26795	1 595	5 951
130	14 472	12 30	7 715	0,22169	1 348	6 080
140	15 585	10	7 788	0,17633	1 090	6 186
150	16 699	7 30	7 843	0,13165	825	6 270
160	17 812	5	7 882	0,08749	554	6 330
170	18 925	2 30	7 904	0,04366	278	6 366
180	20 038	0	7 912	0	0	6 378

производится взлет, и того, на которое происходит посадка, приводит к меньшей величине коэффициента наполнения, а движение по текущему 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

$$r = \frac{\frac{C^2}{\lambda}}{1 + \sqrt{\frac{hC^2}{\lambda^2} + 1} \cdot \cos \alpha}$$

и подставим в него:

$$C = rv \cos \beta = r_0 v_{\text{от}} \cos \beta; \tag{168}$$

$$h = v^2 - 2gr = v_{\text{от}}^2 - 2g_0 r_0; \tag{169}$$

$$\lambda = gr^2 = g_0 r_0^2. \tag{15}$$

Тогда после частичных преобразований будем иметь равенство

$$v_{\text{от}} = g_0 r_0 \frac{\sin \alpha}{\cos \beta} \frac{\sin \alpha \cos \beta + \sqrt{\sin^2 \alpha \cos^2 \beta + \cos^2 \alpha - \cos^2 \beta}}{\cos^2 \alpha - \cos^2 \beta},$$

которое приводится к окончательному виду:

$$v_{\text{от}} = g_0 r_0 \frac{\sin \alpha}{\cos \beta \sin (\beta - \alpha)}. \tag{170}$$

<i>b</i> км	<i>r_a</i> км	<i>H</i> км	<i>r_π</i> км	<i>E</i>	<i>t</i> мин. сек.	<i>v_{ср}</i> км/час
0	6 378	0	0	180°	0	0
1 388	6 644	266	290	156°23'44"	8 23	9 470
2 036	6 884	505	602	147 2 42	12 28	10 720
2 574	7 095	717	934	140 6 52	15 57	12 568
3 056	7 277	898	1 283	134 26 38	19 8	13 967
3 483	7 427	1 049	1 645	129 34 26	22 6	15 114
3 906	7 546	1 167	2 022	125 15 52	24 54	16 094
4 285	7 631	1 253	2 406	121 22 14	27 39	16 913
4 635	7 682	1 304	2 796	117 47 42	29 58	17 829
4 955	7 699	1 321	3 189	114 28 12	32 14	18 654
5 246	7 682	1 304	3 582	111 20 38	34 17	19 486
5 506	7 631	1 253	3 972	108 22 44	36 7	20 345
5 734	7 546	1 167	4 357	105 32 32	37 43	21 247
5 928	7 427	1 049	4 732	102 48 30	39 6	22 210
6 089	7 277	898	5 095	100 9 20	40 13	23 249
6 215	7 095	717	5 444	97 33 54	41 6	24 378
6 306	6 884	505	5 776	95 1 8	41 43	25 617
6 360	6 644	266	6 088	92 30 8	42 5	26 978
6 378	6 378	0	6 378	90	42 13	28 483

Так как речь идет о полете на определенное расстояние, то величина истинной аномалии, выражаемой равенством

$$\alpha = \pi - \varphi, \tag{171}$$

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

$$\beta_0 = \frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2}. \tag{172}$$

Подставив выражения (171) и (172) в (170), получим выражение для наименьшей скорости взлета:

$$v_0 = \sqrt{2g_0 r_0 \frac{\sin \varphi}{1 + \sin \varphi}} = \sqrt{g_0 r_0 \cdot \frac{\sqrt{\sin \varphi}}{\cos \left(\frac{\pi}{4} + \frac{\varphi}{2} \right)}}. \tag{173}$$

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 будем иметь:

$$a = r_0 \cos^2 \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right). \quad (175)$$

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:

$$C = r_0 v_0 \cos \beta_0 = r_0 \sqrt{2g_0 r_0 \frac{\sin \varphi}{1 + \sin \varphi}} \cdot \cos \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right),$$

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

$$r_a = a(1 + e) = r_0 \sqrt{2} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right). \quad (178)$$

Высота траектории:

$$H = r_a - r_0 = r_0 \sqrt{2} \sin \frac{\varphi}{2} \sin \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right). \quad (179)$$

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

$$b = \sqrt{r_a r_\pi} = r_0 \sqrt{\sin \varphi} \cos \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right). \quad (181)$$

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 поверхностью планеты будет равно

$$t = U - 2t_0 = \frac{U}{\pi} (\pi - E + e \sin E), \quad (182)$$

где теоретическое время обращения аппарата равно

$$U = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = 2\pi \cos^3 \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2} \right) \sqrt{\frac{r_0}{g_0}},$$

а величина эксцентрической аномалии E определяется равенством

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} \sqrt{\frac{1+e}{1-e}},$$

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. далее, стр. 208). 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, несколько 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

$$\varphi^0 = \frac{90^\circ s}{\pi r_0}$$

и, следовательно,

$$s = \pi r_0 \frac{\varphi^0}{90^\circ}. \quad (184)$$

Средняя скорость аппарата, отнесенная к расстоянию „по прямой“, будет равна

$$v_{\text{ср}} = \frac{s}{t}. \quad (185)$$

Любая удаленная точка нашей планеты может быть достигнута, если радиус действия аппарата равен половине земной окружности.

Взглянув на карту континентального полушария, можно сразу заметить, насколько благоприятное положение занимает Европа.

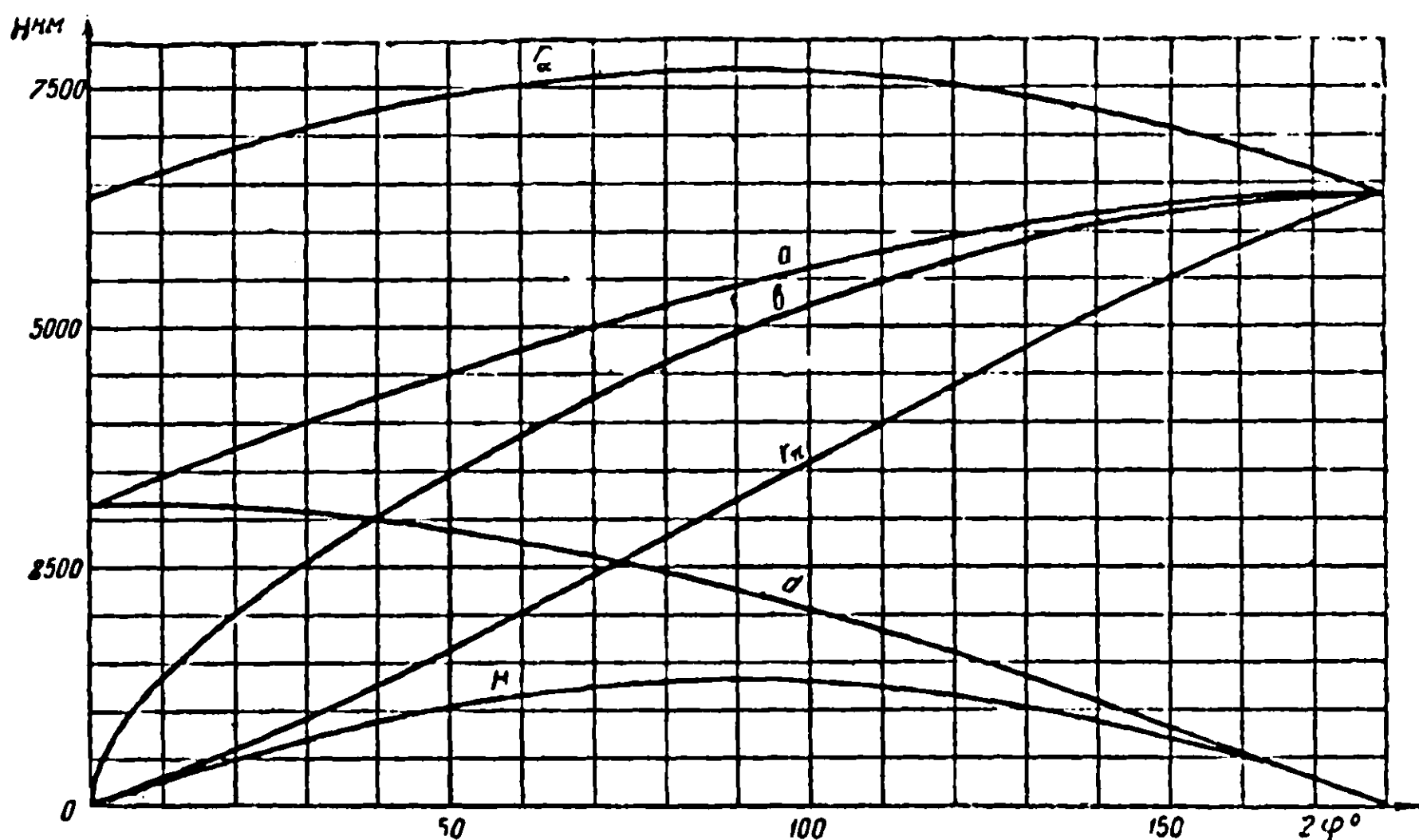
В самом деле, например, из Москвы можно достигнуть любого пункта в Африке, Северной Америке, большей части Южной Америки и всей Азии при радиусе действия аппарата, равном всего лишь четверти земной окружности.

В табл. 15 (стр. 132 — 133) приведены элементы эллиптических земных траекторий. На фиг. 32 и 33 даны кривые, выражающие зависимость этих элементов от угла 2φ .

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

$$\frac{m_T}{m_K \cdot s} = \frac{e^{\frac{v}{c}} - 1}{s},$$

имеют весьма различный характер в зависимости от того, как велика скорость истечения. Так, при $c \geq 3000$ м/сек эта функция

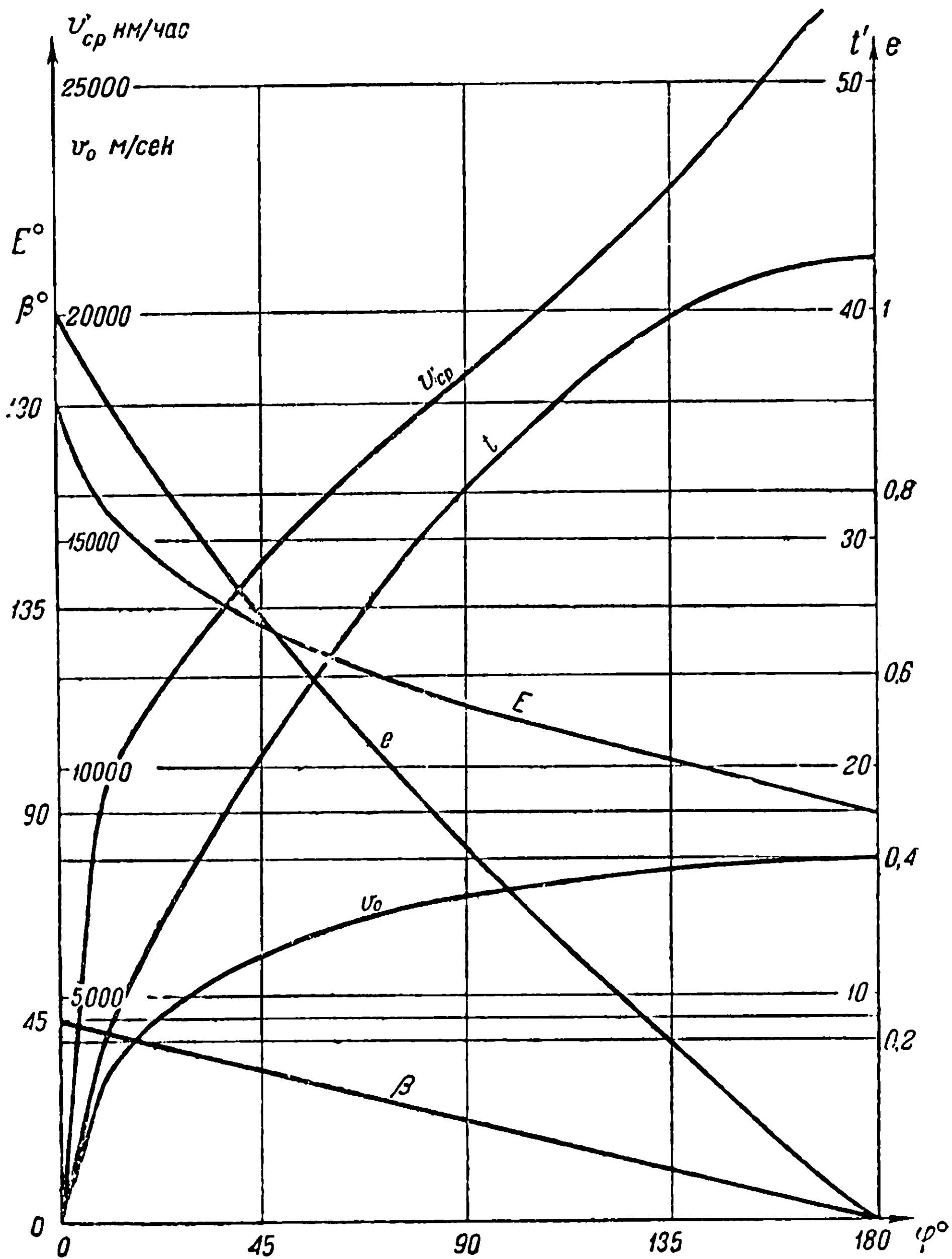


Фиг. 32.

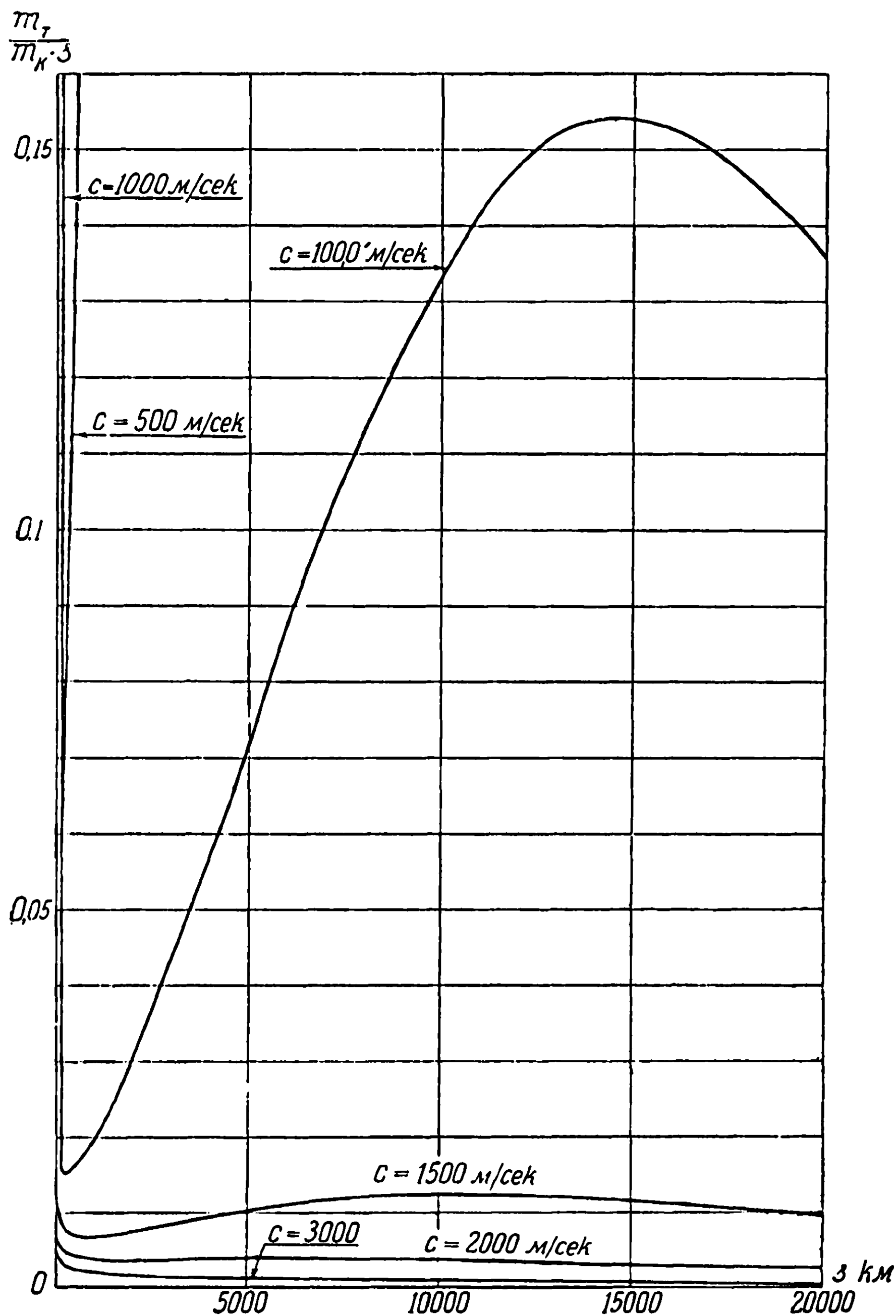
все время убывает вплоть до расстояния, отвечающего полету к антиподам; при $c \leq 2000$ м/сек она вначале проходит через минимум, а потом через максимум. Таким образом, в одних случаях можно обойтись наименьшим количеством топлива, совершая путь в виде одной дуги, а в других случаях описывая ряд коротких дуг (фиг. 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.



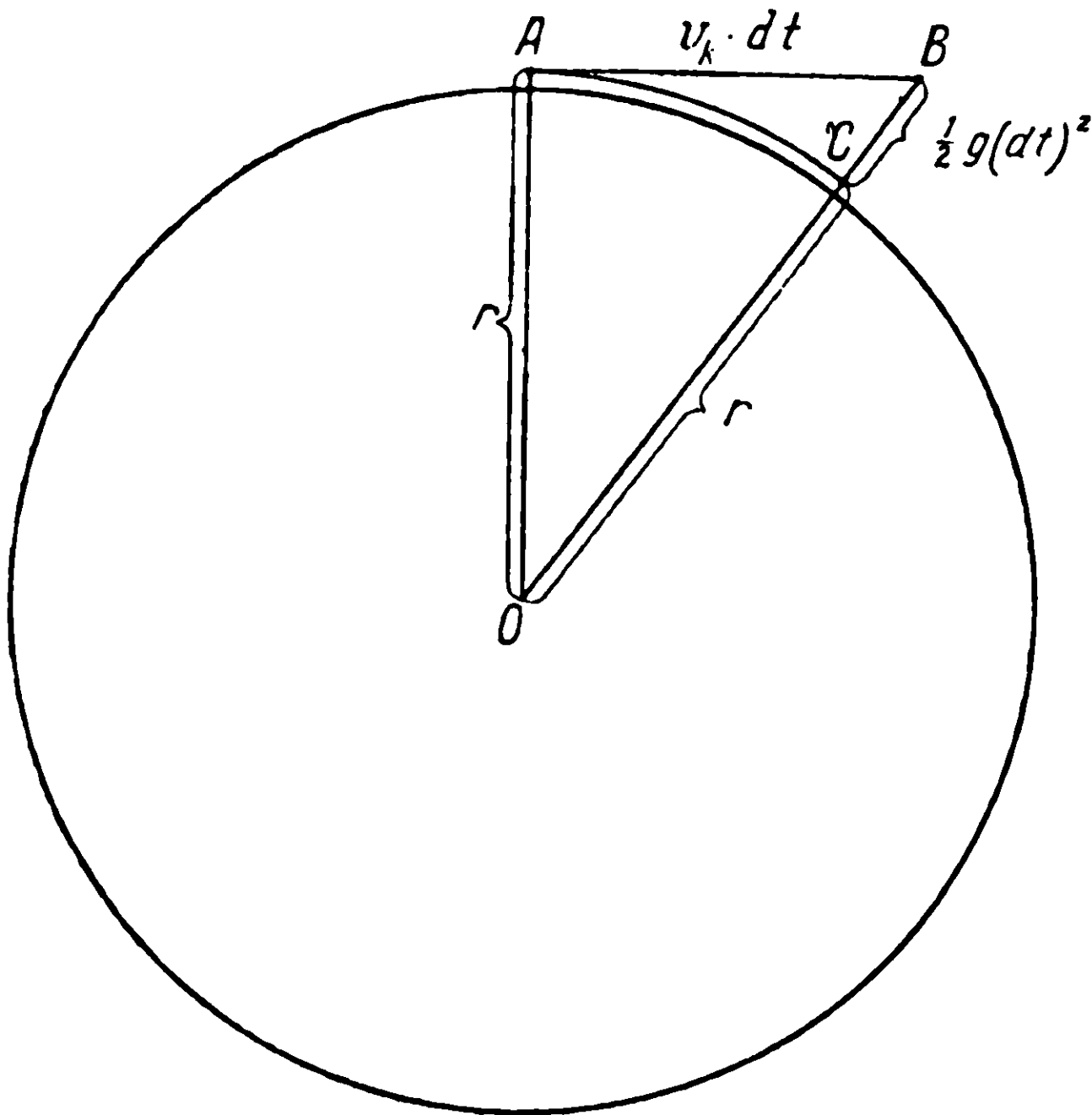
Фиг. 33.



Фиг. 34.

Радиус кривизны траектории возрастает с увеличением начальной скорости, и при известной величине этой скорости траектория превращается в окружность, concentричную с поверхностью Земли (фиг. 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



Фиг. 35.

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 2-го порядка, будем иметь

$$v_{кр} = \sqrt{gr}, \quad (186)$$

или же

$$v_{кр} = v_{кр0} \sqrt{\frac{r_0}{r}}, \quad (187)$$

или

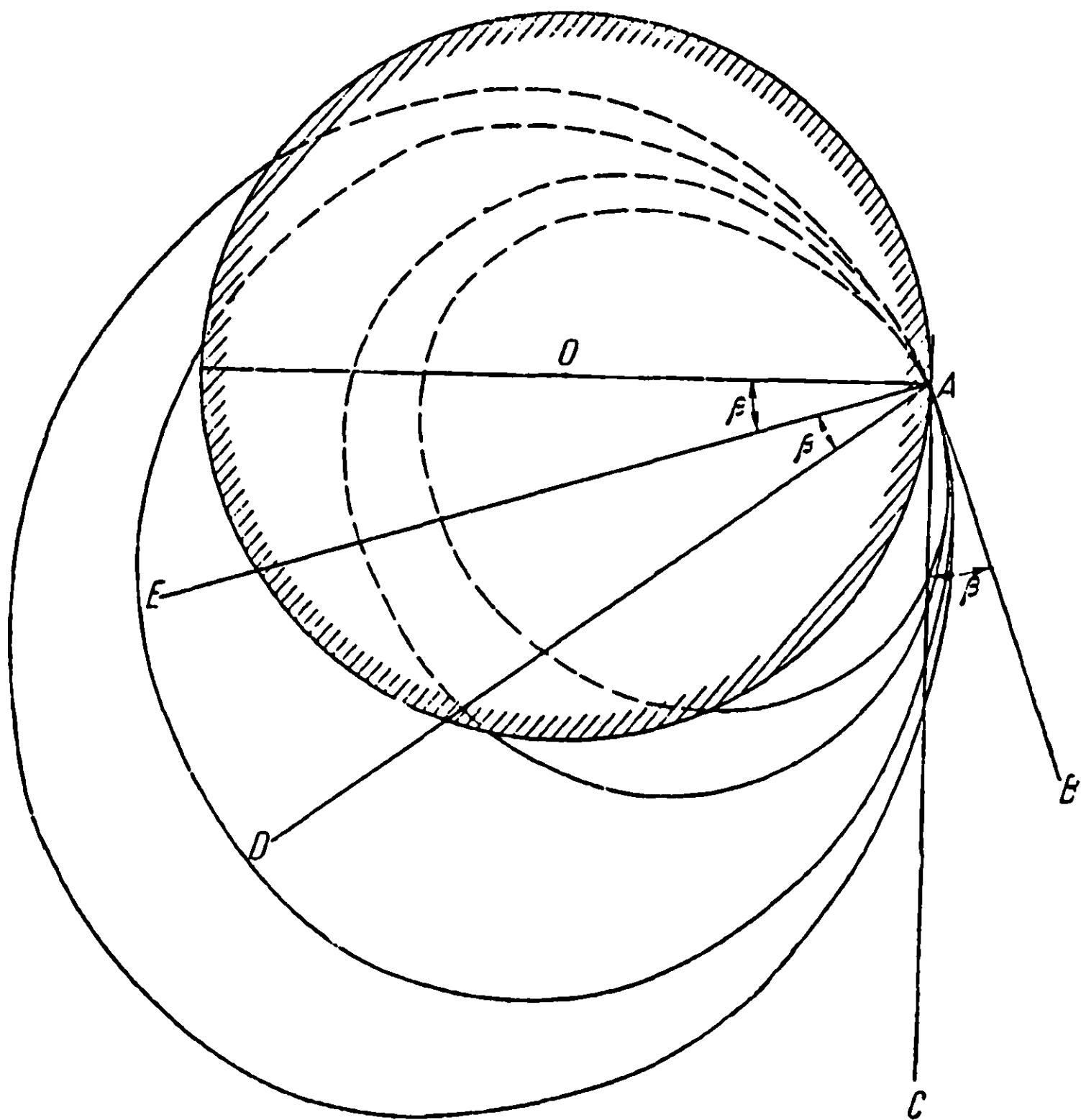
$$v_{кр} = \sqrt{\frac{\lambda}{r}} \quad (188)$$

(см. табл. 17 и фиг. 39).

Величину круговой скорости можно также определить, приравняв центробежное ускорение аппарата ускорению силы тяжести, т. е. положив

$$\frac{v_{kp}^2}{r} = g.$$

Траектория, соответствующая „круговой скорости“, может быть получена лишь при вполне определенной скорости, направленной горизонтально и лежащей в плоскости одного из больших кругов



Фиг. 36.

планеты. В самом деле, если направление начальной скорости AB (фиг. 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 , образуемой с AO угол, равный 2β ; это следует из того, что нормаль 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 сле-

довательно, траектория в этом случае не может быть окружностью.

Круговую скорость удобно принять в качестве единицы для сравнения космических скоростей, характеризующих данную планету („первая космическая скорость“). 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.

3. ПАРАБОЛИЧЕСКАЯ СКОРОСТЬ И СКОРОСТЬ ОСВОБОЖДЕНИЯ

Элементарная работа, необходимая для перемещения массы m , расположенной в расстоянии r от центра планеты, на величину пути dr (фиг. 37), равна

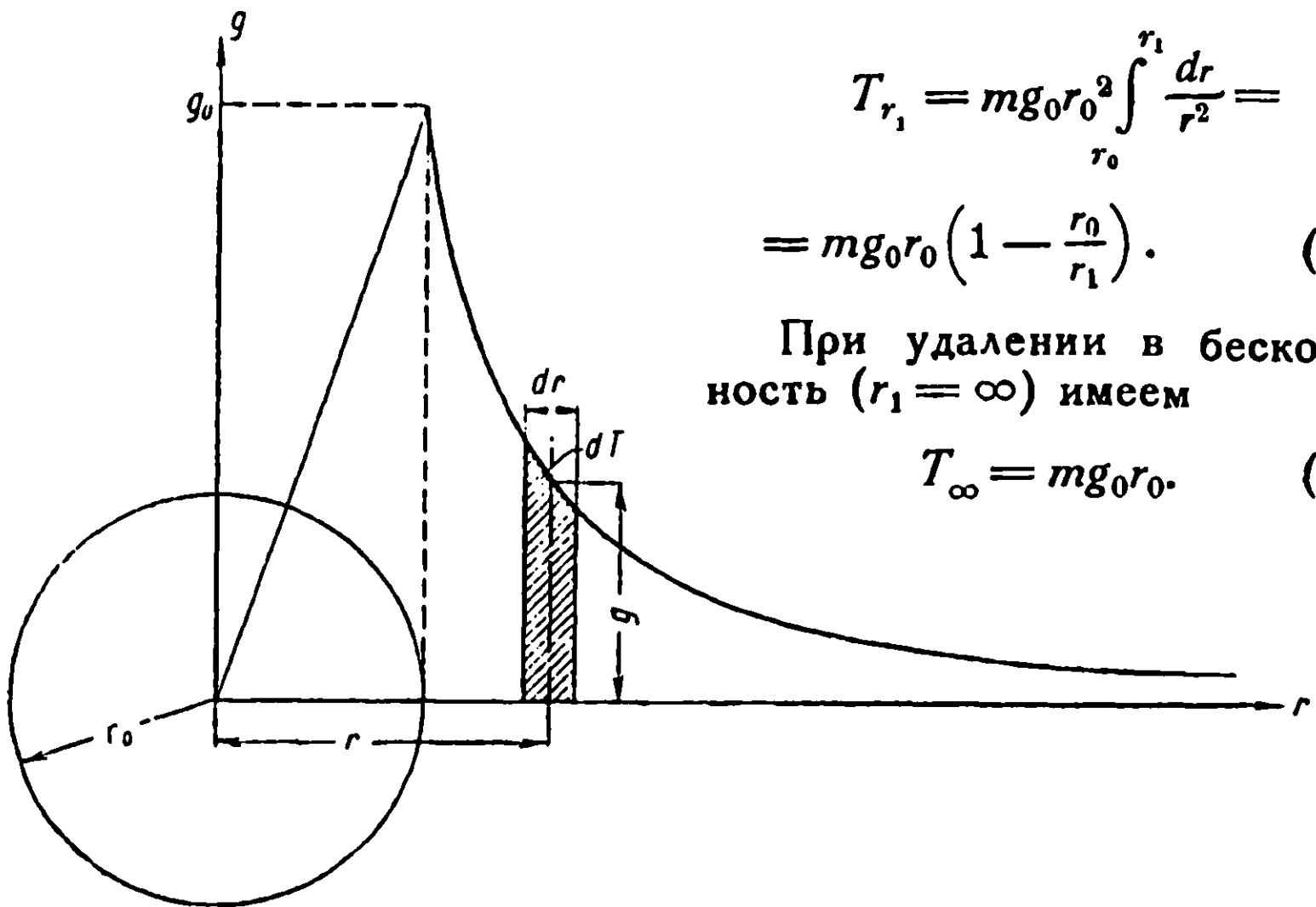
$$dT = mg dr = mg_0 r_0^2 \frac{dr}{r^2},$$

а работа, потребная для удаления той же массы с поверхности планеты на расстояние r_1 от ее центра, очевидно, равна

$$\begin{aligned} T_{r_1} &= mg_0 r_0^2 \int_{r_0}^{r_1} \frac{dr}{r^2} = \\ &= mg_0 r_0 \left(1 - \frac{r_0}{r_1}\right). \end{aligned} \quad (189)$$

При удалении в бесконечность ($r_1 = \infty$) имеем

$$T_{\infty} = mg_0 r_0. \quad (190)$$



Фиг. 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.

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:

$$\frac{mv_0^2}{2} = mg_0r_0\left(1 - \frac{r_0}{r_1}\right), \tag{193}$$

откуда

$$v_0 = \sqrt{2g_0r_0\left(1 - \frac{r_0}{r_1}\right)}, \text{ или } v_0 = \sqrt{\lambda\left(\frac{1}{r_0} - \frac{1}{r_1}\right)}. \tag{194}$$

Для достижения той же высоты при наклонном взлете потребовалась бы бóльшая 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 фиг. 38.

Таблица 16

$\frac{r}{r_0}$	Потенциал светила в ‰	v_0 для Земли км/сек	$\frac{r}{r_0}$	Потенциал светила в ‰	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	6,008	8	87,500	10,466
1,5	33,333	6,460	10	90,000	10,639
1,6	37,500	6,883	15	93,333	10,808
1,7	41,176	7,196	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	1 000	99,999	11,183
2,2	54,545	8,264	∞	100,000	11,189

Для того чтобы удалить какое-либо тело из сферы притяжения планеты, необходимо сообщить ему на поверхности планеты определенную скорость, величина которой определится из формулы (194), в которой нужно положить $r_1 = \infty$. Тогда будем иметь

$$v_{п0} = \sqrt{2g_0r_0}, \tag{195}$$

а формула (194) примет вид

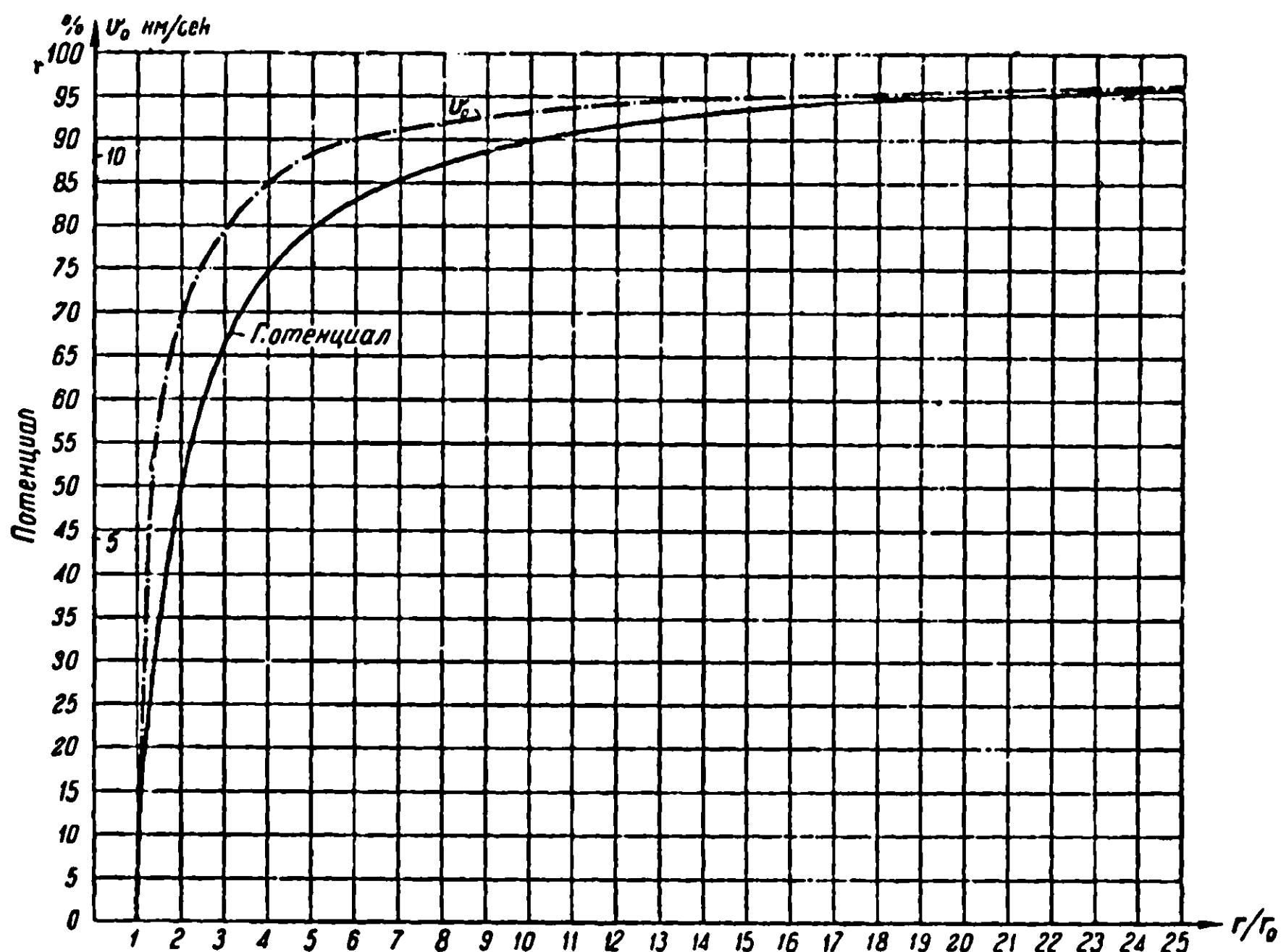
$$v_0 = v_{п0} \sqrt{1 - \frac{r_0}{r_1}}. \tag{196}$$

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

$$r_2 = \frac{r_0}{\frac{r_0}{r_1} - \left(\frac{v_1}{v_{no}}\right)^2}. \quad (198)$$



Фиг. 38.

В частном случае, когда $v_1 = v_0$, имеем

$$r_1 = r_0 \frac{v_{no}^2}{v_{no}^2 - v_1^2}. \quad (199)$$

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

$$\left. \begin{aligned} v_n &= \sqrt{2gr}, \\ v_n &= \sqrt{\frac{2\lambda}{r}}, \end{aligned} \right\} \quad (200)$$

или

$$v_{\pi} = v_{\pi 0} \sqrt{\frac{r_0}{r}} \quad (201)$$

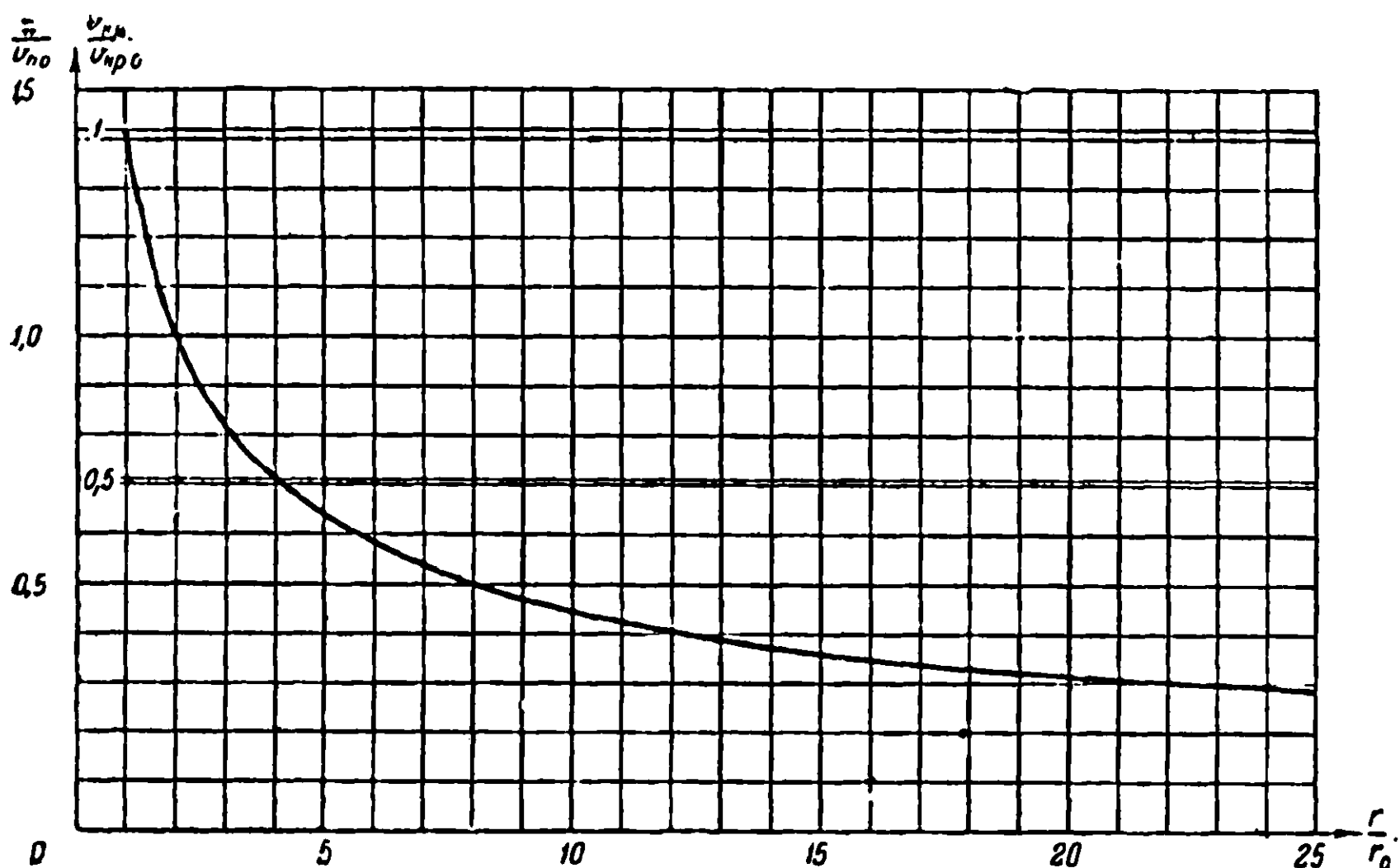
(фиг. 39, табл. 17).

На основании (186) и (200) можем также написать:

$$v_{\pi} = \sqrt{2} v_{\kappa p} \quad (202)$$

Сравнивая уравнения (200) и (167), мы видим, что тело, обладающее этой скоростью, движется по параболе, почему данная скорость и носит название параболической.

Определим теперь, какую скорость будет иметь тело на расстоянии r_1 от центра планеты, если оно выпущено с ее поверхно-



Фиг. 39.

сти со скоростью $v_{\pi 0}$. На основании закона сохранения энергии и принимая во внимание второе уравнение (200), получим выражение для искомой скорости в виде:

$$v = v_{\pi 0} - v_{\pi 0} \sqrt{1 - \frac{r_0}{r_1}} = v_{\pi 1}.$$

Из этого равенства следует, что тело, получившее в какой-либо точке соответствующую ей параболическую скорость, будет иметь на протяжении всей траектории также параболическую скорость, но отвечающую проходимой в данный момент точке.

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.

Таблица 17

Общие величины			Солнце в фокусе		Земля в фокусе	
$\frac{r}{r_0}$	$\frac{v_0}{v_{кр0}}$	$\frac{v_{II}}{v_{по}}$	$v_{кр}$ км/сек	v_{II} км/сек	$v_{кр}$ км/сек	v_{II} 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	25,157	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	10,869	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
1 000	0,032	0,045	0,941	1,331	0,250	0,354

Если тело обращается по круговой орбите около центрального светила со скоростью $v_{кр}$ (фиг. 40), то для удаления тела в бесконечность ему необходимо сообщить скорость, которая на основании (202) будет равна

$$v_{от} = v_{кр} \sqrt{3 - 2\sqrt{2} \cos \beta}. \tag{203}$$

Для удаления в бесконечность по прямой линии, которая, кстати сказать, должна проходить через данное тело и центральное светило ($\beta = 90^\circ$), будем иметь

$$v_{от} = \sqrt{3} \, v_{кр}.$$

Фиг. 40.

Если параболическая скорость имеет одинаковое направление с круговой скоростью ($\beta = 0$), то

$$(v_{от})_{\min} = (\sqrt{2} - 1) v_{кр}, \tag{204}$$

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, 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

$$\frac{mv_{oc}^2}{2} = \frac{mv_{пп}^2}{2} + \frac{mv_{дС}^2}{2},$$

где через $v_{пп}$ обозначена параболическая скорость для случая, когда действует лишь поле тяготения планеты, а через $v_{дС}$ — разность $v_{пС} - w_{дС}$. Из последнего равенства получим

$$v_{oc} = \sqrt{v_{пп}^2 + v_{дС}^2}. \quad (206)$$

В табл. 18 и 19 приведены главные космические скорости для нашей солнечной системы.

4. ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ

Когда будет достигнута первая космическая скорость, в порядок дня встанет вопрос о постройке искусственного спутника, обращающегося вокруг Земли или другой планеты.

Благодаря отсутствию сопротивления воздуха форма такого спутника может быть выбрана без каких-либо ограничений; движение его по орбите продолжалось бы под действием силы тяготения и не требовало бы расхода топлива.

Постройка спутника может быть произведена из нескольких частей, последовательно отправленных с Земли. 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

Главнейшие космические скорости солнечной системы в км/сек
Солнце и планеты

Название скорости	Обозначение	Солнце	Меркурий	Венера	Земля	Марс	Юпитер	Сатурн	Уран	Нептун	Плутон
1 Круговая скорость на поверхности светила	$v_{кр}$	437,535	3,028	7,319	7,912	3,562	42,205	25,100	15,308	16,129	10,8
2 Параболическая скорость при нахождении светила в фокусе	$v_{п0}$	618,753	4,282	10,351	Э. 11,189 П. 11,208	5,038	Э. 59,686 П. 61,778	35,495 37,500	21,648	22,810	7,7
3 Относительные скорости	$v_{кр}, v_{п0}$	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
4 Относительная кинетическая энергия при $v_{кр}$ и v	W	3 057,651	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
5 Средняя скорость движения планеты по орбите	$w_{крC}$	—	47,842	34,999	29,766	24,114	13,056	9,639	6,799	5,431	4,739
6 Параболическая скорость при нахождении Солнца в фокусе	$v_{пC}$	618,753	67,659	49,495	42,095	34,102	18,464	13,632	9,615	7,681	6,701
7 $v_{дс} = v_{пC} - w_{крC}$	$v_{дC}$	—	19,819	14,497	12,329	9,988	5,408	3,993	2,816	2,250	1,962
8 Относительные скорости	$w_{крC}, v_{пC}, v_{дC}$	—	1,607	1,176	1	0,810	0,439	0,324	0,228	0,182	0,159
9 Относительная кинетическая энергия при $w_{крC}, v_{пC}, v_{дC}$	W_C	—	2,583	1,382	1	0,656	0,194	0,105	0,052	0,033	0,025
10 Относительная кинетическая энергия при v_1	W_1	1 379,051	1,481	1,143	1	0,451	13,851	5,125	1,716	1,892	0,971
11 Скорость освобождения от планетной системы	$v_{ос}$	618,753 37,136	20,275 1,217	17,812 1,069	16,662 1	11,187 0,671	62,012 3,722	37,720 2,264	21,829 1,310	22,920 1,376	11,0 0,661
относительная											

Таблица 19

С п у т н и к и

Планеты	Спутники	$w_{оп}$ км/сек	$w_{пп}$ км/сек	$v_{кро}$ км/сек	$v_{по}$ км/сек
Земля	Луна	1,023	1,447	1,679	2,374
Марс	I II	2,138 1,352	3,024 1,912	— —	— —
Юпитер	I II III IV V VI VII VIII IX	17,328 13,729 10,874 8,200 26,342 3,306 3,249 2,227 2,273	24,505 19,416 15,378 11,597 37,253 4,675 4,595 3,149 3,214	1,835 1,466 1,963 1,505 — — — — —	2,595 2,073 2,776 2,128 — — — — —
Сатурн	I II III IV V VI VII VIII IX	14,306 12,616 11,342 10,020 8,478 5,568 5,038 3,261 1,697	20,232 17,842 16,040 14,170 11,990 7,874 7,125 4,612 2,399	0,280 0,507 0,823 0,990 1,282 5,323 — — —	0,396 0,717 1,164 1,400 1,813 7,528 — — —
Уран	I II III IV	5,530 4,685 3,659 3,165	7,821 6,626 5,175 4,476	— — — —	— — — —
Нептун	Тритон	4,373	6,184	—	—

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 до-

стигла наибольшей допустимой величины. Другими словами, должно быть соблюдено условие

$$\gamma_n = \frac{\gamma_k}{K_n},$$

где γ_k 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. 127).

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, нежели 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 остановки, но осуществление полета в мировое пространство несомненно облегчается.

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 зените. Чтобы найти его расстояние от центра Земли, необходимо величину круговой скорости, определяемую формулой (186), подчинить условию

$$v = \frac{2\pi r}{\theta},$$

где $\theta = 18164$ сек. Таким образом найдем, что $r = 42188$ км.

Если орбита спутника не совпадает с плоскостью экватора, то спутник, обращающийся на этом расстоянии, будет виден с различных точек Земли ежедневно в один и тот же момент и в определенном направлении.

Основная ценность близкого к Земле искусственного спутника заключается 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, а кроме того, могут использоваться для путешествия в области, близкие к Солнцу. Траектории таких полетов мы рассмотрим ниже (стр. 170). 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 наивыгоднейшего планетоида в смысле положения в пространстве, представляет собой особенно удобные промежуточные станции.

Для получения параболической скорости при взлете с внеземной станции нужно сообщить аппарату дополнительную скорость

$$v_{\lambda} = v_{\pi} - v_{\kappa p} = \sqrt{\frac{2\lambda}{r}} - \sqrt{\frac{\lambda}{r}}. \quad (207)$$

Для того чтобы аппарат на бесконечном расстоянии имел скорость $v_{\text{из}}$, необходимо сообщить ему относительную взлетную скорость

$$v_{\text{от}} = v_{\pi} - v_{\kappa p} = \sqrt{2\frac{\lambda}{r} + v_{\text{из}}^2} - \sqrt{\frac{\lambda}{r}}. \quad (208)$$

На фиг. 41 даны значения $v_{\text{из}}$ при различных величинах $v_{\text{от}}$.

Если скорость $v_{\text{из}}$ постоянна, то, дифференцируя равенство (208), найдем, что $v_{\text{от}}$ имеет минимум, когда

$$r = 2\frac{\lambda}{v_{\text{из}}^2}. \quad (209)$$

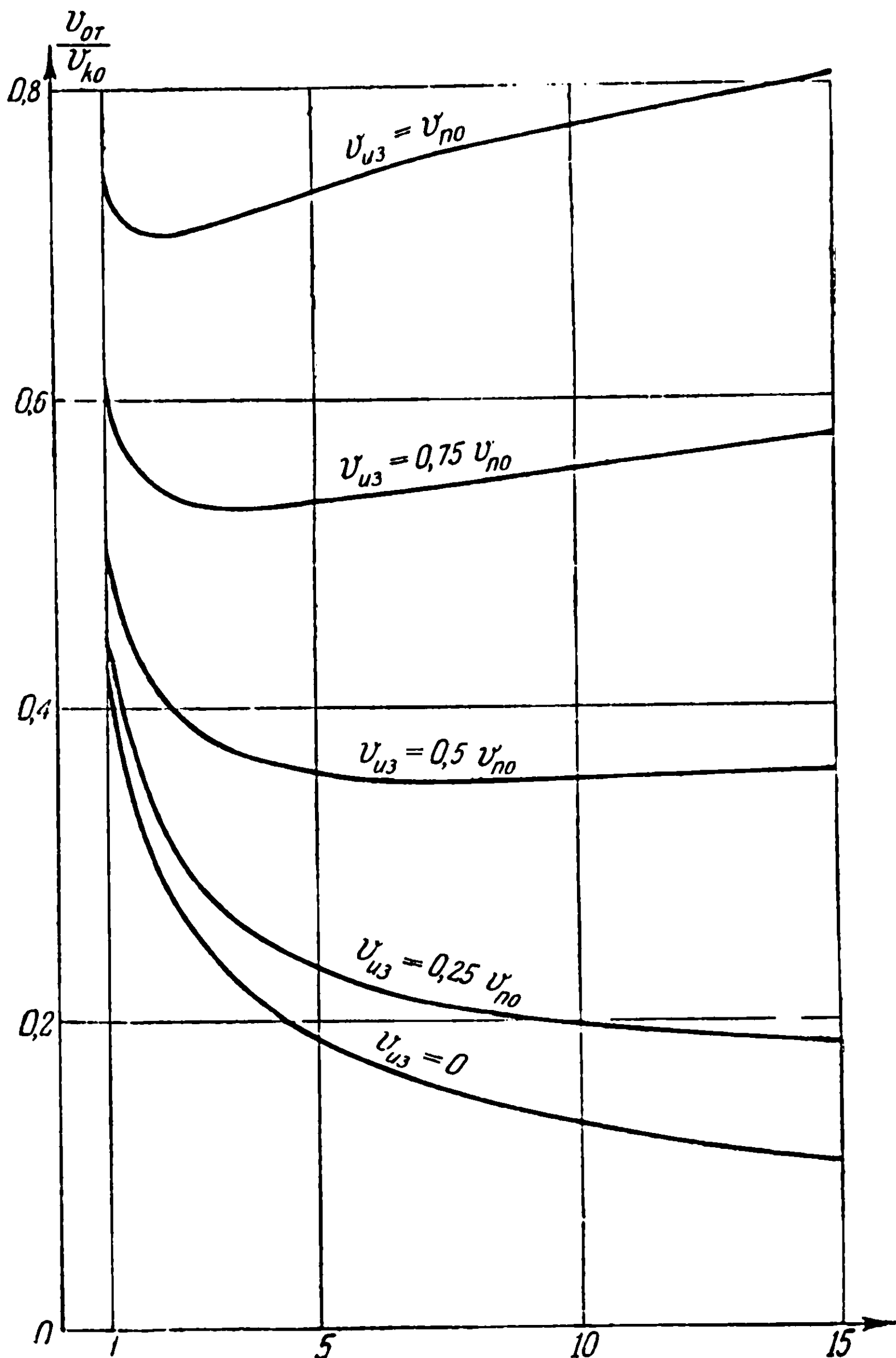
При убывании $v_{\text{из}}$ до нуля это расстояние, очевидно, возрастает до бесконечности. Если скорость $v_{\text{из}}$ весьма велика, то величина r теоретически, очевидно, стремится к нулю, в действительности же она ограничена земной поверхностью. Если взлет происходит со спутника, обращающегося непосредственно у поверхности планеты, то $v_{\text{от}}$ имеет минимум при

$$v_{\text{из}} = \sqrt{\frac{2\lambda}{r_0}} = v_{\text{по}}.$$

Таким образом, если $v_{\text{из}} > v_{\text{по}}$, 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_n . Тогда будем иметь

$$v_{от} = v_r - kv_n = \sqrt{2\frac{k}{r} + v_{из}^2} - k\sqrt{\frac{2k}{r}}, \quad (210)$$



Фиг. 41.

и скорость $v_{от}$ будет иметь минимум при условии, что

$$r = \frac{2(1 - k^2)}{k^2} \frac{\lambda}{v_{из}^2}. \quad (211)$$

В последующих расчетах — мы будем предполагать, что при всех намечаемых путешествиях с Земли взлет совершается с поверхности искусственного спутника, обращающегося на расстоянии 200 км с соответствующей этой высоте скоростью 7,791 км/сек. На этом расстоянии сопротивление воздуха можно считать отсутствующим.

Вычисленные для этих условий значения K_{π} вполне точны, так как при взлете с искусственного спутника ускорение земного притяжения уравнивается 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 (186)

$$v = w_{кр} \sqrt{2 - \frac{1}{\alpha}} = w_{кр} \sqrt{\frac{2r_{\alpha, \pi}}{1 + r_{\alpha, \pi}}}; \quad (212)$$

с другой же стороны, как видно из фиг. 42,

$$v_{от}^2 = w_{кр}^2 + v^2 - 2w_{кр} v \cos \beta. \quad (213)$$

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)

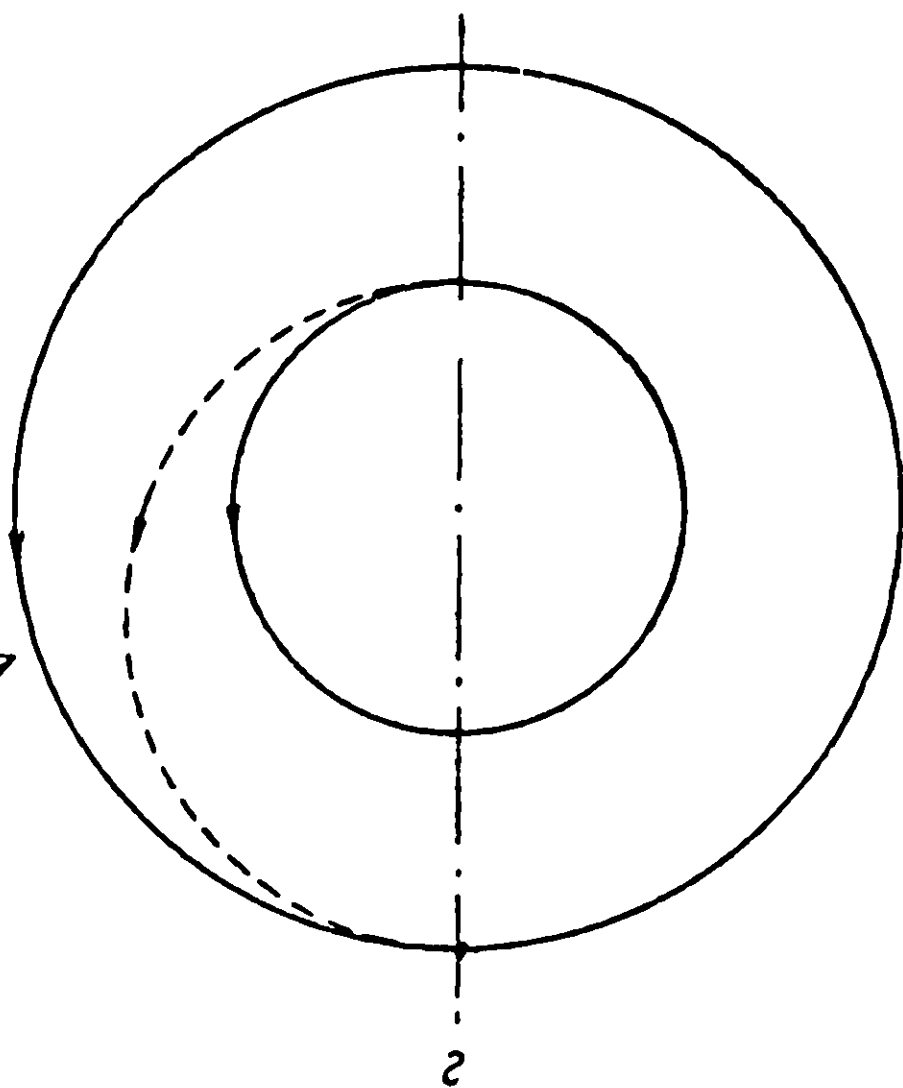
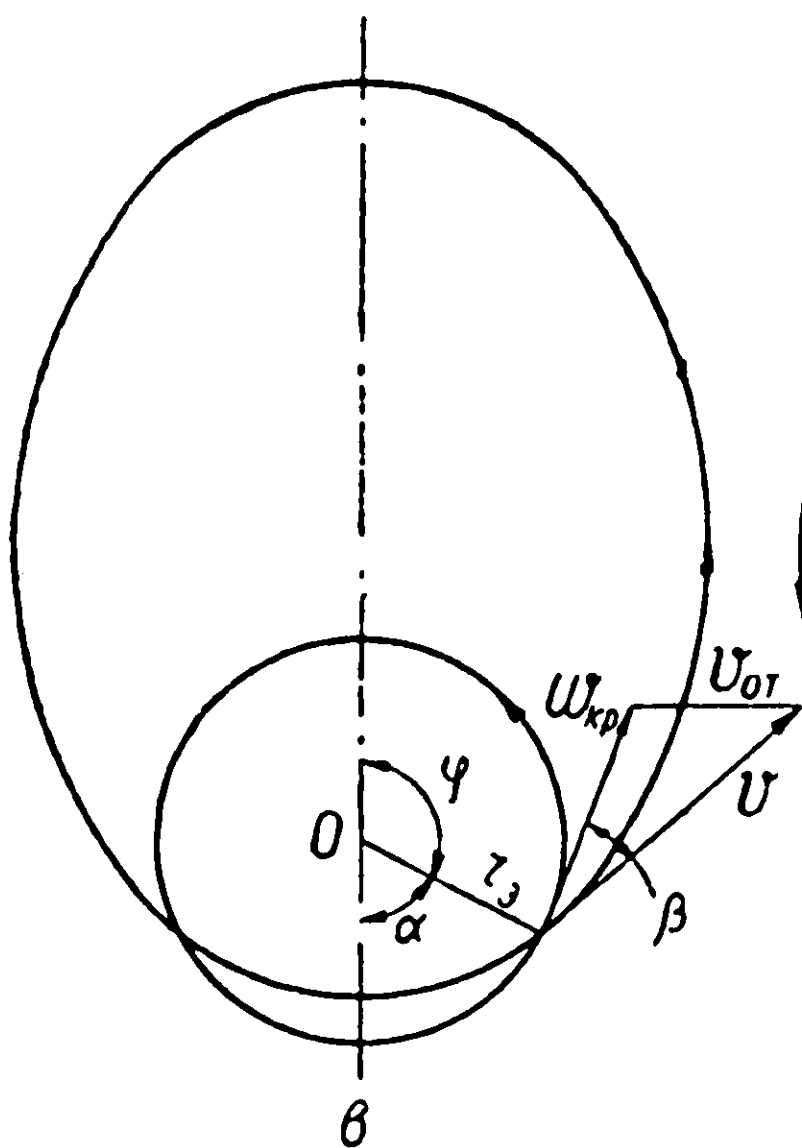
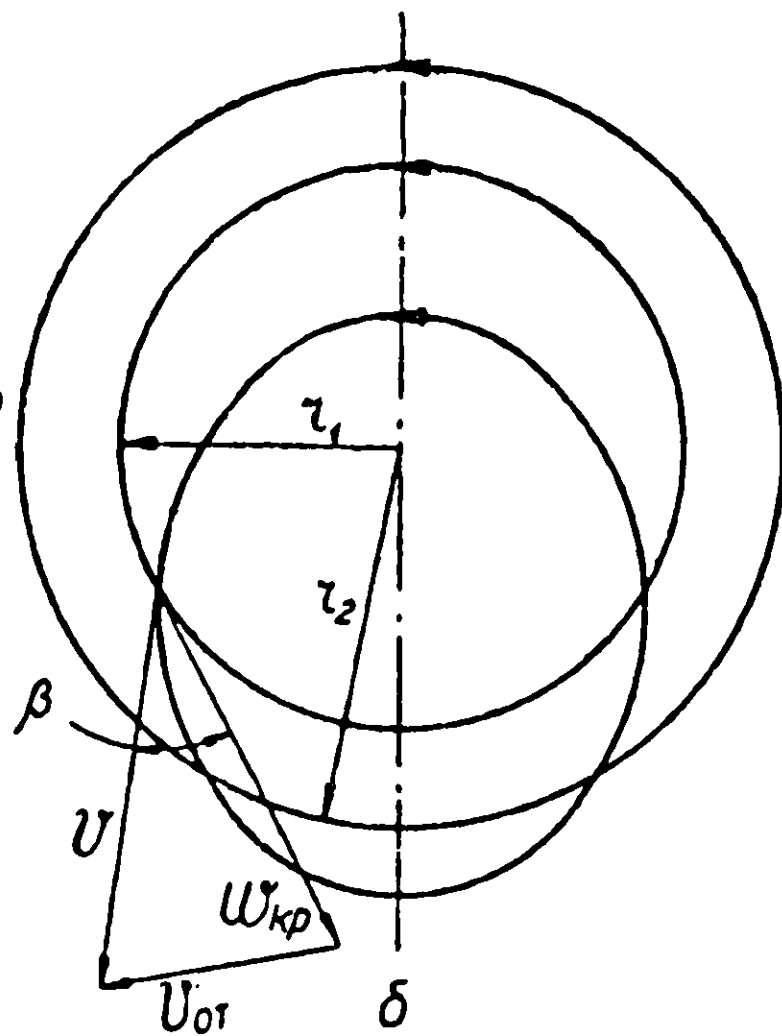
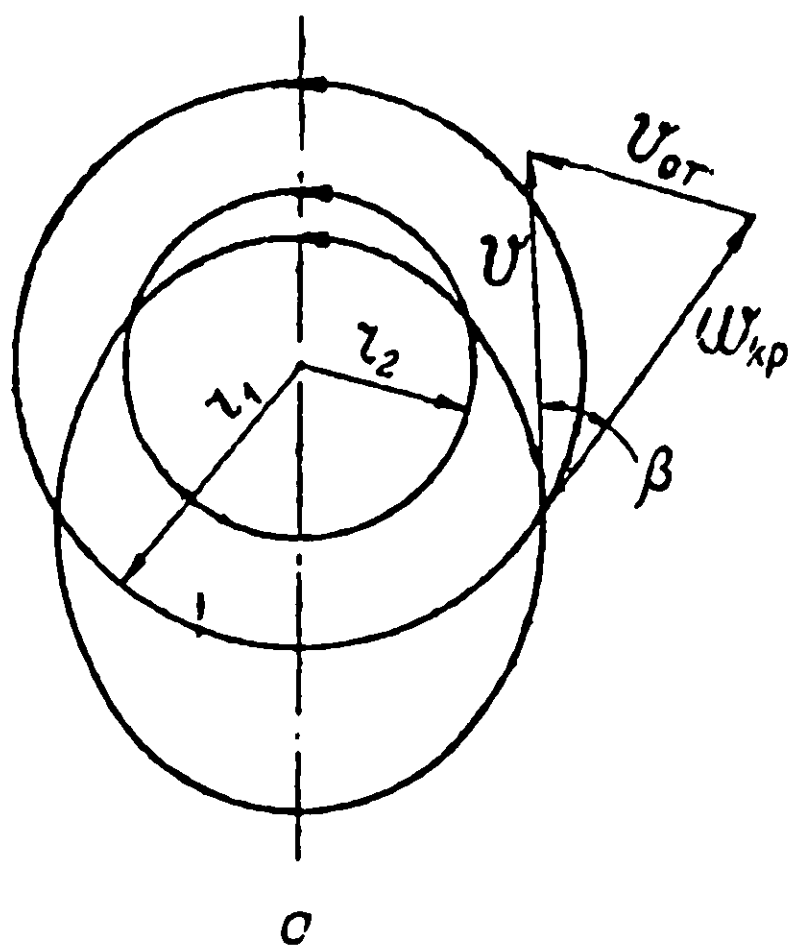
$$y = \cos \beta \pm \sqrt{\frac{v_{от}^2}{w_{кр}^2} - \sin^2 \beta}. \quad (215)$$

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.



Фиг. 42 а, б, в, г.

Таким образом, приняв во внимание, что

$$\left. \begin{aligned} w_{\pi} &= na \sqrt{\frac{1+e}{1-e}}, \\ w_{\alpha} &= na \sqrt{\frac{1-e}{1+e}}, \end{aligned} \right\} \quad (216)$$

получим, в частности, для случая взлета с Земли, что, когда $r_{\pi}=0$, то в перигелии $v_{от} = 29,271$ км/сек, т. е. на 0,495 км/сек меньше средней величины, а когда $r_{\alpha} = \infty$, то в афелии $v_{от} = 42,451 - 30,268 = 12,183$ км/сек, т. е. на 0,146 км/сек меньше сравнительно со средней скоростью.

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 время и будет иметь малую длительность. Поэтому необходимые запасы продуктов могут быть минимальными.

Прямолинейный полет. 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:

$$\frac{m v_{03}^2}{2} = mg_{03} r_{03}^2 \left(\frac{1}{r_{03}} - \frac{1}{r_3} \right) - mg_{0л} r_{0л} \left(\frac{1}{r_{л}} - \frac{1}{r'_{л}} \right), \quad (217)$$

где r_3 — означает наибольшее расстояние между брошенным телом и центром Земли,

$r_{л}$ — расстояние того же тела от центра Луны,

$r'_{л}$ — минимальное расстояние от земной поверхности до центра Луны.

Если тело должно достигнуть нейтральной точки, положение которой мы уже определили раньше (стр. 8), то, имея в виду, что согласно табл. 18 и 19:

$$r_{03} = 6378,388 \cdot 10^5 \text{ см}; r_{0л} = 1737,99 \cdot 10^5 \text{ см};$$

$$g_{03} = 981,42 \text{ см/сек}^2; g_{0л} = 162,21 \text{ см/сек}^2;$$

$$r_3 = 346\,067 \cdot 10^5 \text{ см}; r_{л} = 38\,336 \cdot 10^5 \text{ см};$$

$$r'_{л} = 378\,025 \cdot 10^5 \text{ см},$$

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:

$$\frac{v_{0Л}^2}{2} = k^2 \mu \left(\frac{1}{r_{0Л}} - \frac{1}{r_{Л}} \right) - k^2 \mu \left(\frac{1}{r_3} - \frac{1}{r'_3} \right). \quad (218)$$

Подставив сюда принятые нами численные значения:

$$k^2 = 6,658 \cdot 10^{-8} \text{ см}^3 \cdot \text{г}^{-1} \cdot \text{сек}^{-2};$$

$$\mu_3 = 5,98 \cdot 10^{27} \text{ г}; \mu_{Л} = 0,0122711 \mu_3;$$

$$r_{0Л} = 1737,99 \cdot 10^5 \text{ см}; r_{Л} = 38\,336 \cdot 10^5 \text{ см};$$

$$r_3 = 346\,067 \cdot 10^5 \text{ см}; r'_3 = 382\,665 \cdot 10^5 \text{ см},$$

найдем

$$v_{0Л}^2 = 13,316 \cdot 10^4 (40,307706 - 1,680282) \text{ м}^2/\text{сек}^2.$$

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% с лишним.

Искомая скорость

$$v_{0Л} = 2,268 \text{ км/сек},$$

оказывается, на 4,5% меньше, чем параболическая скорость при взлете с лунной поверхности.

Полеты по эллиптической траектории. Наименьшая скорость взлета космического аппарата с искусственного спутника на основании (212) выражается следующим образом:

$$(v_{от})_{\text{эл}} = (v_{кр})_{\text{эл}} \left(\sqrt{\frac{2r_a}{r_k + r_a}} - 1 \right). \quad (219)$$

Для того чтобы достигнуть Луны в момент ее перигея ($v_{кр} = 7,791 \text{ км/сек}$), скорость взлета со спутника $(v_{от})_{\text{эл}}$ 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 бо́льшая скорость взлета. Таким образом путем ничтожного увеличения скорости можно значительно вытянуть эллиптическую траекторию космического аппарата и получить тем самым возможность обозревать освещенную неведомую нам сторону Луны.

Для того чтобы использовать атмосферу Земли при возвращении аппарата 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 $v_{\text{вт}}$ не может быть отрегулирована сразу с абсолютной точностью, то вполне очевидна необходимость управления аппаратом во время полета.

Возмущения, обусловленные притяжением Луны, незначительны. В предшествующих расчетах мы принимали, что их влияние парализуется соответствующим режимом работы двигателя.

Полные времена полета по эллипсам, проходящим через апогей и перигей Луны, на основании третьего закона Кеплера, составляют соответственно 9 дней 3 ч. 39 м. и 10 дней 18 ч. 19 м. 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

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:

$$v_{\text{ото}} = w_{\text{кз}} \left(\sqrt{\frac{2r_{\pi}}{r_{\pi} + r_{\text{з}}}} - 1 \right). \quad (221)$$

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

$$v_{\text{от}} = \sqrt{v_{\text{ото}}^2 + v_{\pi}^2}, \quad (222)$$

а в случае взлета с искусственного спутника:

$$(v_{\text{от}})_{\text{сп}} = \sqrt{(v_{\text{ото}}^2 + v_{\pi}^2)_{\text{сп}}} - (v_{\text{кр}})_{\text{сп}}. \quad (223)$$

Из (220) и (221) получим выражение для скорости прибытия аппарата к намеченной планете:

$$v_{\text{пр}} = w_{\text{крз}} \sqrt{\frac{r_{\text{з}}}{r_{\pi}}} \left(\sqrt{\frac{2r_{\text{з}}}{r_{\text{з}} + r_{\pi}}} - 1 \right), \quad (224)$$

или

$$v_{\text{вс}} = w_{\text{крп}} \left(\sqrt{\frac{2r_3}{r_3 + r_{\text{пп}}}} - 1 \right). \tag{225}$$

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:

$$U_{\text{сид. л}} = \frac{1}{2} \sqrt{a^3} = 0,176177 \sqrt{(r_3 + r_{\text{пп}})^3}, \tag{226}$$

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.

Таблица 20

Цель полета	$v_{\text{ото}}$ км/сек	$v_{\text{от}}$ (с земного полюса) км/сек	$(v_{\text{от}})_{\text{оп}}$ [при $(v_{\text{кр}})_{\text{сп}} = 7,791$ км/сек] км/сек	$(K_{\text{н}})_{\text{сп}}$ при $c = 4$ км/сек	$v_{\text{вс}}$ км/сек	U сидер. лет
Меркурий	— 7,528	— 13,501	— 6,181	4,69	+ 9,548	0,289
Венера	— 2,494	— 11,482	— 3,505	2,40	+ 2,704	0,400
Марс	+ 2,944	+ 11,588	+ 3,613	2,47	— 2,646	0,707
Юпитер	+ 8,787	+ 14,242	+ 6,308	4,84	— 5,646	2,731
Сатурн	+ 10,281	+ 15,209	+ 7,278	6,17	— 5,441	6,048
Уран	+ 11,272	+ 15,896	+ 7,971	7,34	— 4,661	16,038
Нептун	+ 11,647	+ 16,164	+ 8,241	7,85	— 4,054	30,616
Плутон	+ 11,805	+ 16,278	+ 8,356	8,08	— 3,685	45,490

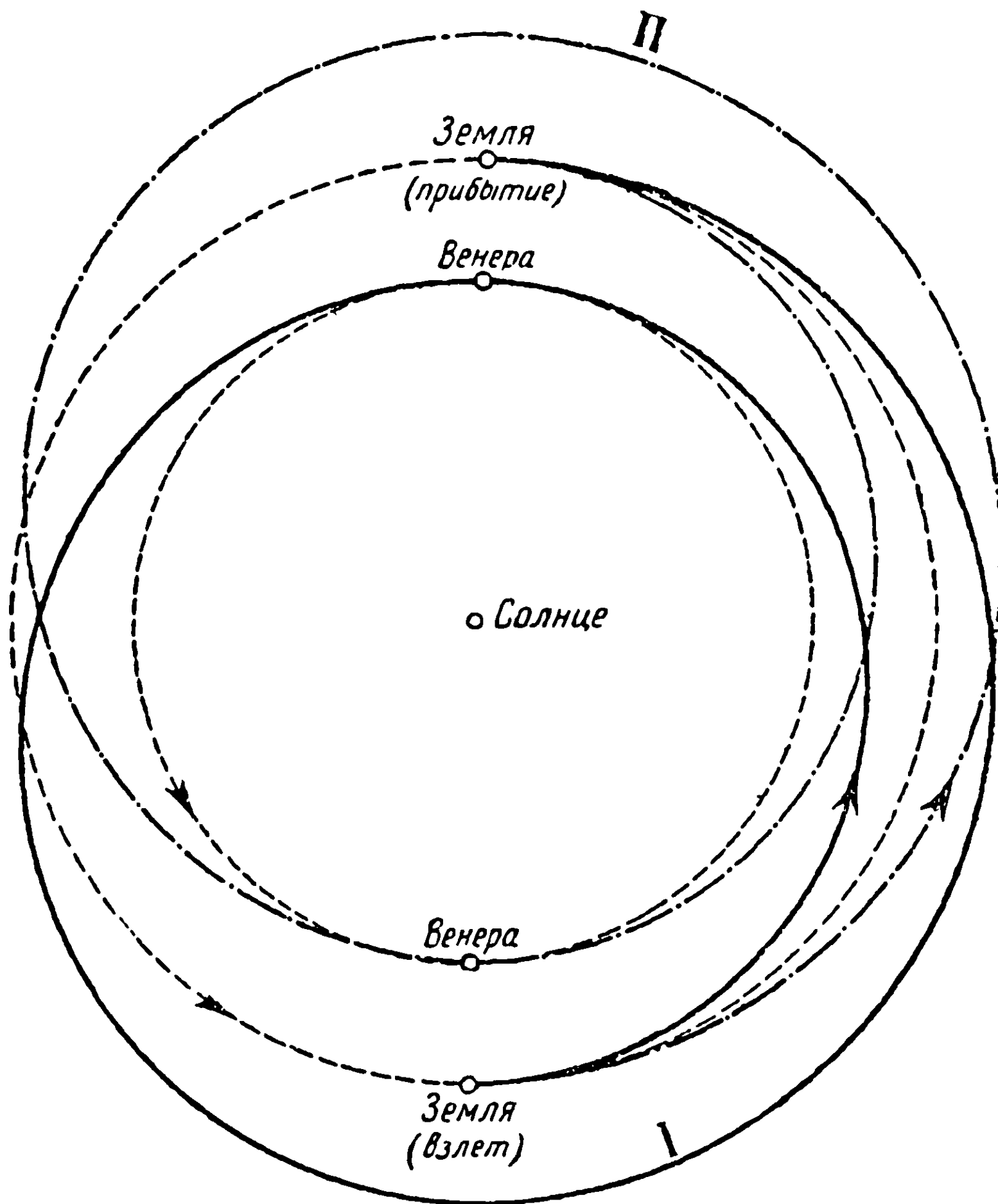
При желании вернуться на Землю по кривой, симметричной по отношению к траектории прямого пути, взлет с планеты должен быть совершен после соединения Земли с планетой через промежуток времени, равный промежутку между моментом прибытия на планету и соединением.

Время, которое нужно выждать на планете, пока не наступит взаимное желаемое положение планет, найдем из равенства

$$\Omega = \frac{2n_e v}{n_i - n_e}, \tag{227}$$

где n_e означает среднее движение внешней планеты, а n_i — среднее движение внутренней планеты.

Посадка на ближайшие к нам планеты — Венеру и Марс — может быть произведена, повидимому, таким же способом, как и посадка



Фиг. 43.

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 искусственного спутника Земли, будет

$$G_0 = [(n_e v + 2) e^{\frac{\sqrt{r_{пп}^2 + v_{вс}^2}}{4}} + n_e (v + \Omega)] K_{исп}. \quad (228)$$

В этом выводе, равно как и во всех последующих расчетах, мы принимаем вес полезного груза аппарата равным 2 т, а вес

Таблица 21

	Характеристика траектории	Траектория I	Траектория II
1-й полуэллипс	Расстояние до цели (от Солнца) в астр. ед.	0,723 (Венера)	1,268
	Время полета в звездных годах	0,400	0,603
	$v_{от0}$, км/сек	— 2,494	+ 1,706
	$(v_{от})_{сп}$ (спутник с $v_{кр} = 7,791$), км/сек	— 3,505	+ 3,357
	$(K_n)_{сп}$ (при $c = 4$ км/сек)	2,401	2,31
2-й полуэллипс	Расстояние до цели (от Солнца) в астр. ед.	1,268	0,723 (Венера)
	Время полета в звездных годах	0,496	0,497
	Δv_1 , км/сек	+ 1,790	— 1,972
	$K_n \Delta v_1$ (при $c = 4$ км/сек)	1,56	1,64
3-й полуэллипс	Расстояние до цели (от Солнца) в астр. ед.	1	1
	Время полета в звездных годах	0,603	0,400
	Δv_2 , км/сек	— 2,296	+ 2,352
	$K_n \Delta v_2$ (при $c = 4$ км/сек)	1,775	1,800
	Полное время полета в звездных годах	1,5	1,5
	Общий коэффициент наполнения $K_{н\sum}$	6,672	6,822
	Начальный вес припасов вместе с необходимым весом топлива в т	3,254	2,852

суточного рациона жизненных припасов равным 1,3 кг в сутки на одного человека (см. стр. 129).

При этих условиях для путешествия на Марс начальный вес аппарата G_n получается равным 26,898 т, а для путешествия на Венеру $G_n = 78,232$ т, в предположении, что потеря скорости от действия тяготения в этом случае пренебрежимо мала.

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 обозрением планет с более или менее значительных расстояний, не производя на них посадки.

Если при рассмотренных выше полетах к Марсу или Венере заставить аппарат, не совершая посадки, обращаться вокруг планеты в качестве ее спутника в течение времени Ω [формула (227)], то и тогда расход топлива будет непомерно велик. Можно также при-

ближаться к намеченному светилу один или несколько раз, но настолько, чтобы не подвергаться 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.

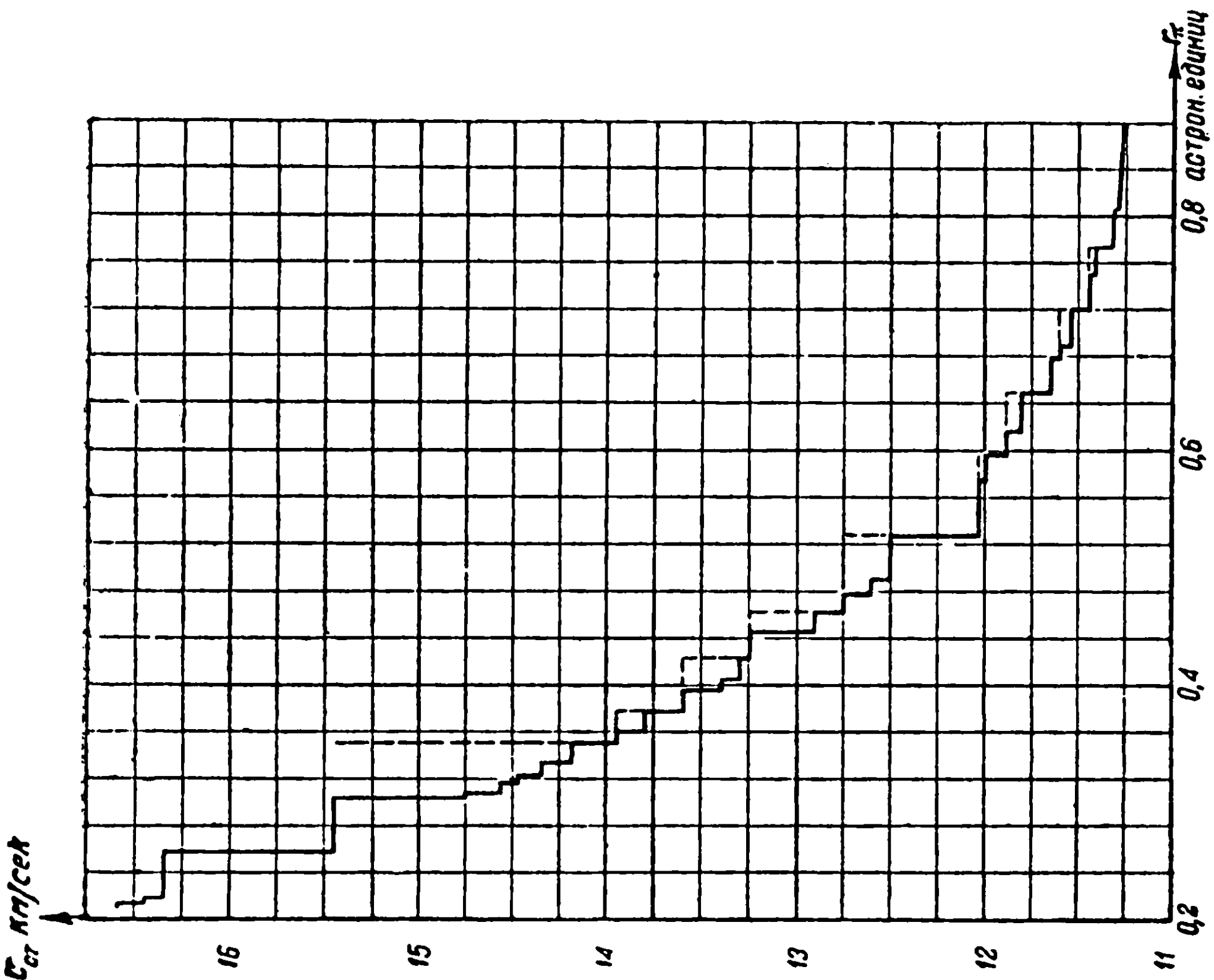
Допустим для примера, что мы хотим приблизиться к Венере и вернуться на Землю через полтора года, совершив путь по кривой, состоящей из трех полуэллипсов. Тогда в зависимости от того, будет ли выбран непосредственный путь к планете (траектория I, фиг. 43) или предварительное прохождение через какую-нибудь афелическую точку (траектория II), решения получаются весьма различными, несмотря на то, что в обоих случаях величины полуосей эллипсов одинаковы. В табл. 21 (стр. 159) приведены характеристики обеих траекторий. В дальнейшем мы встретимся с еще более разительными примерами.

8. ВОЗВРАЩЕНИЕ ЧЕРЕЗ ЦЕЛОЕ ЧИСЛО ЛЕТ

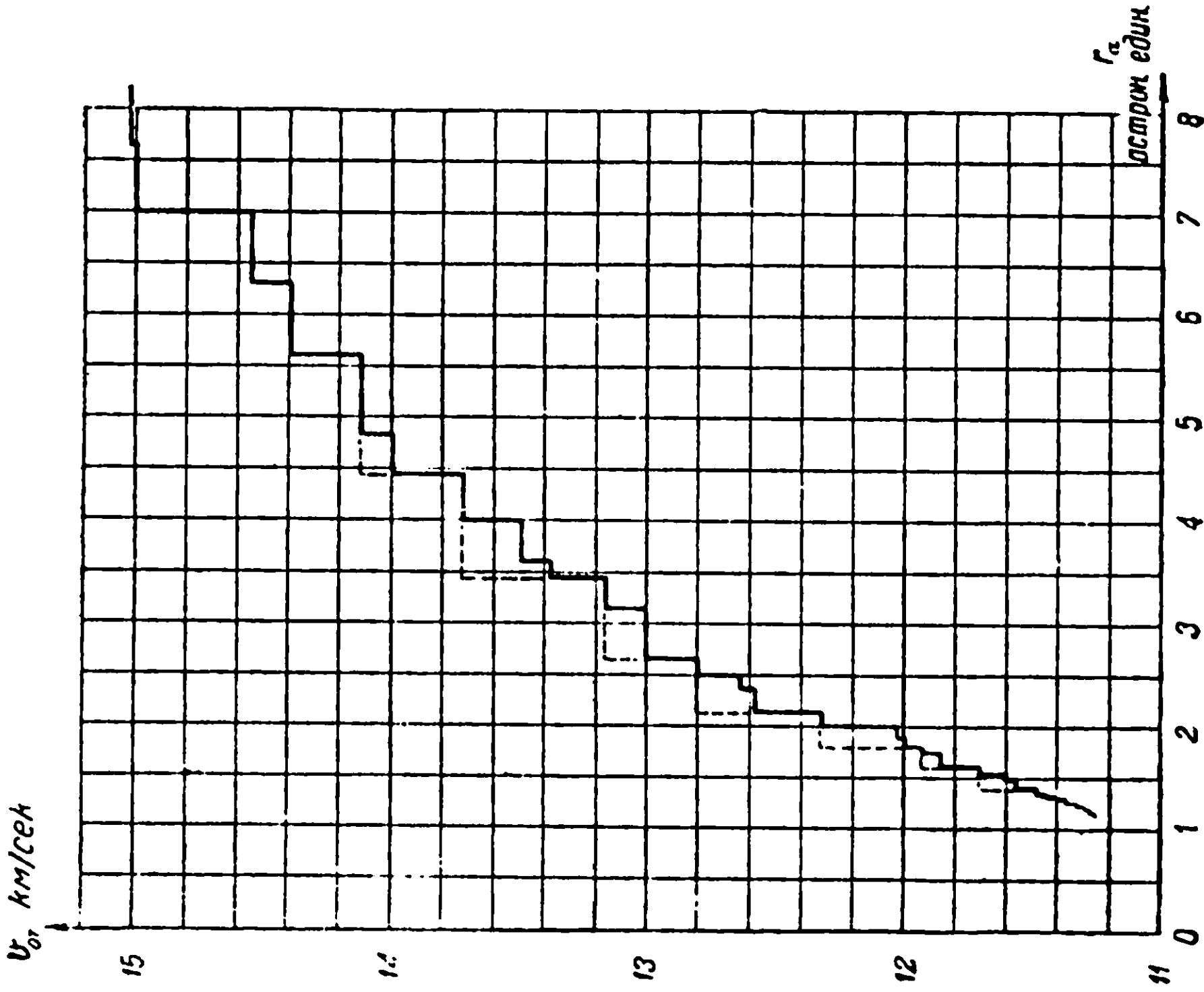
Для того чтобы космический корабль, пройдя вблизи того или иного светила, мог автоматически вернуться на Землю, т. е. притти без помощи двигателя к той точке пространства, которая соответствует точке первоначального взлета, необходимо, чтобы к моменту возвращения аппарата и самый аппарат и Земля совершили целое число обращений вокруг Солнца. Для получения подобного сочетания достаточно выбрать надлежащую величину большой оси эллипса, по которому будет совершаться полет.

В табл. 22 и на фиг. 44 приведены 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 таблице 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.

Число обращений	Полное время по- лета в звездных годах	Число обращений	Полное время по- лета в звездных годах
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



Фиг. 44а.



Фиг. 44б.

№ траектории	r_{π} астр. ед.	r_{α} астр. ед.	α астр. ед.	$v_{ого}$ км/сек	$v_{от}$ км/сек	U звездн. лет	N	t звездн. лет	$(v_{от})_{сп}$ км/сек (спутник с $v_{кр} = 7,791$ км/сек)	$(K_{II})_{сп}$ при $c = 4$ км/сек	$II \cdot (K_{II})_{сп}$ m
1	0,210	1	0,605	12,229	16,538	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	10,616	15,458	0,500	2	1	7,529	6,568	3,114
5	0,304	1	0,652	9,418	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	0,693	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	7,838
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	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	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	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	0,921	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		1,146	1,073	0,993	11,251	1,111	9	10	3,271	2,265	10,757
37		1,163	1,032	1,103	11,262	1,125	8	9	3,281	2,271	9,705
38		1,185	1,093	1,212	11,276	1,143	7	8	3,296	2,280	8,659
39		1,216	1,103	1,420	11,297	1,167	6	7	3,317	2,292	7,617
40		1,258	1,129	1,657	11,329	1,200	5	6	3,350	2,311	6,583
41		1,321	1,160	1,991	11,383	1,250	4	5	3,405	2,343	5,562
42		1,365	1,182	2,214	11,424	1,286	7	9	3,446	2,367	10,114
43		1,423	1,211	2,493	11,481	1,333	3	4	3,506	2,402	4,563
44		1,503	1,251	2,854	11,565	1,400	5	7	3,590	2,453	8,155
45		1,537	1,263	2,999	11,602	1,428	7	10	3,627	2,476	11,758
46		1,621	1,310	3,338	11,694	1,500	2	3	3,721	2,535	3,611
47		1,736	1,368	3,765	11,823	1,600	5	8	3,852	2,620	9,951
48		1,811	1,406	4,024	11,908	1,667	3	5	3,938	2,676	6,354
49		1,904	1,452	4,321	12,012	1,750	4	7	4,043	2,748	9,132
50		1,959	1,480	4,487	12,072	1,800	5	9	4,105	2,791	11,925
51		2,175	1,587	5,075	12,311	2,000	1	2	4,338	2,958	2,809
52		2,434	1,717	5,675	12,582	2,250	4	9	4,602	3,160	13,503
53		2,518	1,759	5,849	12,642	2,333	3	7	4,683	3,224	10,717
54		2,684	1,842	6,165	12,791	2,500	2	5	4,834	3,348	7,950
55		2,846	1,923	6,446	12,929	2,667	3	8	4,973	3,467	13,169
56		3,160	2,030	6,923	13,174	3,000	1	3	5,292	3,755	5,348
57		3,463	2,231	7,315	13,383	3,333	3	10	5,434	3,890	18,473
58		3,610	2,305	7,486	13,478	3,500	2	7	5,530	3,985	13,245
59		4,040	2,520	7,922	13,724	4,000	1	4	5,778	4,240	8,052
60		4,452	2,726	8,273	13,930	4,500	2	9	5,987	4,467	19,090
61		4,848	2,924	8,562	14,104	5,000	1	5	6,162	4,667	11,080
62		5,604	3,302	9,012	14,381	6,000	1	6	6,443	5,007	14,264
63		6,319	3,659	9,348	14,594	7,000	1	7	6,658	5,283	17,560
64		7,000	4,000	9,611	14,764	8,000	1	8	6,829	5,514	20,945
65		7,651	4,327	9,823	14,903	9,000	1	9	6,969	5,710	24,402
66		8,283	4,642	9,998	15,019	10,000	1	10	7,087	5,881	27,925

Для указанных случаев мы ниже рассматриваем более выгодные траектории (см. стр. 170—181).

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 искусственного спутника (при $v_{кр} = 7,791$ км/сек), затем величины коэффициента K_{II} (при $c = 4$ км/сек) и, наконец, 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 15. Можно пройти как угодно близко от Венеры, воспользовавшись траекторией 25, дающей минимальный начальный вес в 8,677 т, или траекторией 20 ($G_{II} = 8,701$ т).

Следуя по траектории 46, можно обогнуть Марс, имея $G_{II} = 8,681$ т, а по траектории 62 обогнуть Юпитер.

В табл. 23 мы даем значения различных элементов при полетах к Сатурну и Урану по касательным эллипсам.

Таблица 23

Характеристики	Сатурн		Уран	
	перигелий	афелий	перигелий	афелий
r_k , астр. ед.	1	1	1	1
r_a , астр. ед.	9,483	10,617	18,310	20,400
a , астр. ед.	5,241	5,809	9,654	10,700
$v_{ото}$, км/сек	10,272	10,477	11,266	11,325
$v_{от}$, км/сек	15,203	15,342	15,863	16,004
U , звездн. лет	12	14	30	25
N	1	1	1	1
t , звездн. лет	12	14	30	35
$(v_{от})_{сп}$	7,272	7,413	7,938	8,008
$(K_{II})_{сп}$ (при $c = 4$ км/сек)	6,160	6,380	7,275	7,404
$\Pi(K_{II})_{сп}$, т	35,097	42,417	103,638	123,043

Если в формулу (45) мы подставим значение v из (212) и

$$\cos \beta = \sqrt{\frac{r_a r_k}{(2a - r_3) r_3}}, \quad (229)$$

то получим для $v_{ото}$ общее выражение

$$v_{ото} = w_{кр3} \sqrt{3 - \frac{r_3}{a} + 2 \frac{r_a (2a - r)}{a r_3}}. \quad (230)$$

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

$$r_a = 2a.$$

В этом предельном случае $(\beta = \frac{\pi}{2})$ будем иметь для скорости $v_{от}$, которая возрастает вместе с r_a , следующее выражение:

$$(v_{от})_{\max} = \sqrt{3 - \frac{r_3}{a}}.$$

Годовые траектории, проходящие вблизи соседних с Землей планет, представляют известный интерес. Их главные характеристики приведены в табл. 24. Величина $v_{ото}$ определена по формуле (230), а угол β — по формуле (229).

Таблица 24

Характеристики	Меркурий (в афелии)	Венера	Марс (в перигелии)
r , астр. ед.	0,467	0,723	1,381
a , астр. ед.	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
$(v_{от})_{сп}$, км/сек	12,068	6,012	8,198
$(K_{II})_{сп}$ при $c = 4$ км/сек	20,429	4,495	7,764
$II(K_{II})_{сп}$, m	9,700	2,134	3,687
$G_{II} = (2 + II)(K_{II})_{сп}$, m	50,558	11,125	19,215

Заметим, что космический корабль, летящий по такой траектории на Марс, дважды пересечет орбиту Венеры, а при полете к Меркурию дважды пересечет орбиты Венеры и Марса.

При желании совершить полет на расстояние r_a от Солнца заключенное между величинами r_{α_1} и r_{α_2} двух эллипсов, 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

$$v_1 = w_{кр} \sqrt{2 - \frac{r_3}{a_1}} \quad (233)$$

и

$$\cos \beta = \sqrt{\frac{r_\alpha (2a_1 - r_\alpha)}{r_3 (2a_1 - r_3)}}. \quad (234)$$

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 (фиг. 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 порядковсе число того эллипса, по которому в данный момент движется аппарат.

Для того чтобы это время было равно времени, потребному для перемещения Земли из точки I в точку II , необходимо, чтобы

$$t = U_0 \left(n + \frac{\varphi}{\pi} \right),$$

где n — число целых лет; имея же в виду, что $\varphi = \pi - \alpha$, 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 заданных двух точках, именно:

$$r_3 = a(1 - e \cos E). \quad (237)$$

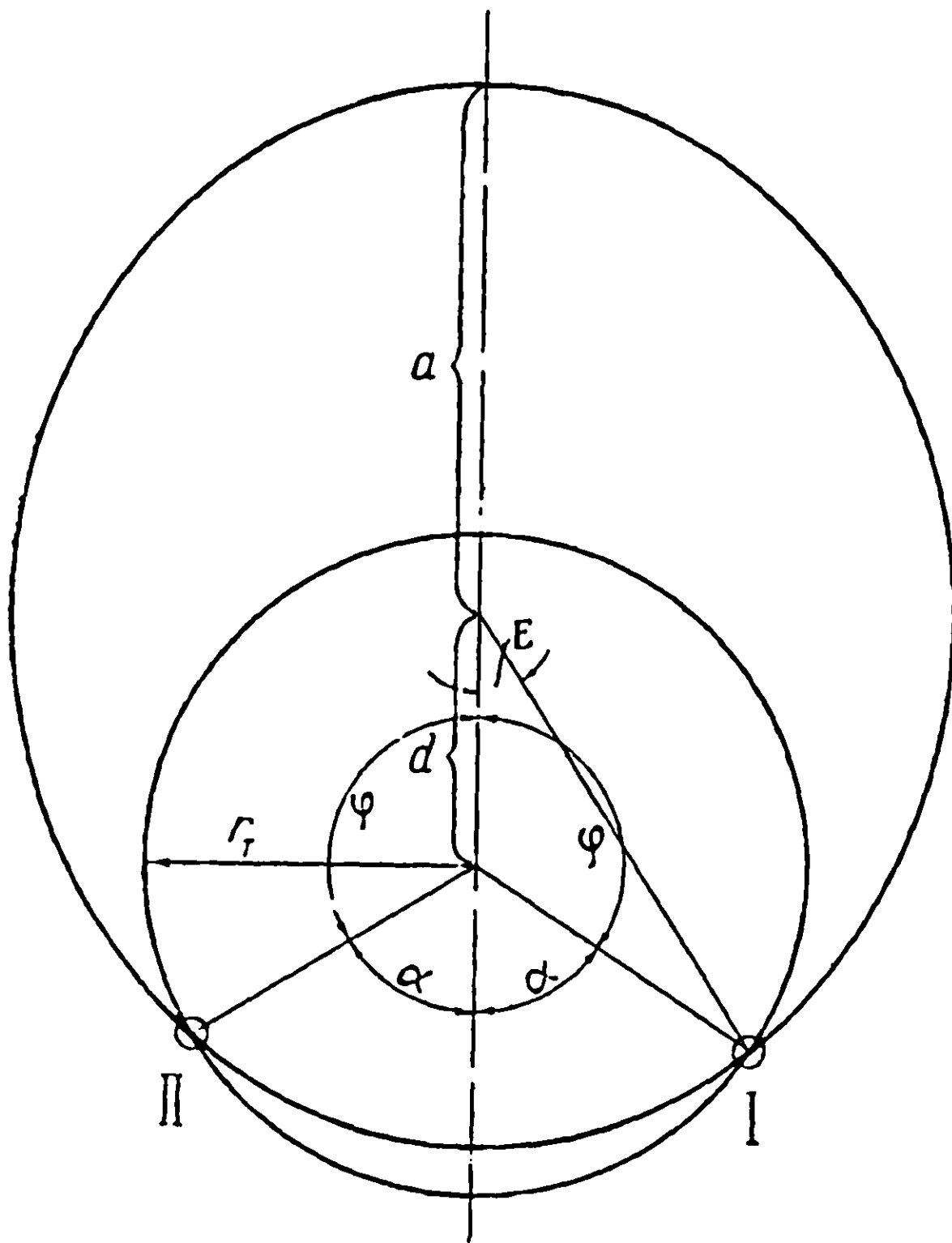
Приняв во внимание, что

$$\cos E = \frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha}, \quad (238)$$

можем на основании (236), (237), а также (5) написать

$$\frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{1}{\left(1 - e \frac{e + e \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha}\right)^3}} \left[n' \pi - \arccos \frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha} + e \sqrt{1 - \left(\frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha}\right)^2} \right] = (n + 1) - \frac{\alpha}{\pi}. \quad (239)$$

С помощью этого уравнения, задавшись численными значениями n, n' и α , найдем величину эксцентриситета эллипса, а затем



Фиг. 45.

из уравнения (237) определим и величину его полуоси. После этого нетрудно определить и все остальные элементы.

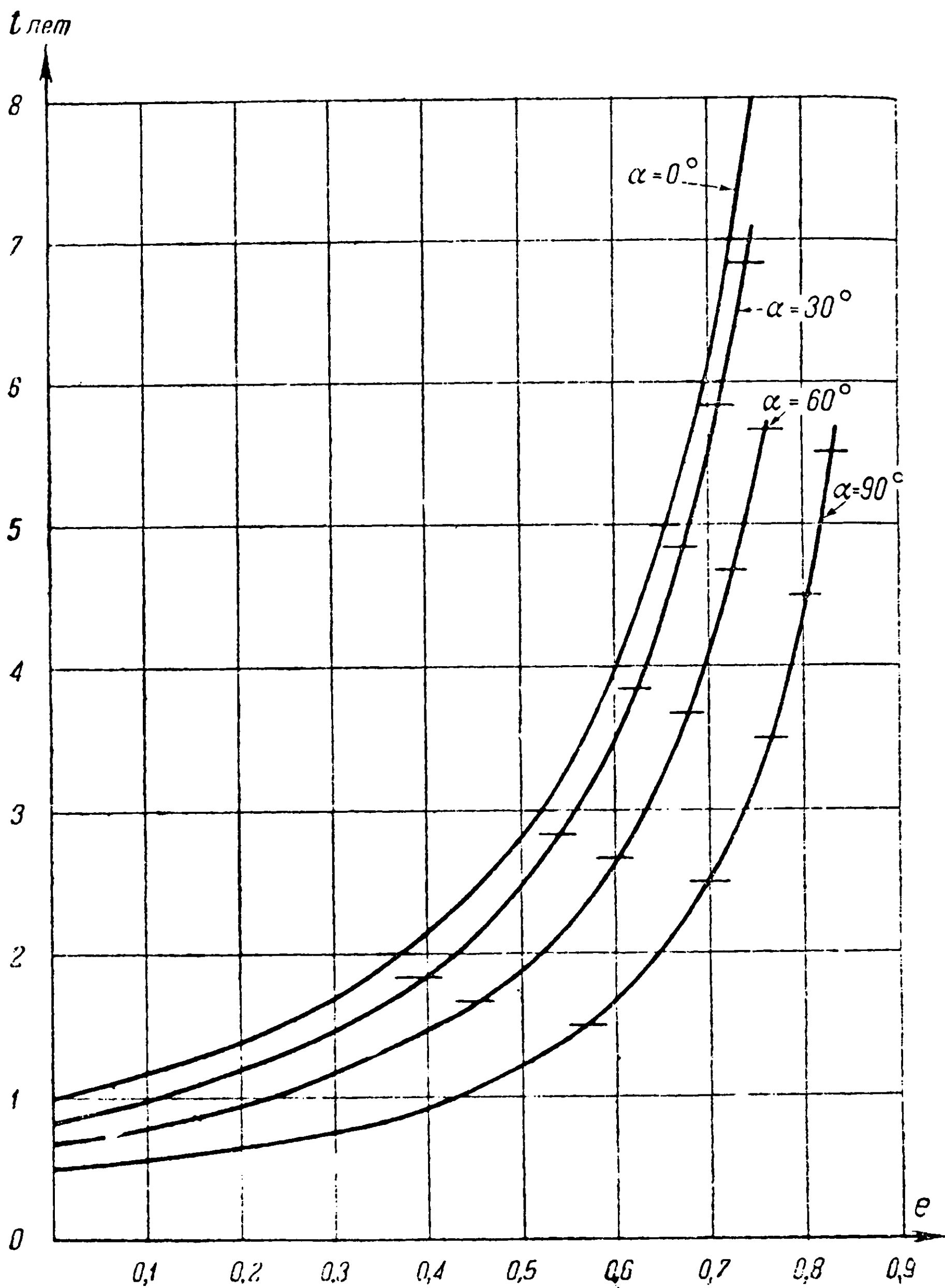
При $\alpha = 0$ уравнение (239) принимает вид:

$$n' \sqrt{\frac{1}{(1 - e)^3}} = n + 1.$$

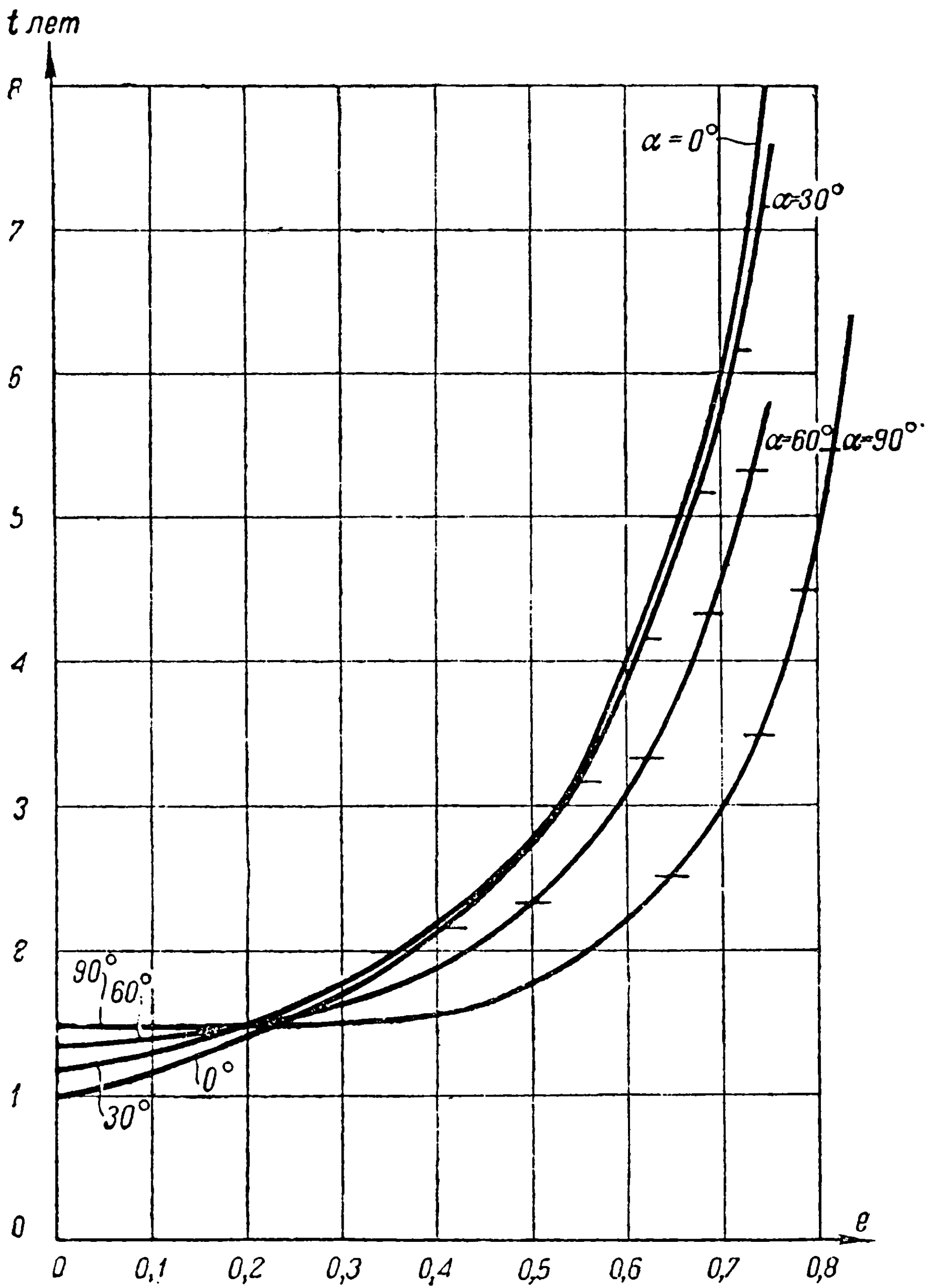
Этот случай соответствует возвращению через целое число лет.

При $\alpha = \frac{\pi}{2}$ будем иметь:

$$\frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{1}{(1 - e^2)^3}} (n' \pi - \arccos e + e \sqrt{1 - e^2}) = n + \frac{1}{2}. \quad (241)$$



Фиг. 46а.



Фиг. 466.

Кривые, соответствующие левой части уравнения (239) при $n' = 1$, представлены на фиг. 46а. Пересечение их с прямыми, отвечающими правой части того же уравнения, дают 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):

$$\frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{1}{\left(1 - e \frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha}\right)^3}} \left[n' \pi + \arccos \frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha} - e \sqrt{1 - \left(\frac{e + \cos \alpha}{1 + e \cos \alpha}\right)^2} \right] = n + \frac{\alpha}{\pi}, \quad (242)$$

а в частном случае, когда $\alpha = \frac{\pi}{2}$, имеем аналогично (240):

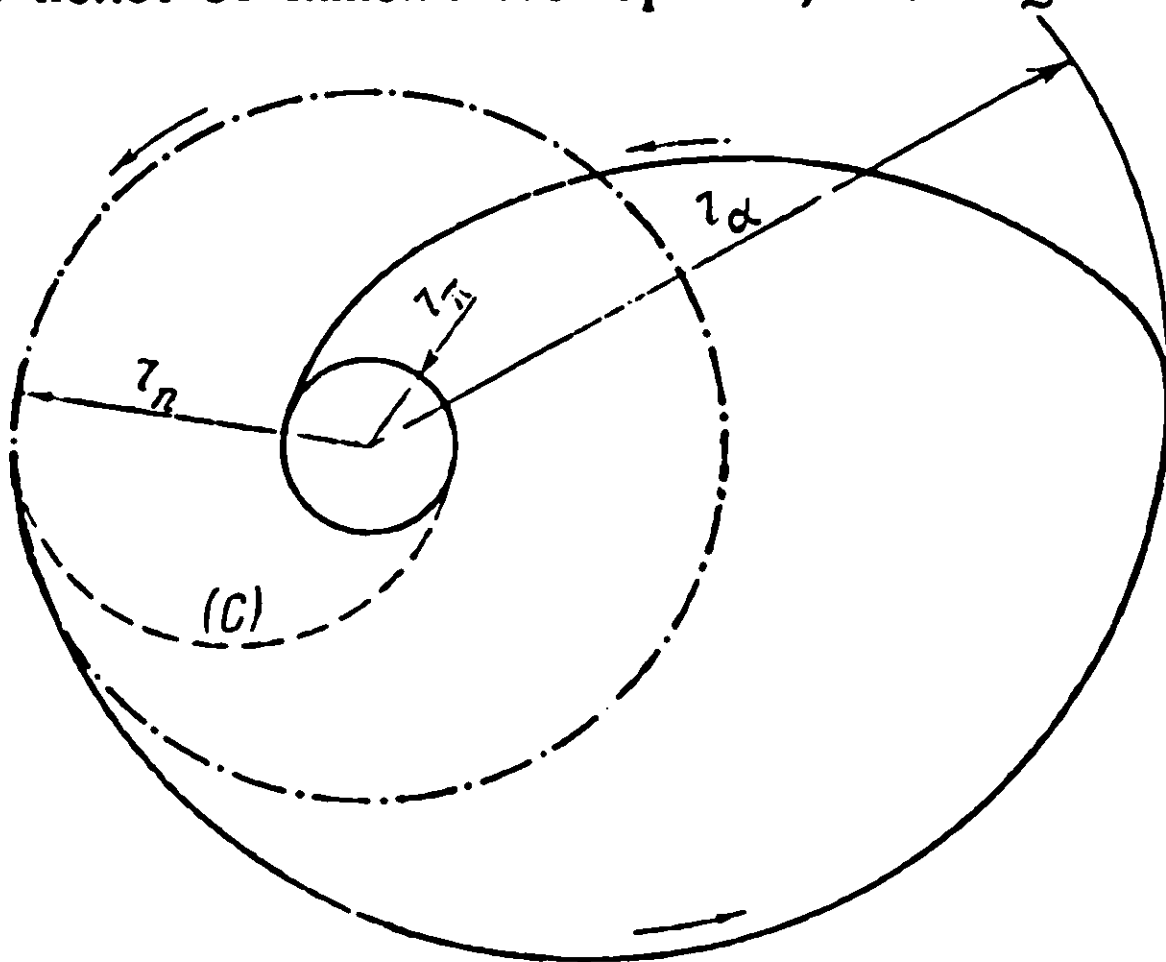
$$\frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{1}{(1 - e^2)^3}} (n' \pi + \arccos e - e \sqrt{1 - e^2}) = n + \frac{1}{2}. \quad (243)$$

При $\alpha = 0$ уравнения (239) и (242) приводятся к одному и тому же виду (240). Кривые, отвечающие уравнению (242), представлены на фиг. 46б.

10. ПОЛЕТЫ К ЦЕНТРАЛЬНЫМ СВЕТИЛАМ

В этом параграфе мы хотим обратить внимание читателя на особого рода траектории, о которых до сих пор в литературе не упоминалось¹.

Характерным для этих траекторий является то, что при желании совершить полет от какой-либо орбиты, отстоящей на расстоянии



Фиг. 47.

¹ A. Sternfeld, Sur les trajectoires permettant d'approcher d'un corps attractif central à partir d'une orbite képlérienne donnée, „Comptes rendus de l'Acad. des Sciences“, 198, Paris, 1934, стр. 711.

r_{Π} от центрального светила (фиг. 47), в точку, отстоящую от него на расстоянии r_{κ} , полет совершается не непосредственно к избранной цели, но после удаления от центрального светила на r_{κ} , а затем уже направляясь к намеченной точке, причем такой способ применяется в том случае, когда отношение $\frac{r_{\kappa}}{r_{\Pi}}$ 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 C .

Для определения величины скорости взлета с исходной орбиты можно воспользоваться формулой (221), соответственно заменив в ней указатели:

$$v_{\text{от}} = w_{\text{кр}\Pi} \left(\sqrt{\frac{2r_{\kappa}}{r_{\kappa} + r_{\Pi}}} - 1 \right). \quad (244)$$

Так как, с другой стороны,

$$w_{\text{кр}1}^2 r_1 = w_{\text{кр}2}^2 r_2, \quad (245)$$

то, имея еще в виду формулы (212) и (220), находим, что скорость в афелии должна быть уменьшена на величину

$$v_{\text{от}2} = w_{\text{кр}\Pi} \left[\sqrt{\frac{2r_{\Pi}^2}{(r_{\kappa} + r_{\Pi})r_{\kappa}}} - \sqrt{\frac{2r_{\Pi}r_{\kappa}}{(r_{\kappa} + r_{\Pi})r_{\kappa}}} \right]. \quad (246)$$

Таким образом, если с помощью взлетной скорости $v_{\text{от}} = (\sqrt{2} - 1)w_{\text{кр}}$ 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 расстояние, в лучшем случае равное 0,207 от радиуса круговой орбиты в точке взлета.

В табл. 25 и на фиг. 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 $\frac{r_{\kappa}}{r_{\Pi}} = 1$. Если взлет аппарата совершается с Земли,

то числа столбца $\sum \frac{t}{U}$ 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 учета влияния земного тяготения; б) истинная скорость взлета с искусственного спутника, обращающегося на расстоянии 200 км от поверхности Земли:

$$(v_{\text{от}})_{\text{сп}} = \sqrt{v_{\text{от}}^2 + (v_{\Pi})_{\text{сп}}^2} - (v_{\text{кр}})_{\text{сп}} = \sqrt{v_{\text{от}}^2 + 11,017^2} - 7,791.$$

$\frac{r_a}{r_n}$	Цель полета: $r_n = 0$			Цель
	$\frac{v_\Sigma}{w_{кр}}$	$\sum \frac{t}{U}$	Для орбиты Земли v_Σ , км	$\frac{v_\Sigma}{w_{кр}}$
1	1,000	0,177	29,766	0,859
1,5	0,826	1,024	24,579	0,732
2	0,732	1,417	21,790	0,662
3	0,633	2,110	18,842	0,586
4	0,581	3,387	17,300	0,546
5	0,549	4,574	16,346	0,521
7	0,512	7,274	15,236	0,492
10	0,483	12,039	14,384	0,469
15	0,461	21,584	13,710	0,451
20	0,448	32,823	13,322	0,440
∞	0,414	∞	12,328	0,414

$\frac{r_a}{r_n}$	Цель полета: $r_n = 0,10$			Цель
	$\frac{v_\Sigma}{w_{кр}}$	$\sum \frac{t}{U}$	Для орбиты Земли v_Σ , км	$\frac{v_\Sigma}{w_{кр}}$
1	0,574	0,204	17,074	0,489
1,5	0,537	1,057	15,989	0,478
2	0,514	1,456	15,295	0,468
3	0,486	2,379	14,477	0,455
4	0,471	3,444	14,013	0,447
5	0,461	4,634	13,710	0,441
7	0,448	7,344	13,348	0,434
10	0,439	12,124	13,060	0,429
15	0,431	21,686	12,826	0,424
20	0,425	32,942	12,658	0,420
∞	0,414	∞	12,328	0,414

в) соответствующие значения коэффициента наполнения при $c = 4000$ м/сек.

В табл. 26 приведены значения вспомогательных величин:

$$v_{от\alpha}, K_{н\alpha} \text{ и } K_{н\Sigma} = K_{н\pi} \cdot K_{н\alpha}.$$

Наконец, в таблице даны численные характеристики пассажирских аппаратов для двух полетов к Солнцу с перигелием в 0,01 и 0,05 астр. ед.

Вес, приходящийся на жизненные припасы для одного пассажира, вместе с топливом для их переброски будет равен

$$G_n = [\Pi_{0-\pi} + \Pi_{\alpha-\pi}(K_{н\alpha} - 1)]K_{н\pi}, \quad (247)$$

где $\Pi_{0-\pi}$ означает вес припасов, потребных от момента взлета до момента достижения намеченного перигелия, а $\Pi_{\alpha-\pi}$ — вес припасов, необходимых на время полета от афелия до перигелия.

полета: $r_{\pi} = 0,01$		Цель полета: $r_{\pi} = 0,05$		
$\sum \frac{t}{U}$	Для орбиты Земли v_{Σ} , км	$\frac{v_{\Sigma}}{w_{кр}}$	$\sum \frac{t}{U}$	Для орбиты Земли v_{Σ} , км
0,179	25,577	0,691	0,190	20,580
1,027	21,182	0,618	1,040	18,406
1,422	19,691	0,576	1,437	17,142
2,337	17,441	0,528	2,356	15,730
3,396	16,249	0,503	3,417	14,961
4,580	15,506	0,486	4,604	14,473
7,279	14,635	0,467	7,309	13,896
12,048	13,965	0,452	12,081	13,466
21,591	13,430	0,440	21,635	13,034
32,835	13,112	0,432	32,833	12,852
∞	12,328	0,414	∞	12,328

полета: $r_{\pi} = 0,15$		Цель полета: $r_{\pi} = 0,2$		
0,218	14,563	0,423	0,232	12,581
1,073	14,216	0,430	1,091	12,790
1,476	13,928	0,431	1,495	12,815
2,403	13,538	0,429	2,426	12,766
3,471	13,298	0,427	3,498	12,707
4,664	13,136	0,425	4,694	12,654
7,380	12,932	0,423	7,415	12,584
12,166	12,766	0,421	12,204	12,520
21,738	12,628	0,419	21,790	12,463
33,001	12,510	0,416	33,061	12,386
∞	12,328	0,414	∞	12,328

Величины, входящие в формулу (247), частью приведены в табл. 26—28, частью вытекают из них ($\Pi_{\pi} = 1,3$ кг на одного человека в день).

Таблица 26

$\frac{r_{\alpha}}{r_{\pi}}$	$\frac{t}{U}$	$\frac{v_{от,1}}{w_{кр}}$	$v_{от,0}$ для орбиты Земли	$(v_{от})_{сп}$, км/сек (спутник с $v_{кр} = 7,791$ км/сек)	$(K_{\pi})_{сп}$ при $c = 4$ 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	6,638	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	9,611	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	12,328	8,742	8,895

r_a астр. ед.	$v_{от\alpha}$ км/сек	$K_{на}$ при $c = 4$ км/сек	$K_{н\sigma}$ при $c = 4$ км/сек	$v_{от\alpha}$ км/сек
	Цель полета: $r_{\pi} = 0$			Цель
1	---	—	398,220	—
1,5	21,738	229,18	561,858	18,341
2	17,185	73,425	207,213	15,086
3	12,154	20,874	74,664	10,753
4	9,415	10,770	45,422	8,364
5	7,684	6,828	32,354	6,844
7	5,625	4,081	22,500	5,024
10	4,014	2,723	17,081	3,595
15	2,717	1,972	13,767	2,437
20	2,007	1 652	12,210	1,797
∞	0	1	8,895	0
Цель полета: $r_{\pi} = 0,1$				
1	---	—	22,920	---
1,5	13,148	26,672	65,389	11,375
2	10,638	14,469	40,833	9,323
3	7,739	7,009	25 072	6,850
4	6,123	4,627	19,516	5,413
5	5,043	3,532	16,739	4,474
7	3,737	2,515	14,031	3,521
10	2,690	1,959	12,268	2,396
15	1,833	1,531	11,037	1,635
20	1,343	1,399	10,342	1,195
∞	0	1	8,395	0

Таблица 27

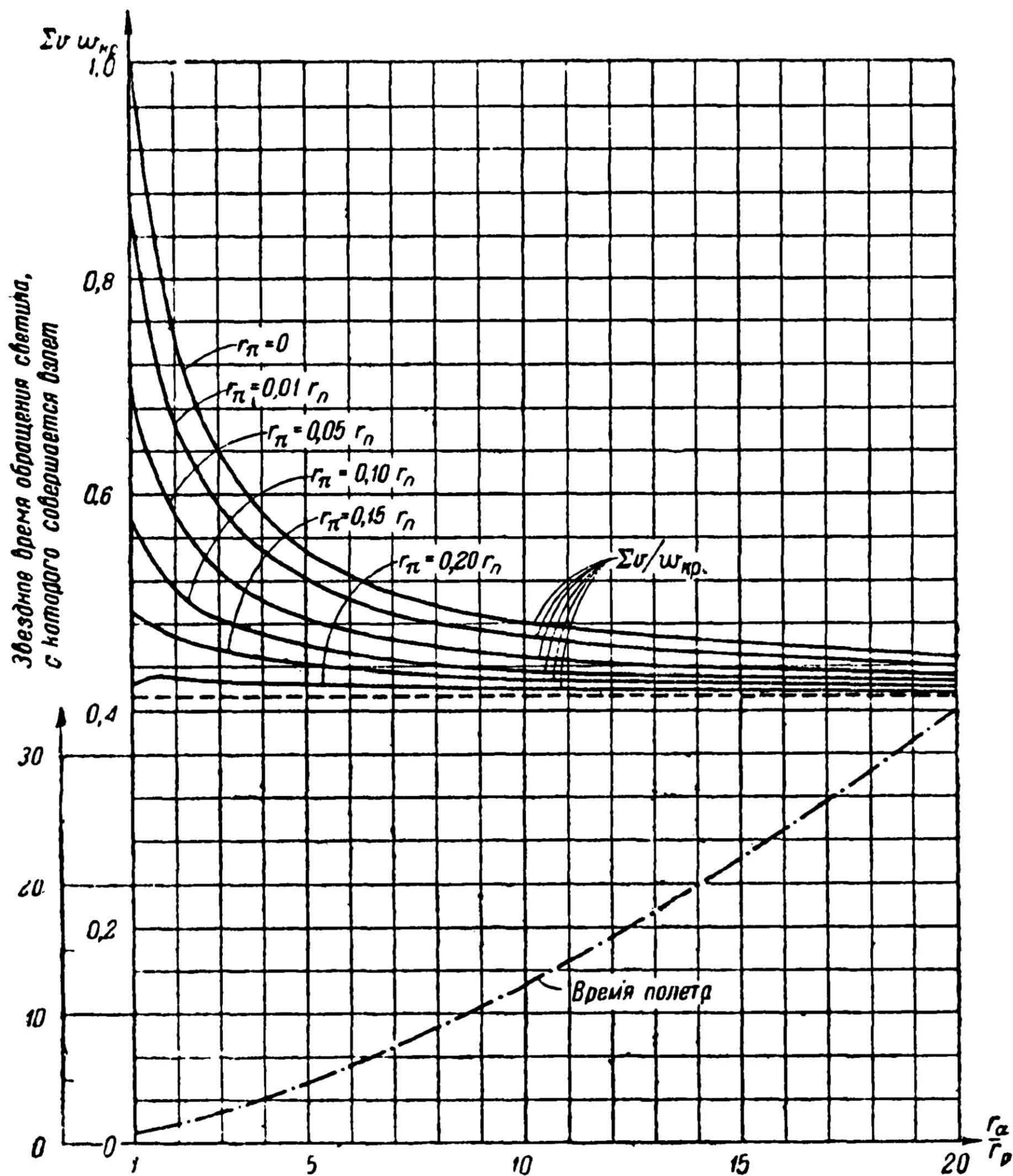
$K_{на}$ при $c = 4$ км/сек	$K_{иΣ}$ при $c = 4000$ м/сек	$v_{от а}$ км/сек	$K_{на}$ при $c = 4000$ м/сек	$K_{иΣ}$ при $c = 4000$ м/сек
полета: $r_{π} = 0,01$		Цель полета: $r_{π} = 0,05$		
—	150,540	—	—	48,837
98,028	240,325	15,565	48,972	120,060
43,445	122,606	12,537	22,972	64,829
14,705	52,598	9,042	9,588	34,295
8,093	34,132	7,076	5,685	23,976
5,534	26,226	5,811	4,275	20,257
3,511	19,361	4,285	2,919	16,095
2,456	15,383	3,096	2,168	13,578
1,839	12,836	2,091	1,687	11,772
1,567	11,585	1,537	1,468	10,856
1	8,895	0	1	8,895
полета: $r_{π} = 0,15$		Цель полета: $r_{π} = 0,2$		
—	13,701	—	—	9,328
17,180	42,118	9,949	12,023	29,488
10,286	29,028	8,210	7,787	21,976
5,543	19,826	6,078	4,570	16,346
3,870	16,322	4,822	3,333	14,080
3,060	14,501	3,992	2,713	12,855
2,294	12,648	2,973	2,103	11,591
1,820	11,399	2,150	1,712	10,719
1,505	10,504	1,470	1,414	10,079
1,348	9,967	1,071	1,307	9,662
1	8,895	0	1	8,395

Таблица 28

$\frac{1}{r_\alpha}$ астр. ед.	$\Pi_{0-\pi}, m$	$\Pi_{0-\pi} \cdot (K_H)_{\text{сп}}$ m	$\Pi_{\alpha-\pi}, m$	$\Pi_{\alpha-\pi} \cdot (K_{\text{II}\alpha} - 1) \cdot (K_H)_{\text{сп}}$ m	$[\Pi_{0-\pi} + \Pi_{\alpha-\pi} (K_{\text{H}\alpha} - 1)] \times$ $\times (K_{\text{H}})_{\text{сп}}, m$	Эквивалентный вес G_θ, m
	Цель полета: $r_\pi = 0,01$ астр. ед.					
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

r_n астр. ед.	$\Pi_{0-\pi}, m$	$\Pi_{0-\pi} \cdot (K_n)_{en}$ m	$\Pi_{\alpha-\pi}, m$	$\Pi_{\alpha-\pi} \cdot (K_n - 1) \cdot (K_n)_{en}$ m	$[\Pi_{0-\pi} + \Pi_{\alpha-\pi} (K_n - 1)] \times$ $\times (K_n)_{en}, m$	Эквивалентный вес G_3, m
Цель полета: $r_n = 0,05$ астр. ед.						
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	20,861	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

Для полета к Солнцу рассмотренным способом всегда получается большее значение G_H , чем при классическом способе, однако величина $K_{H\Sigma}$, вообще говоря, будет меньше. Поэтому космический аппарат, предназначенный для полета по описанному

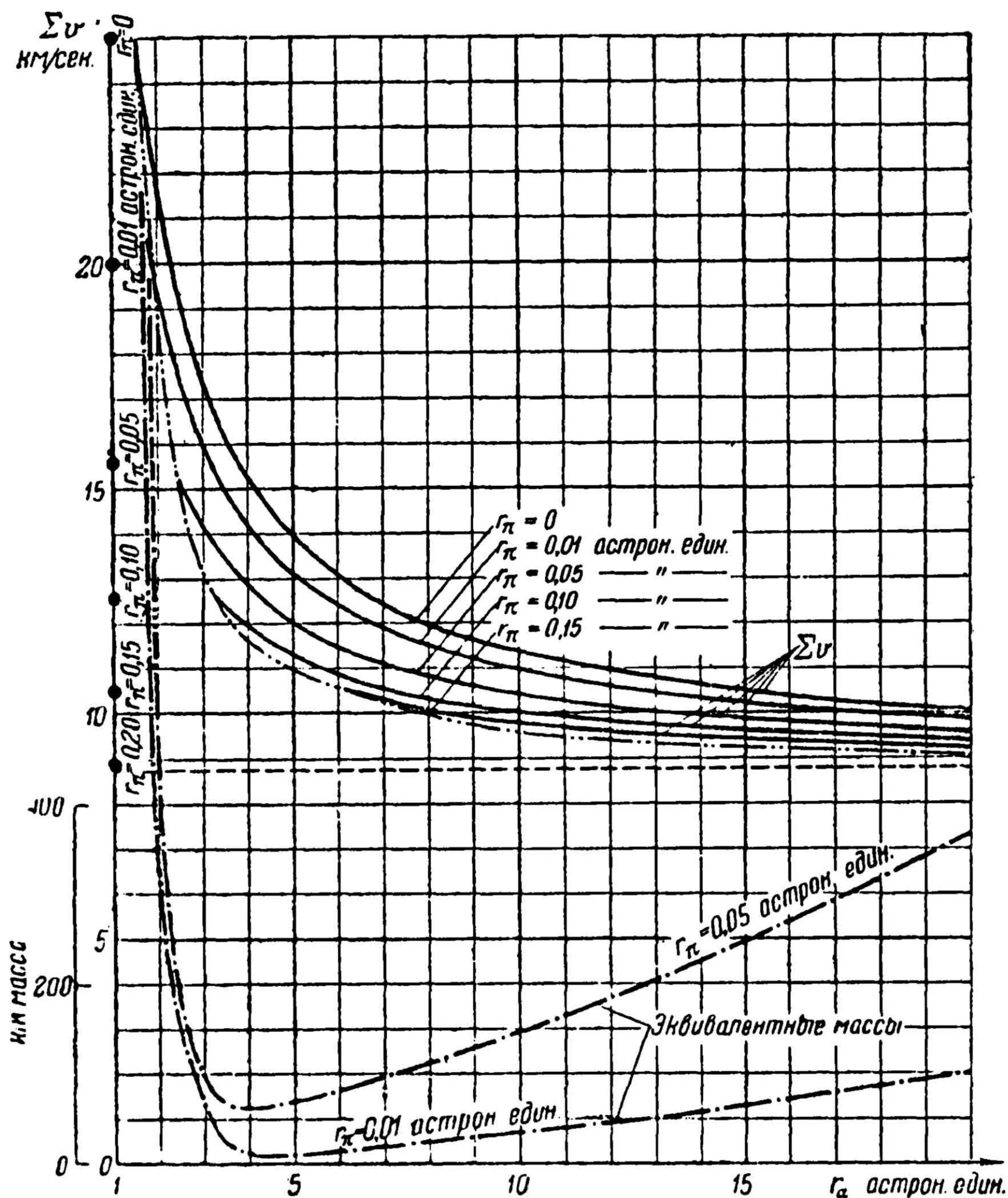


Фиг. 48.

принципу, будет весить меньше аппарата, снаряженного в нормальный рейс, лишь в том случае, если вес полезного груза G_H , приходящийся на одного пассажира, будет больше величины „эквивалентного веса“ G_{Σ} , определяемого равенством:

$$G_{\Sigma} = \frac{G_H(r_a > 1) - G_H(r_a = 1)}{K_{H\Sigma}(r_a = 1) - K_{H\Sigma}(r_a > 1)}. \quad (248)$$

Мы приходим, таким образом, к весьма интересным результатам: даже в том случае, когда G_{II} равен всего 1 т, аппарат, имеющий задачей достигнуть $r_{\pi} = 0,05$ или $r_{\pi} = 0,01$ астр. ед., будет иметь меньший начальный вес, несмотря на большой запас продуктов,



Фиг. 49.

если он пройдет: в первом случае через орбиты Марса и Юпитера, а во втором — через эти орбиты и орбиту Урана (фиг. 49).

Изложенный метод применим в равной мере и для полета со спутника на его центральную планету при условии, что напряжение тяжести на спутнике сравнительно мало.

В табл. 29 в качестве примера приведены числовые данные полета с четвертого спутника Юпитера — Каллисто на расстояние r_{π} ,

Таблица 29

$\frac{r_a}{r_K}$	$v_{отг}$ км/сек	$(v_{отг})$ сп. К, км/сек спутник с $v_{кр} = 1,49$ км/сек	(K_H) сп. К при $c = 4$ км/сек	$\Pi_{0-\pi}$, кг	$\Pi_{0-\pi} \cdot (K_H)_{сп. К}$ кг	$v_{отг}$ км/сек
1	5,669	4,558	3,126	4,1	12,9	—
1,5	0,783	0,753	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	2,643	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

$\frac{r_a}{r_K}$	K_{H2} $c = 4$ км/сек	$\Pi_{a-\pi}$ кг	$\Pi_a \cdot (K_H - 1)$, (K_H) сп. К кг	$\Pi_{0-\pi} + \Pi_{a-\pi} (K_{H2} - 1) \times$ $\times (K_H)_{сп. К}$ кг	$K_{H2} = (K_H)_{сп. К} \cdot K_{H2}$ при $c = 4$ км/сек	Эквивалентный вес G_3 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	27,8	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

равное 0,05 от расстояния между этим спутником и центром Юпитера. Предполагается, что взлет совершается с искусственного спутника, обращающегося вокруг Каллисто на высоте 50 км. При этих условиях

$$(v_{от})_{спк} = \sqrt{v_{ото}^2 + v_{пк}^2} - v_{крк} = \sqrt{v_{ото}^2 + 2,107^2} - 1490.$$

Остальные столбцы таблицы 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.

ВЗЛЕТ И СПУСК КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

I. НАКЛОННЫЙ ВЗЛЕТ В ПУСТОТЕ В ПОЛЕ ТЯГОТЕНИЯ

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 (фиг. 50), то ускорение ракеты будет равно:

$$I' = \sqrt{\gamma^2 + g^2 - 2\gamma g \sin(\beta + \Phi)},$$

или, выразив угол Φ через другие переменные:

$$I' = \sqrt{\gamma^2 + g^2 - 2g^2(\cos^2 \beta + \sqrt{\frac{\gamma^2}{g^2} - \cos^2 \beta} \sin \beta)}. \quad (249)$$

В частном случае, когда $\beta = \frac{\pi}{2}$, т. е. когда взлет происходит вертикально, будем иметь:

$$I' = \gamma - g,$$

а при горизонтальном взлете ($\beta = 0$):

$$I' = \sqrt{\gamma^2 - g^2}.$$

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 I' .

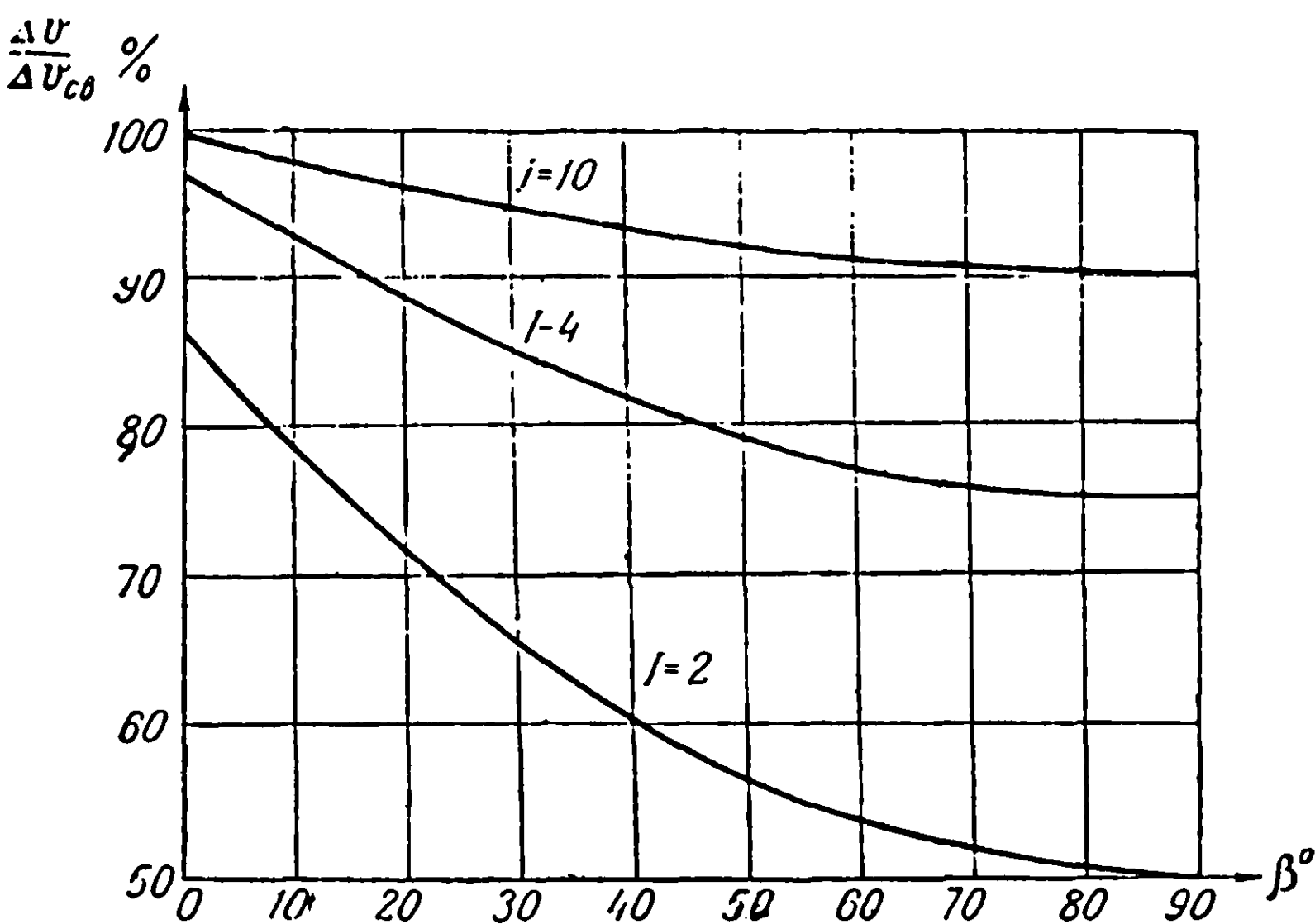
Отношение приращения скорости Δv за некоторый промежуток времени при взлете под углом β к приращению скорости $\Delta v_{св}$, которую имела бы ракета за тот же промежуток при взлете в свободном пространстве, выразится равенством

$$\frac{\Delta v}{\Delta v_{св}} = \frac{I'}{\gamma} = \sqrt{1 + \frac{1}{I'^2} - \frac{2}{I'^2} (\cos^2 \beta + \sqrt{I'^2 - \cos^2 \beta} \sin \beta)}. \quad (250)$$

Если ускорение реактивной силы направлено горизонтально, то

$$\Gamma = \sqrt{\gamma^2 - g^2},$$

и тогда на основании (252) к. п. д. η_{rp} должен быть равен единице, т. е. той же величине, что и в свободном пространстве. Такой способ движения, однако, не может быть осуществлен вблизи по-



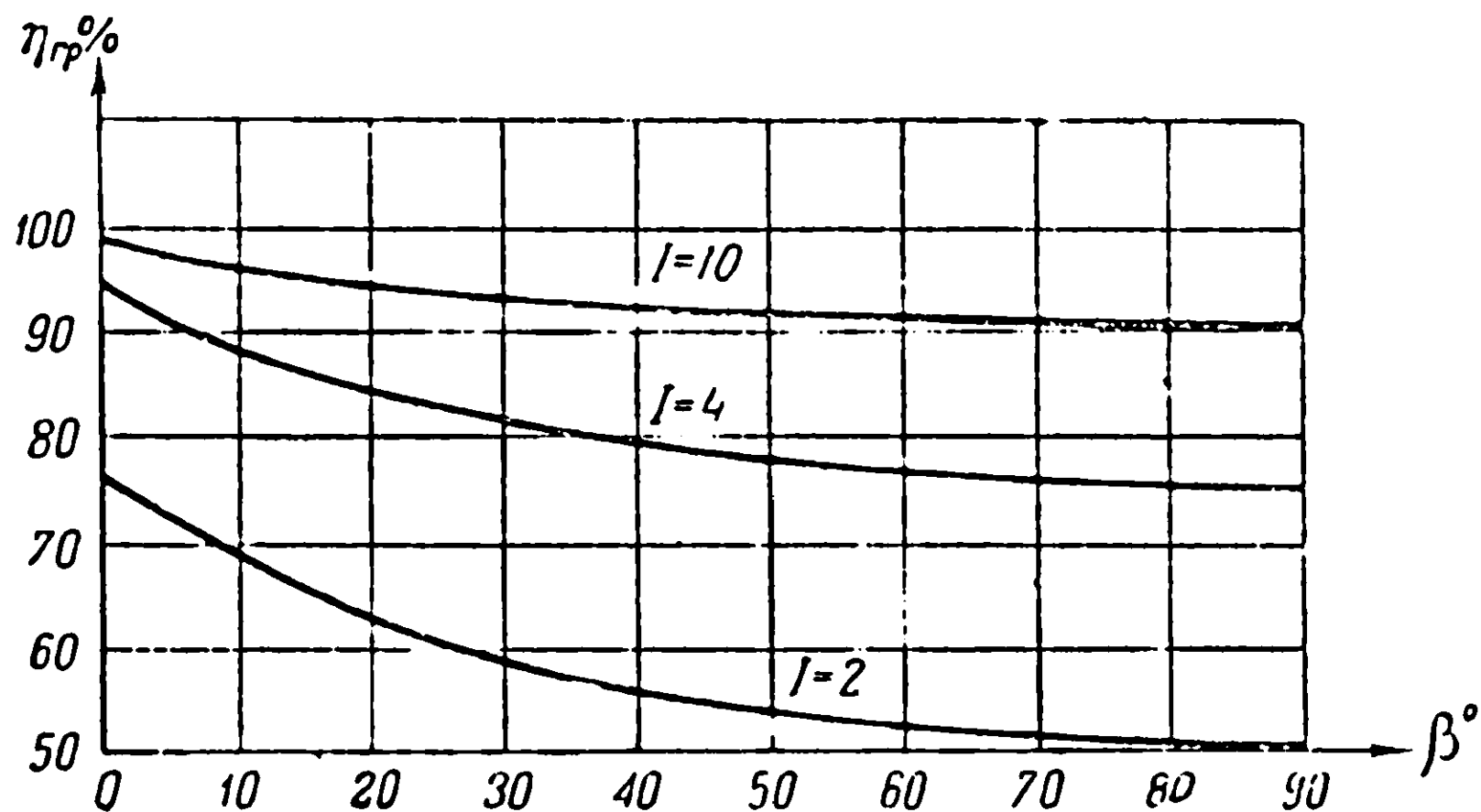
Фиг. 51.

верхности планеты, так как вследствие искривления траектории ракета коснется Земли и будет разбита.

Таблица 39

$\frac{\Delta v}{\Delta v_{сн}}$ в %			
$\beta^\circ \backslash i$	2	4	10
90	50,00	75,00	90,00
80	50,33	75,28	90,14
70	51,51	76,13	90,55
60	53,47	77,56	91,21
50	56,35	79,81	92,13
40	60,21	82,08	93,28
30	65,11	85,13	94,62
20	71,17	89,65	96,14
10	78,35	92,53	97,77
0	86,60	96,52	99,50

При взлете под небольшим углом к горизонтали преимуществом является еще наличие центробежного ускорения (им мы до



Фиг. 52.

сих пор пренебрегали), которое уменьшает влияние земного ускорения.

Таблица 31

$\eta_{гр}$ в %			
$\beta^\circ \backslash i$	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	93,74	99,00

2. ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТ В ПУСТОТЕ В ПОЛЕ ТЯГОТЕНИЯ

Ракета с постоянной тягой. Уравнение движения ракеты при вертикальном взлете пишется следующим образом:

$$m \frac{d^2y}{dt^2} = m\gamma - mg. \tag{253}$$

Далее имеем

$$\gamma = \frac{c}{m} \cdot \frac{dm}{dt} = \frac{c}{m} D,$$

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 того чтобы ракета могла начать движение, 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_n есть мгновенное значение коэффициента пассивной массы, то для ракеты с постоянным расходом

$$K_n = \frac{m}{m_n} = \frac{\tau - t}{\tau}. \quad (258)$$

Из (257) и (258) получаем:

$$\tau - t = \frac{c K_n}{g_0 I_0}. \quad (259)$$

Имея же в виду (254) и (259), приведем уравнение движения (253) к виду:

$$\frac{d^2 y}{dt^2} = \frac{g_0 I_0}{K_n} - g. \quad (260)$$

Но

$$dt = - \frac{c}{g_0 I_0} dK_n,$$

поэтому можем представить (260) в другом виде:

$$\frac{d^2 y}{dK_n^2} = \frac{c^2}{g_0^2 I_0^2} \left(\frac{g_0 I_0}{K_n} - g \right). \quad (261)$$

Интегрируя это уравнение в пределах от $K_n = 1$ до $K_n = K_n$ и полагая $g = g_0$, что вполне допустимо для тех высот, которые могут иметь место, получим:

$$\frac{dy}{dK_n} = \frac{c^2}{g_0 I_0} \left(\ln K_n + \frac{1 - K_n}{I_0} \right), \quad (262)$$

а отсюда получим выражение для скорости:

$$v = \frac{dy}{dt} = c \left(\frac{K_n - 1}{I_0} - \ln K_n \right). \quad (263)$$

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} :

$$y = \frac{c^2}{g_0 I_0} \left\{ K_{\Pi} \ln K_{\Pi} + (1 - K_{\Pi}) \left[1 - \frac{1}{2 I_0} (1 - K_{\Pi}) \right] \right\}. \tag{264}$$

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.

Ниже, в табл. 32, мы приводим значения скоростей и высот, достигаемых ракетой с постоянным расходом при скорости истечения $c = 3 \text{ км/сек}$ (фиг. 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 тяготения.

Ракета с постоянным ускорением. Рассмотрим сначала случай движения в пустоте. Ускорение ракеты в этом случае

$$\begin{aligned} \Gamma &= \frac{dv}{dt} = \gamma - g = \\ &= \gamma - g_0 \frac{r_0^2}{r^2}, \end{aligned} \tag{265}$$

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

причем γ остается постоянным, и так как

$$v = \frac{dr}{dt},$$

то

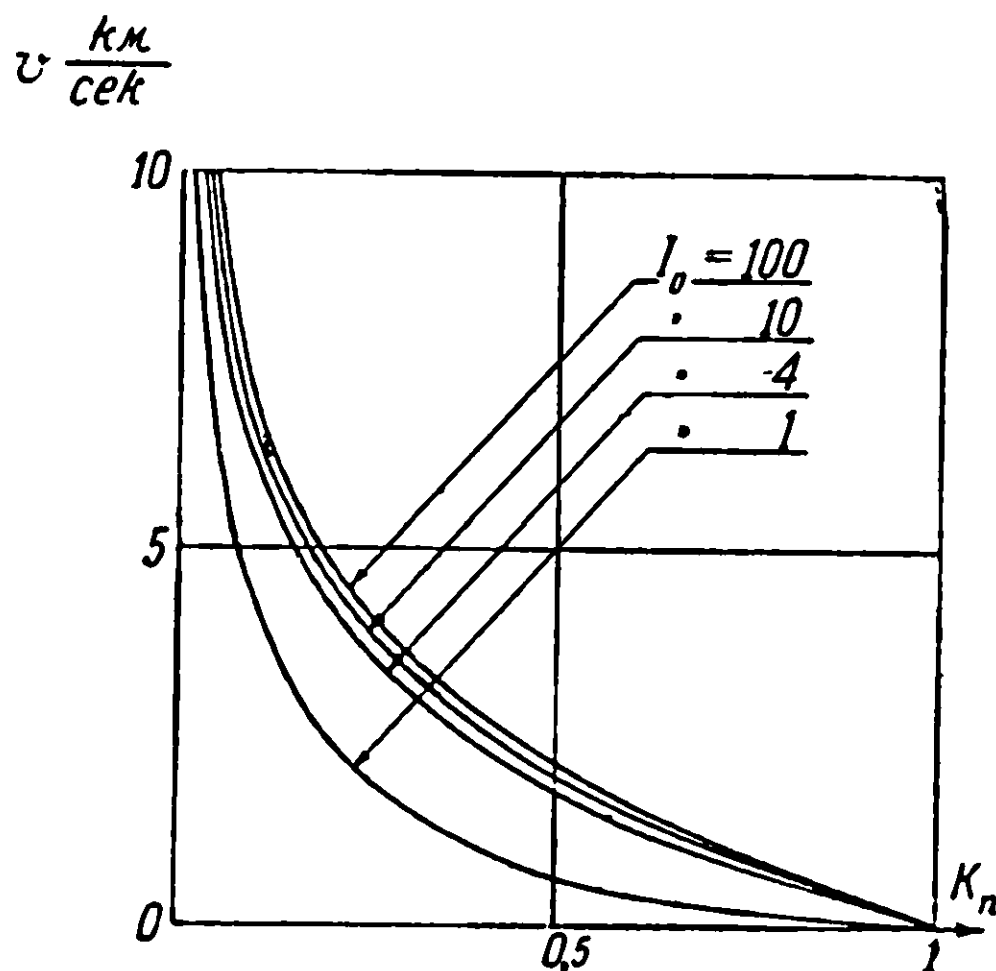
$$v dv = \gamma dr - g_0 \frac{r_0^2}{r^2} dr.$$

Интегрируя это уравнение и имея в виду, что в начале движения $r = r_0$ и $v = 0$, получаем

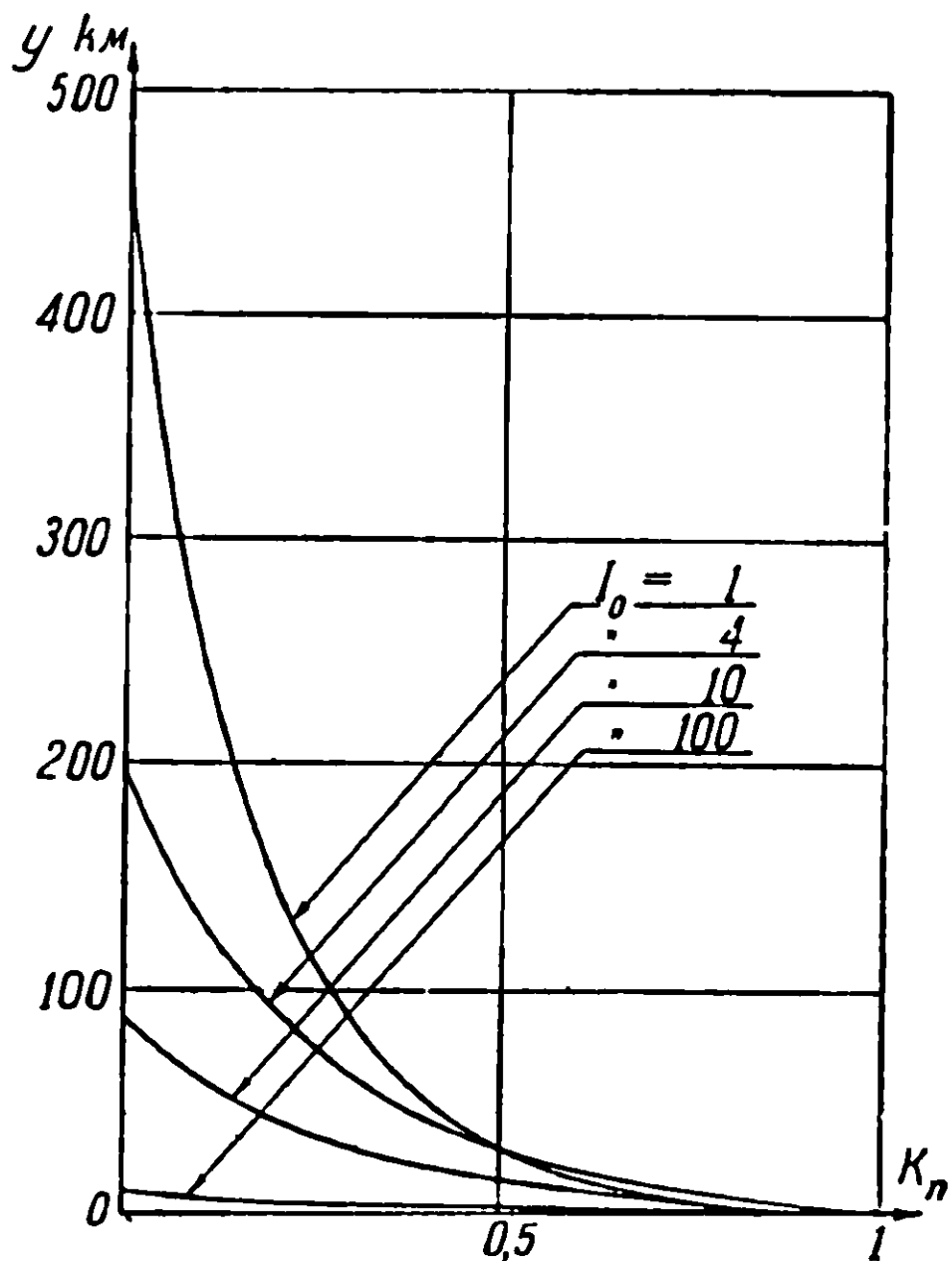
$$\frac{v^2}{2} = g_0 \frac{r_0^2}{r} + r\gamma - r_0(\gamma + g_0). \quad (266)$$

С другой стороны, на основании (200) имеем

$$\frac{v_{11}^2}{2} = g_0 \frac{r_0^2}{r},$$



Фиг. 53.



Фиг. 54.

откуда следует, что параболическая скорость будет достигнута на высоте

$$r_1 = r_0 \frac{\gamma + g_0}{\gamma} \quad (267)$$

и будет равна

$$v_{11} = v_{110} \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma + g_0}} \quad (268)$$

Сохраняя постоянным ошутимое ускорение, 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

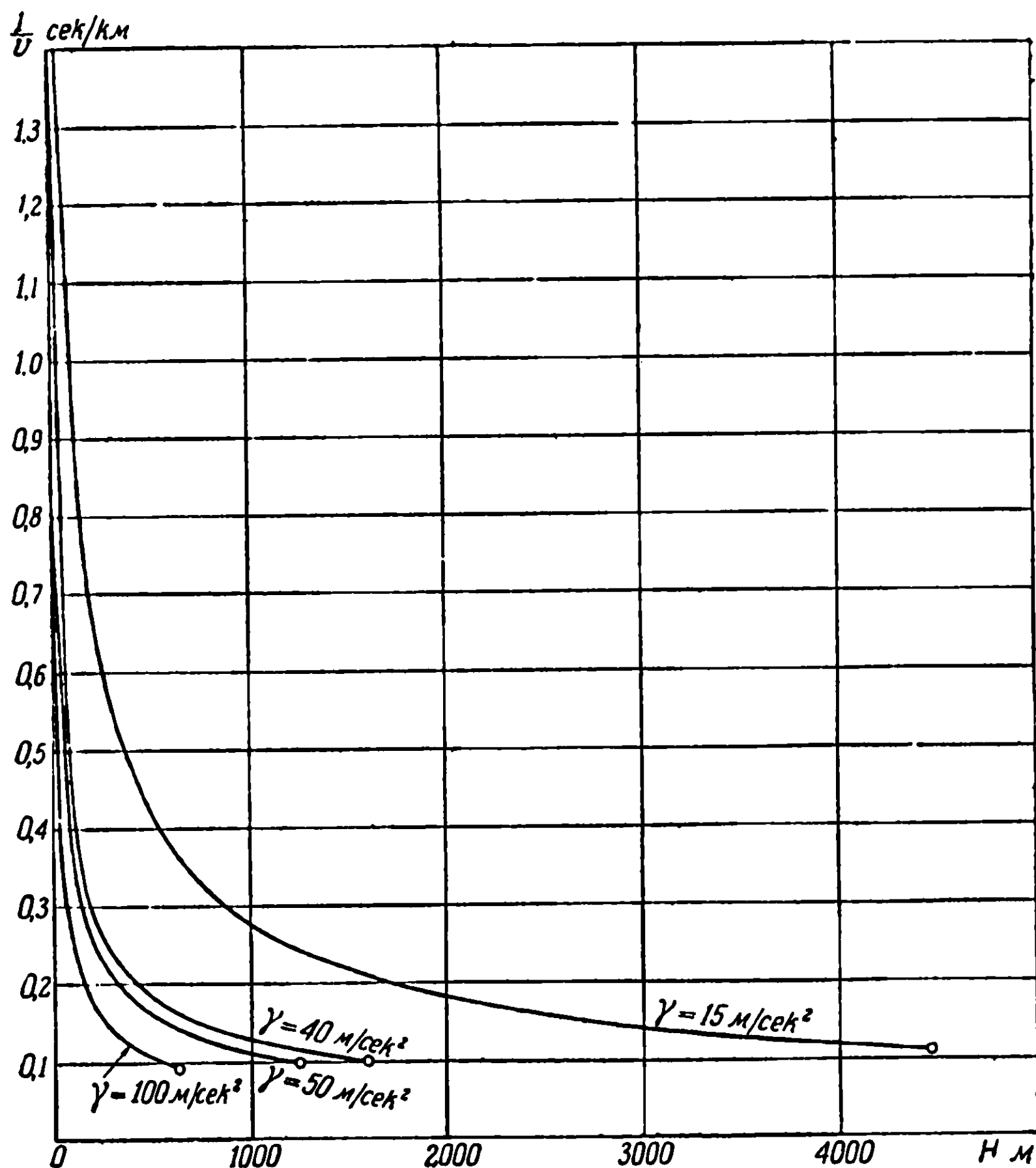
$$2r_0 \geq r_1 \geq r_0.$$

Последнее условие определяет пределы параболической скорости, которая заключается между величинами

$$v_{\text{н max}} = \sqrt{2g_0 r_0} \quad (269a)$$

и

$$v_{\text{н min}} = \sqrt{g_0 r_0}, \quad (269b)$$



Фиг. 55.

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 $\frac{1}{v} = f(r - r_0)$ (фиг. 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 (65) положим

$$v = \gamma t,$$

(270)

то формула

$$K_{\text{н}} = e^{\frac{\gamma}{c} t}$$

сохраняет силу также и для случая движения в поле тяготения, несмотря на то, что формула (65) справедлива 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 фиг. 56 приведены различные характеристики взлета ракеты с земной поверхности ¹.

Таблица 34

γ м/сек ²	15	40	50	100
r_1 , км	10 552	7 943	7 630	7 004
H , км	4 174	1 565	1 252	626
$v_{\text{н}}$, м/сек	8 695	10 025	10 229	11 069
t , сек.	1 036	316	245	117
$K_{\text{н}}$ при $c = \begin{cases} 2500 \\ 4000 \\ 5000 \\ \text{м/сек} \end{cases}$	500,69 48,67 22,38	156,96 25,57 12,53	142,59 22,20 11,94	107,77 18,63 10,38

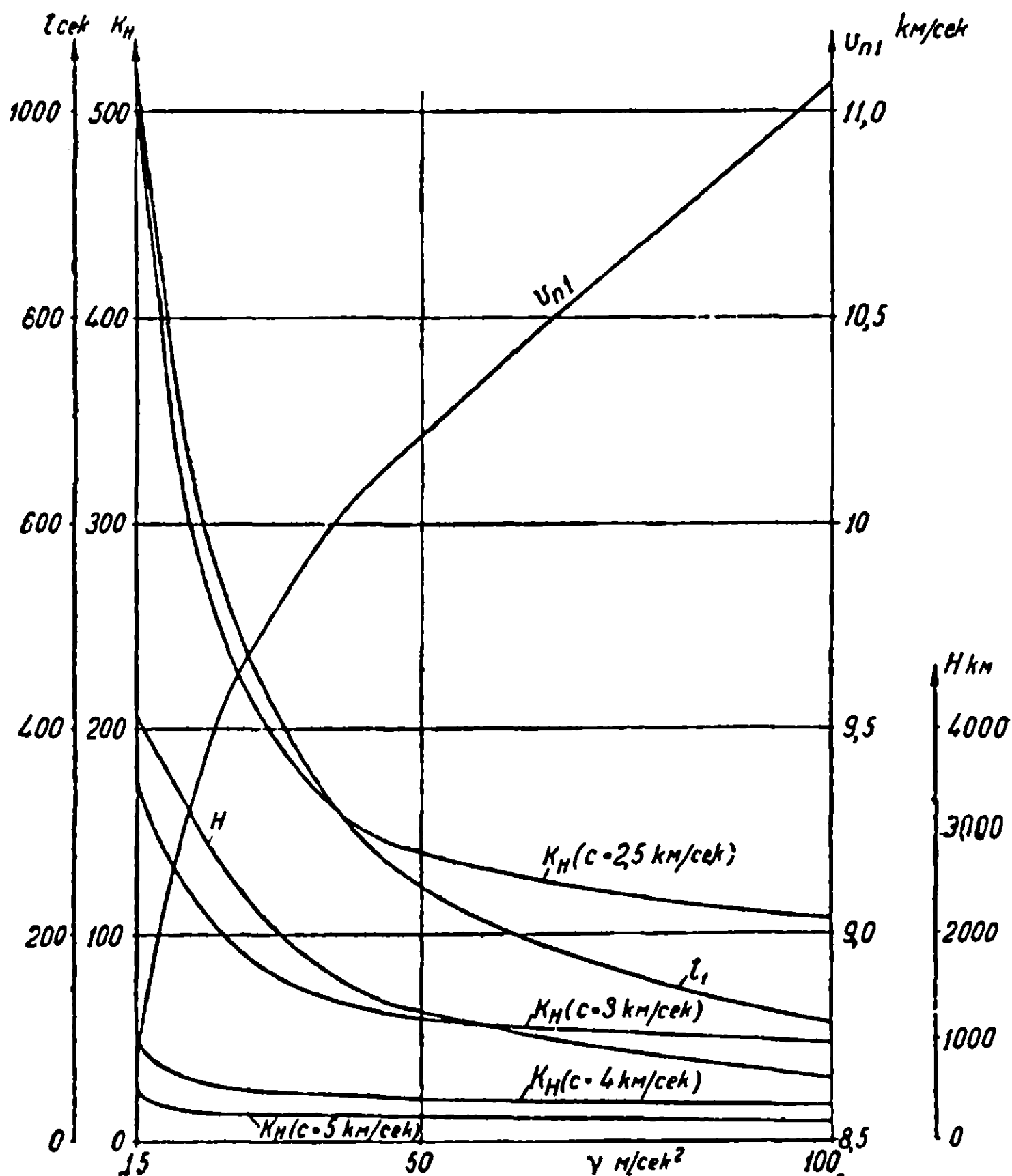
Составная ракета. При вертикальном подъеме ракеты в поле тяготения мы можем применить к ней все законы, выведенные для случая движения в свободном пространстве, если будем относить ее движение к координатной системе, свободно падающей по направлению к центру притяжения. При этом очевидно, что

¹ Аналогичную таблицу мы находим в работе В. Гомана (1925 г.). Вследствие неточности расчетов он приходит к значительно преувеличенным значениям коэффициента наполнения. Например, для случая $c = 2500$ м/сек и $\gamma = 15$ м/сек² полученное им значение $K_{\text{н}}$ в 2,5 раза больше, чем нужно в действительности, а для $c = 1000$ м/сек при том же ускорении величина $K_{\text{н}}$ у него получилась в 10 раз больше истинной.

фактор времени оказывает влияние на величину скорости и на мгновенное положение ракеты относительно центра притяжения.

Таким образом, сравнивая между собой различные типы ракет, мы должны для случая движения в поле тяготения внести в число характеристик той или иной ракеты также и величину ускорения.

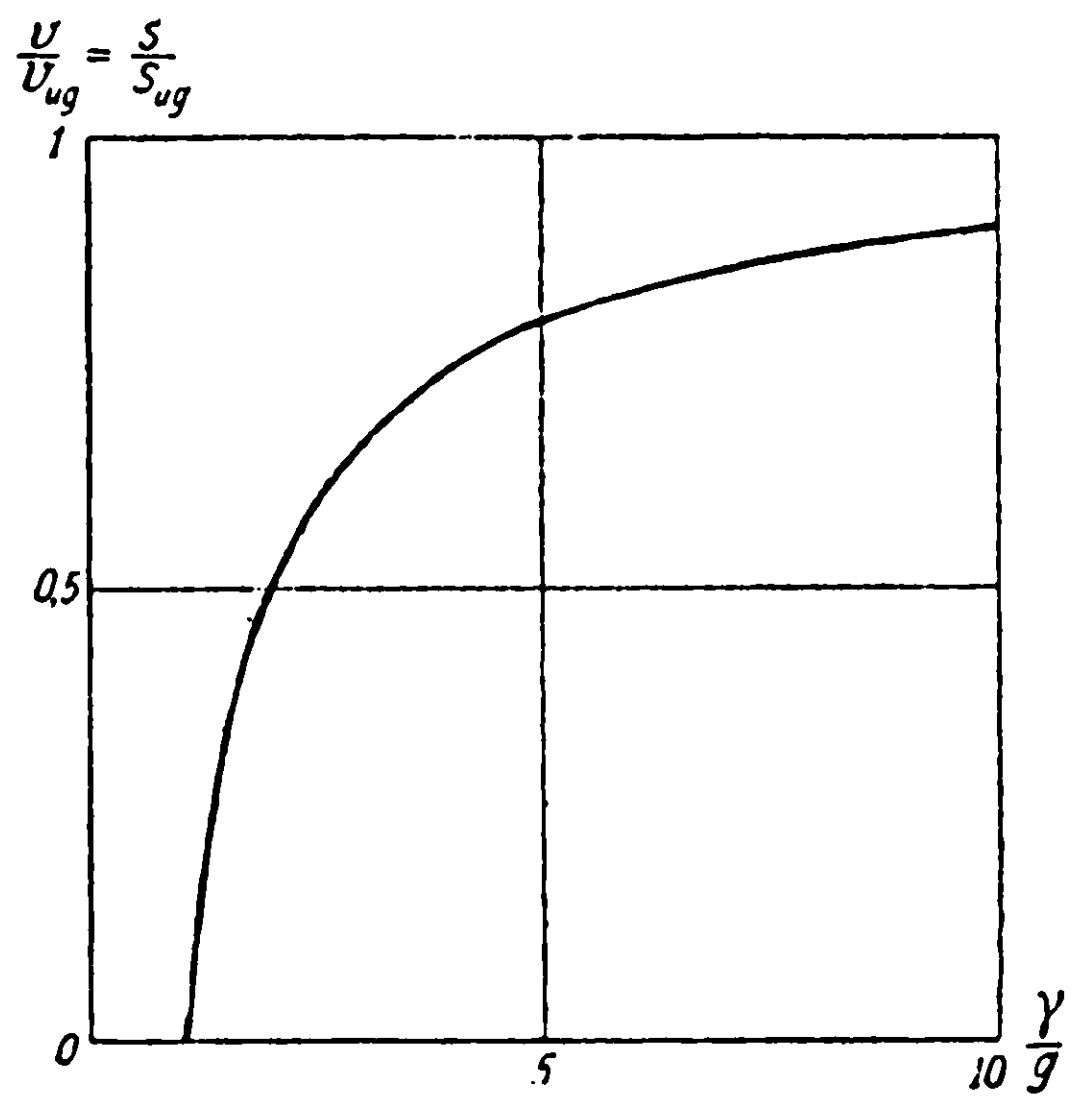
Если бы секундный расход был бесконечно велик, то закон



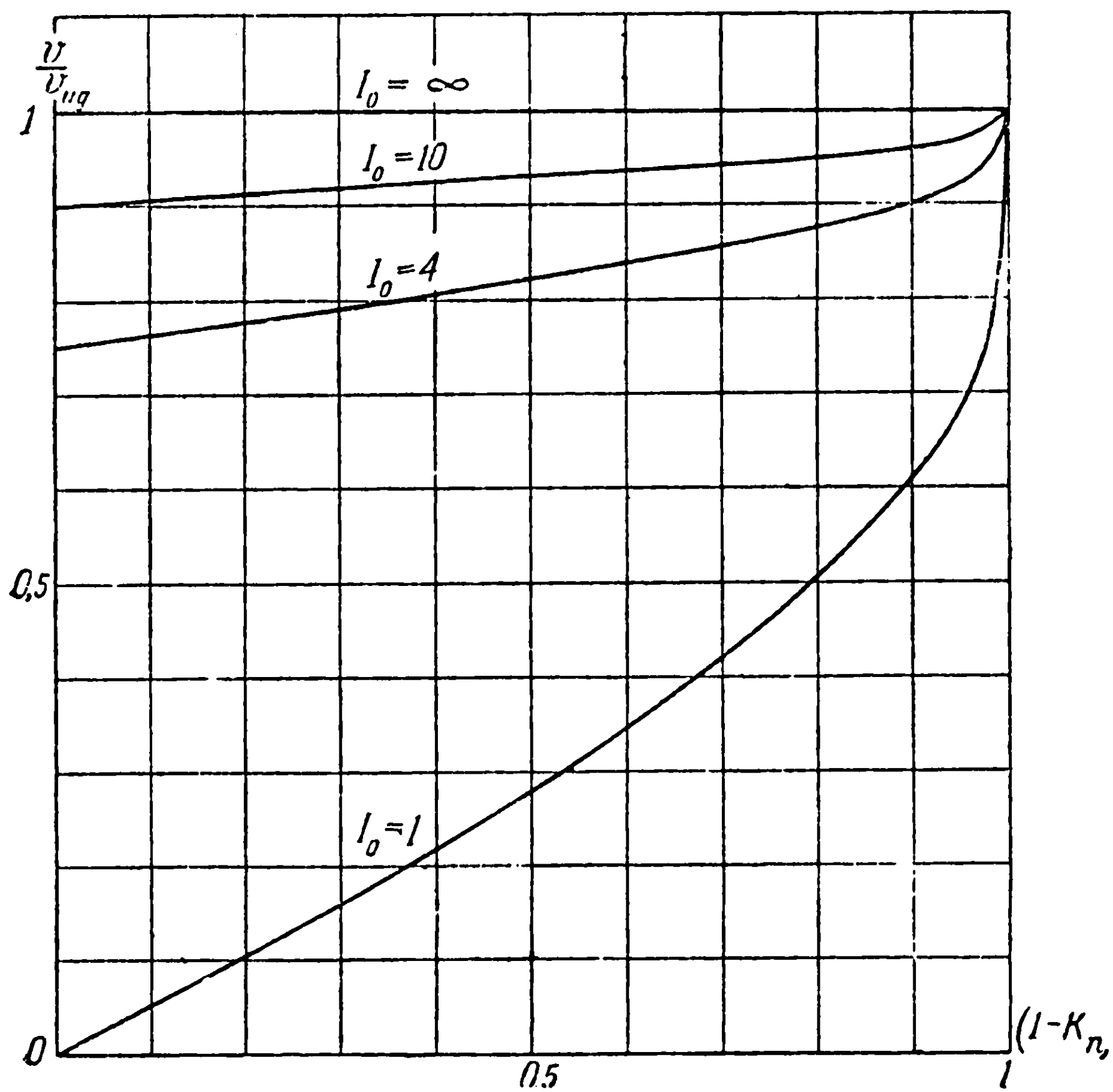
Фиг. 56.

движения ракеты ничем не отличался бы от движения 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 (стр. 74—86) сохраняют силу при условии, что v_k рассматривается как идеальная скорость. Для этого случая можно также вычислить, какая истинная скорость соответствует идеальной скорости, и на-



Фиг. 57.



Фиг. 58.

оборот. 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:

$$\frac{v}{v_{нд}} = \frac{s}{s_{нд}} = \frac{\gamma - g}{\gamma} \quad (271)$$

На основании этой формулы имеем кривую фиг. 57.

Для ракеты с постоянным расходом при вертикальном взлете будем иметь для отношения скоростей

$$\frac{v}{v_{нд}} = 1 - \frac{K_{п} - 1}{I_0 \ln K_{п}}, \quad (272)$$

а для отношения пройденных путей

$$\frac{s}{s_{нд}} = \frac{K_{п} \ln K_{п} + (1 - K_{п}) \left[1 - \frac{1}{2I_0} (1 - K_{п}) \right]}{K_{п} \ln K_{п} + 1 - K_{п}}. \quad (273)$$

При $K_{п} \rightarrow 1$ уравнения (272) и (273) принимают неопределенную форму, по раскрытию которой получаем:

$$\frac{v}{v_{нд}} = \frac{s}{s_{нд}} = 1 - \frac{1}{I_0}, \quad (274)$$

т. е. формулу, аналогичную (271). Этот вывод иллюстрируется фиг. 58 и 59.

3. ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТ В АТМОСФЕРЕ

Формула Галилея-Ньютона для сопротивления воздуха

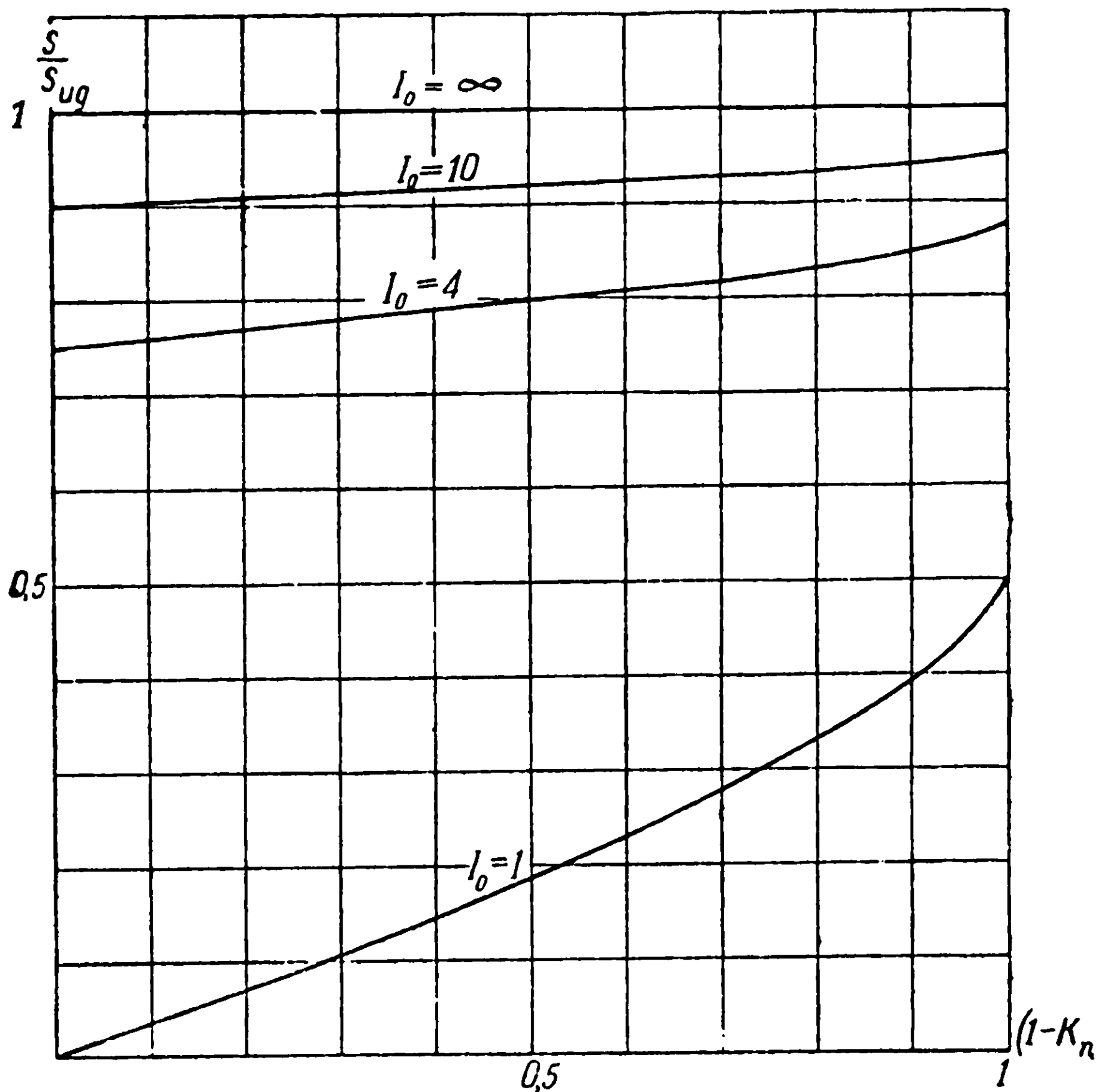
$$R = \psi \delta S \frac{v^2}{2} \quad (275)$$

справедлива, согласно опытам Круппа, для баллистических скоростей при условии, что коэффициент ψ выражен в виде произведения двух множителей, т. е.

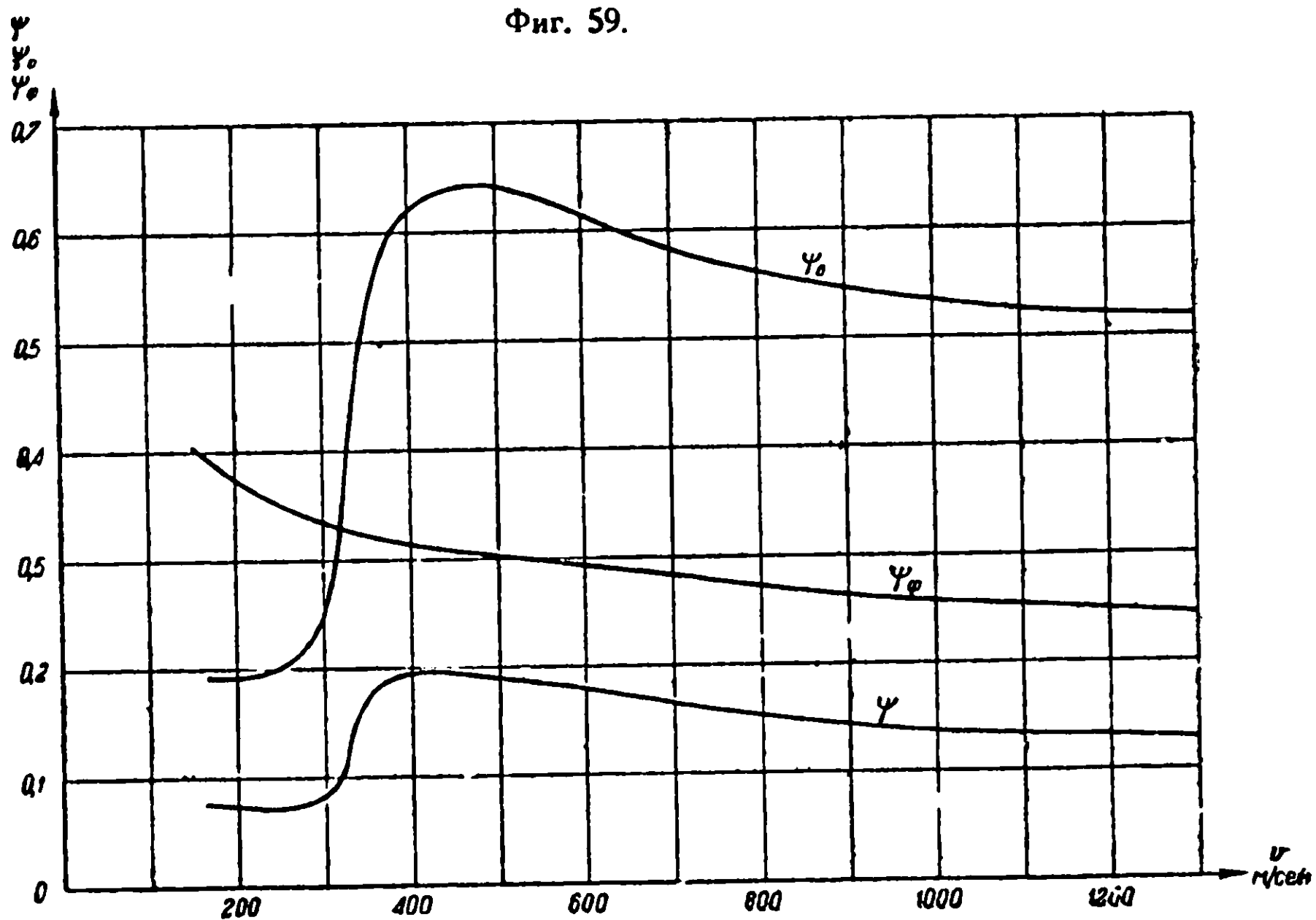
$$\psi = \psi_0 \cdot \psi_{\phi}, \quad (276)$$

из которых первый $\psi_0 = f_1(v)$ представляет собой функцию одного и того же вида для любой формы движущегося тела (фиг. 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 корабль испытывал возможно меньшее сопротивление воздуха, он должен обладать хорошо обтекаемой формой и минимальным миделем, хотя бы за счет увеличения длины.



Фиг. 59.



Фиг. 60

Если головная часть движущегося тела имеет оживальную форму, то, согласно Эбергарду-Гели,

$$\frac{1}{\psi_\phi} = 0,0691 \left(8 \frac{h}{d} + \frac{d}{h} \right) \left(1,1311 - \frac{47,7}{v} + 0,0003166 v \right), \quad (277)$$

где d — диаметр тела и 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 $\psi = 0,12$.

Ракета с постоянным ошутимым ускорением¹. 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 на стр. 185 и след., мы здесь ограничимся рассмотрением 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 которой можем построить кривую $H' = f_3(v)$ (фиг. 61).

Формулы (21) и (22) дают тогда возможность определить плотность атмосферы в функции от скорости, которую имеет ракета, на данной высоте (фиг. 61). Имея эти данные, можно определить силу сопротивления воздуха на единицу площади миделя ракеты, пользуясь для этого формулой

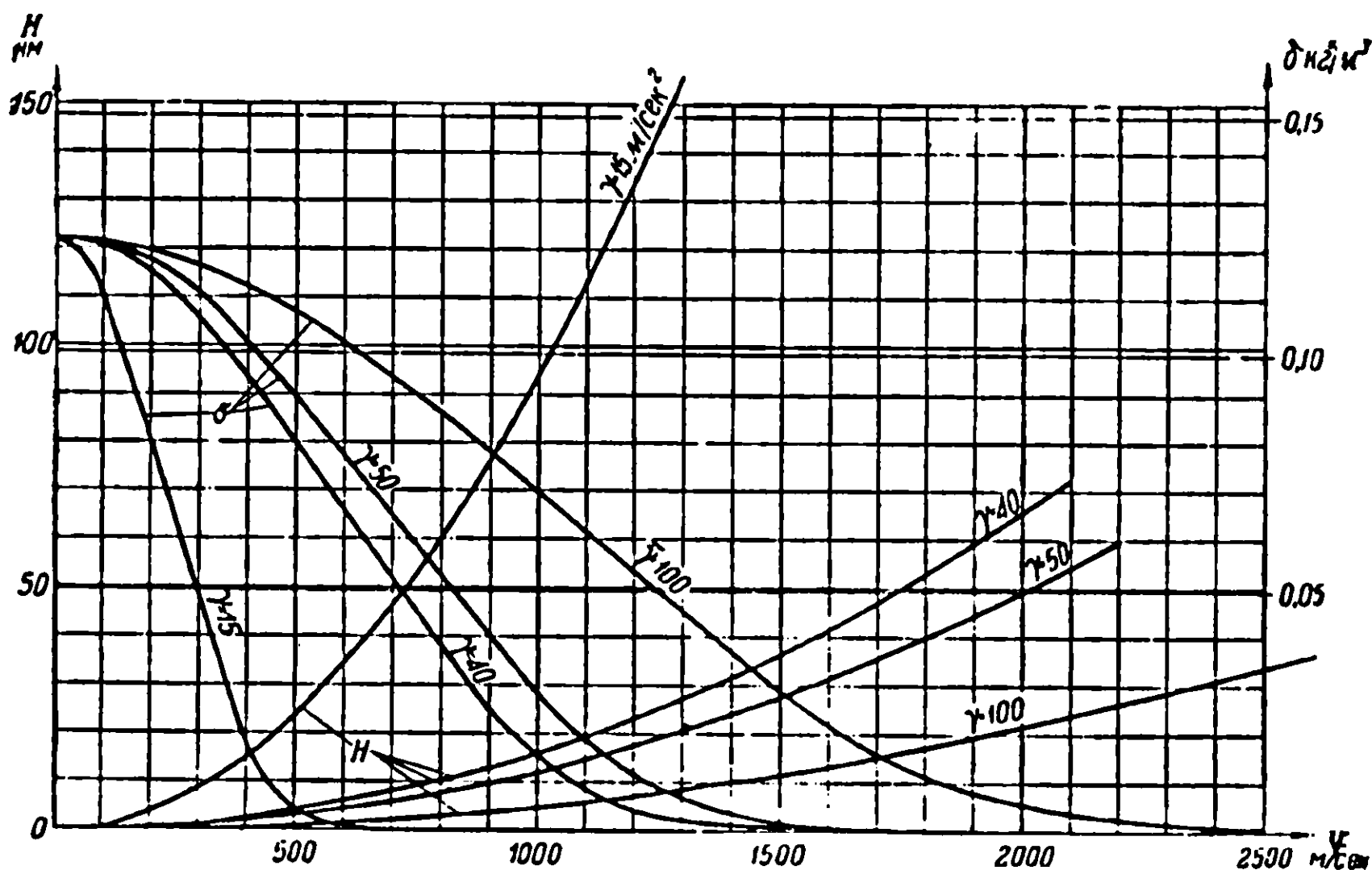
$$R' = \psi \delta \frac{v^2}{2}.$$

Как видно из фиг. 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.

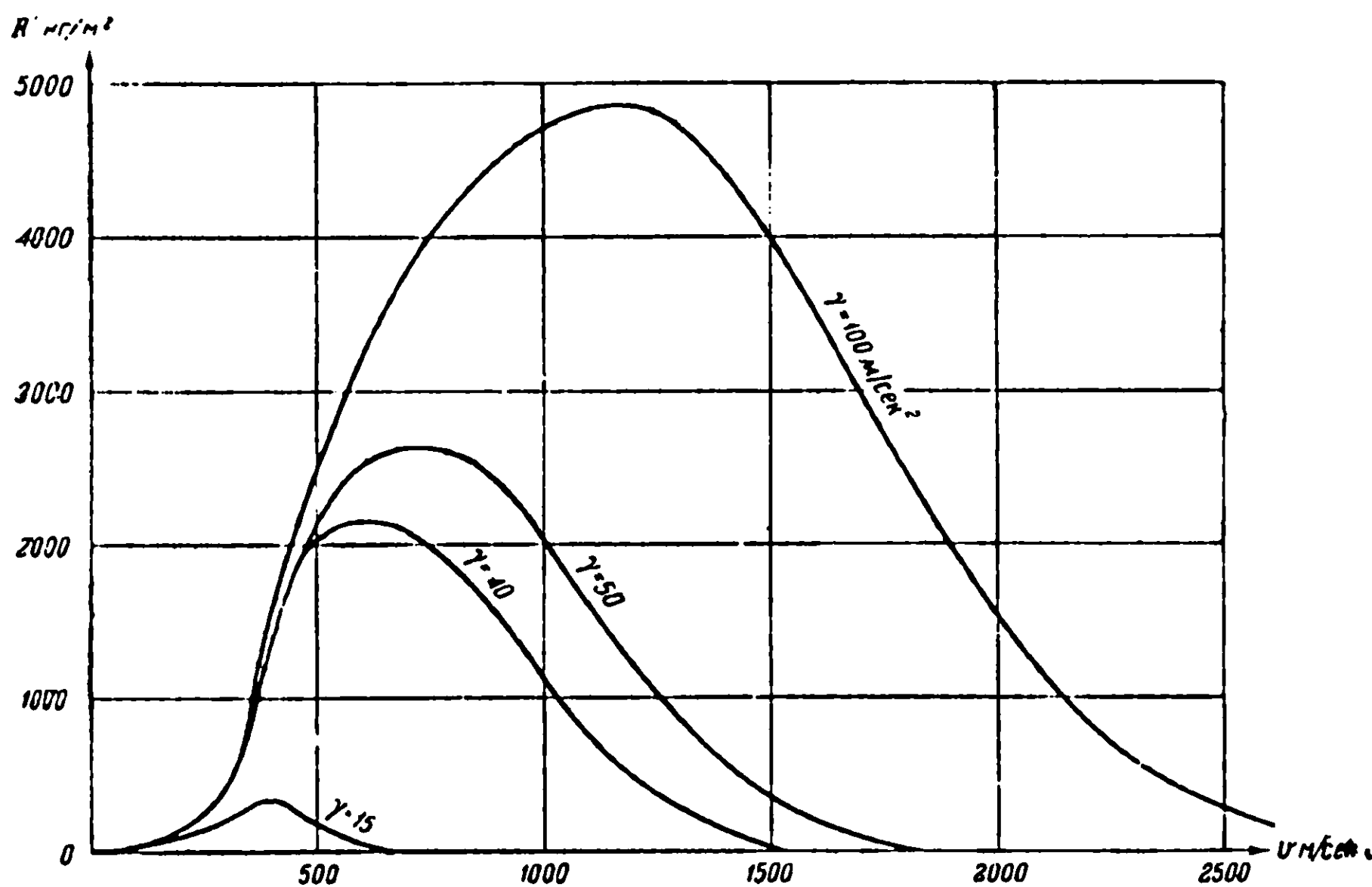
Учитывая характер изменения сопротивления, необходимо заключить, что даже для ракеты, не предназначенной для пассажиров, невыгодно применять очень большие ускорения, так как тогда ракета имела бы большую скорость уже в низких слоях атмосферы

¹ Мы имеем в виду то ускорение, которое было бы зарегистрировано обычным акселерографом, помещенным в ракете.

и, следовательно, должна была бы затратить значительную энергию на преодоление сопротивления воздуха.



Фиг. 61.



Фиг. 62.

Масса топлива, расходуемая на преодоление сопротивления на 1 м³ сечения, определится из формулы

$$\Delta m_{\tau} = m_c \Delta t = \frac{R'_{\text{ср}}}{c} \Delta t, \tag{279}$$

которую можно представить в другом виде:

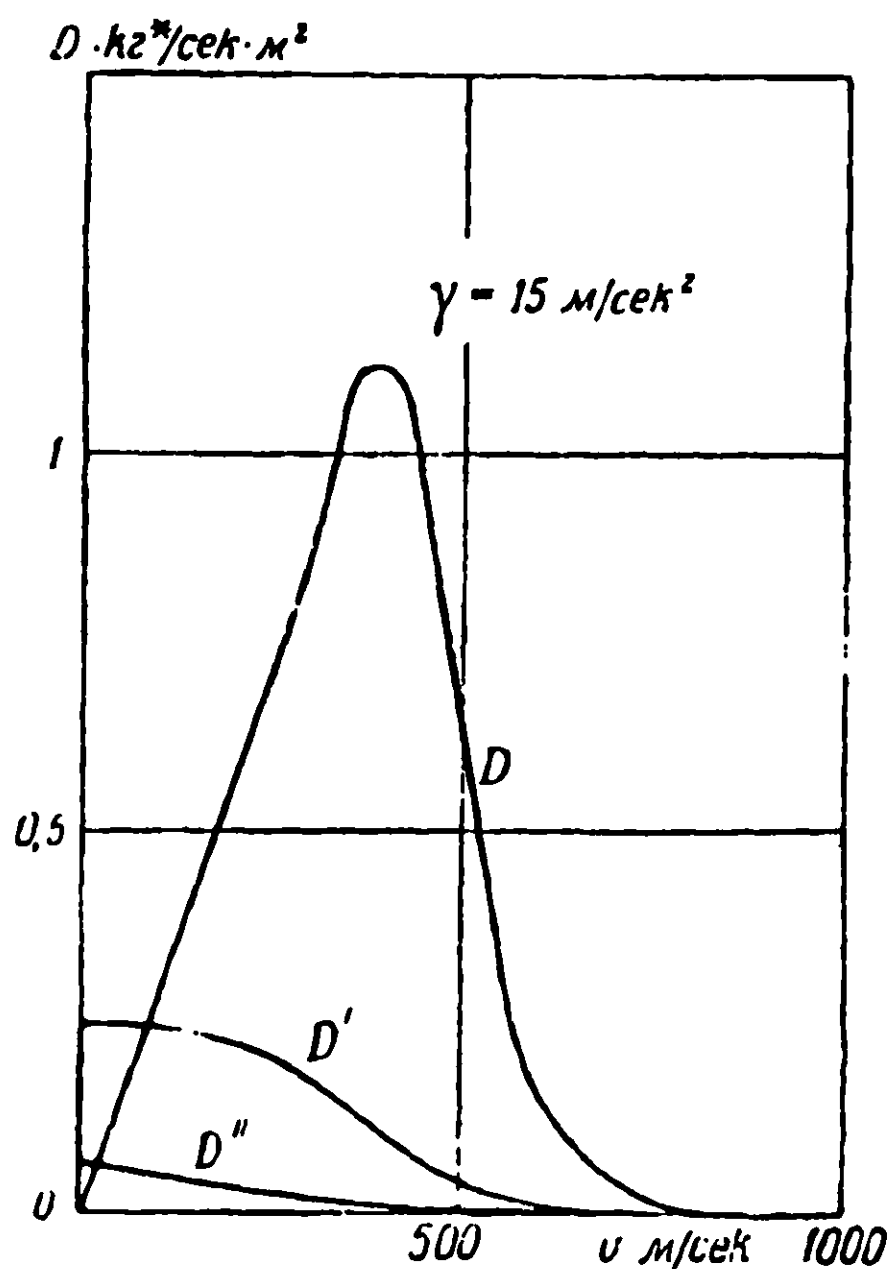
$$\Delta m_{\tau} = \frac{\psi_1 \delta_1 v_1^2 + \psi_2 \delta_2 v_2^2}{4c} \cdot \frac{v_2 - v_1}{\gamma - g_{\text{ср}}} \quad (280)$$

С помощью этой формулы построены кривые фиг. 63 для промежутков времени, отвечающих приращению скорости в 100 м/сек, и для значений $\gamma = 15, 40, 50$ и 100 м/сек². При такой величине интервала величина земного ускорения изменяется на его протяжении очень незначительно, почему в последнюю формулу может быть введена величина $g_{\text{ср}}$.

Кривые расхода топлива вычислены при $c = 4000$ м/сек. Для всякой другой скорости секундный расход будет пропорционален $\frac{c}{c'}$.

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:



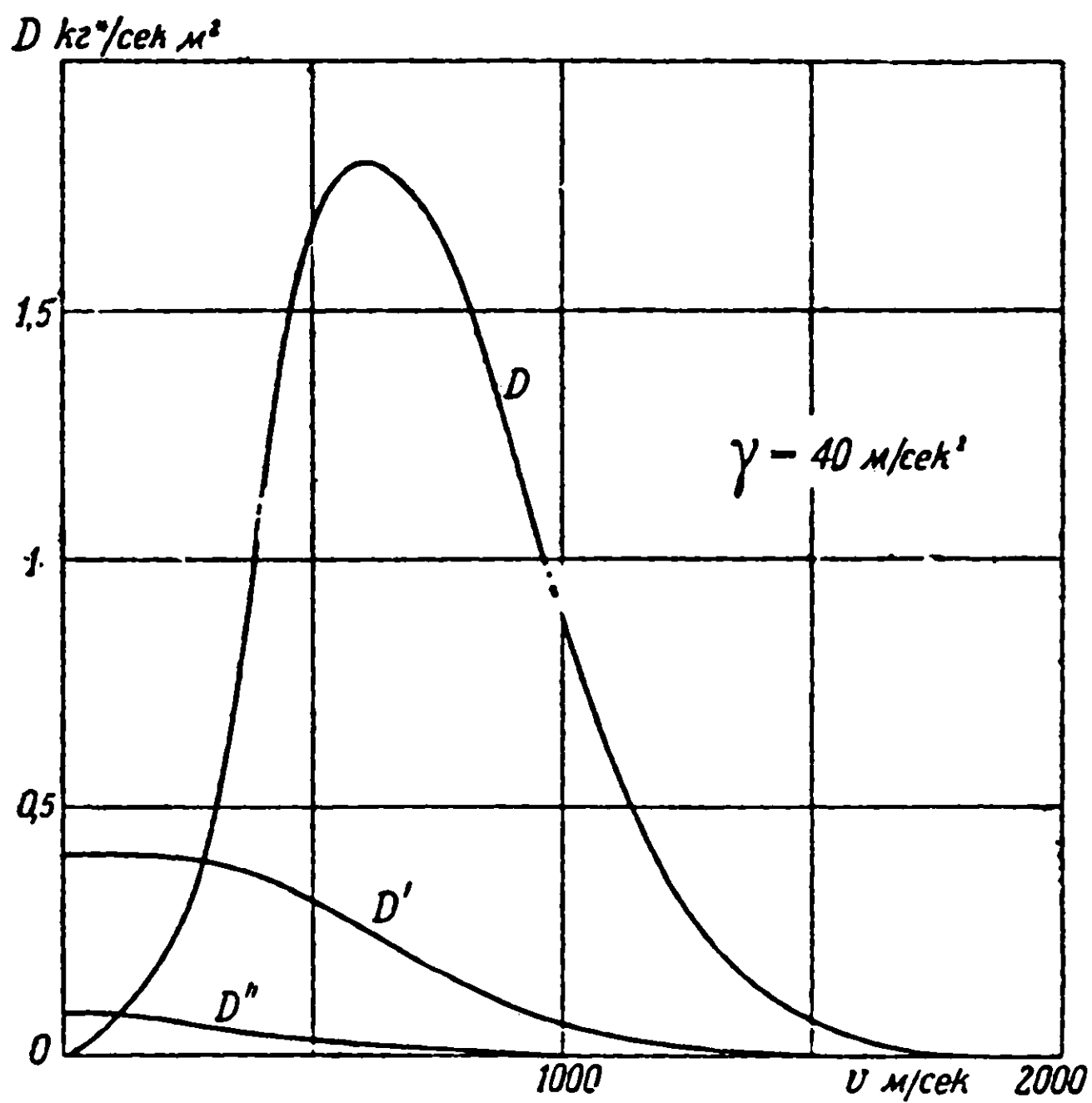
Фиг. 63а.

$$\Delta m'_{\tau} = D' \Delta t = \frac{\gamma}{\gamma - g_{\text{ср}}} \frac{v_2 - v_1}{c} m_{\tau}, \quad (281)$$

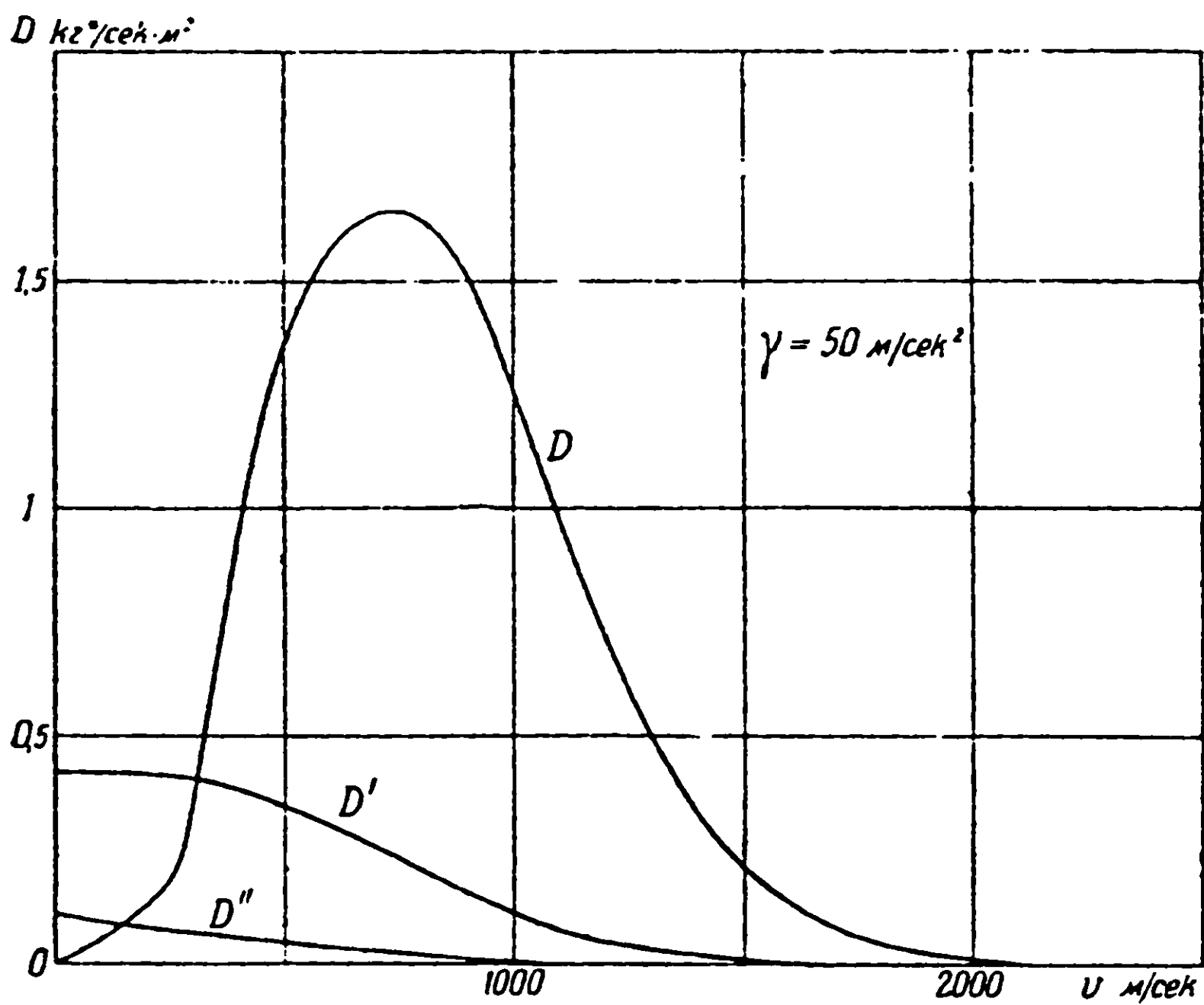
$$\Delta m''_{\tau} = D'' \Delta t = \frac{\gamma}{\gamma - g_{\text{ср}}} \frac{v_2 - v_1}{c} m'_{\tau}, \quad (282)$$

где через m_{τ} и m'_{τ} 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 фиг. 63, при рассматриваемых нами скоростях истечения можно ограничиться принятием в расчет первичного, вторичного и третичного расхода.



Фиг. 636.



Фиг. 63в.

Для другой какой-нибудь скорости истечения c' величины первичного, вторичного и т. д. расхода, очевидно, будут равны:

$$(m_{\tau})' = m_{\tau} \frac{c}{c'}, \tag{283}$$

$$(m'_{\tau})'' = m'_{\tau} \left(\frac{c}{c'}\right)^2, \tag{284}$$

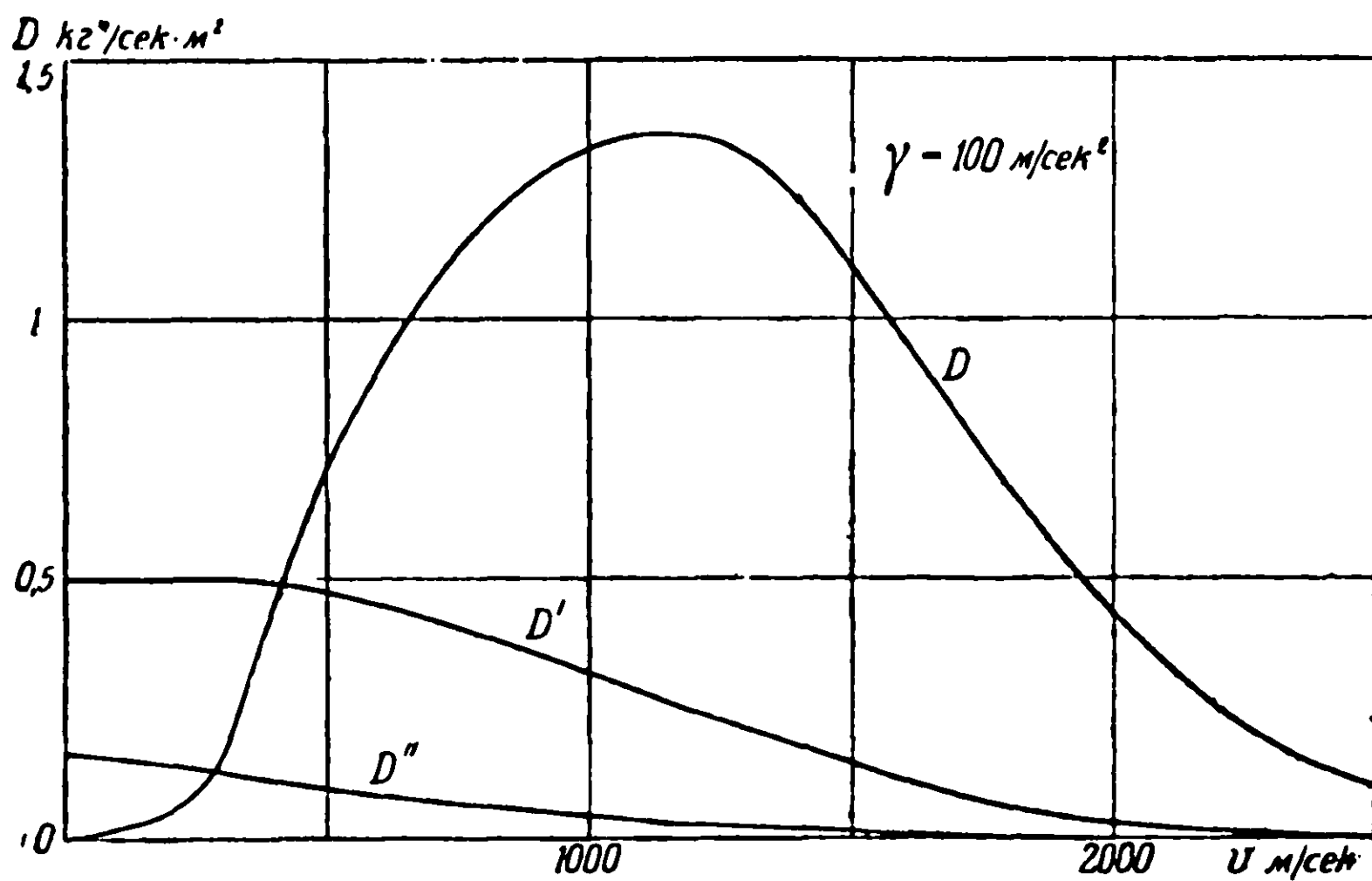
$$(m''_{\tau})''' = m''_{\tau} \left(\frac{c}{c'}\right)^3. \tag{285}$$

Пользуясь этим правилом для численного интегрирования уравнений (280), (281) и (282), получим кривые фиг. 64 и табл. 35.

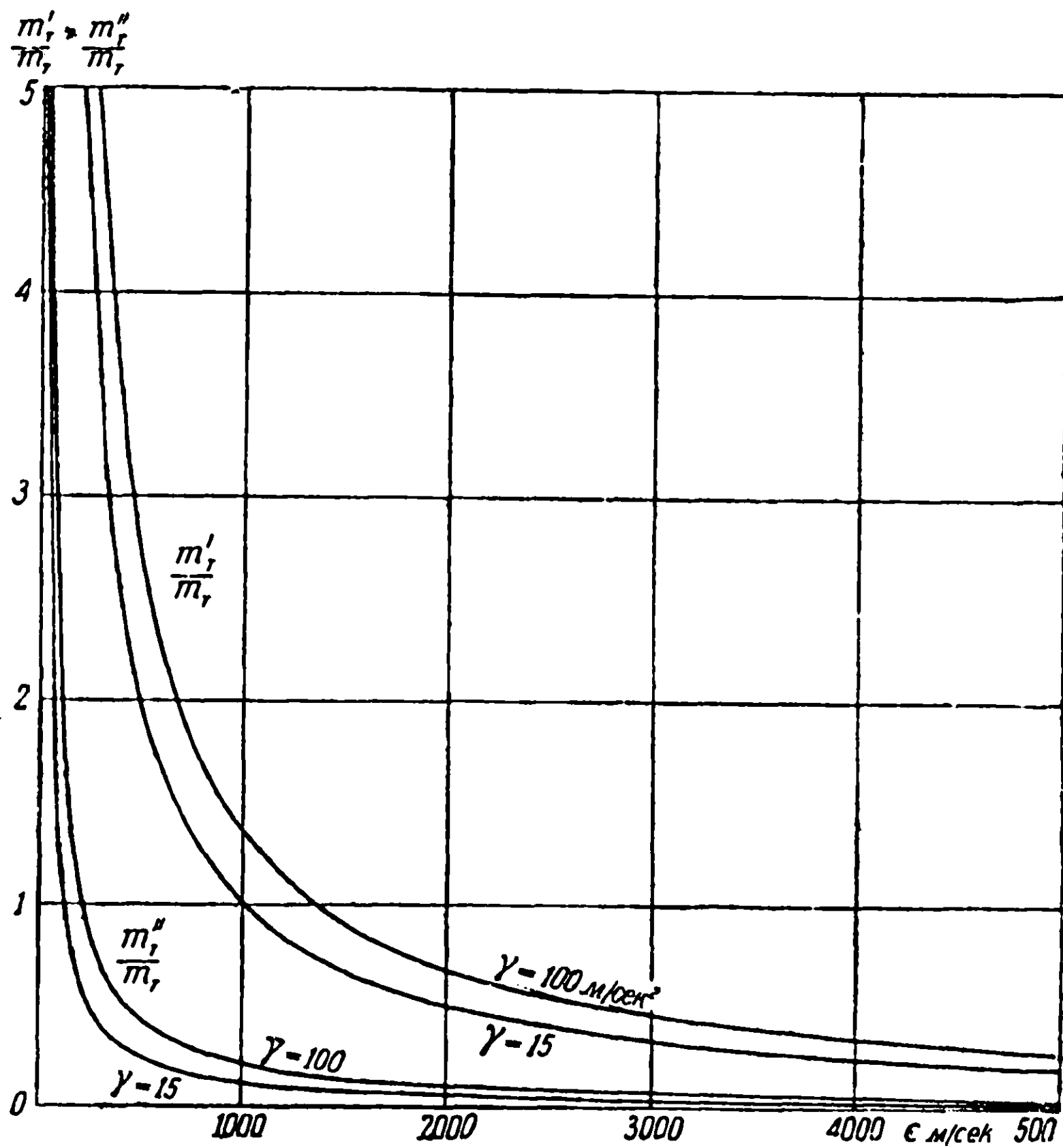
Таблица 35

	r	$m \text{ /сек}^2$	15	40	50	100
$c = 2000 \text{ м/сек}$	m_{τ}	$кг^*/м^2$	7,4	24,4	26,9	36,0
	m'_{τ}	$кг^*/м^2$	3,7	11,7	13,8	24,2
	m''_{τ}	$кг^*/м^2$	1,1	3,2	4,1	9,4
	Σm_{τ}	$кг^*/м^2$	12,2	39,3	44,8	69,7
$c = 3000 \text{ м/сек}$	m_{τ}	$кг^*/м^2$	5,0	16,3	17,9	24,0
	m'_{τ}	$кг^*/м^2$	1,6	5,2	6,1	10,8
	m''_{τ}	$кг^*/м^2$	0,3	0,9	1,2	2,8
	Σm_{τ}	$кг^*/м^2$	6,9	22,4	25,3	37,6
$c = 4000 \text{ м/сек}$	m_{τ}	$кг^*/м^2$	3,7	12,2	13,5	18,0
	m'_{τ}	$кг^*/м^2$	0,9	2,9	3,4	6,1
	m''_{τ}	$кг^*/м^2$	0,1	0,4	0,5	1,2
	Σm_{τ}	$кг^*/м^2$	4,8	15,5	17,4	25,3

Положим теперь, что в тот момент, когда ракета достигла границы атмосферы, находясь на расстоянии r_1 от центра Земли,



Фиг. 63г.



Фиг. 64.

действие двигателя прекратилось. После этого ракета пройдет 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

$$H = h_1 + h_2.$$

Так как время работы двигателя известно, то величина коэффициента наполнения, необходимая для достижения высоты H в случае движения в пустоте, будет:

$$(K_n)_{\text{пуст}} = e^{\frac{\gamma}{c} t}, \quad (287)$$

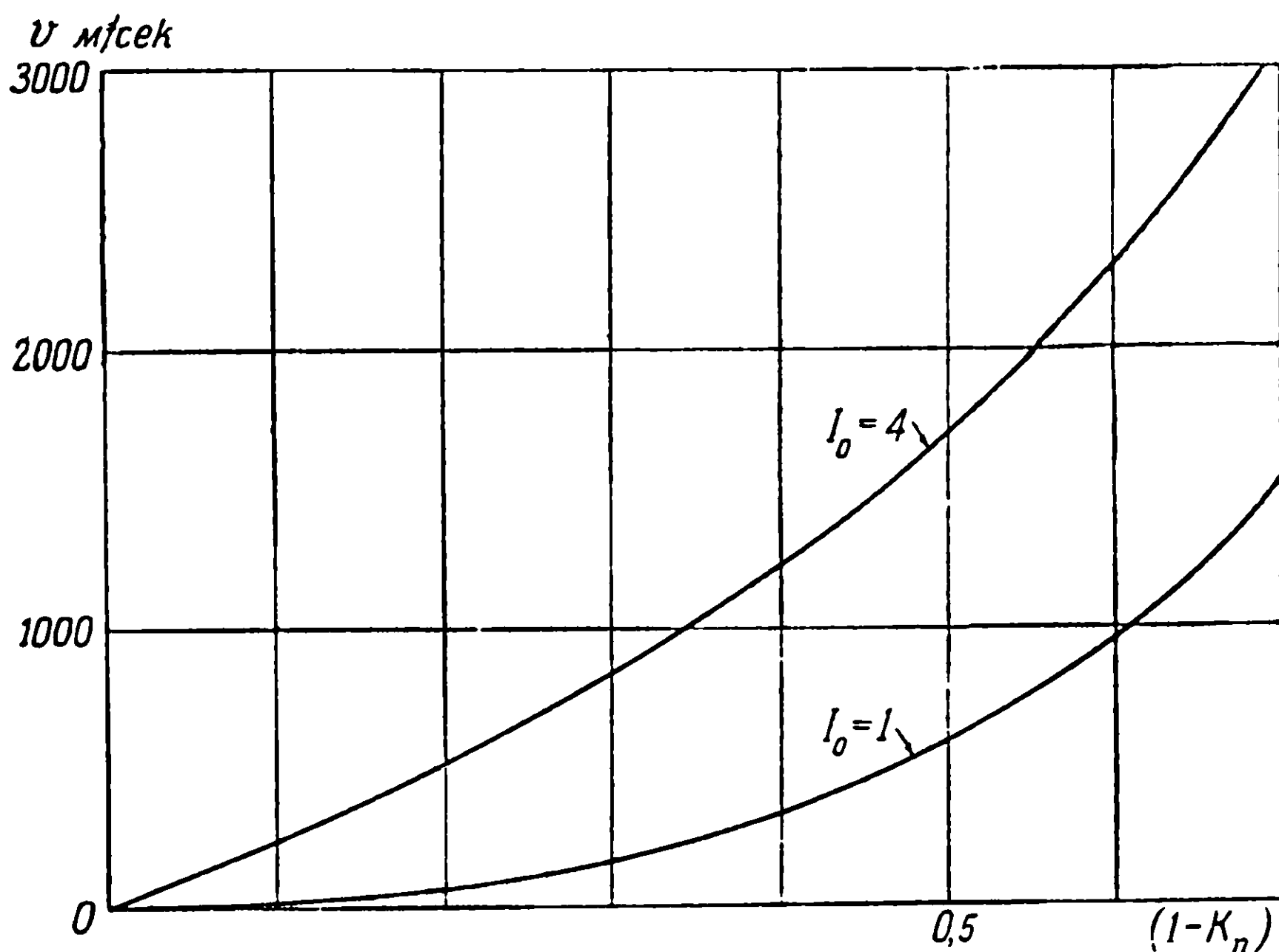
а при движении в воздухе

$$(K_n)_{\text{возд}} = (K_n)_{\text{пуст}} + \frac{\sum m_T}{m_K}. \quad (288)$$

Отношение массы топлива, необходимого для преодоления сопротивления воздуха, к начальной массе будет равно

$$\frac{\sum m_T}{m_n} = \frac{\sum m_T}{m_K (K_n)_{\text{пуст}}}. \quad (289)$$

Для различных значений γ получаем табл. 36 (стр. 202).



Фиг. 65.

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, необходи-

Таблица 36

$\gamma, \text{м/сек}^2$		15	40	50	100
$t, \text{сек.}$		173,5	59,6	54,7	28,8
$v_1, \text{м/сек}$		900	1800	2200	2600
$h_1, \text{км}$		76,5	53,6	60,2	37,4
Потолок $H, \text{км}$		119,0	226,0	321,7	405,9
K_H при скорости истечения	$c = 2000 \text{ м/сек}$	3,67	3,29	3,93	4,23
	$c = 3000 \text{ м/сек}$	2,38	2,21	2,49	2,61
	$c = 4000 \text{ м/сек}$	1,92	1,82	1,98	2,06
K_H при $m_k = 30 \text{ кг/м}^2$, при скорости истечения	$c = 2000 \text{ м/сек}$	4,08	4,60	5,42	6,55
	$c = 3000 \text{ м/сек}$	2,61	2,96	3,33	3,87
	$c = 4000 \text{ м/сек}$	2,08	2,33	2,56	2,90
$\frac{\sum m_T}{m_k \cdot K_H}$ при $m_k = 30 \text{ кг/м}^2$, при скорости истечения	$c = 2000 \text{ м/сек}$	11,1	39,7	38,0	55,0
	$c = 3000 \text{ м/сек}$	9,7	33,8	33,8	47,9
	$c = 4000 \text{ м/сек}$	8,3	32,1	33,0	47,3

Таблица 37

$\gamma, \text{м/сек}^2$		15	40	50	100
$\frac{\sum m_T}{m_k K_H}$ при $m_k = 30 \text{ кг/м}^2$ и при скорости истечения	$c = 2000 \text{ м/сек}$	0,017	0,24	0,30	0,67
	$c = 3000 \text{ м/сек}$	0,13	1,1	1,4	2,5
	$c = 4000 \text{ м/сек}$	0,33	2,2	2,6	4,5

мого 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 ощутимым ускорением, эквивалентным ощутимому 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 фиг. 65 представлена кривая $v = f_4(1 - K_n)$, на фиг. 66 — кривая $H' = f_5(1 - K_n)$ и на фиг. 67 — кривая $\delta = f_6(1 - K_n)$, наконец, на фиг. 68а и 68б — построенная на основании трех последних кривых кривая $R' \text{ кг/м}^2 = f_7(1 - K_n)$, причем все кривые вычислены для $c = 3000 \text{ м/сек}$ и $I_0 = 1$ и 4.

Имея в виду, что

$$\Delta t = (K_1 - K_2) \frac{c}{I_0 g_0}, \tag{290}$$

можем формулу (279) представить в виде:

$$\Delta m_{\tau} = \frac{(\psi_1 \delta_1 v_1^2 + \psi_2 \delta_2 v_2^2) (K_1 - K_2)}{4 I_0 g_0}. \tag{291}$$

За промежуток времени Δt израсходованная „вторичная“ масса топлива равна

$$\Delta m'_{\tau} = D' \Delta t = 2 m_{\tau} \frac{K_1 - K_2}{K_1 + K_2}, \tag{292}$$

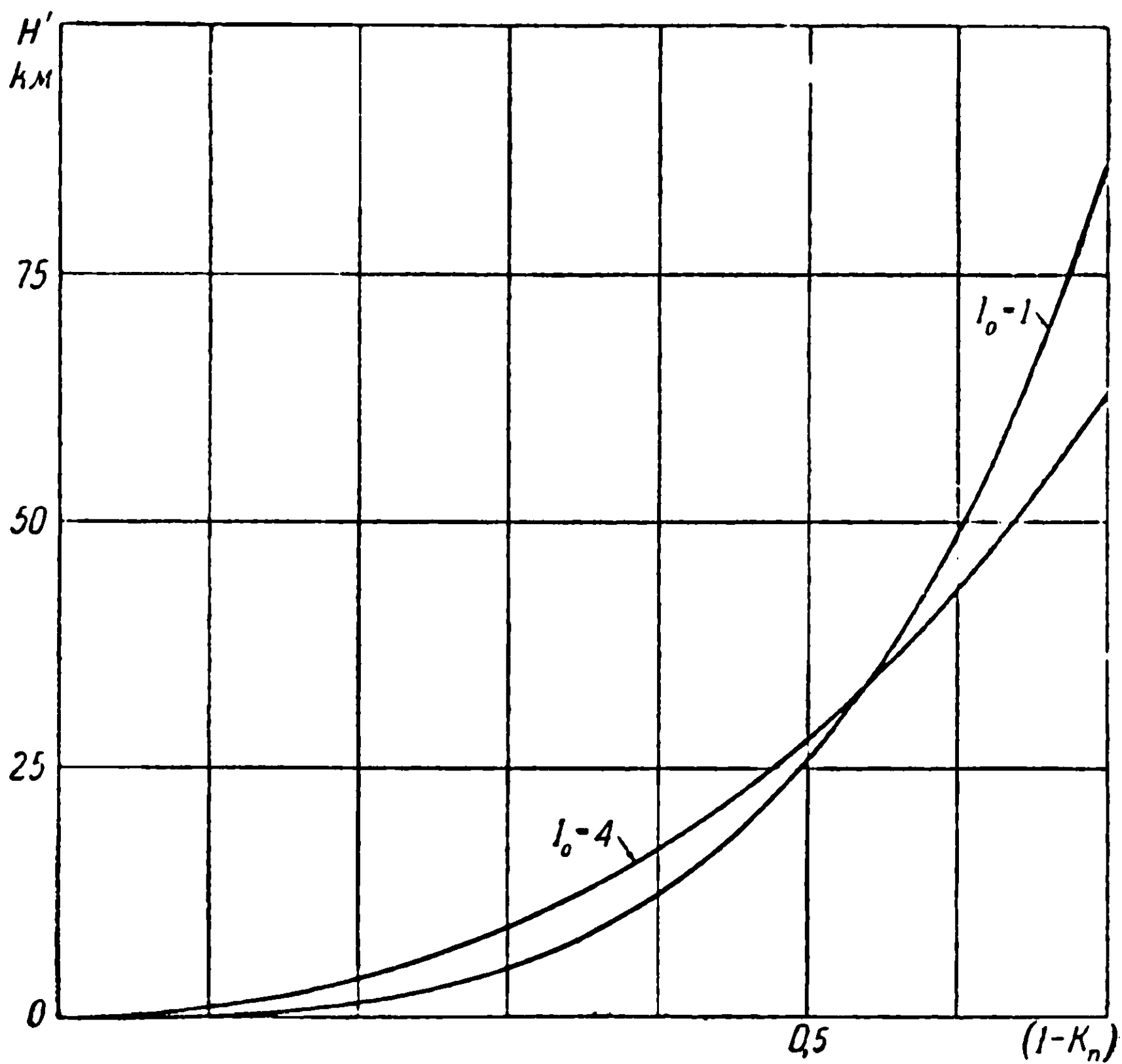
а „третичная“ масса

$$\Delta m''_{\tau} = D'' \Delta t = 2 m'_{\tau} \frac{K_1 - K_2}{K_1 + K_2}. \tag{293}$$

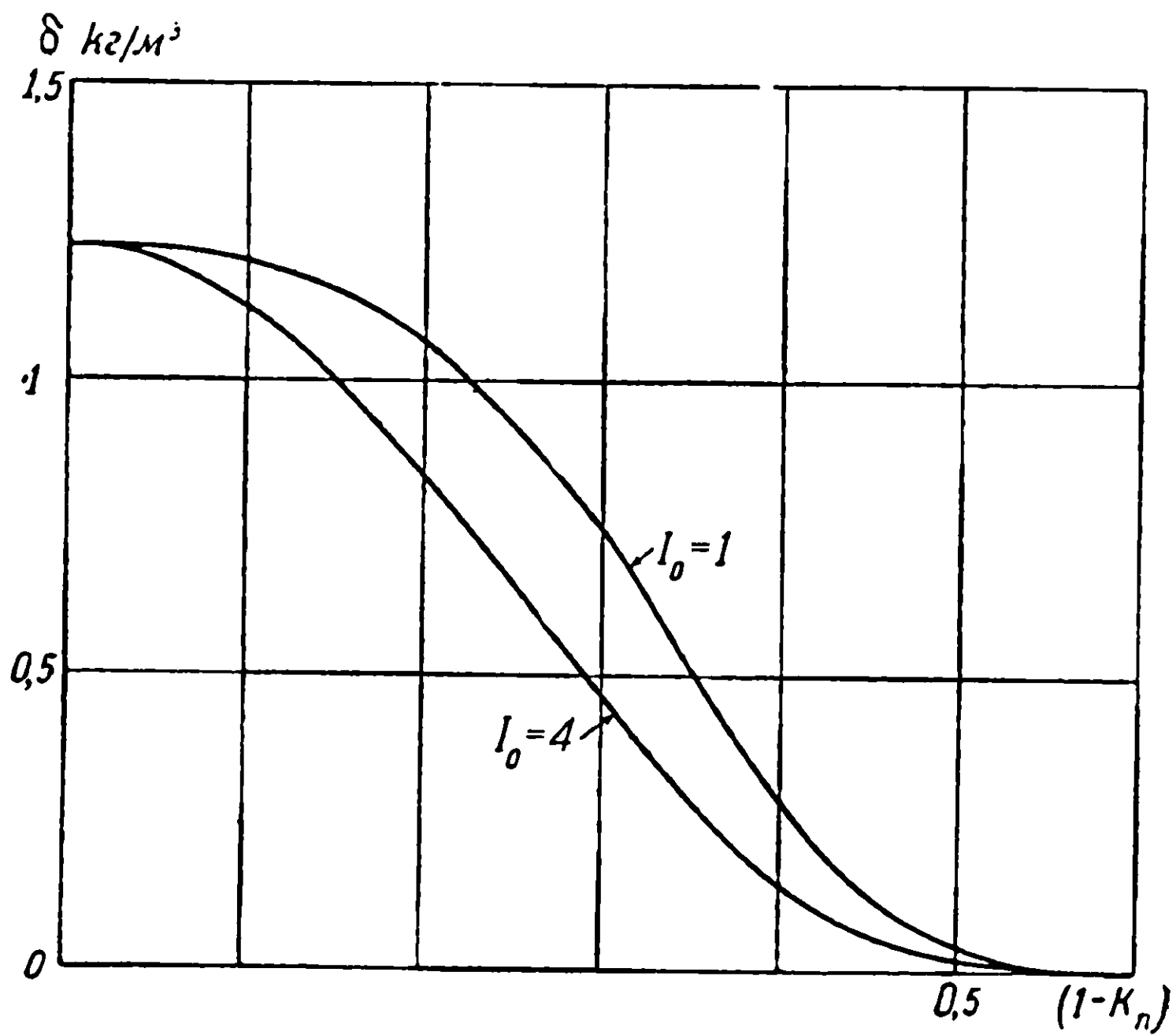
В табл. 38 приведены данные, относящиеся к случаю, когда $c = 3000 \text{ м/сек}$ и когда действие мотора прекращается по достижении границы атмосферы.

Таблица 38

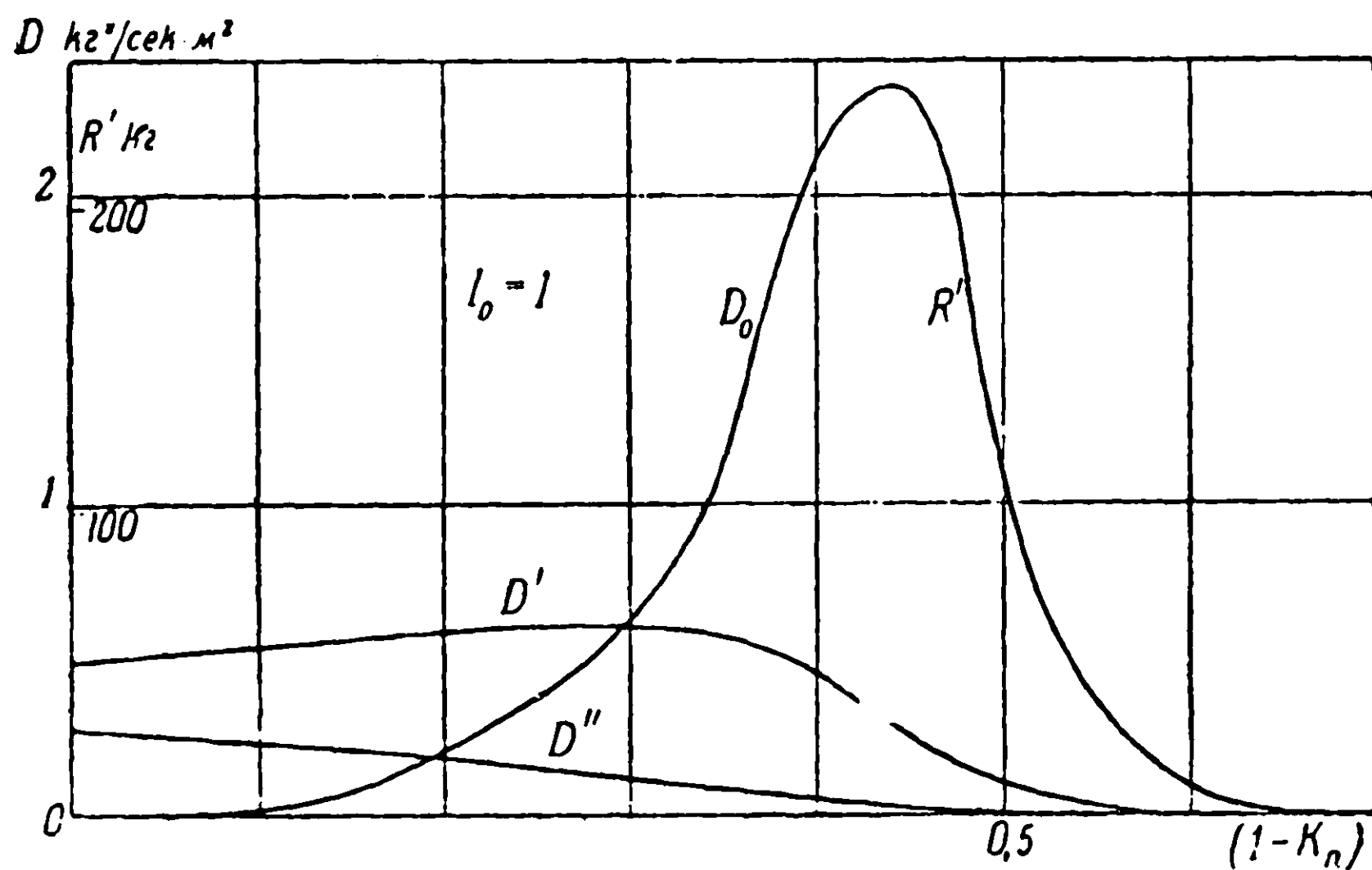
Определяемые величины	При $I_0 = 1$	При $I_0 = 4$
$v_1, \text{ м/сек}$	1199	3087
$h_1, \text{ км}$	65,4	63,6
(потолок) $H, \text{ км}$	141,1	646,2
$m_{\tau}, \text{ кг}^*/\text{м}^2$	4,8	17,8
$m'_{\tau}, \text{ кг}^*/\text{м}^2$	2,3	6,4
$m''_{\tau}, \text{ кг}^*/\text{м}^2$	0,6	2,8
$\sum m_{\tau}, \text{ кг}^*/\text{м}^2$	7,7	27,0
K_n	2,86	3,33
K_n при $m_k = 30 \text{ кг}^*/\text{м}^2$	3,11	4,23
$\frac{\sum m_{\tau}}{m_k K_n}$ при $m_k = 30 \text{ кг/м}^2$	9,0	27,0



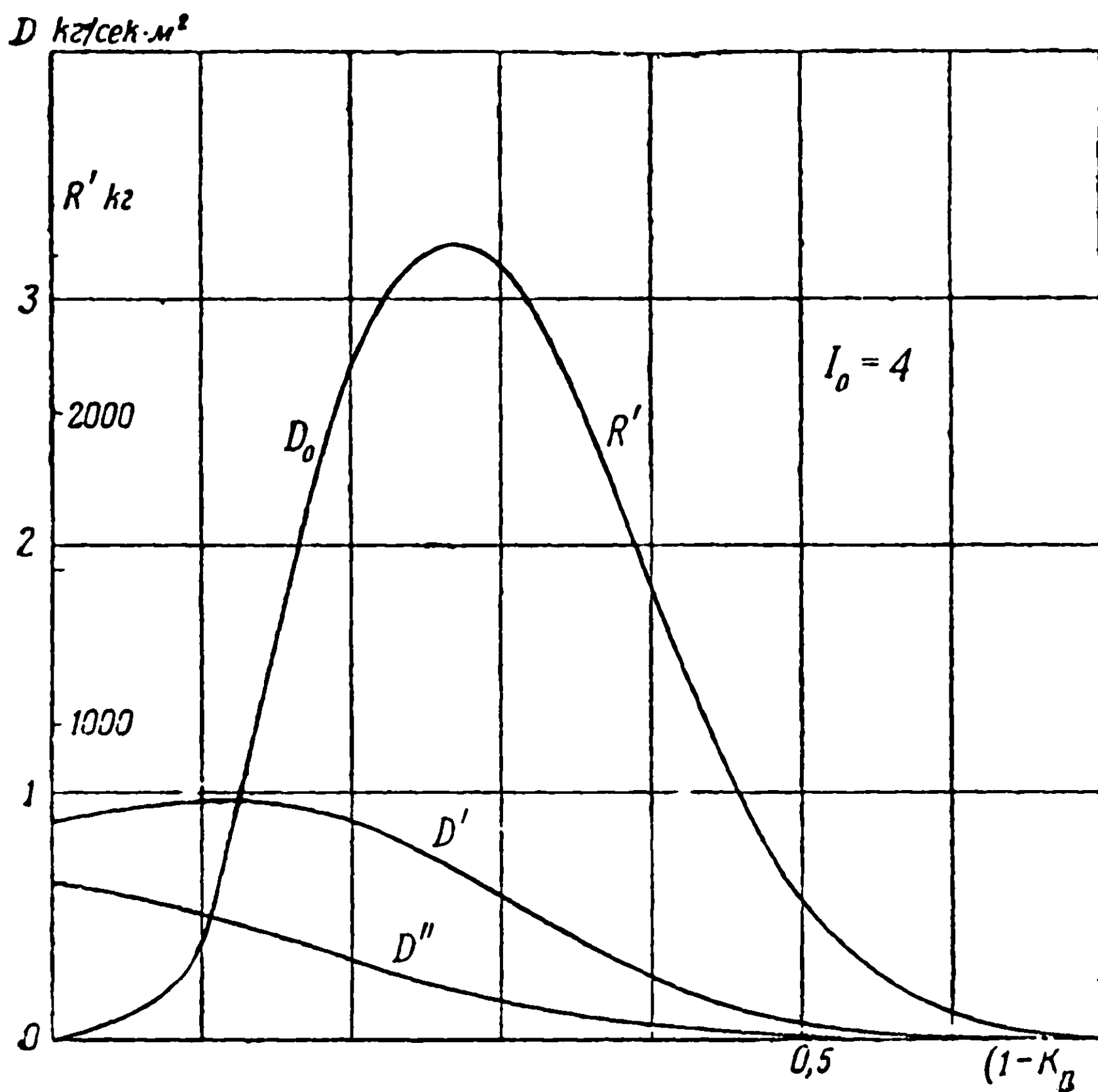
Фиг. 66.



Фиг. 67.



Фиг. 68а.



Фиг. 68б.

При параболической скорости относительно Земли в последней строке таблицы 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.

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. С точки зрения уменьшения коэффициента наполнения оба эти фактора ставят прямо противоположные требования.

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 ракеты будет наибольшим. Кроме того, вредное влияние тяготения тогда вообще уменьшается вследствие центробежной силы.

к вертикали; плотность воздуха, а следовательно, и его сопротивление уменьшаются наиболее быстро; слой воздуха, представляющий заметное сопротивление, будет минимальным.

Ускорение реактивной тяги

должно быть возможно большим для получения наибольшей величины гравитационного к. п. д.

должно быть минимальным для достижения наименьшего расхода топлива на преодоление сопротивления воздуха.

Различные требования, предъявляемые сопротивлением воздуха и силой тяготения, приводят в каждом отдельном случае к одному наивыгоднейшему 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 искривляться¹. После прохождения атмосферы космический корабль, очевидно, будет предоставлен только действию тяготения.

Полет аппарата по закону, соответствующему наивыгоднейшему прохождению атмосферы, не представляет практического интереса по следующим причинам:

а) ускорение аппарата, следуя этому закону, должно очень быстро возрасти и будет намного превосходить ускорение, переносимое человеческим организмом;

¹ 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 искривление траектории.

б) этот закон весьма сложен и представляет большие трудности в осуществлении;

в) разность между коэффициентом наполнения при вертикальном взлете и тем же коэффициентом при наивыгоднейшей 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 наивыгоднейшей 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 бóльший коэффициент наполнения, чем у ракеты в свободном пространстве, но разница будет получаться только за счет участка вертикального полета.

Пользуясь формулами (65) и (270), находим, что при $\gamma = 40 \text{ м/сек}^2$ и $c = 4000 \text{ м/сек}$ величина K_n для рассматриваемого способа будет всего на 8,46% больше, чем K_n 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 фиг. 54—56), оно в данном случае потребует не бóльшего расхода топлива, чем при простом вертикальном полете.

5. СЛУЧАЙ ЦЕНТРАЛЬНОГО ТУННЕЛЯ

Допустим, что планета имеет проходящий через ее центр прямой линейный 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 туннеле

$$g = g_0 \frac{r}{r_0}.$$

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 окружной 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 скорости 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 топлива.

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.

Торможение двигателем. 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

$$m_n' = m_n'', \quad (294)$$

найдем, что суммарный коэффициент полезного груза будет

$$K_n = \frac{m_n''}{m_n'} = K_n' \cdot K_n''. \quad (295)$$

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.

$$K_n' = K_n''. \quad (296)$$

Если еще предположить, что масса баков, отброшенных после периода ускоренного движения, пропорциональна массе топлива, то

$$K_n = K_n'^2. \quad (297)$$

Принимая же во внимание (296), получим следующее выражение для суммарного коэффициента наполнения:

$$K_n = \frac{m_n'}{m_n''} = K'^2 \frac{m_k'}{m_n''},$$

и на основании (294) можем написать

$$K_n = K_n'^2 \frac{m_s'}{m_n'} \frac{m_n'}{m_n'} = \frac{K_n'}{K_n'}. \quad (298)$$

Если после периода ускоренного движения отбрасывания пассивной массы не производится ($m_k' = m_n'$), то

$$K_n = K_n'^2. \quad (299)$$

Эти выводы справедливы и для ракеты, совершающей взлет и посадку в поле тяготения, при условии, что направления движе-

ния ракеты и скорости истечения 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.

Торможение атмосферой. Этот способ имеет очень большое значение не только для космических путешествий, но также и для сверхскоростных сообщений в пределах Земли.

При наличии парашютов, способных произвести равномерное торможение 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 будет 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 мм), в метеоритах же, напротив, температура ядра сохраняется значительно ниже 0°C .

К сожалению, физическая природа явления сгорания этих тел при торможении атмосферой еще мало изучена, а количественная сторона его совершенно неизвестна. Возможно, что при этих огромных скоростях проявляются новые, неизвестные нам факторы. Существующие теории этого явления далеко не полны и противоречивы. Если применить для космических скоростей методы расчета, принимаемые для обычных скоростей, то результаты окажутся совершенно ложными. Ввиду этого задача предохранения космического корабля от чрезмерного нагрева при торможении атмосферой пока еще не поддается математическому исследованию.

Для того чтобы аппарат мог отдать наружному воздуху возможно большую часть тепла, необходимо обеспечить наибольшую длительность периода торможения. Инж. Гоман по этому вопросу справедливо отмечает, 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, исполь-

звук несколько раз его последовательные погружения в атмосферу¹.

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 атмосферу.

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 $\frac{1}{1 - e^{-1}}$ -ую 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 мало вероятном условии, что

$$v_{кр} > v_{ос} + c. \quad (300)$$

При наклонном взлете ракеты часть выхлопных газов может образовать облака, непрерывно обращающиеся вокруг Земли по эллиптическим орбитам.

При спуске. Рассмотрим две ракеты, из которых одна совершает вертикальный взлет, а другая — замедленный спуск, следуя тому же закону. Тогда будем иметь следующую таблицу скоростей (табл. 39).

Разность между величинами абсолютной скорости газов первой и второй ракеты равна

$$d_{абс} = |-c - v| - |-c + v|. \quad (301)$$

Поэтому будем иметь:

$$\left. \begin{array}{ll} \text{при } v = 0, & d_{абс} = 0, \\ \text{при } 0 < v < c, & 0 < d_{абс} < 2c, \\ \text{при } v \geq c, & d_{абс} = 2c. \end{array} \right\} \quad (302)$$

Таким образом при движении в пустоте космический аппарат отдаляется от ранее вытекших газов со скоростью c , скорость же отдаления от ранее вытекших газов все время больше, чем c . Это

¹ Заметим, что математическое исследование спуска произведено Гоманом 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 молекул	c	c	c	c
Скорость относительно Земли:	первых молекул	$-c$	$-c$	$-c - v$	$-c - v$
	последних молекул	$-c$	$-c + v$	$-c - v$	$-c$

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

$$v_{кр} \geq v_{ос} + c,$$

(303)

чтобы часть газов навсегда покинула нашу планету.

Вообще же говоря, при посадке газы имеют бóльшую скорость относительно Земли, чем в соответствующей точке траектории при взлете (см табл. 39), и потому в первом случае будет больше газовых молекул, которые не вернутся 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.

БИБЛИОГРАФИЯ

Специальные труды по космонавтике

Esnault-Pelterie R., Considération sur les résultats de l'allègement 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, 1923.
Esnault-Pelterie R., L'Astronautique, Paris, 1930; complément, Paris, 1935.
Goddard R. H., A method of reaching extreme altitudes, Smithsonian Miscellaneous Collections, vol. 71, № 2, (publication 2540), Washington, 1919.

- Gussali L.*, Si puo gia tentare un viaggio della terra alla luna?, Milano, 1923.
Hohmann W., Die Erreichbarkeit der Himmelskoerper, Muenchen, 1925.
Кондратюк Ю., Завоевание межпланетных пространств, Новосибирск, 1929.
Oberth H., Wege zur Raumschiffahrt, Muenchen, 1929. 3-е издание труда „Die Rakete zu den Planetenraumen, 1923—1925.
Oberth, Hoeffft, Debus, Pirquet, Sander, Die Moeglichkeit der Weltraumfahrt. Под редакцией W. Ley, Leipzig, 1928.
Рынин Н. А., Теория реактивного движения, вып. 4 серии Межпланетные сообщения, Л., 1929.
Рынин Н. А., Теория космического полета. Л., 1932, вып. 8 серии Межпланетные сообщения. 1924 (имеется русский перевод).
Циолковский К. Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами, Калуга, 1914.
Циолковский К. Э., Ракета в космическое пространство, 2-е изд., 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., Звездоплавателям, Калуга, 1930.
Циолковский К. Э., Избранные труды, кн. II, М., 1934.

П о п у л я р н ы е

- Ananoff A.*, Le problème des voyages interplanetaires, Paris, 1934.
Biermann G., Weltraumschiffahrt, Bremen, 1931.
Bruegel W., Maenner der Rakete, Leipzig, 1933.
Бурдецкий Ф., Межпланетные путешествия, Варшава, 1929 (на польском языке)
Coissac V., La conquête de l'Espace, Tours, 1916.
Gail O. W., Mit Raketenkraft ins Weltenall, Stuttgart, 1928.
Lasser D., The conquest of Space, New York, 1931.
Ley W., Die Fahrt ins Weltall, 2 Auflage, Leipzig, 1929.
Linke, F., Das Raketen-Weltraumschiff, Hamburg, 1928.
Noordung H., Das Problem der Befahrung des Weltraums, Berlin, 1928.
Перельман Я. И., Полет на луну, Л., 1925.
Перельман Я. И., Межпланетные путешествия, 6-е изд., Л., 1929.
Scherschewsky A. B., Die Rakete fuer Fahrt und Flug, Berlin, 1929.
Valier M., Raketenfahrt, Muenchen, 1930, 6 Auflage, Vorstoss in der Weltenraum

Т р у д ы, и м е ю щ и е о т н о ш е н и е к к о с м о н а в т и к е

- Nebel R.*, Raketenflug in 50 Bildern, Muenchen und Berlin, 1932.
Рынин Н. А., Ракеты, вып. 4 серии Межпланетные сообщения, Л., 1929.
Рынин Н. А., К. Э. Циолковский, его жизнь, работы и ракеты, вып. VI серии Межпланетные сообщения, Л., 1931.
Циолковский К. Э., Цели звездоплавания, Калуга. 1929.

С п е ц и а л ь н ы е ж у р н а л ы

- „Die Rakete“, Breslau, 1927 — 1929.
 „Mittellungen des Vereins für Raumschiffahrt“, Berlin, 1930 — 1931.
 „Astronautics Bulletin of the American Interplanetary Society“, N. Y., 1930—1932.
 „Bulletin of the American Rocket Society“, N. Y., 1933—1935.

ГЛАВА XII

1. ПЕРВЫЕ ШАГИ РАКЕТНОГО ЛЕТАНИЯ

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 (фиг. 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

$$\Delta v = \left(c - \frac{R_{cp}}{D} \right) \ln \frac{K_2}{K_1} - \frac{c}{I_0 g_0} g_{cp} (K_2 - K_1). \quad (305)$$

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 двигателя достигнуть заданной высоты 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 эскизное 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 (фиг. 70). Начальный вес ракеты, очевидно, не может быть большим, чем тяга двигателя, но также не может быть и меньше некоторой величины, которую мы найдем в дальнейшем. Затем можно построить кривую (фиг. 71)

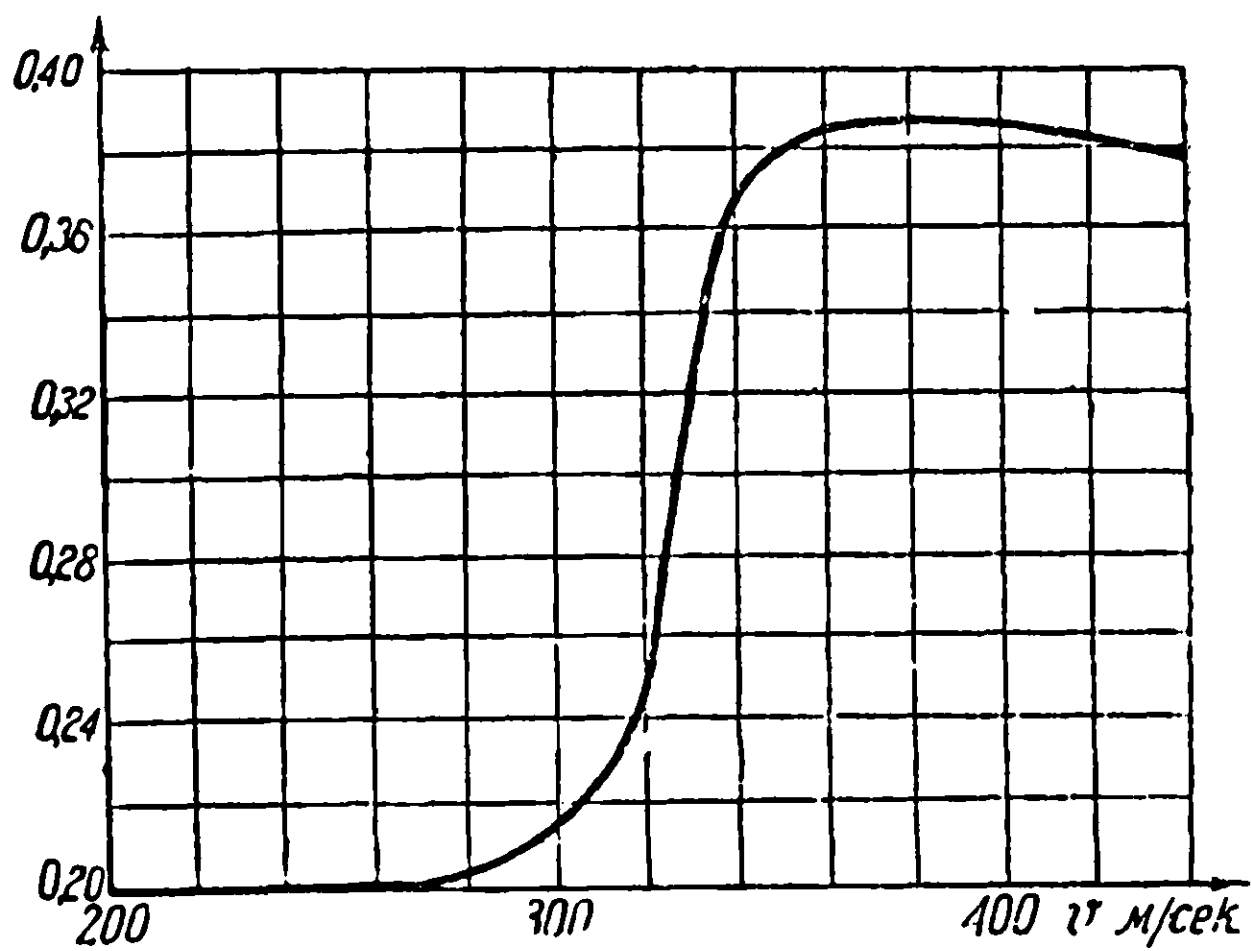
$$\frac{m_{\text{т}}}{m_{\text{н}}} = f_1(m_{\text{н}}),$$

где $m_{\text{т}}$ — масса топлива и $m_{\text{н}}$ — начальная масса ракеты.

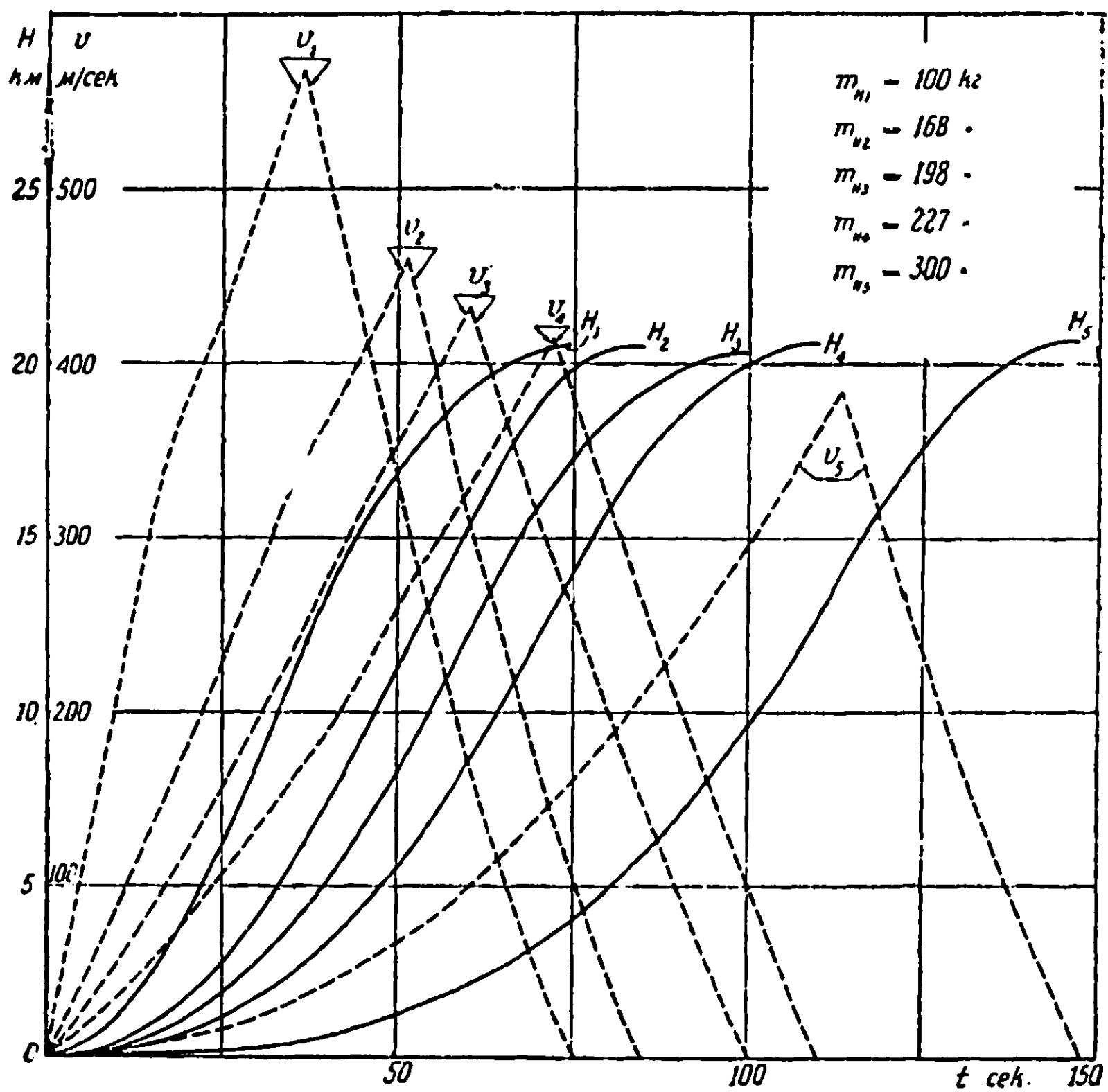
Любопытно отметить, что при определенном значении начальной массы отношение $\frac{m_{\text{т}}}{m_{\text{н}}}$ обычно проходит через минимум.

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 $m_{\text{т}} = f_2(m_{\text{н}})$ 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 $m_{\text{с}}$, всегда остается неизменной. Сюда входят



Фиг. 69.

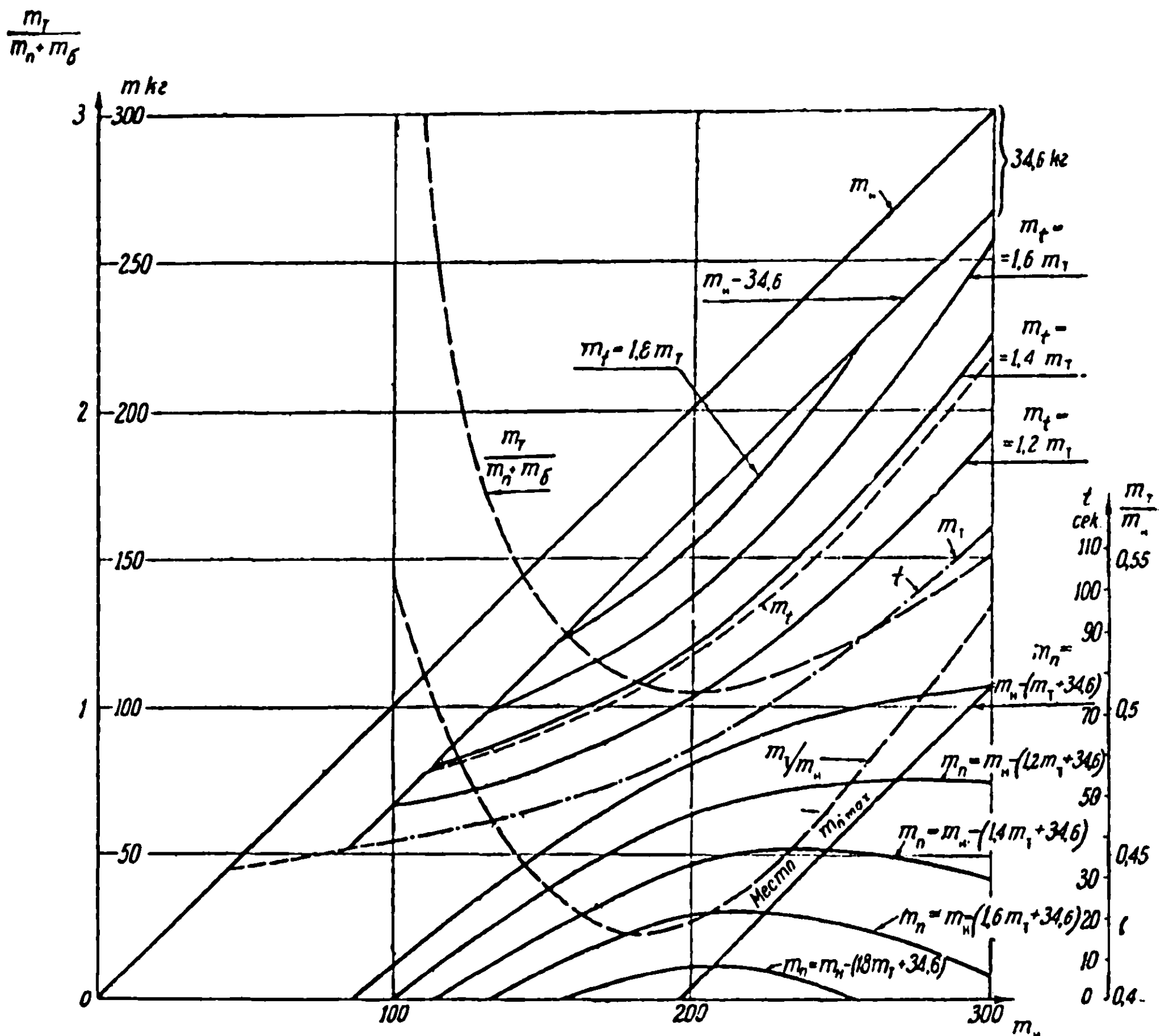


Фиг. 70.

двигатель, часть трубопроводов, приборов управления, корпуса самой ракеты, парашют и т. д. Переменной величиной, следовательно, будет разность

$$m_n - m_c = m_{\text{пер}}.$$

Очевидно также, что каждому значению массы топлива отвечает определенная масса топливных баков, которую назовем m_6 .



Фиг. 71.

На этом основании можем построить кривую $m_t = m_t + m_6 = f_3(m_n)$. В общем случае можно положить $m_t = k m_t$, где k — постоянный коэффициент.

Наконец, нетрудно найти массу полезного груза, который ракета может поднять с собой: $m_n = m_{\text{пер}} - m_t = f_4(m_n)$. Кривая $m_n = f_4(m_n)$ 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 $m_{\pi} = f_4(m_{\pi})$ все время отрицательна. Это укажет на то, что с помощью имеющегося двигателя невозможно достигнуть заданной высоты.

Для большей наглядности можно еще построить кривые

$$\frac{m_{\tau}}{m_{\pi} + m_0} = \frac{m_{\tau}}{m_{\pi} - m_{\tau} + m_0} = f_5(m_{\pi}).$$

Эти кривые при одних исходных данных могут оказаться убывающими, а при других — проходить через минимум.

Может случиться, что при наименьшем значении начальной массы, отвечающей точке пересечения кривой m_{π} с осью m_{π} , 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.

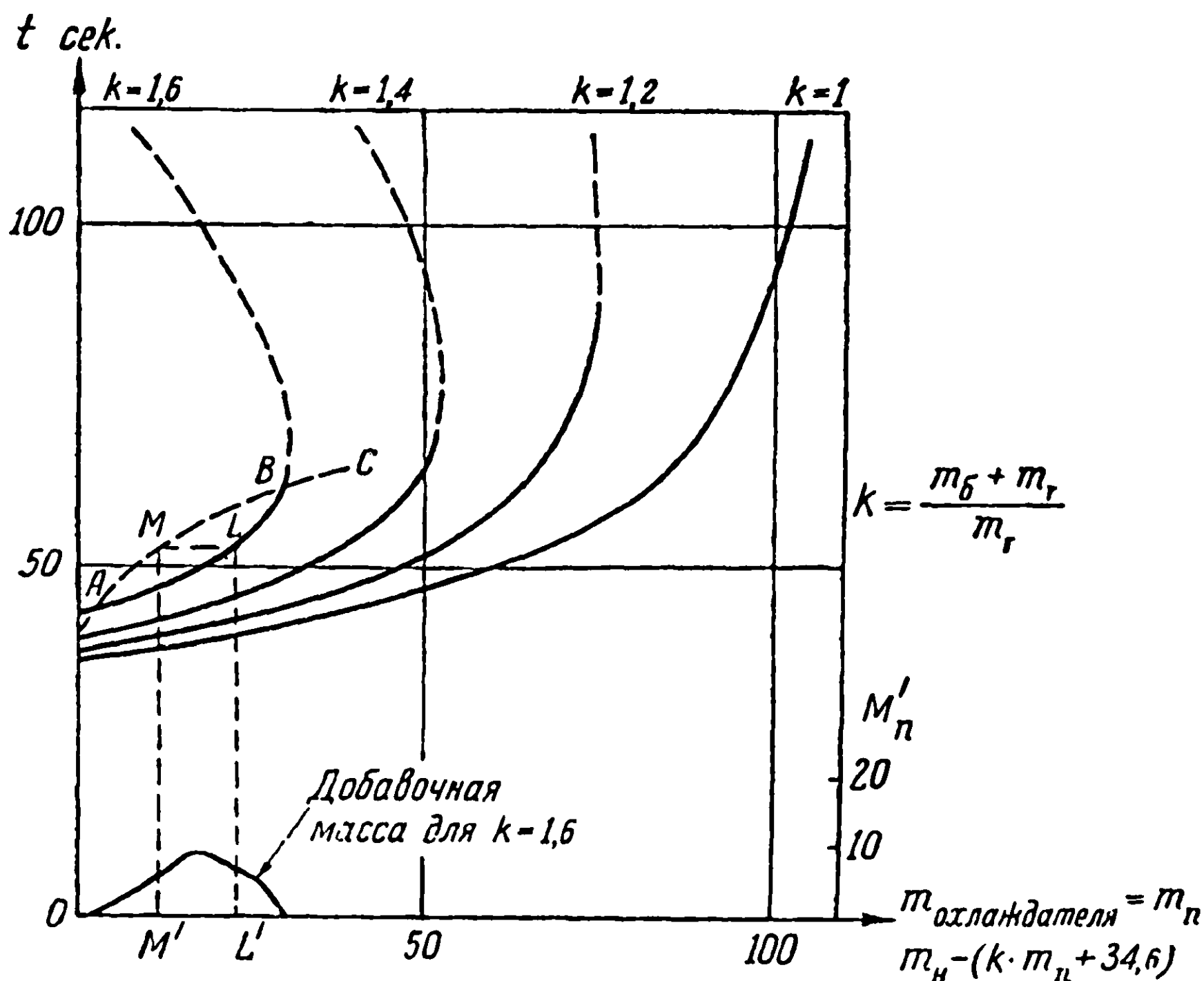
С этой целью мы предположим, что вся масса m_{π} полезного груза используется для охлаждающего устройства и, найдя на ординате, соответствующей данной величине m_{π} , потребное время работы двигателя, построим кривую $t = f_6(m_{\pi})$ (фиг. 72). На этой же диаграмме нанесем опытную кривую C , выражающую наибольшее истинное время работы двигателя в зависимости от массы охлаждающего устройства. 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_{π} , отвечает ординате L кривой $t = f(m_{\pi})$, причем L выражает потребное время работы двигателя. С другой стороны, это же время работы может быть получено и при меньшей массе охлаждающего устройства m' , отвечаю-

щей 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



Фиг. 72.

(эти участки на диаграмме 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 бóльшую массу охлаждающего устройства за счет массы m_n . Тем самым будет увеличена надежность действия работы двигателя.

2. ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ПОДЪЕМ РАКЕТЫ В ПУСТОТЕ ПРИ ПОСТОЯННОЙ ТЯГЕ

Прежде чем перейти к действительной ракете, мы рассмотрим движение высотной ракеты в среде без сопротивления и покажем, что и в этом случае увеличение относительного запаса топ-

лива 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_{Π}), включающая и полезный груз, остается неизменной, другая же часть, в которую входят массы топлива m_T и баков с арматурой m_6 , принимает различные значения. Каждому случаю отвечает определенное время работы двигателя

$$t = \frac{m_T}{D}, \quad (307)$$

затем значение коэффициента перегрузки в начале и в конце работы двигателя

$$I_0 = \frac{IP}{g(m_{\Pi} + m_T + m_6)}, \quad (308)$$

$$I_K = \frac{P}{g(m_{\Pi} + m_6)}, \quad (309)$$

и, наконец, значение коэффициента K_{Π} .

Наибольшая высота, которой достигнет ракета в конце работы двигателя, определится из равенства (264), а ее скорость — из равенства

$$v = c \left(\frac{K_{\Pi} - 1}{I_0} - \ln K_{\Pi} \right). \quad (263)$$

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 фиг. 73, из которой видно, что кривая высот 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

$$v = c \ln \frac{m_{\Pi} + m_6 + m_T}{m_{\Pi} + m_6}. \quad (310)$$

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_6 в случае подачи топлива аккумулятором давления можно принять пропорциональной давлению в камере¹:

$$m_6 = C \frac{p_i}{p_a}. \quad (311)$$

¹ Характер зависимостей мало изменится, если взять точное выражение $m_6 = f(p_i)$.

Этим самым определяются начальная масса ракеты и коэффициент наполнения K_n .

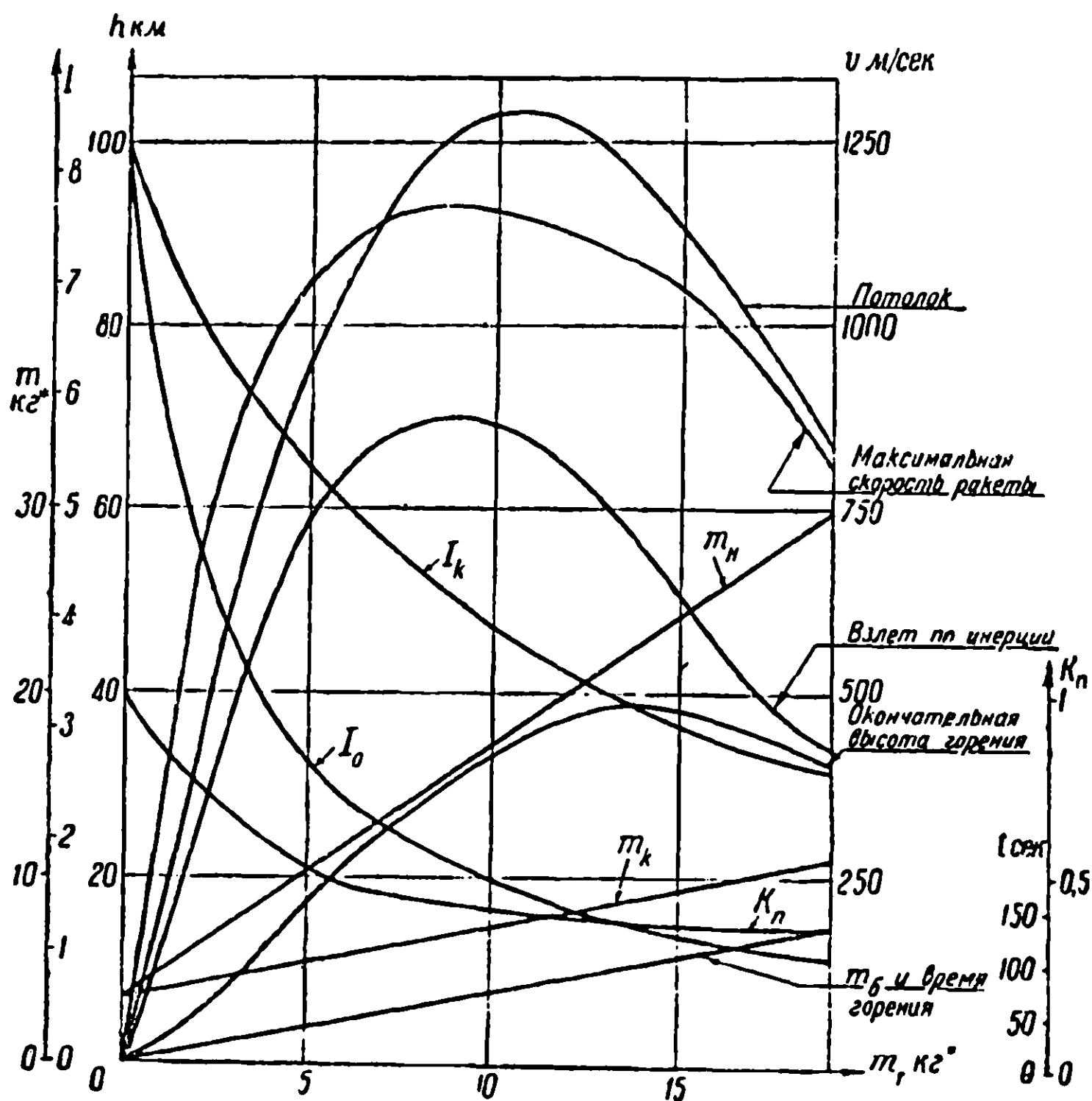
Если известны характеристики ракеты для какого-нибудь частного случая, то, обозначая значком „прим“ (') относящиеся к нему величины, будем иметь вообще

$$P = P' \frac{D}{D'} \frac{c}{c'}, \quad (312)$$

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, а V_x и $V_{x'}$ — удельные объемы продуктов сгорания в тех же сечениях.



Фиг. 73.

Положим, что площадь выходного сечения сопла для всех случаев остается одна и та же и что изменяется лишь 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

$$p_x V_x = \text{const} \quad (314)$$

будем иметь

$$\frac{D}{D'} = \frac{c}{c'} \quad (315)$$

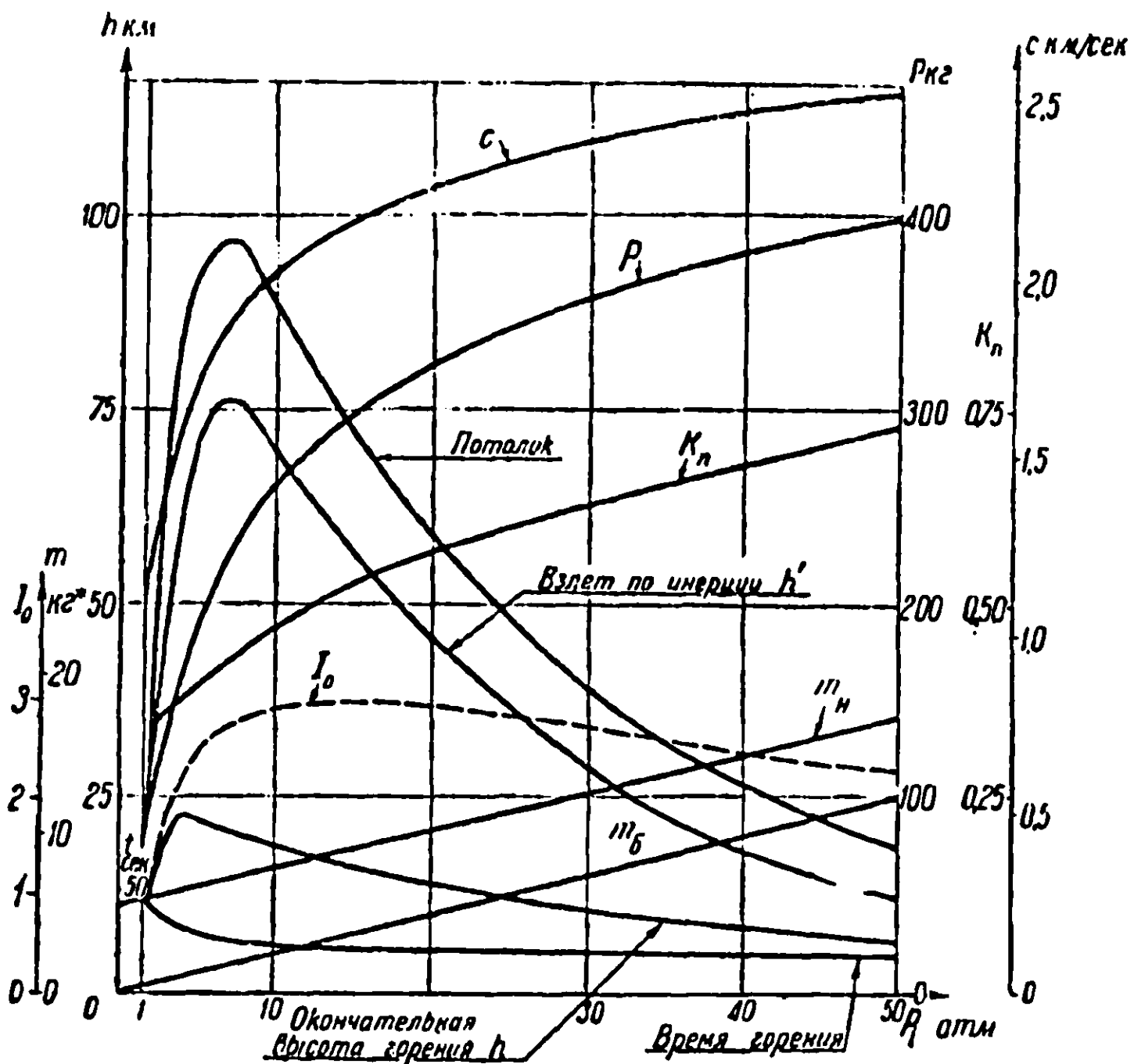
и, следовательно, на основании (312):

$$P = \left(\frac{c}{c'}\right)^2 P'. \quad (316)$$

Для начального значения коэффициента перегрузки будем иметь

$$I_0 = \frac{m'_{\text{н}}}{m_{\text{н}}} \left(\frac{c}{c'}\right)^2 I'_0 = \frac{m'_{\text{н}}}{m_{\text{н}}} \frac{1 - \left(\frac{p_{\text{н}}}{p_i}\right)^{\frac{x-1}{x}}}{1 - \left(\frac{p_{\text{н}}}{p_i'}\right)^{\frac{x-1}{x}}} I'_0. \quad (317)$$

Результаты вычислений, произведенных с помощью этих формул, представлены на фиг. 74, из которой видно, что потолок



Фиг. 74.

ракеты, являющийся в данном случае функцией от $\frac{p_{\text{н}}}{p_i}$, имеет максимум¹. Из этого следует, что увеличение давления в камере

¹ Величина этого максимума зависит еще от природы топлива x .

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:

$$v = v' \frac{c}{c'} \frac{\ln K_{II}}{\ln K_{II}'} = \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{x-1}{x}} \ln \frac{m_{II} + m_T + C \frac{p_i}{p_a}}{m_{II} + C \frac{p_i}{p_a}}}{1 - \left(\frac{p_a}{p'_i}\right)^{\frac{x-1}{x}} \ln \frac{m_{II} + m_T + C \frac{p'_i}{p_a}}{m_{II} + C \frac{p'_i}{p_a}}}}. \quad (318)$$

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 (фиг. 75).

Допустим теперь, что та же ракета предварительно поднята каким-либо способом на высоту H и сброшена оттуда вниз.

Если ускорение силы тяжести на высоте H мало отличается от земного ускорения, 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 противоположное¹, 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):

$$\frac{H_0' - H_0}{H_0} = \frac{2q}{1 + q^2}. \quad (322)$$

¹ Теоретически это может быть достигнуто и без потери живой силы (абсолютно упругий удар, движение по материальной полуокружности и т. д.).

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

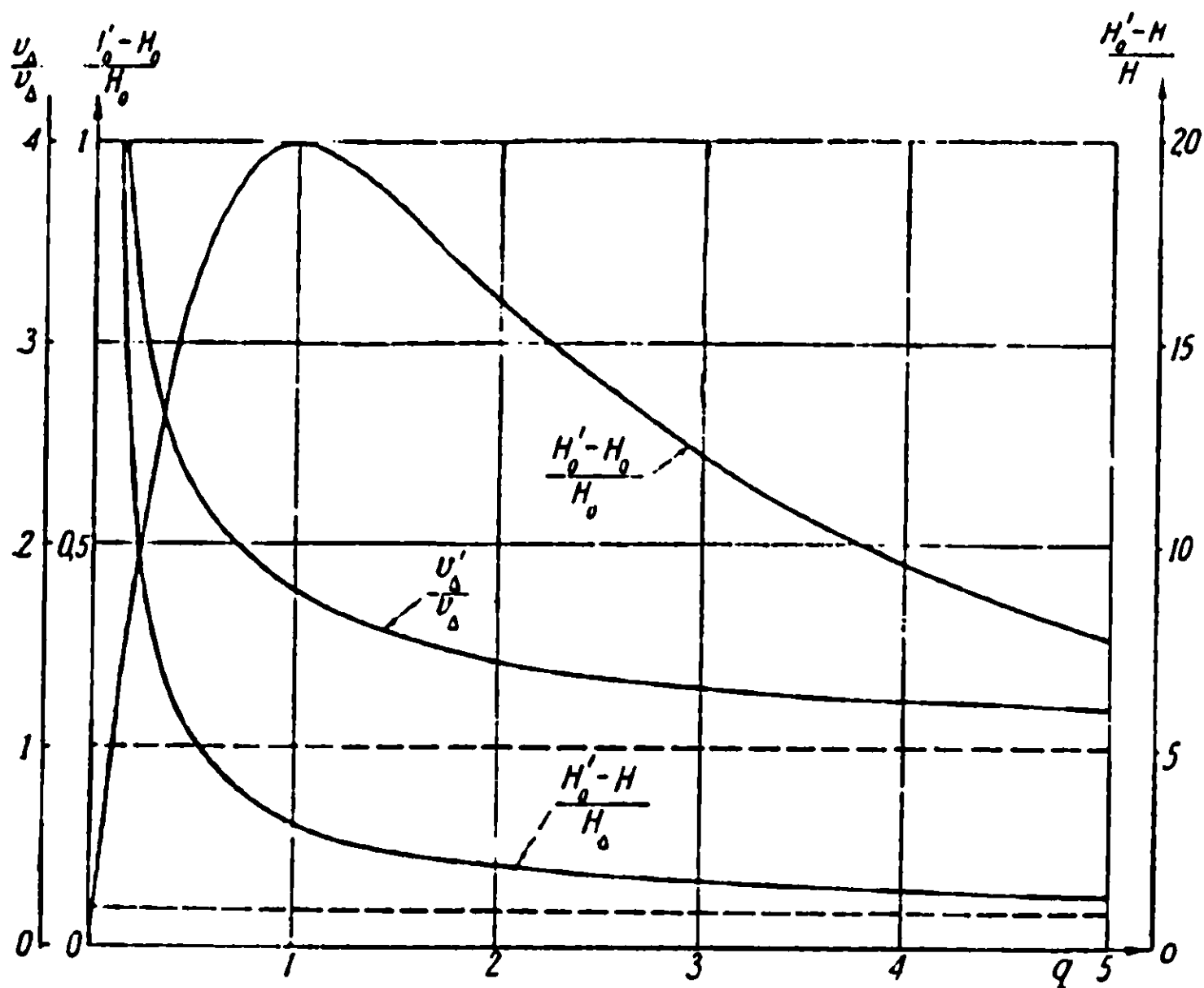
$$v'_\Delta = \sqrt{2g(H_0' - H)} = v\sqrt{q(q+2)}, \quad (324)$$

так что отношение

$$\frac{v'_\Delta}{v_\Delta} = \sqrt{1 + \frac{2}{q}}. \quad (325)$$

При помощи этих формул построены кривые фиг. 76.

Заметим, что формула (322) по самому смыслу задачи тождественна выражению для мгновенного динамического к. п. д. ракеты,



Фиг. 76.

причем в этом случае величина q представляет собой отношение скорости ракеты к скорости истечения газов.

Получаемый описанным способом выигрыш в высоте подъема происходит оттого, 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 бóльшим благодаря тому, что ракета уже имела на-

чальную 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 направления полета ракеты после сбрасывания, например, путем использования крыльев.

Аналогичный метод может быть применен и при пуске ракет под углом с целью увеличения их досягаемости.

г) **Особые способы пуска ракет.** 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 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 мало и сопротивление среды отсутствует, то скорость 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

На фиг. 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 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.

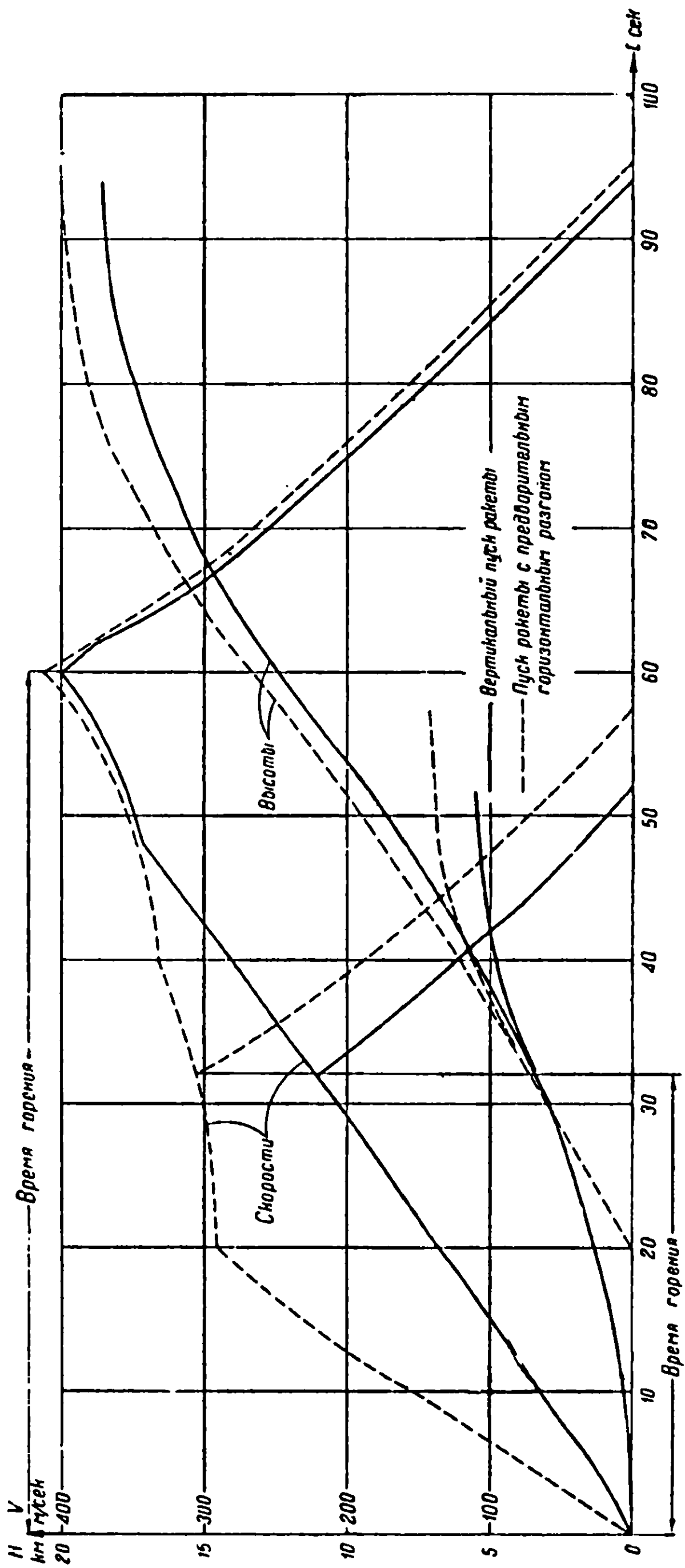
а) Парадокс давления в камере. Если бы в расчетах, приведенных на стр. 220 и далее, мы сохранили постоянное значение коэффициента наполнения для различных давлений в камере сгорания, то, как следует из уравнений (264) и (263), высота подъема и скорость ракеты в конце работы двигателя уменьшились бы при 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_v быстро возрастает. Это обстоятельство иногда может привести к парадоксальным результатам.

Например, уменьшив давление в камере сгорания, можно получить бóльший 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 бóльшей 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 бóльший потолок. Поясним сказанное примером.

Положим, что две ракеты, предварительно поднятые на высоту 5 км и имеющие начальную скорость 315 м/сек,¹ 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.

¹ Этого можно достигнуть, например, с помощью составной ракеты.



Фиг. 77.

Положим, что для выбранного топлива отношение теплоемкостей равно 1,4. Тогда относительная скорость истечения¹ для первой ракеты, имеющей $p_i = 100p_a$, будет равна 85,5%, а для второй ракеты, имеющей $p_i = 20p_a$, эта скорость будет 75,8%.

Согласно формуле (315) отношение величин расхода топлива

$$\frac{D}{D'} = \frac{\sqrt{1 - \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}}{\sqrt{1 - \left(\frac{p_a}{p_{i'}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}}. \quad (326)$$

Если секундный расход в первой ракете равен 0,2 кг*/сек, то для второй будем иметь 0,1776 кг*/сек и, следовательно, время сгорания будет соответственно 4 и 4,5 сек.

На основании (316) отношение сил тяги будет

$$\frac{P}{P'} = \frac{1 - \left(\frac{p_a}{p_i}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{1 - \left(\frac{p_a}{p_{i'}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}, \quad (327)$$

так что если тяга одной ракеты равна 1000 кг, то вторая будет иметь 786 кг.

В конце сгорания топлива скорости ракет будет 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 будут возрастать, поскольку движение идущей впереди ракеты совершается в слоях воздуха, имеющих меньшую плотность.

Отметим еще, что ракета с малым давлением в камере имеет бóльший запас прочности для частей конструкции.

б) Парадокс мертвого веса. Если сила сопротивления воздуха на ракету не очень велика, то с точки зрения увеличения потолка выгодно возможно бóльшее 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 м²

¹ Т. е. отношение действительной скорости истечения к идеальной скорости, которую имели бы газы в пустоте при полном расширении.

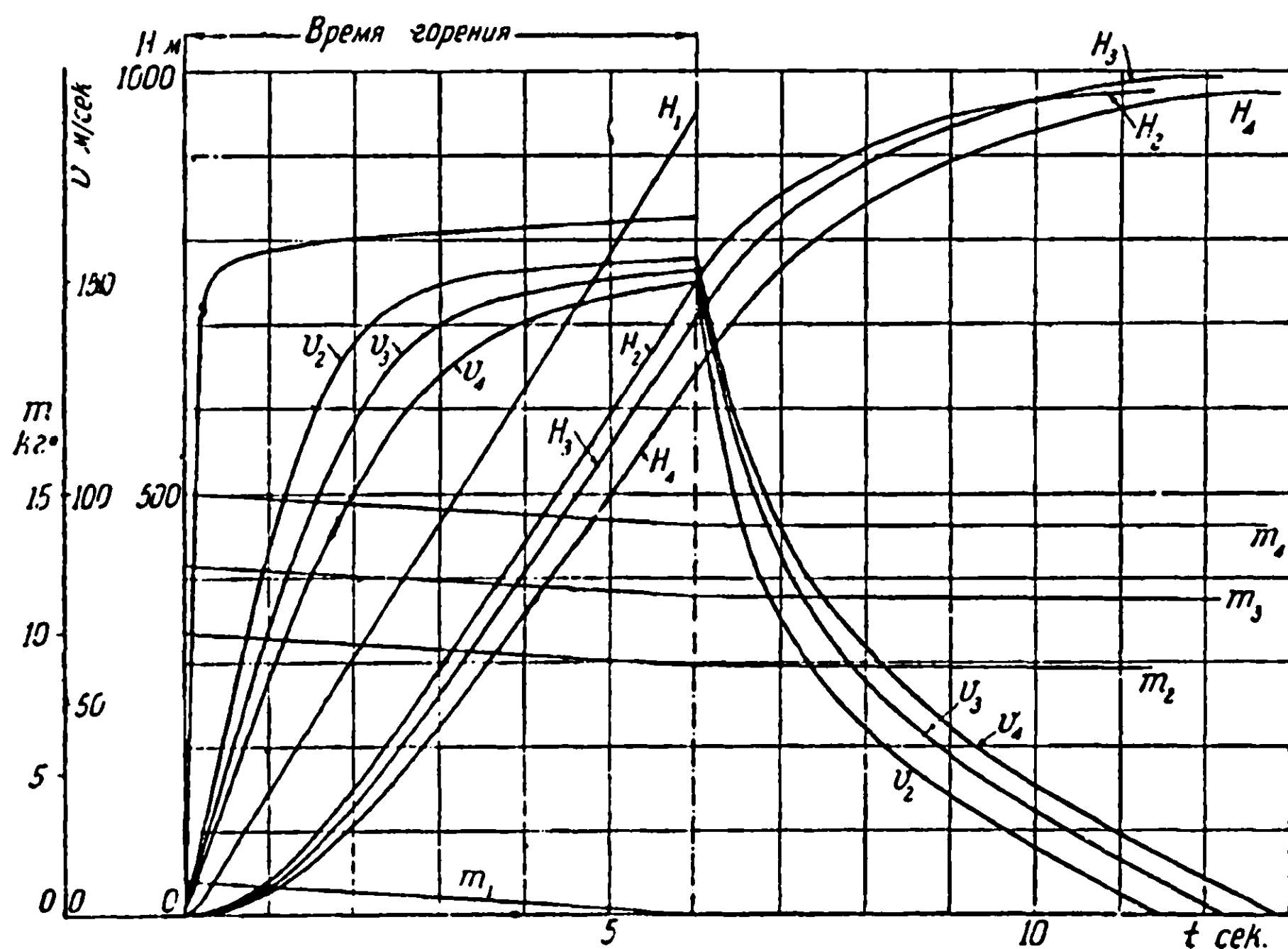
Результаты вычислений приведены в табл. 40.

Таблица 40

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 таблицы же видно, что если нагрузить такую „ракету-минимум“ добавочной массой в 8,85 кг, то потолок несколько увели-



Фиг. 78.

чится, а при массе в 11,35 кг приращение будет еще больше. Дальнейшее увеличение добавочной массы приводит уже к понижению потолка (фиг. 78).

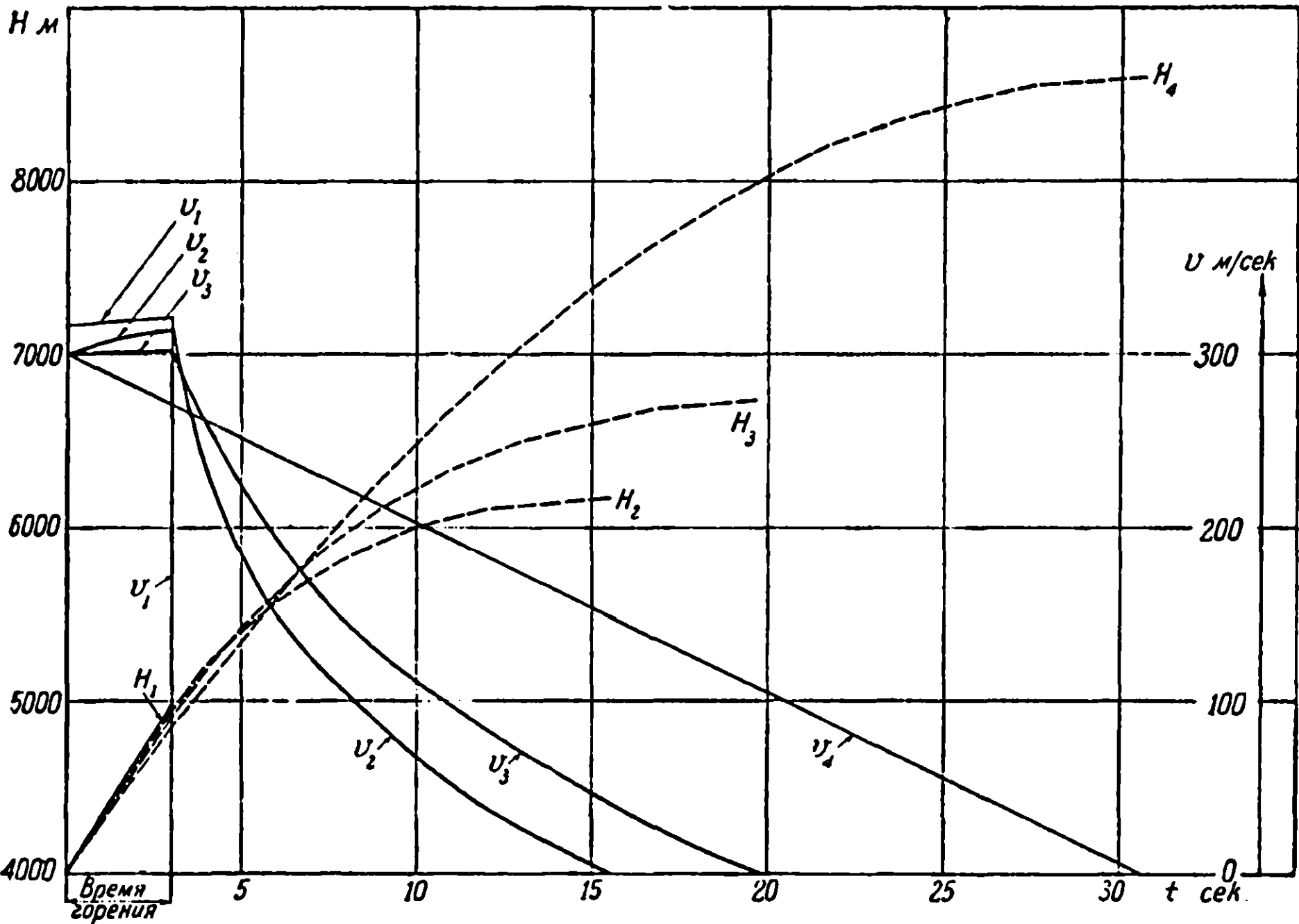
В рассмотренном примере наибольшая скорость ракеты значительно ниже скорости звука. Если взять случай, в котором легкая ракета как раз достигает скорости звука, а тяжелая ракета близка к этой скорости, то, очевидно, парадокс будет еще более разительным.

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
Массу топлива
Секундный расход
Площадь миделя
Высоту пуска второй ступени
Скорость в момент пуска

5000 м/сек
0,6 кг*
0,2 кг*/сек
1 м²
4 км
300 м/сек



Фиг. 79.

Вычисления приводят к следующим результатам (см. табл. 41 и фиг. 79).

Таблица 41

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

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*/сек
Тяга двигателя	1000 кг
Площадь мидела	1 м²
Высота пуска	6,5 км
Скорость в момент пуска	310 м/сек

В табл. 42 приводятся результаты вычислений для различных времен работы двигателя при одном и том же расходе. Результаты представлены также кривыми на фиг. 80 и 81.

Таблица 42

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	8320

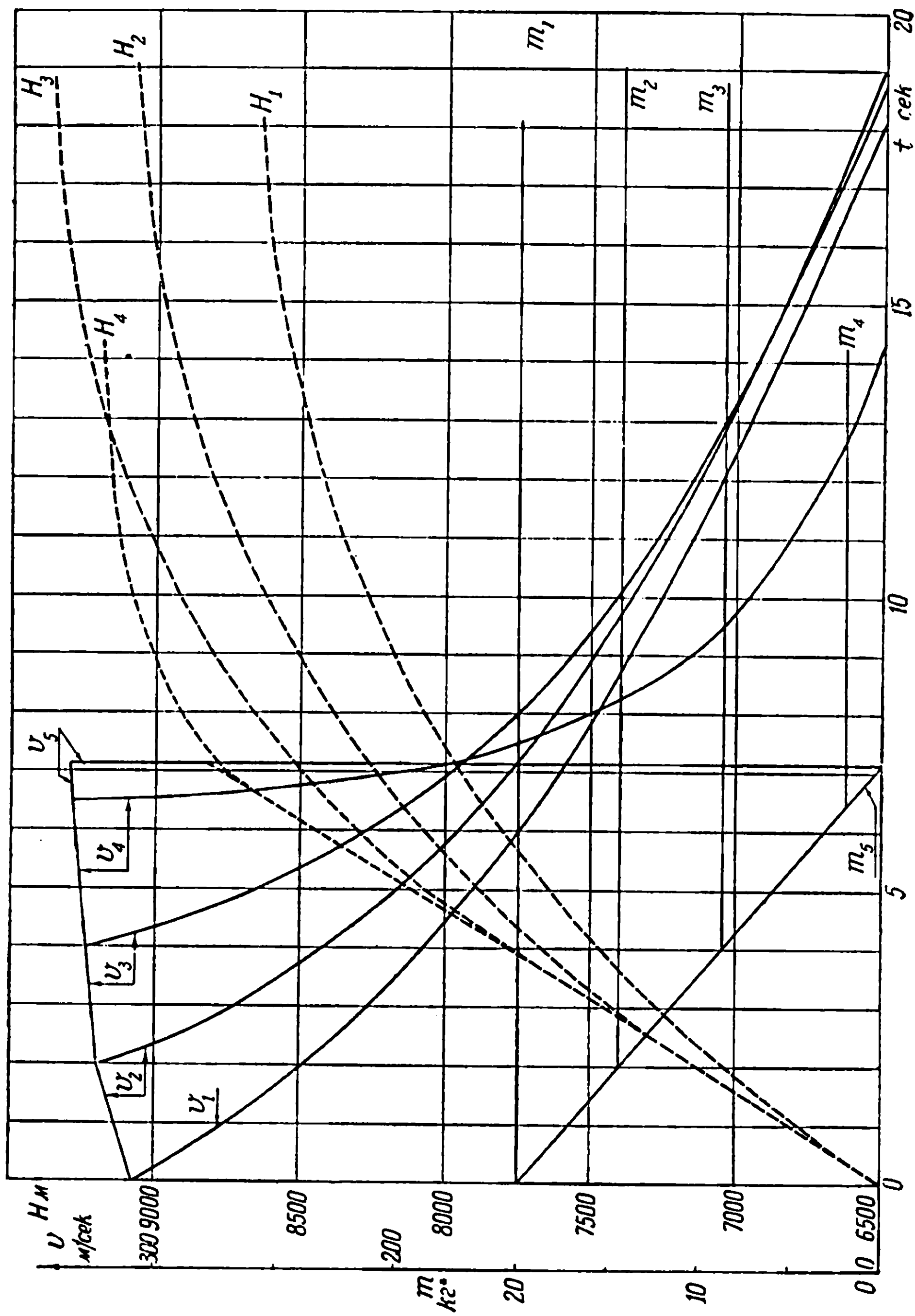
Таким образом при любой продолжительности работы двигателя потолок получается бóльшим, чем в случае, когда мотор вовсе не был пущен. По мере возрастания времени работы двигателя потолок увеличивается, но затем, что особенно замечательно, потолок начинает убывать.

г) Парадокс повторных пусков двигателя. При движении ракеты в поле тяготения, но при отсутствии сопротивления среды наибольший потолок получается при непрерывной работе двигателя. В воздушной же среде прекращением работы двигателя с повторными пусками 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 результаты, приведенные в табл. 43.

Таблица 43

Продолжительность перерыва в работе двигателя, сек.	0	3,5	8,5	17,1
Скорость ракеты в конце перерыва, м/сек	324	187	96	0
Высота подъема в конце перерыва, м	7130	7985	8675	9070
Высота подъема в конце сгорания, м	7780	8465	9005	9210
Соответствующая скорость ракеты, м/сек	330	300	235	150
Потолок, м	9360	9970	10195	9900



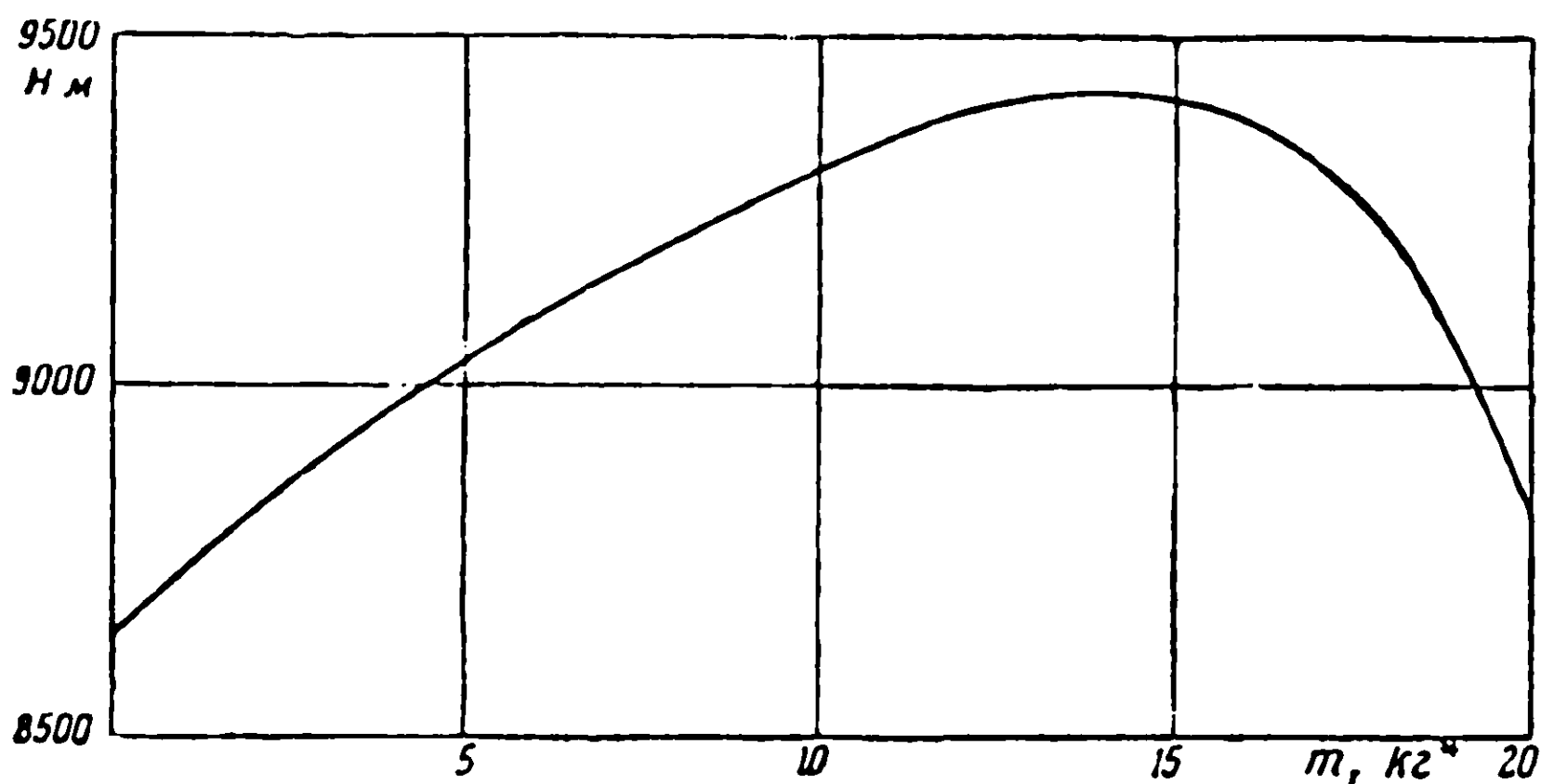
Фиг. 80.

Как видно из фиг. 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 достижение 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 действитель-



Фиг. 81.

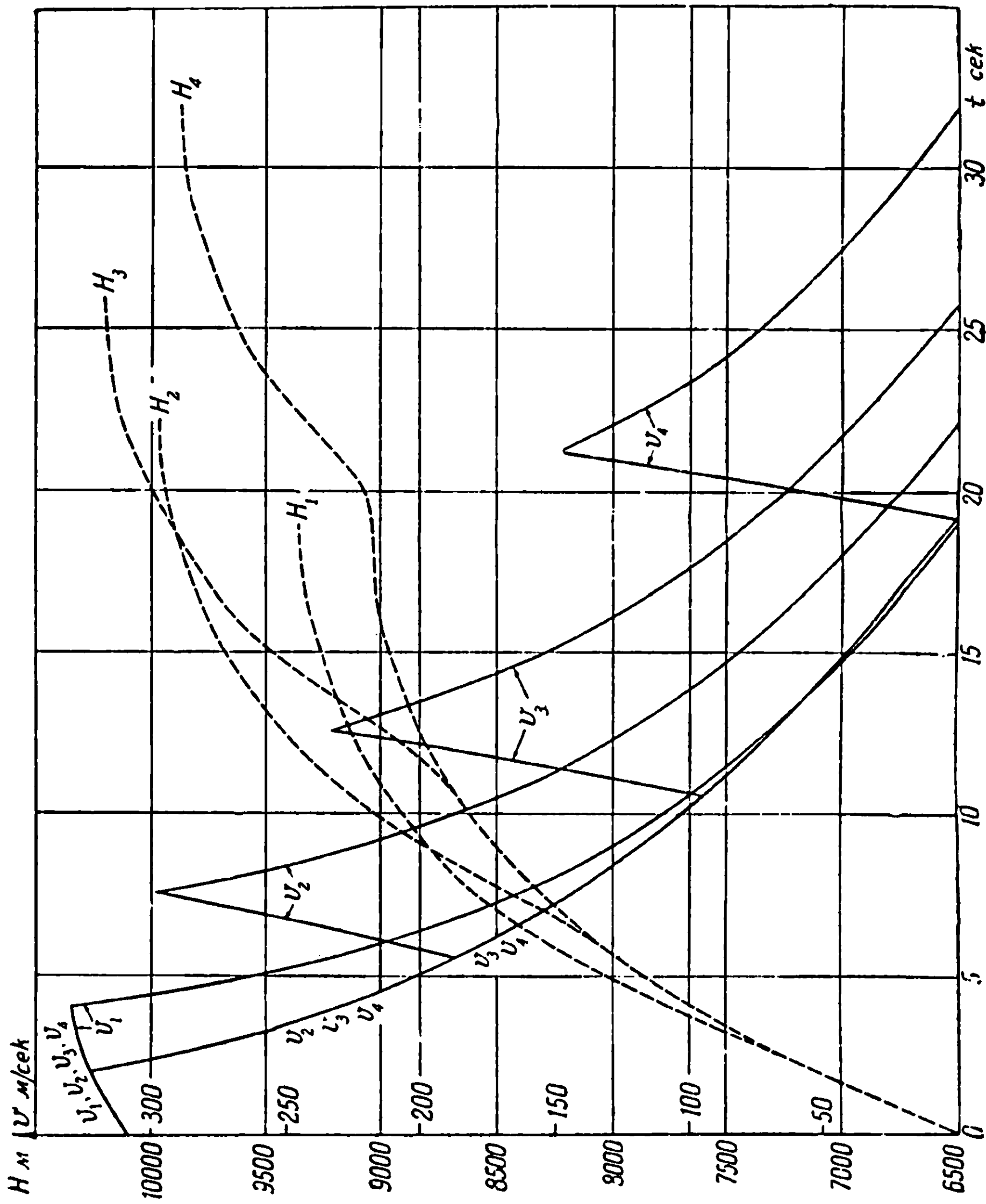
ности. Мы задались ими с целью получения возможно большей наглядности выводов и желая обратить на них внимание конструкторов. Эти выводы показывают, что сопротивление воздуха вносит поправки не только в количественные, но и в качественные характеристики ракеты.

4. СОСТАВНЫЕ РАКЕТЫ

а) Движение по инерции. При движении ракеты в пустоте отбрасывание инертной массы само по себе не оказывает влияния на высоту подъема. Иначе дело обстоит при движении в воздухе; в этом случае потолок возрастет или понизится 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 м, G — ее вес в кг и i — коэффициент формы.



Фиг. 82.

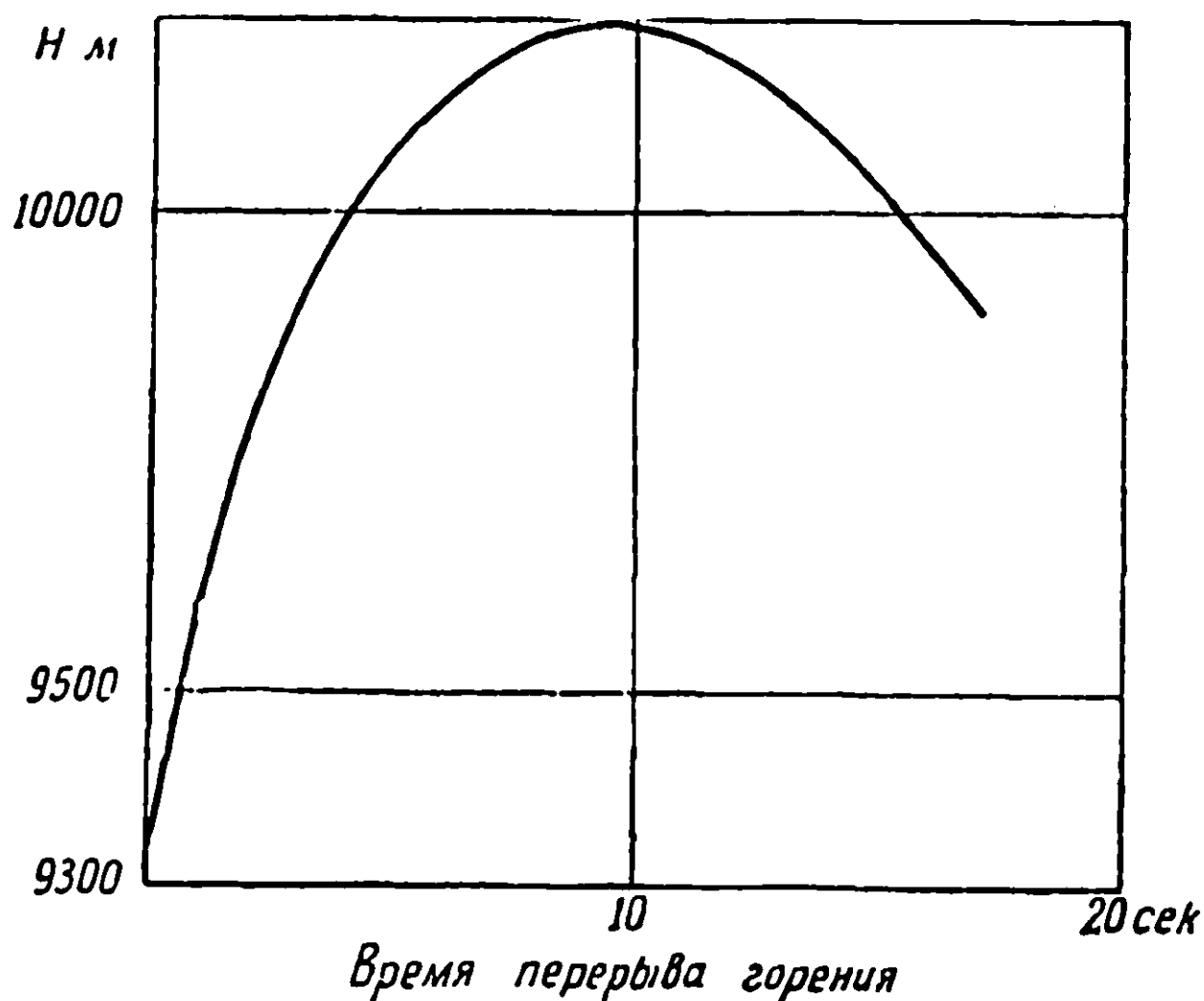
Это обстоятельство привело нас к мысли о такой составной ракете, у которой последняя ступень не имеет двигателя, что в известных случаях может дать хорошие результаты.

Что касается величины поперечного сечения, остающегося после отбрасывания инертной массы, то оно практически может в лучшем случае сохранить прежнюю величину. В предельном случае, когда оно сохраняет первоначальную величину¹, имеем

$$C' = C_0 \frac{m_{II}}{m'} > C_0; \quad (329)$$

в остальных же случаях — когда сечение ракеты после отброса уменьшается — баллистический коэффициент может стать либо бóльшим, либо равным, либо меньшим, чем раньше.

Диаграмма фиг. 84 дает возможность определить возможный выигрыш в высоте путем изменения баллистического коэффициента.



Фиг. 83.

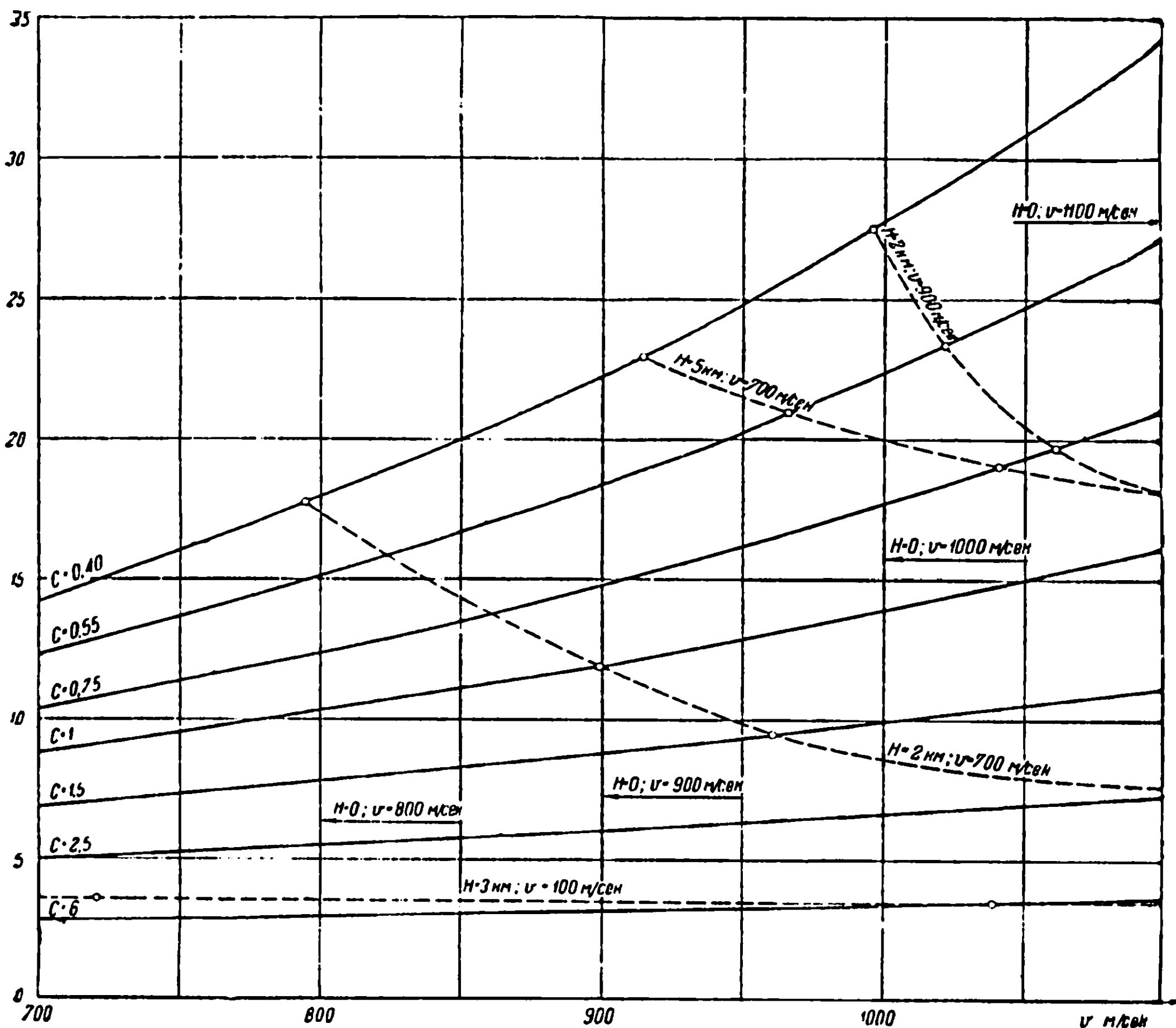
Сплошными линиями нанесены кривые высот для ракет, имеющих форму снарядов Куарда, в функции от их начальной скорости у поверхности Земли при различных значениях баллистического коэффициента².

Ординаты точек пересечения этих кривых с пунктирными кривыми дают величины потолка ракет, имеющих определенную скорость на заданной высоте.

¹ Величины, относящиеся к ракете до момента отбрасывания пассивной массы мы отмечаем значком 0 , а после этого момента — значком $'$.

² Для вычислений мы пользовались „Баллистическими таблицами АНИИ“, ч. IV, кн. I, стр. 9—138.

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 1. Если бы полет продолжался без отбрасывания, то потолок ракеты был бы равен 11,9 км. Если после отбрасывания баллистический коэффициент возрастет до 2,5, то потолок уменьшится на 2,4 км. Если же, напротив, этот коэффициент умень-



Фиг. 84.

шится 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 мы будем считать, что реактивный импульс сообщен ракете мгновенно, а это равносильно допущению, что секундный расход и скорость истечения весьма велики и что соответствующий общий расход топлива ничтожен. В действительности ракеты будут иметь сравнительно небольшие ускорения и вместе с тем заметное уменьшение массы; поэтому результаты наших 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 (фиг. 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, IV, V), так как

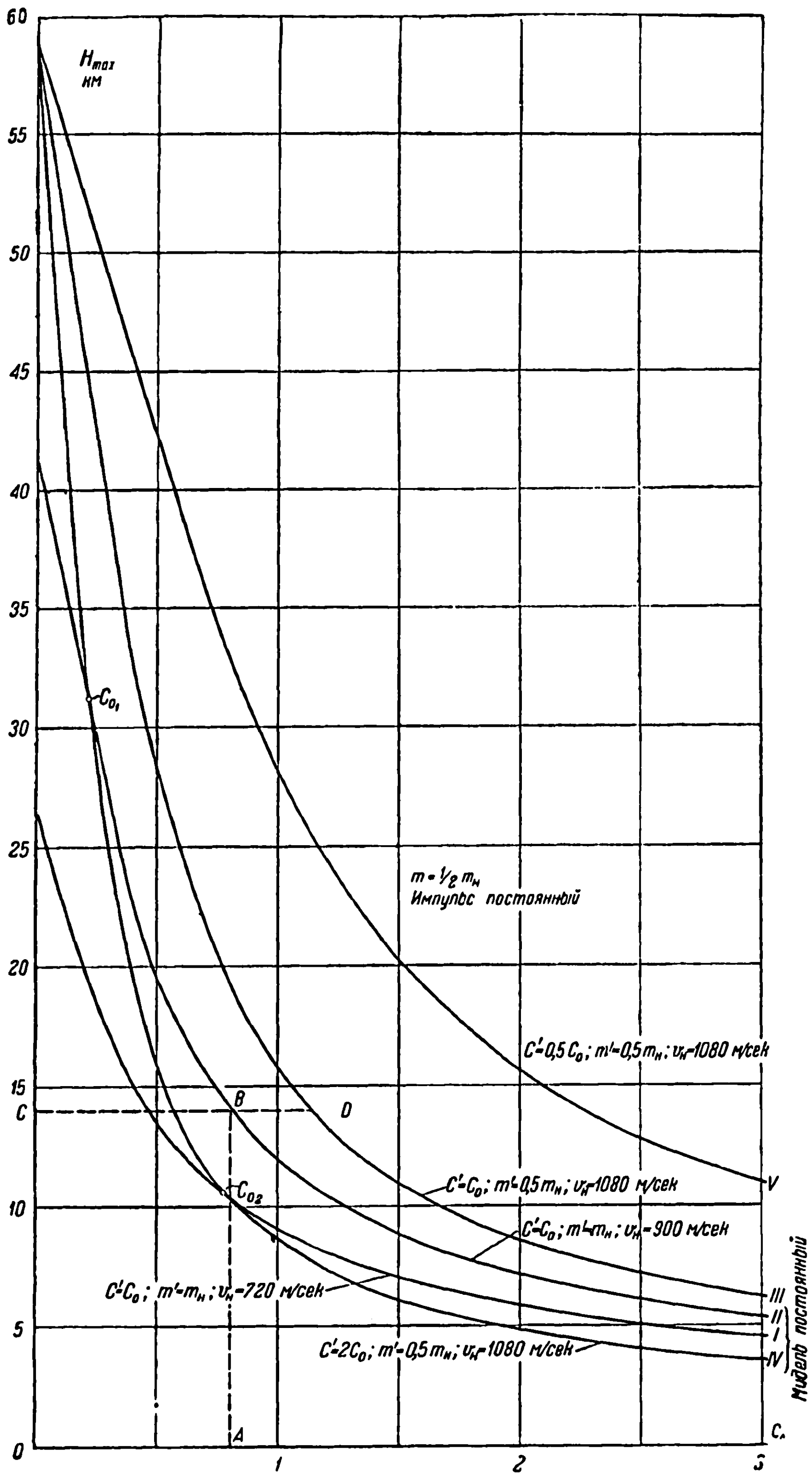
$$m_n \Delta v_0 = m' \Delta v'. \quad (330)$$

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 бóльшим, чем у соответствующей простой ракеты, а при $C' < C_0$ — еще бóльшим.

В том же случае, когда $C' > C_0$, потолок будет оставаться бóльшим 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

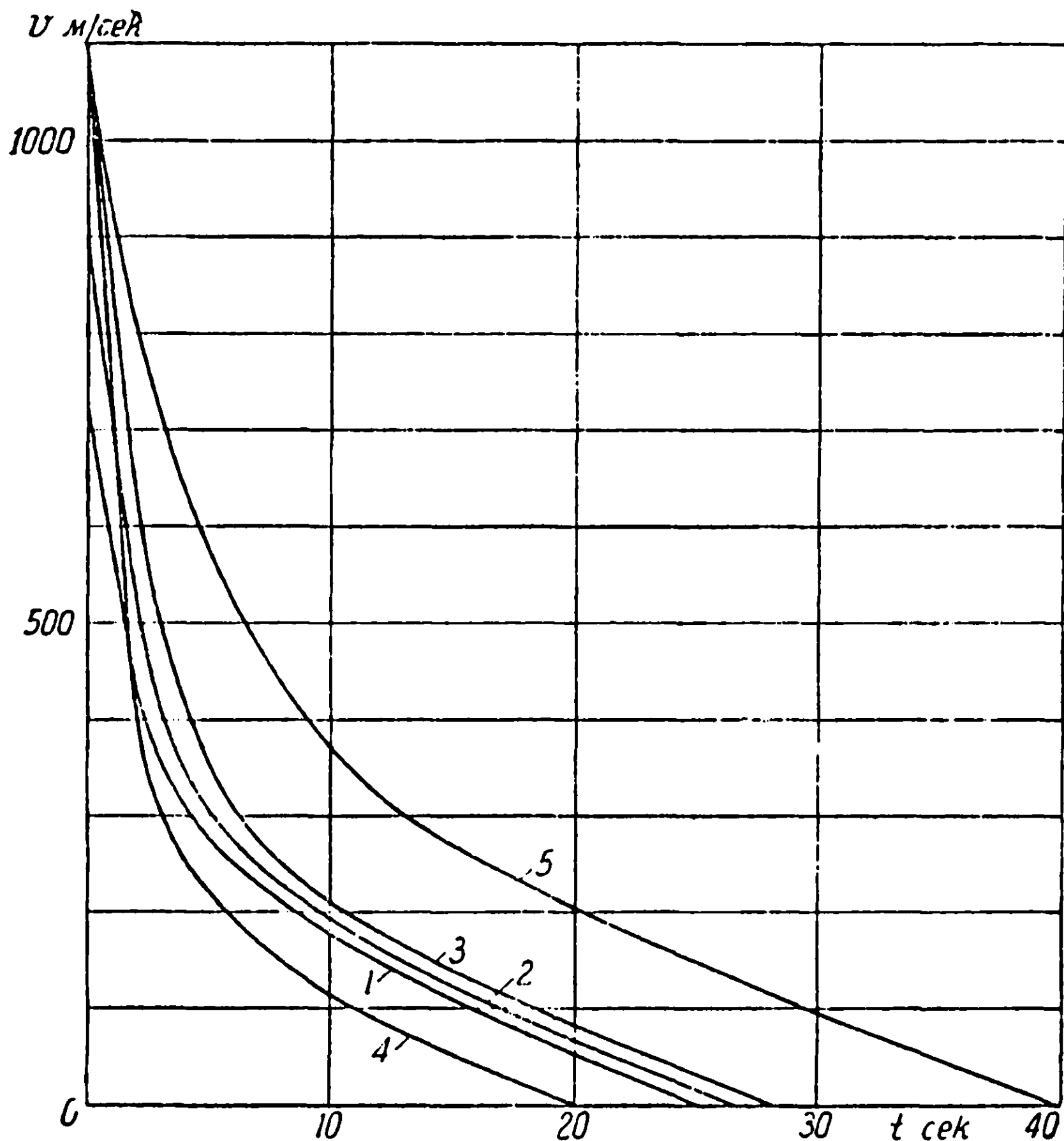


Фиг. 85.

из кривой, соответствующей $n = 1$, путем умножения абсцисс этой кривой на $\frac{1}{n}$.

На фиг. 86 и 87 даны для примера функции $v = f_2(t)$ и $H = f_3(t)$ для величин потолка, взятых с кривых 1—5, при $C_0 = 3$.

С помощью фиг. 85 мы можем найти величину коэффициента воздушных потерь, т. е. определить ту часть η_v сообщенной ракете



Фиг. 86.

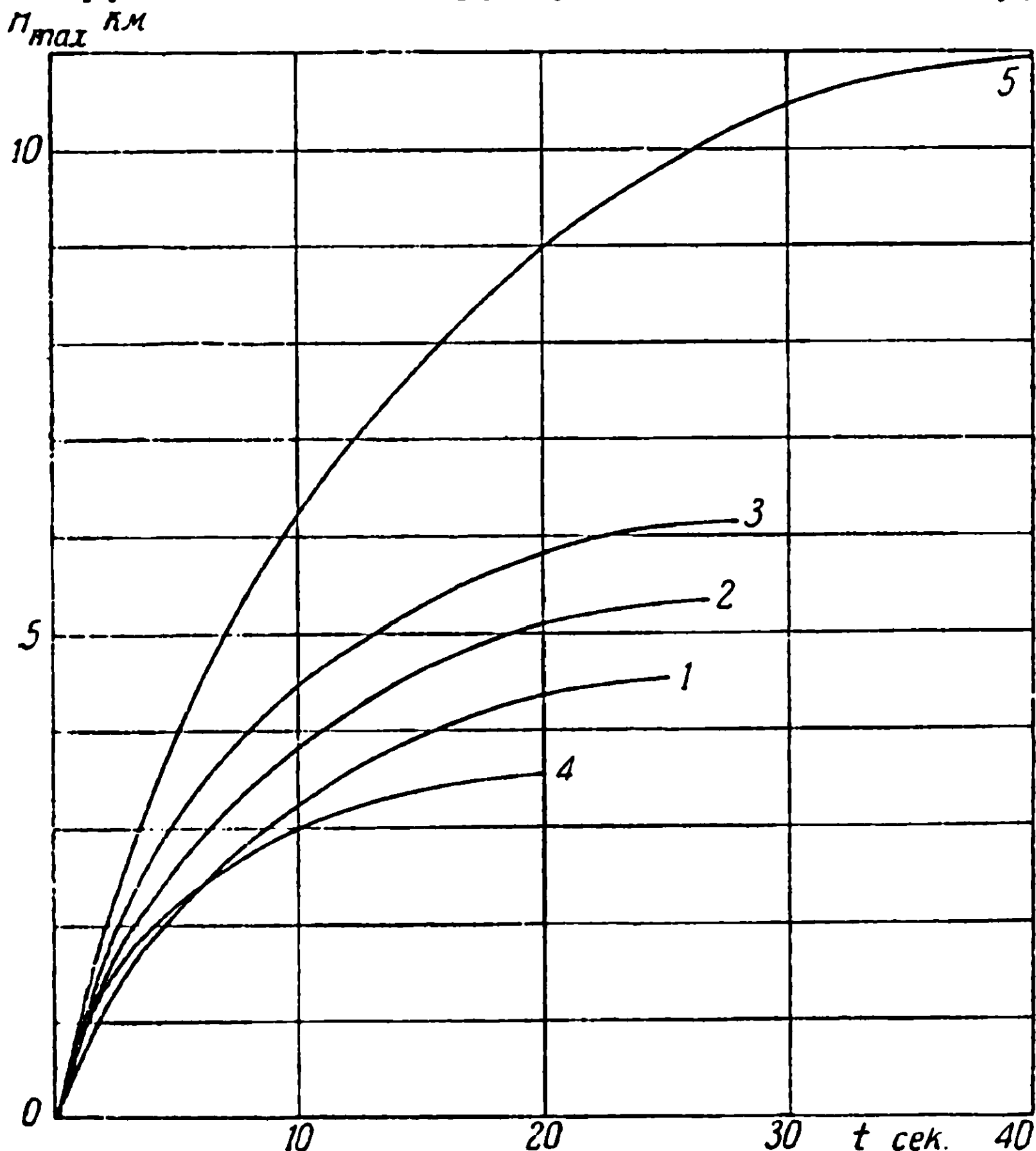
энергии, которая израсходована на преодоление силы тяготения, и часть $(1 - \eta_v)$, поглощенную сопротивлением воздуха. Этот же коэффициент для тех высот, в пределах которых земное ускорение практически не меняется, выражает отношение высоты подъема в воздухе к высоте, достигаемой в пустоте (фиг. 88). На фигуре кривые IV и V получаются из кривой III таким же образом, как и на фиг. 85.

Для оценки составной ракеты бóльший интерес представляет нахождение величины отношения

$$\eta_c = \frac{H_n - H_{II}}{H_{II} - H_I} \cdot \frac{H_{n_0} - H_{II_0}}{H_{II_0} - H_{I_0}} = \frac{H_{II_n} - H_{I_0}}{H_{II_0} \eta_{вII} - H_{I_0} \eta_{вI}} \cdot \frac{H_{n_0} \eta_{вII} - H_{II_0} \eta_{вII}}{H_{n_0} - H_{II_0}},$$

где указатель 0 относится к C_0 (фиг. 89).

Кривая показывает, что применение составной ракеты в воздухе дает эффект, аналогичный эффекту составной ракеты, движущейся



Фиг. 87.

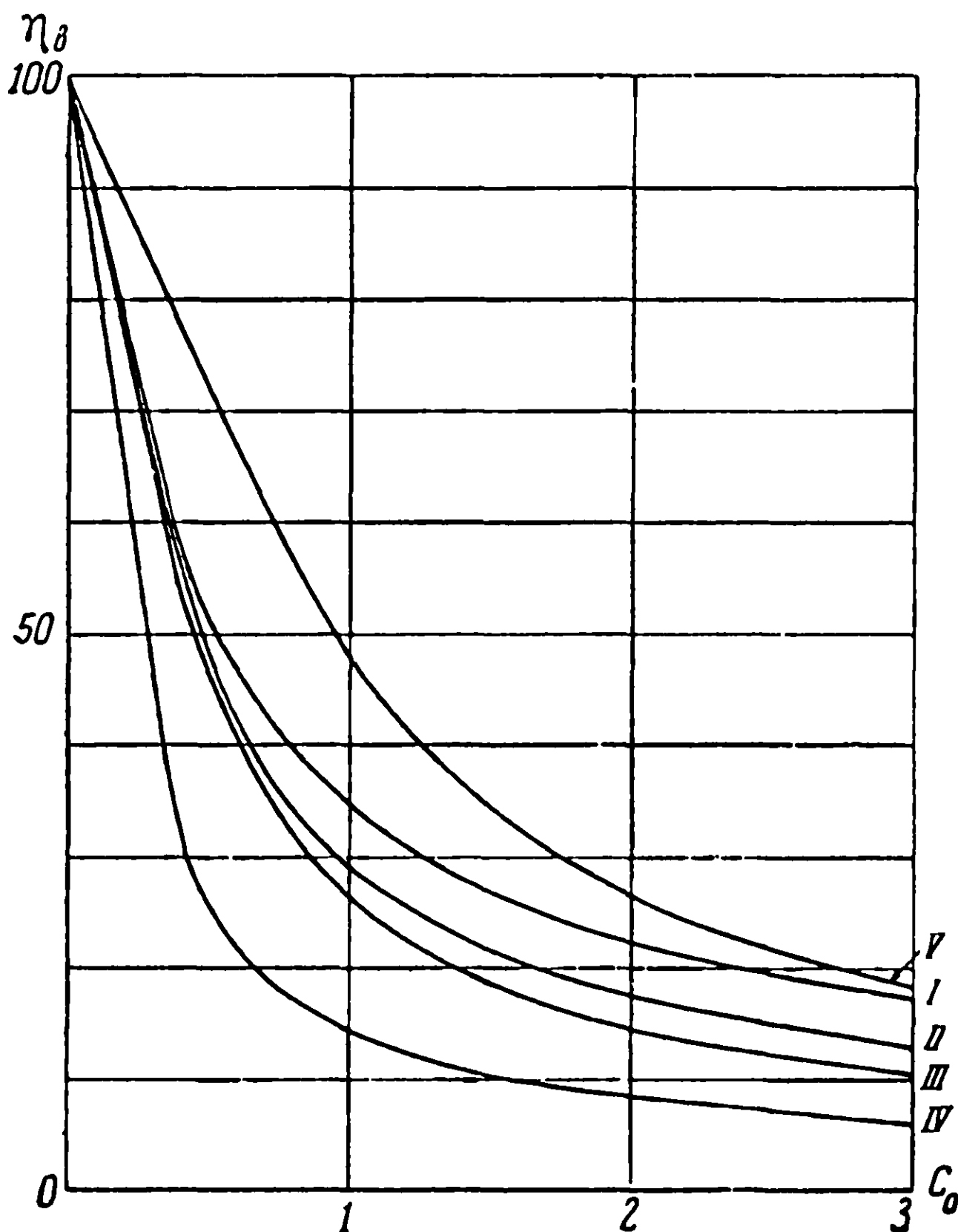
в пустоте, если $\eta_c = 1$; но и при меньших положительных значениях η_c она еще представляет интерес. Если же

$$\eta_c < \frac{H_{II_0} - H_{n_0}}{H_{II_0} - H_{I_0}},$$

то потолок будет меньше, чем в том случае, когда масса C_0 не отбрасывается и двигатель не работает.

Фиг. 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_c будет равен нулю.

Эту величину можно найти графически, проводя на фиг. 85 через точку A , отвечающую выбранной величине C_0 , прямую, пер-



Фиг. 88.

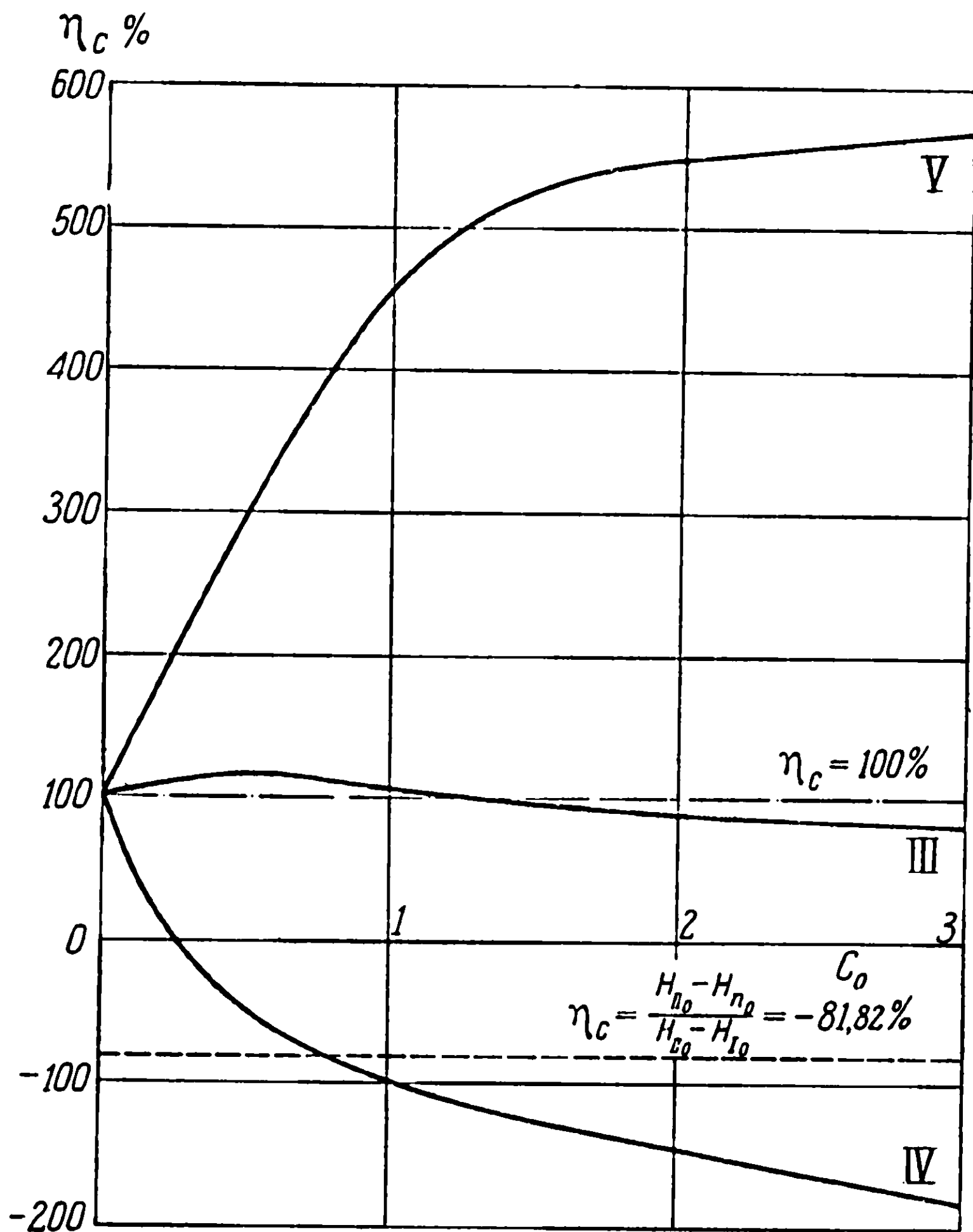
пендикулярную оси C_0 , до пересечения с кривой II ; проводя, далее, через эту точку пересечения B прямую, параллельную оси C_0 , получим точки пересечения C и D соответственно с осью высот и кривой III . Искомую величину C' найдем из равенства

$$C' = \frac{\overline{CD}}{\overline{CB}} C_0.$$

Зависимость $C'_0 = f(C_0)$ представлена на фиг. 90. Если у ракеты, имеющей некоторый начальный баллистический коэффициент, величина его после отброса пассивной массы уменьшится по срав-

нению с коэффициентом C_p' , указанным на фиг. 90, то такая ракета будет иметь бóльшую высоту подъема, чем ракета без отброса.

Второй случай. Рассмотрим теперь случай, когда в ракете, отбрасывающей 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 балли-



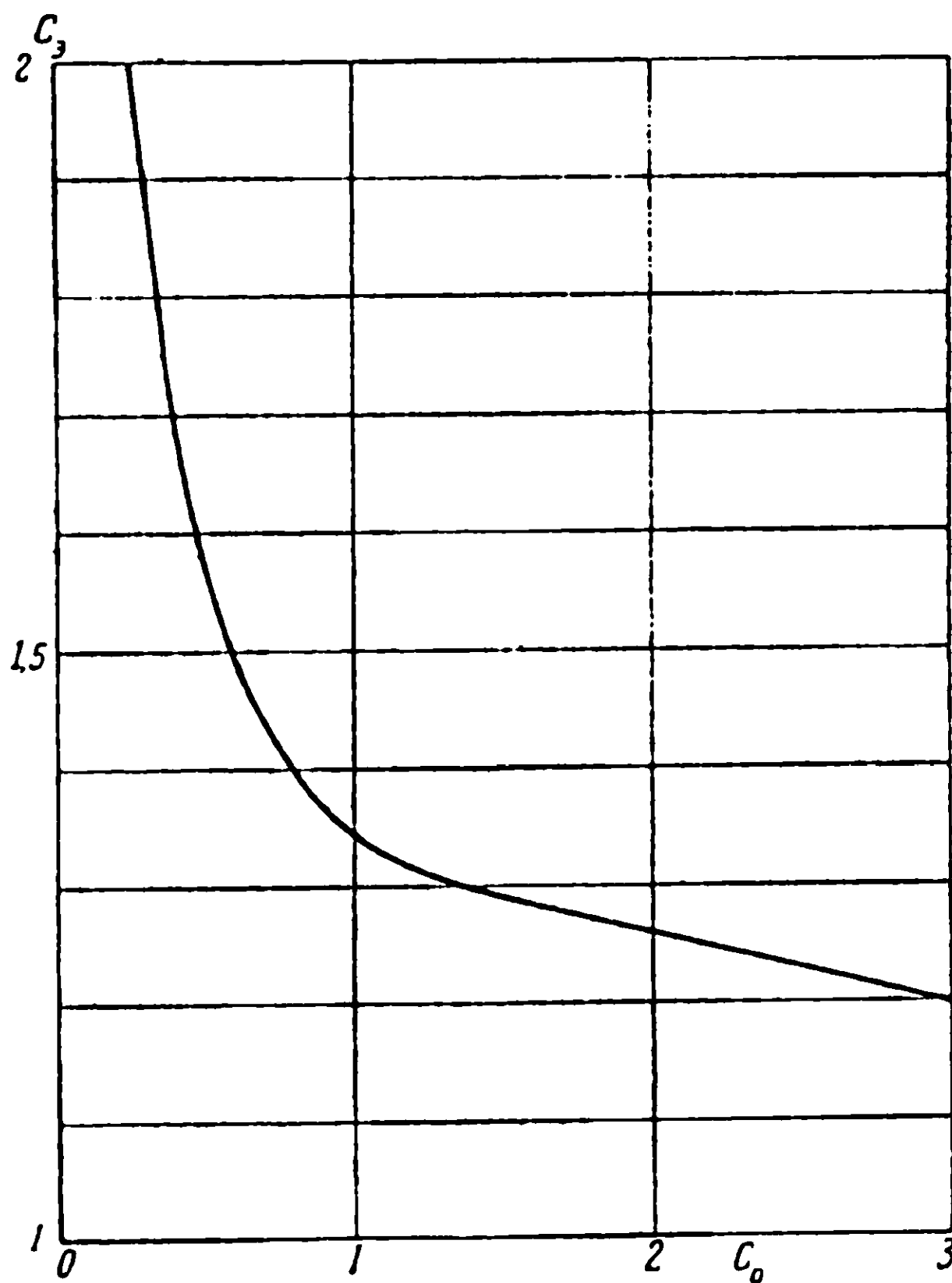
Фиг. 89.

стический коэффициент возрастает от 0,4 до 0,6 (фиг. 91 и кривая I на фиг. 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 бóльшую скорость, чем в предыдущем случае (фиг. 93).

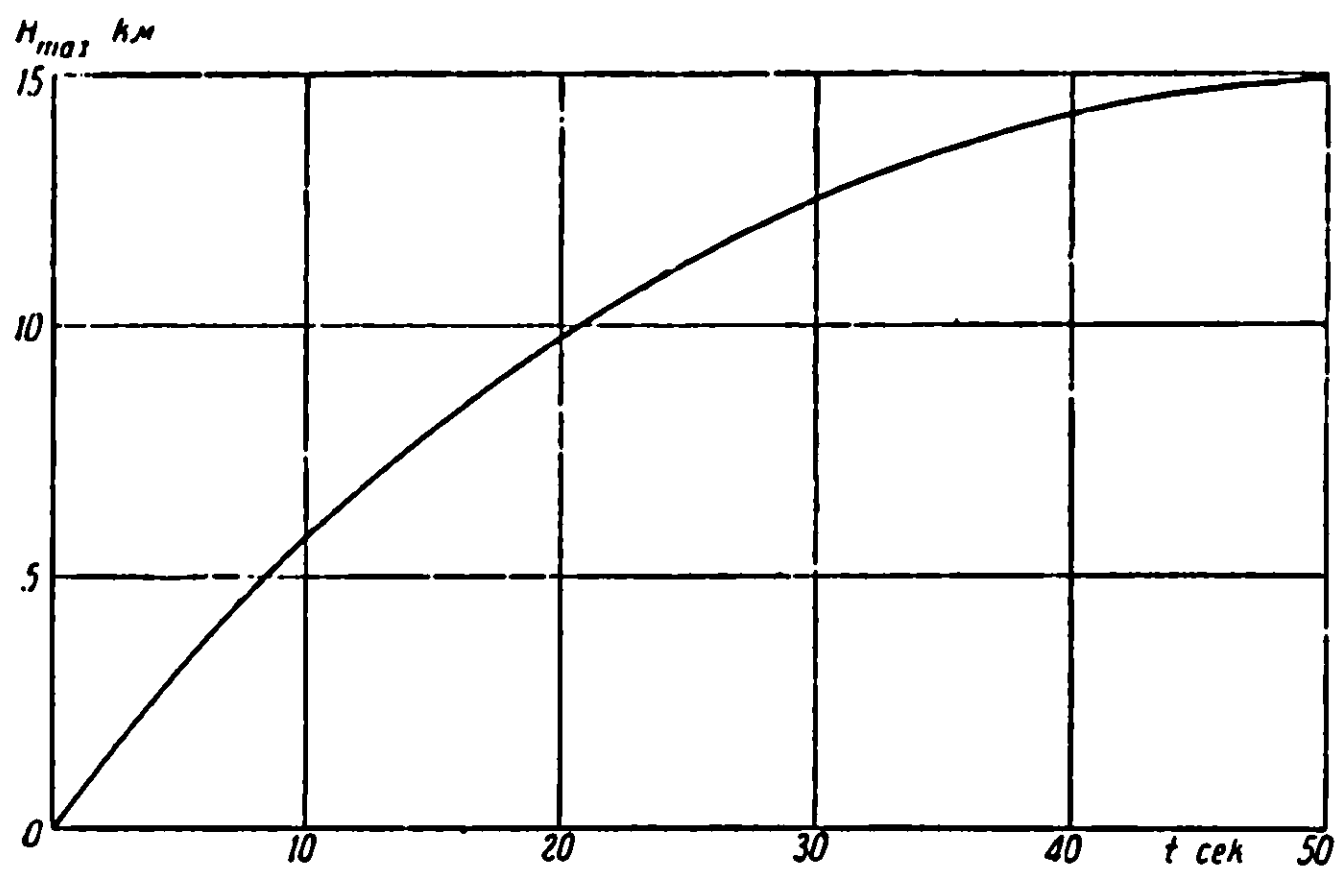
Увеличения потолка можно достигнуть только уменьшением миделя ракеты, и если бы удалось для оставшейся ее части сохранить прежний баллистический коэффициент, то новый потолок был



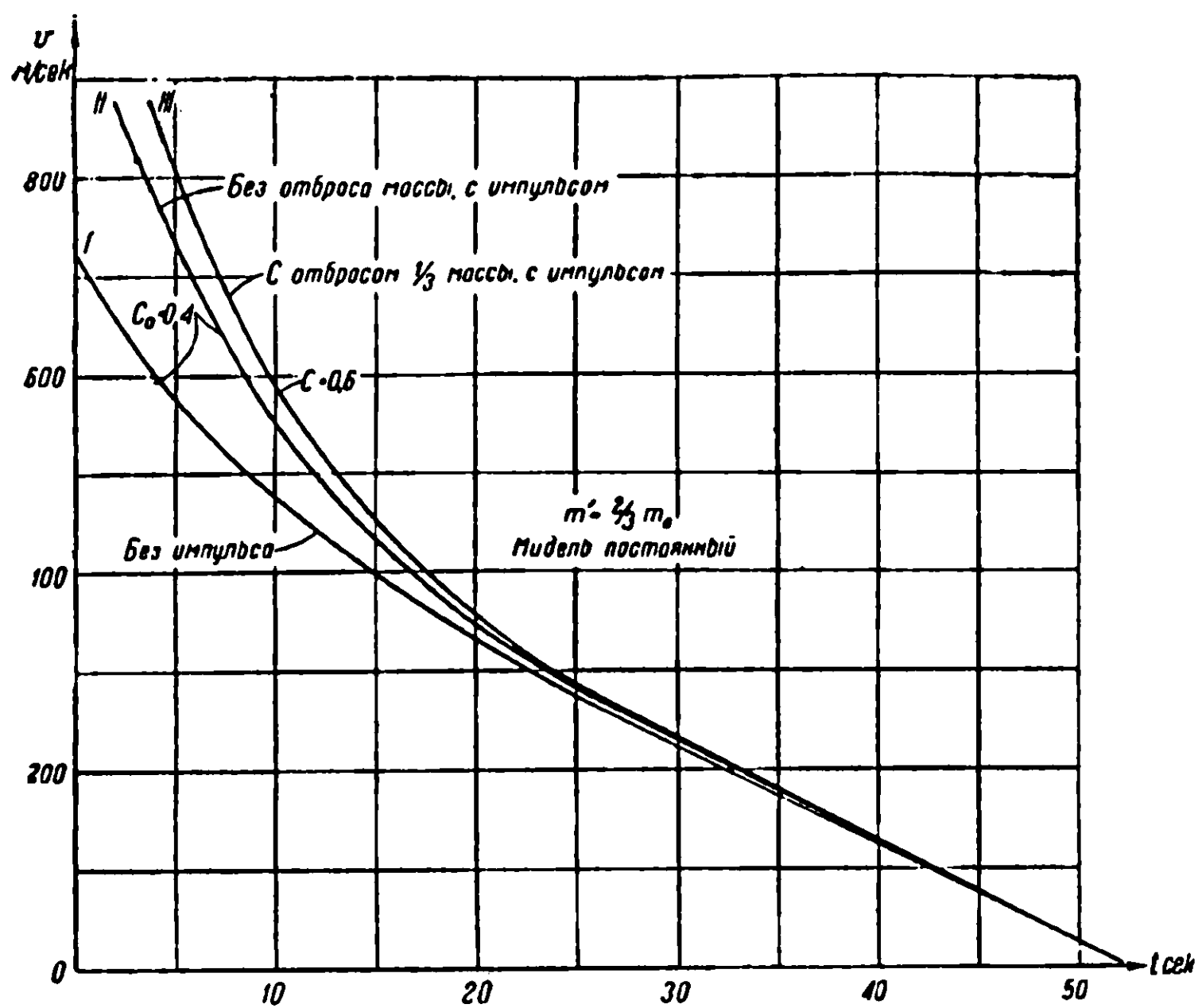
Фиг. 90.

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 бóльший 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 (фиг. 94). Таким образом применение составной ракеты приобретает смысл, начиная от некоторой величины дополнительного импульса.



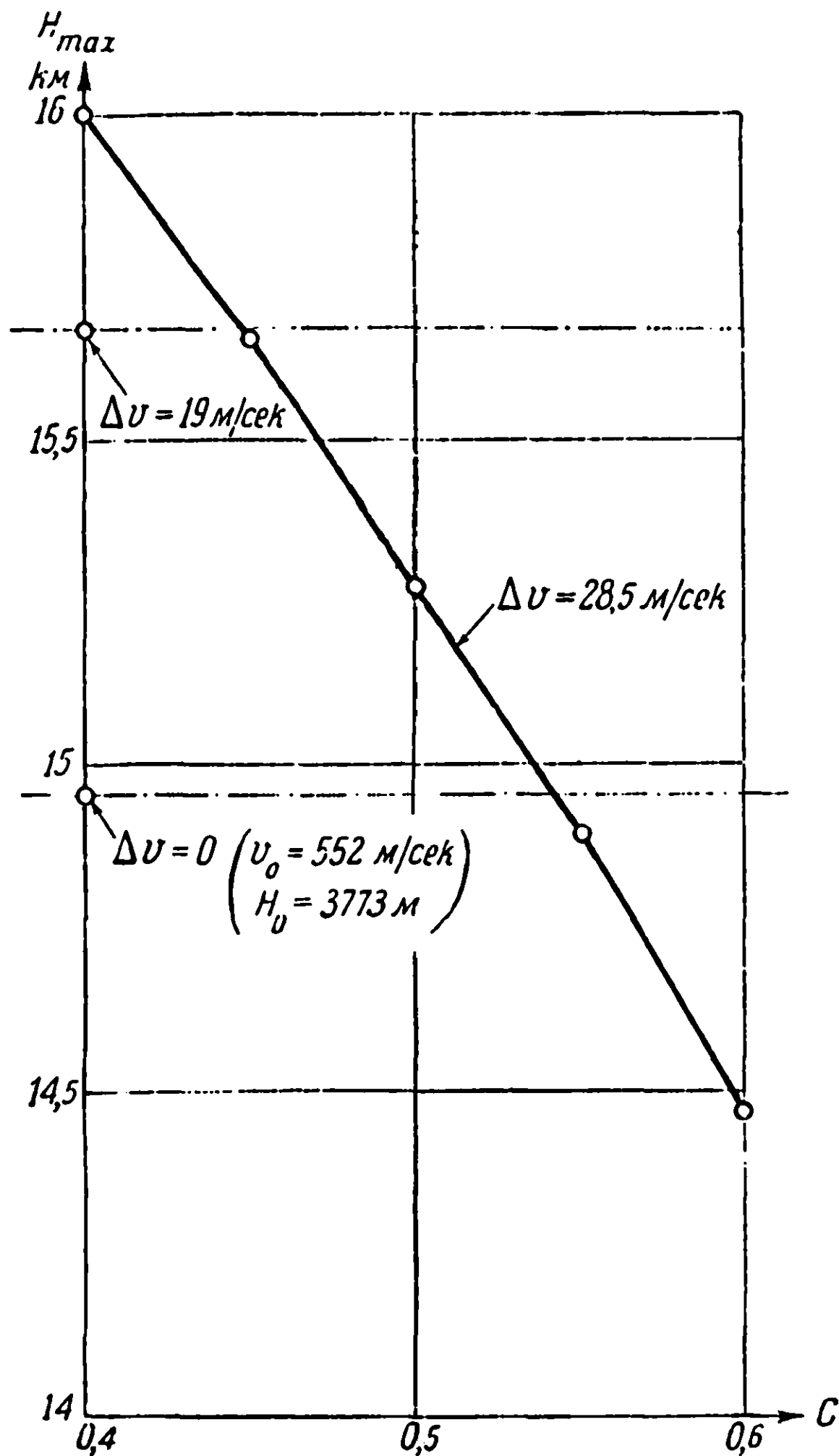
Фиг. 91.



Фиг. 92.

На фиг. 92 кривые II и III дают значения скоростей соответственно для ракеты без отбрасывания и с отбрасыванием пассивной массы.

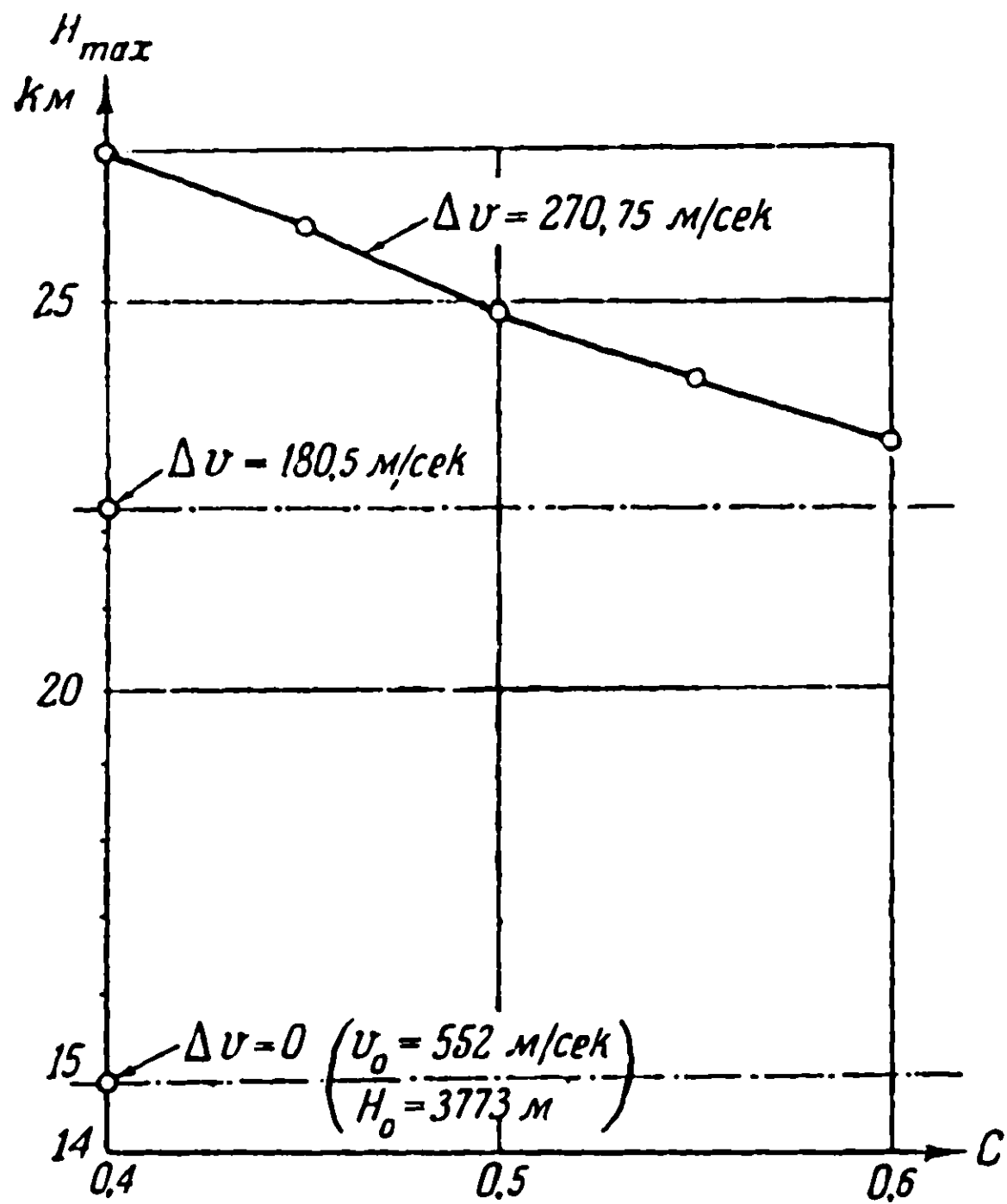
Третий случай. Перейдем теперь к случаю, когда мидель ракеты и величина дополнительного импульса остаются постоянными,



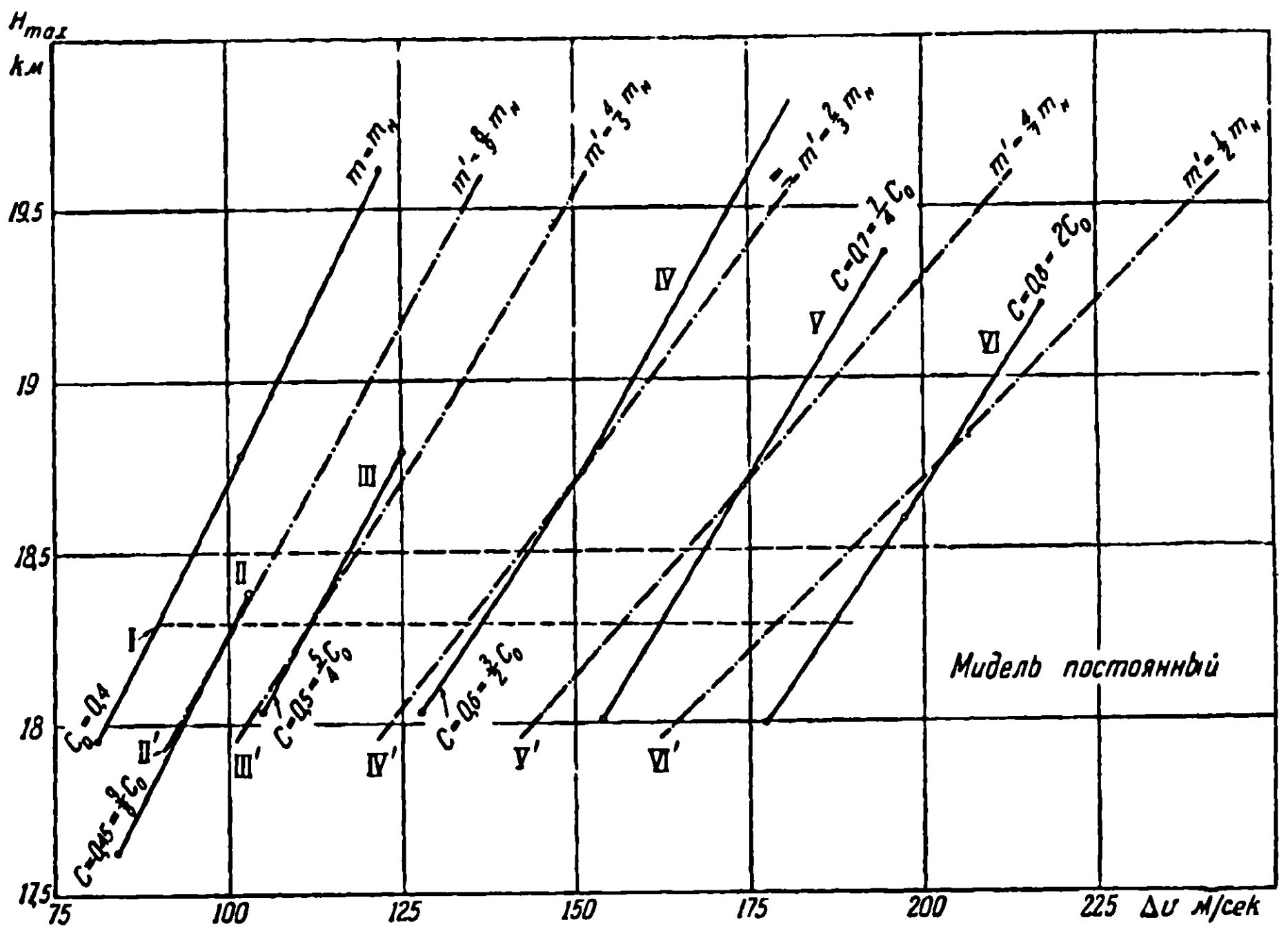
Фиг. 93.

а изменяется величина отбрасываемой массы. Пусть ракета имеет следующие данные: высота 4836 м, скорость 511 м/сек, начальный баллистический коэффициент 0,4.

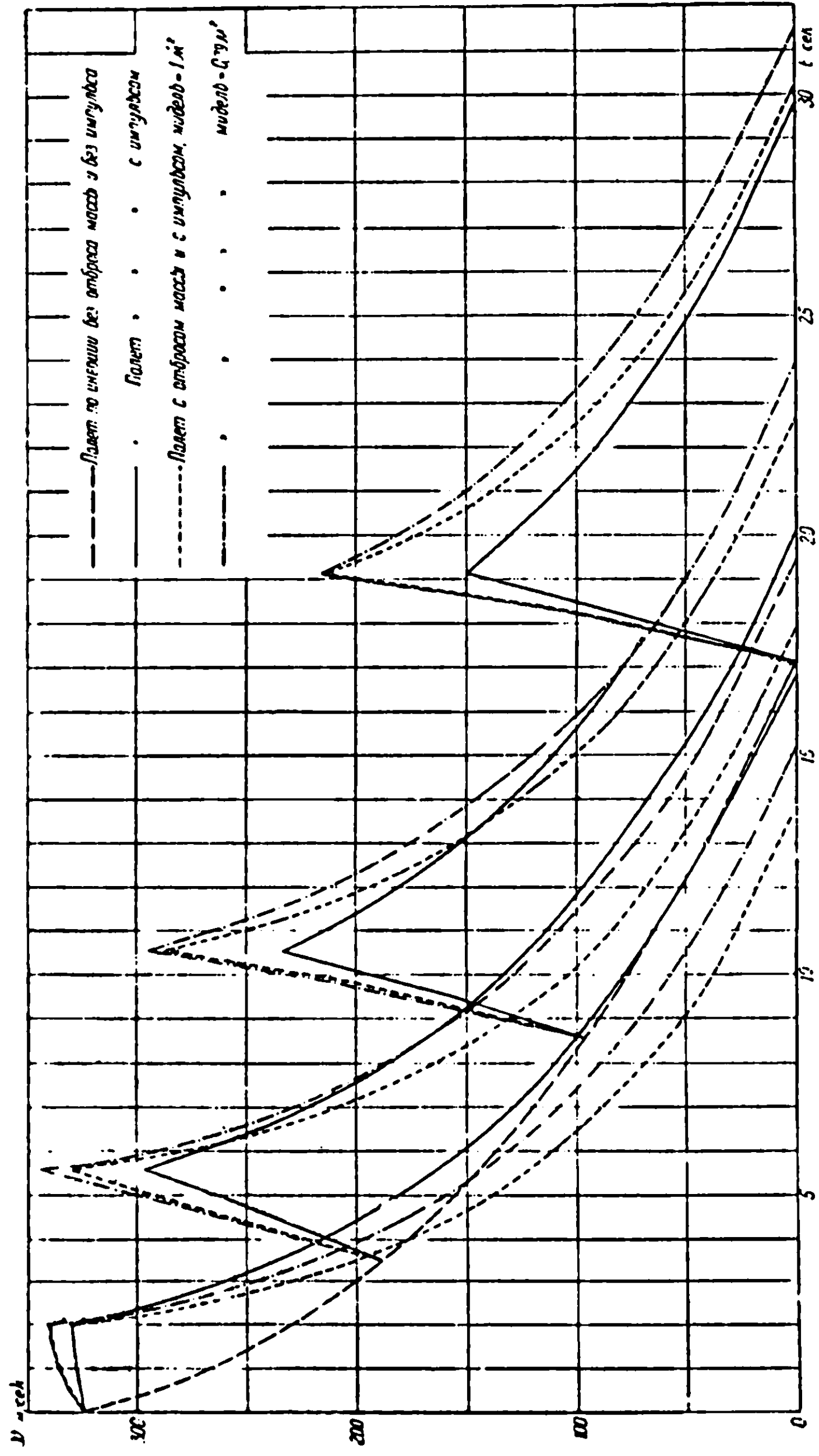
На фиг. 95 кривая I дает значения потолка этой ракеты в зависимости от дополнительной скорости в случае, когда не происходит отброса пассивной массы, кривые II—VI дают значения потолка в зависимости от Δv для различных баллистических коэф-



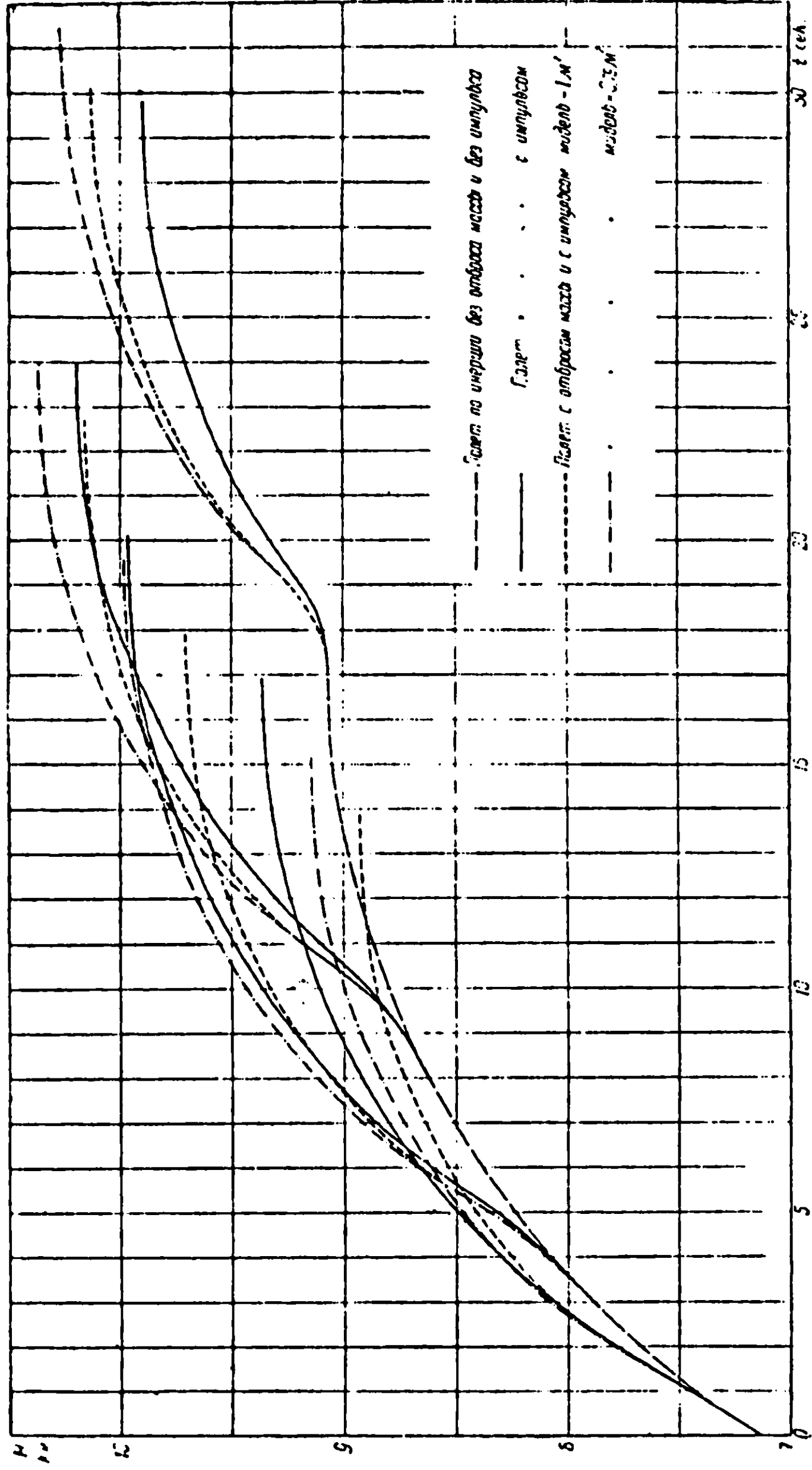
Фиг. 94.



Фиг. 95.



Фяг. 96.

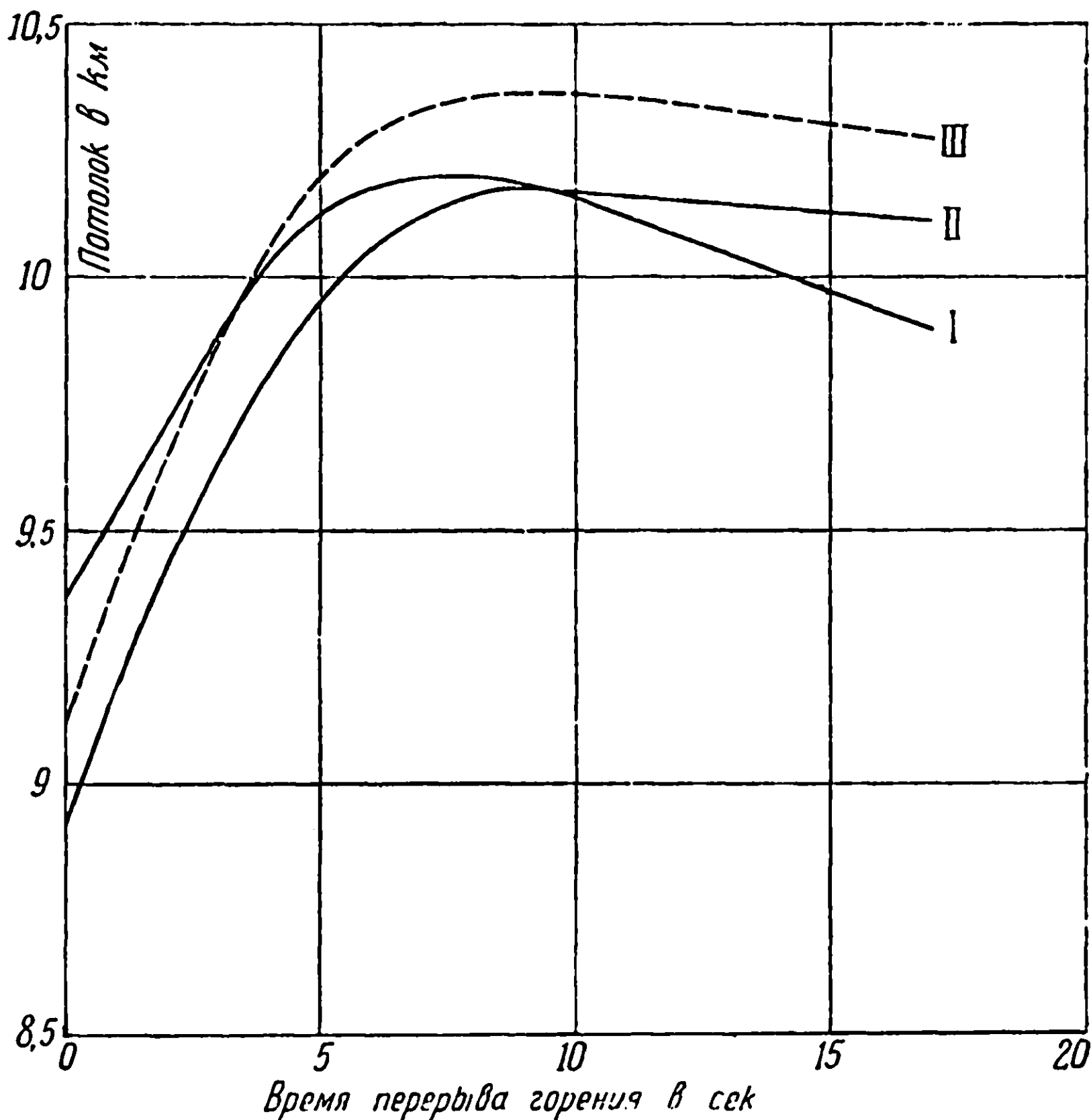


Фиг. 97.

фициентов $C' = n C_0$. 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 пото-



Фиг. 98.

лок“, т. е. такую высоту подъема, которая получается независимо от того, будет или не будет отброшена часть начальной массы при дополнительном импульсе, равном

$$\frac{m_n}{n} \Delta v' = m_0 \Delta v_0.$$

Фиг. 95 показывает, что если, например, дополнительный импульс равен $95 m_n \text{ кг*м/сек}$, то увеличение потолка достигается при $m' = \frac{8}{9} m_n$ или $\frac{4}{5} m_n$, но уже при $m' = \frac{2}{3}, \frac{7}{4}$ и $\frac{1}{2} m_n$ потолок

уменьшается. В случае, когда дополнительный импульс равен $89,5 \text{ кг} \cdot \text{м/сек}$, „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 ракете, взяв для примера следующие исходные данные:

Сила тяги двигателя постоянна и равна	1000 кг
Масса составной ракеты в конце работы первой ступени	14,4 кг *
Отбрасываемая пассивная масса	3 кг *
Масса топлива во второй ступени	5,6 кг *
Секундный расход топлива	2,8 кг *
Мидель перед отбрасыванием пассивной массы	1 м ²
Скорость ракеты в конце работы первой ступени	324 м/сек
Соответствующая высота	7130 м

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 бóльшим миделем, то ракета, не отбрасывающая пассивной массы, занимает промежуточное между ними положение (фиг. 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 бóльшие скорости. В других случаях ее скорости то меньше, то больше. Соответствующие этим трем ракетам кривые $H = f_1(t)$ приведены на фиг. 97.

На фиг. 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.

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.

МЕЖПЛАНЕТНАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ

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, которою жители Венеры отмечают каждые 50 лет какое-то выдающееся событие.

В конце XIX в. Антониади (Antoniadi) и другие астрономы утверждали, что ими неоднократно замечались на Марсе световые пятна, наблюдаемые в течение различных промежутков времени.

В начале текущего столетия выступил известный американский 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) и др. дали объяснение существованию таинственных электрических волн.

В настоящее время весьма мало вероятно, чтобы посылаемые нам сигналы оставались незамеченными.

Астрофизические исследования светил 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 небес-

ные 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 несколько не умалилась 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 быть осуществлена 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; второй 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 они являются искусственным явлением, порожденным волей разумного существа.

Великий математик Шарль Фридрих Гаусс первый предложил в 1820 г. использовать геометрические зависимости в качестве сигналов, адресованных нашим „братьям по вселенной“. Для этой цели очень подходит, вследствие своей простоты, 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.

Все эти проекты были оставлены без попыток их реализации.

Если бы существовала уверенность в том, что земные сигналы поняты, то можно было бы не ограничиваться сообщениями мате-

матического характера, так как не только видимые предметы 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 Шарль Крос (Ch. Cros) в 1869 г. опубликовал на эту тему довольно интересную 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 делать 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, Г. 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 измеряется второй по порядку прямоугольный треугольник с соизмеримыми сторонами.

Передача изображений с помощью чисел может быть выполнена тем же 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 этот метод для целей межпланетной сигнализации.

К. 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 М. Вино (Vinot) в конце прошлого столетия предложил использовать неосвещенную часть луны в качестве зеркала, отражающего направленный на нее сильный пучок света. Проф. Годдар предложил производить световые сигналы сжиганием пороховых зарядов.

В двадцатых годах нашего столетия астроном Пикеринг (Pickering) поднял вопрос о сигнализации с помощью рефлекторов.

В 1933 г. появились сообщения, что Г. Прайс (Price) предпринял постройку огромного прожектора с целью установить связь с марсианами.

Радиоэлектрическая сигнализация. После опубликования работ Герца об электромагнитных волнах сразу же зародилась идея применения беспроводного телеграфа для межпланетной сигнализации.

Первый 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 вв. противостояния Марса, специальный 24-ламповый приемник компании Маркони выжидал сигналов с этой планеты. Однако марсиане не удостоили Землю какими-либо сообщениями со своей 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 $4\text{ }\mu$ 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 разделительная способность среднего глаза составляет угол в $1'1$.

Наиболее чувствительной частью сетчатой оболочки является центральная часть так называемого желтого пятна, расположенная несколько выше (на $5\text{--}7^\circ$) 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 мы указываем найденные различными исследователями наименьшие количества энергии, ощущаемые глазом:

Ланглей	$28 \cdot 10^{-17}$	W
Айвс	$38 \cdot 10^{-17}$	„
Рассел	$7,7 \cdot 10^{-17}$	„
Ривс	$19,5 \cdot 10^{-17}$	„
Бюиссон	$12,6 \cdot 10^{-17}$	„
Кобленц и Эмерсон	$8 \cdot 10^{-17}$	„

¹ Величина, найденная еще Фуко.

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 и др.). Наиболее вероятным является число, данное Кобленцом и Эмерсоном, основанное на наибольшем числе обследований (125).

Если взять их число за исходное, то для создания сигнала в пространстве, видимого в любой точке Земли, минимальная потребная энергия будет всего

$$8 \cdot 10^{-17} \left(\frac{6378,4 \cdot 10^6}{3,25} \right)^2 = 308,2 \text{ W.}$$

Из работ Бюиссона, Друдэ и других 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 бóльшую 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 бóльшей чувствительности глаза, чем дает Рассел¹. Однако в наших расчетах мы будем придерживаться величины, указываемой Бюиссоном, исходя из того, что звезда 6-й величины легко улавливается любым наблюдателем.

Таким образом наименьшая различаемая глазом освещенность будет:

$$o = \frac{1}{4\pi (11 \cdot 10^5)^2} = 6,5767 \cdot 10^{-14} \text{ м. св/см}^2.$$

Количество свечей, необходимое для освещения всей 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 Расселу² 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 неко-

¹ 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. *Прим. ред.*

² *Astrph. J.*, март, 1916.

тором расстоянии от Земли и отражающего солнечные лучи, необходимо, чтобы его диаметр был равен

$$D_{\text{зер}} = D_{\text{з}} \sqrt{\frac{\sigma}{O \cdot A_{\text{зер}}}} = 3,707 \text{ м}, \quad (333)$$

где $A_{\text{зер}}$ — альбедо 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 световой энергии, будет не больше, чем

$$l = \frac{D_{\text{с}}}{2} \frac{r_{\text{л}}}{r_1 - r_{\text{л}}} = 1792,9 \text{ км},$$

где через $D_{\text{с}}$ обозначен диаметр Солнца, $r_{\text{л}}$ — расстояние от Земли до Луны и r_1 — расстояние от Земли до Солнца.

В рассматриваемом случае следовало бы взять зеркало с диаметром

$$D'_{\text{зер}} = D_{\text{зер}} \frac{D_{\text{з}} + 2l}{D_{\text{з}}} = 4,75 \text{ м}. \quad (334)$$

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.

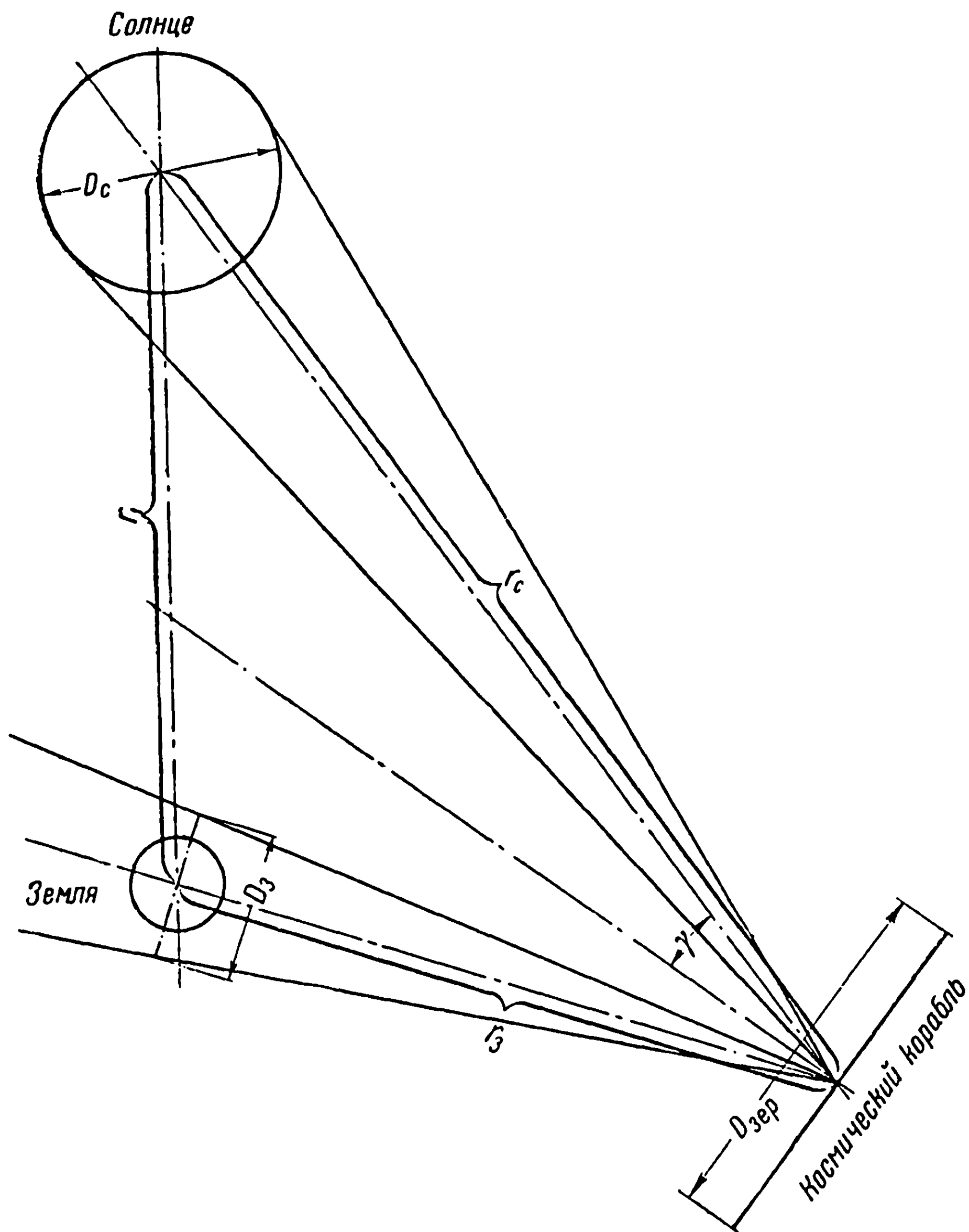
$$\tau = \frac{D_{\text{тел}}}{D_{\text{зер}}} \eta_{\text{тел}}.$$

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 высоты отбрасываемого Землей конуса сплошной тени (фиг. 99), т. е. если

$$H_{\text{max}} \geq r_1 \frac{D_{\text{з}}}{D_{\text{с}} - D_{\text{з}}} = 1\,383\,500 \text{ км},$$

то Земля может полностью поместиться в пучке лучей, отбрасываемых зеркалом. Указанное расстояние уменьшается вместе



Фиг. 99.

с уменьшением угла, образуемого линиями, соединяющими зеркало с Землей, с одной стороны, и Землю с Солнцем — с другой, и

проходит через минимум, равный

$$H_{\min} = r_1 \frac{D_3}{D_c + D_3} = 1\,358\,600 \text{ км},$$

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:

$$O \cdot A_{\text{зер}} \frac{r_1^2}{r_c^2} \cdot \frac{\pi}{4} D_{\text{зер}}^2 \cos \nu = o \cdot \frac{\pi}{4} \cdot D_3^2,$$

где r_c — расстояние от зеркала до Солнца, D_3 — диаметр основания конуса лучей у Земли, ν — средний угол падения лучей на зеркало (фиг. 99). Но

$$\frac{r_c}{D_c} = \frac{r_3}{D_3}$$

и потому

$$D_{\text{зер}} = D_c \frac{r_3}{r_1} \sqrt{\frac{o}{O \cdot A_{\text{зер}}} \sec \nu}. \quad (335)$$

При найденных выше значениях o и O будем иметь:

$$D_{\text{зер}} = 404,28 r_3 \sqrt{\sec \nu} \text{ м}, \quad (336)$$

или

$$D_{\text{зер}} = 571,93 r_3 \sqrt{\frac{r_3 r_c}{(r_3 + r_c + r_1)(r_3 + r_c - r_1)}} \text{ м}, \quad (337)$$

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 ν близок к $\frac{\pi}{2}$, 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 ν .

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 $\frac{D_c}{r_c}$ 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 $\psi = \frac{\sqrt{3}}{2}$ и $\varepsilon = \frac{\pi}{360^\circ}$ будем иметь:

$$t = 5,8925 r_c (1 + 1,0829 r_c) \tau,$$

где r_c выражено в астрономических единицах.

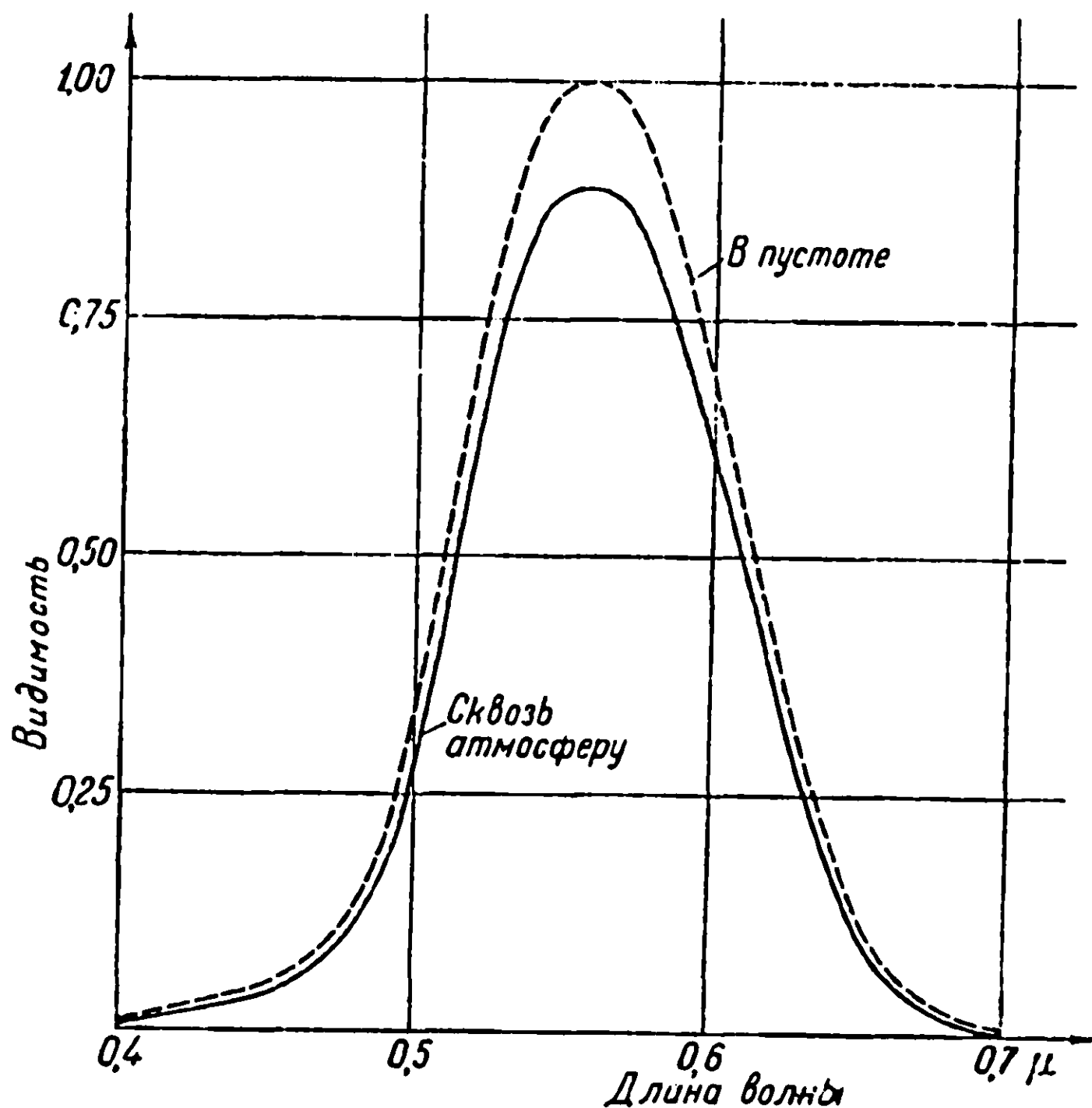
Принимая $\tau = 0,01$ сек., получим для орбиты Марса $t = 0,16$ сек., а для орбиты Плутона $t = 101,5$ сек. (следует помнить, что сигнал, посланный с Плутона, доходит до нас только через 5 час.).

На расстояниях, не очень далеких от Земли, можно вместо поворачивания зеркала воспользоваться неподвижно установленным выпуклым зеркалом для получения равномерного освещения внутри конуса, угол раствора 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).

Описанные выше способы сигнализации могут сочетаться с сигнализацией 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. 44 (см. также фиг. 100) приведены данные



Фиг. 100.

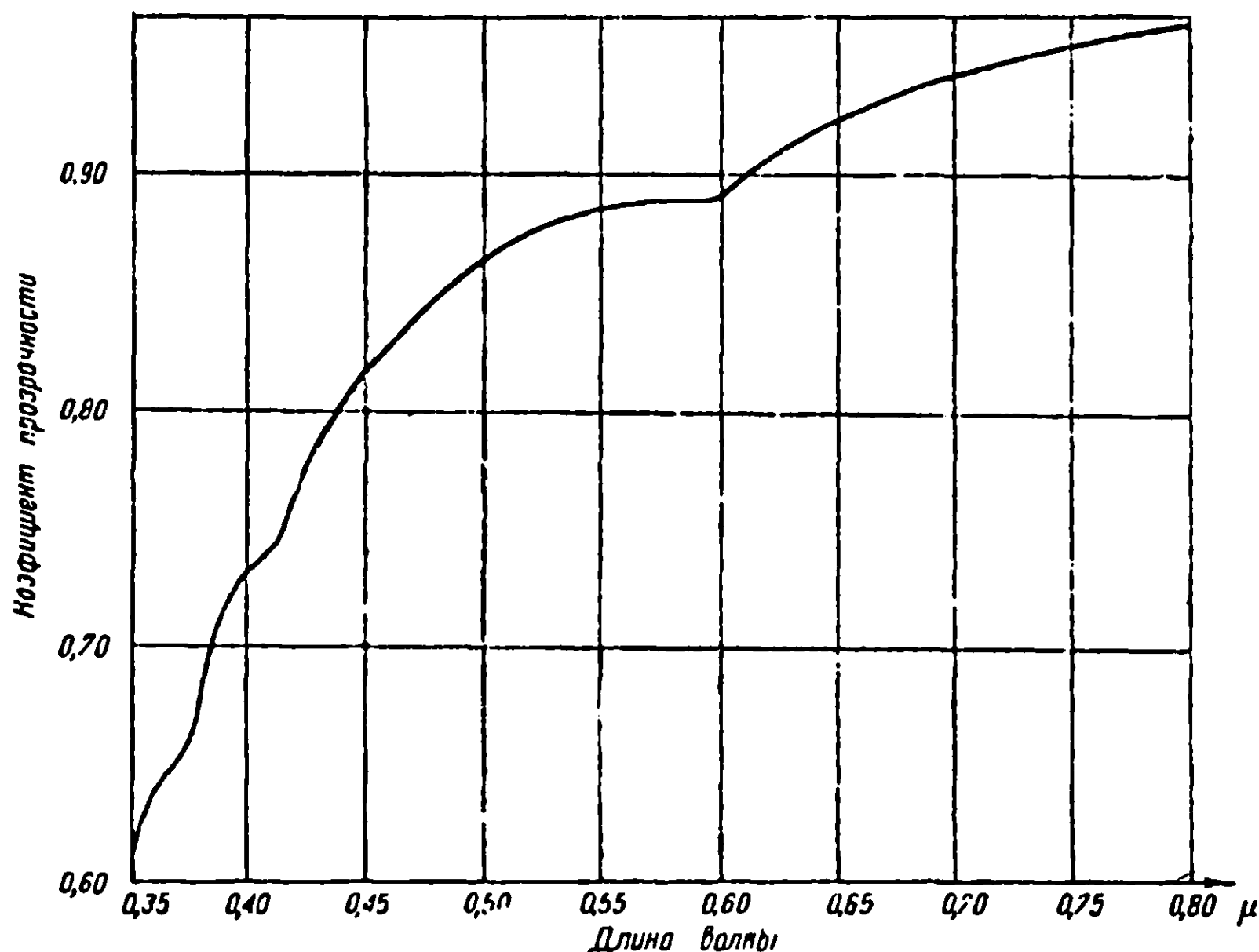
Кобленца и Эмерсона относительно видимости лучей F в зависимости от длины их волны. Кривая относится к области наиболее слабой силы света, которая именно нас и интересует; в области больших значений силы света кривая имеет иной вид. Известно, например, что при одной и той же силе синего и красного света то один, то другой из них кажется нам более интенсивным, в зависимости от того, будет ли абсолютная величина силы света малой или большой (явление Purkinje).

Необходимо еще иметь в виду, что степень поглощения света воздухом зависит от цвета лучей. В табл. 45 приведены значения коэффициента ϵ , т. е. отношения количества падающих на Землю

лучей во время нахождения Солнца в зените к количеству лучей, прошедших через атмосферу¹ (фиг. 101).

С помощью табл. 44 и 45 можно определить среднюю видимость лучей через атмосферу, т. е. величину $f = F_1$, которая одна только и представляет интерес в вопросе о цветной сигнализации (табл. 46 и фиг. 100).

Таблица показывает, что цвета: фиолетовый, индиго и синезеленый, с одной стороны (длина волн соответственно около 0,410;



Фиг. 101.

0,436 и 0,486 μ), и красные цвета, с другой стороны (длина волн от 0,638 μ), 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. Из уравнений

$$\frac{\pi D^2}{4} O = \frac{\pi}{4} D_{\text{зер}}^2 \cdot O \cdot A_{\text{зер}} \cdot \cos \nu$$

и

$$\frac{D}{D_c} = \frac{r_2}{r_1},$$

¹ Таблица составлена по данным Аббота, Фоуля и Олдриха (Smithsonian Misc. Coll. Vol. LXXXIV, № 7).

где r_2 — расстояние от Земли до точки, куда должен быть подан сигнал (фиг. 102), получаем

$$D_{\text{зеп}}=D_{\text{с}}\frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{o}{O\cdot A_{\text{зеп}}\iota_{\text{ср}}}}\sec \nu \text{ м.} \tag{341}$$

Согласно Расселу можно принять коэффициент $\iota_{\text{ср}}$ равным 0,7658, и тогда

$$D_{\text{зеп}}=461,98\,r_2\sqrt{\sec \nu} \text{ м,} \tag{342}$$

или

$$D_{\text{зеп}}=653,55\,r_2\sqrt{\frac{r_2r_1}{(r_1+r_2+r_{\text{с}})(r_1+r_2-r_{\text{с}})}} \text{ м.} \tag{343}$$

Таблица 44

Длина волны μ	Средняя видимость F	Длина волны μ	Средняя видимость 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		

Таблица 45

Длина волны μ	Коэффициент прозрачности ι	Длина волны μ	Коэффициент прозрачности ι
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

Таблица 46

Длина волны μ	Средняя видимость f	Длина волны μ	Средняя видимость 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	0,0313
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		

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, то, положив в (340) $r_c = r_A$, получим время омывания

$$t = 337,5 \frac{\epsilon}{\sqrt{1-\psi^2}} \left(1 + 107,5 \frac{\epsilon}{\psi}\right) \tau. \quad (344)$$

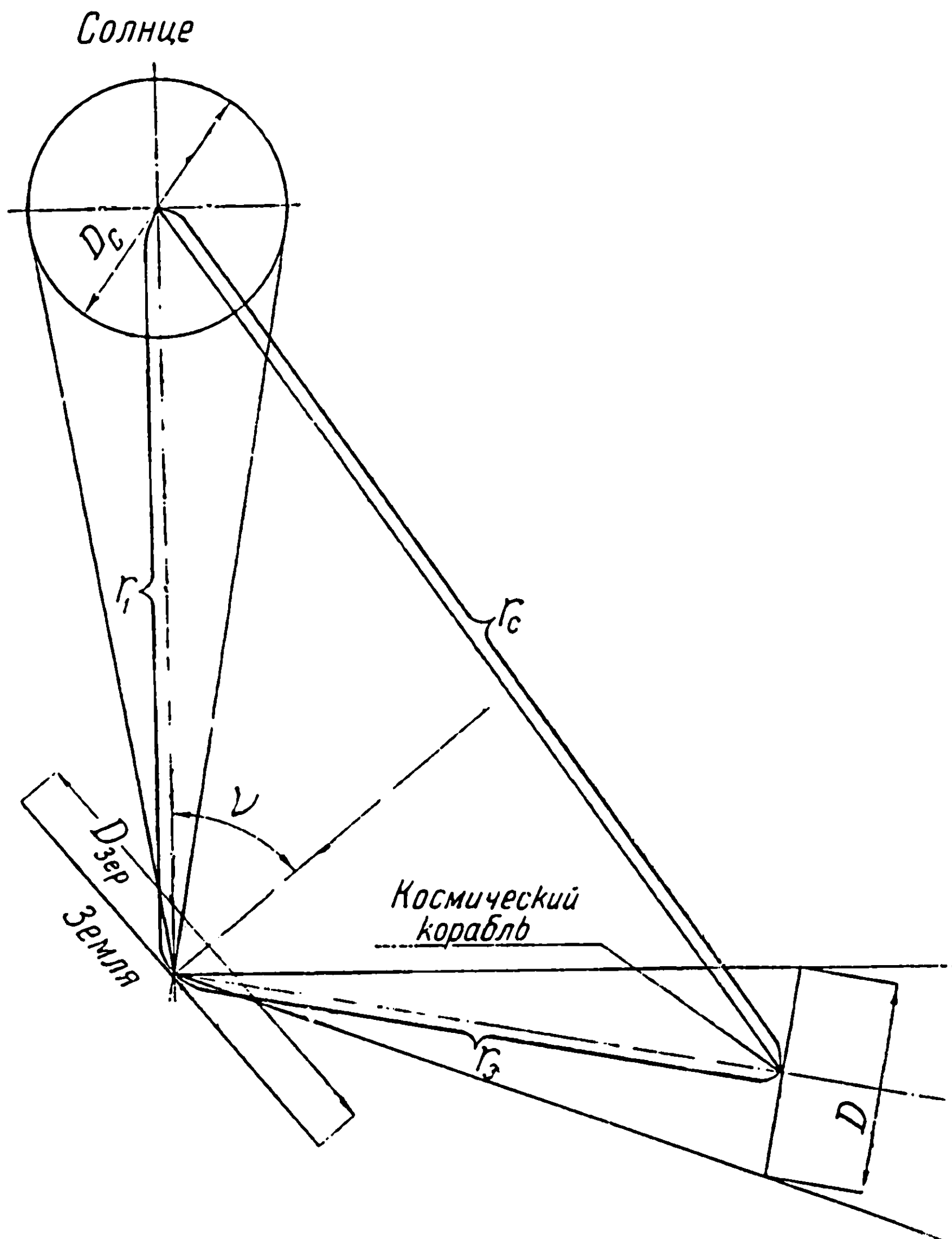
При принятых ранее значениях величин продолжительность сигнала будет всего лишь $t = 0,12$ сек.

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 источника 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.



Фиг. 102.

Получение с помощью прожектора светового пучка с малым раствором конуса представляет большие затруднения. Однако существующие прожекторы-гиганты, обладающие силой света до

2 миллиардов 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 расстояния¹

$$r_z = 10\,800 \frac{D_z}{\pi} = 43\,854\,000 \text{ км.}$$

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.

Радиоэлектрическая сигнализация. Преимущество радиоэлектрической сигнализации перед световой сигнализацией заключается в том, что первая может осуществляться в любое время, даже когда Земля скрыта облачностью.

Однако совершенно ясно, что о посылке радиосигналов на межпланетные расстояния нельзя мечтать до тех пор, пока не будет решена проблема направленных волн. Кроме того, в высших слоях атмосферы происходит в той или иной мере поглощение и отражение электромагнитных волн. В частности, слой Хивисайда, являющийся хорошим проводником электричества, представляет собой непроницаемый экран для волн длиной более 500 м. Работы Мейснера показали, что даже при длине от 150 до 45 м за пределы атмосферы сможет проникнуть лишь ничтожная часть волн.

Очень короткие волны Герца (от 5 до 0,1 м) не отражаются высшими слоями стратосферы, но, к сожалению, в настоящее время еще не найдено способов получения коротких волн достаточной мощности.

Высота, на которой расположен слой Хивисайда, изменяется в течение дня и в различные времена года, и хотя северные сияния в известной мере ослабляют его влияние, но оно никогда не исчезает совсем.

Правда, согласно проф. Штермеру (Störmer), в атмосфере существуют „проходы“, через которые якобы электромагнитные

¹ Напомним, что разделительная способность глаза составляет 1'.

волны могут проникнуть в мировое пространство. Но вместе с тем Штермер защищает мысль о существовании другой отражающей преграды, образованной электронами, испускаемыми Солнцем, причем под влиянием земного магнетизма они образуют слой, расположенный на высоте нескольких сот тысяч километров.

В конечном итоге наши познания об условиях посылки радиосигналов сквозь атмосферу слишком ограничены, чтобы можно было судить о перспективах этого способа сигнализации.

БИБЛИОГРАФИЯ

I. Часть историческая

- Cros Ch.*, Études sur les moyens de communication avec les planètes. Paris, 1869.
Kuepper K., Verstaendigung zwischen Erde und Mars, Berlin, 1924.
Mercier A., Communications avec Mars, Paris, 1899.
Рынин, Н. А., Лучистая энергия в фантазиях романистов и проектах ученых. Межпланетные сообщения, вып. 3, Ленинград, 1930—1931.

Периодика

- Flammarion O.*, „L'Astronomie“, 1920, p. 87—89; *Calton F.*, „The Times“, № 6, 8, 1892; *Gernsback H.*, „Radio News“, 1927; *Papp D.*, „Scherls Magazin“, 1928; *Циолковский К. Э.*, „Калужский Вестник“, № 68, 1896.

II. Пределы чувствительности глаза

- Buisson H.*, „J. de Phys. th. et app.“, 1917, p. 68—74.
Coblentz W. W., *Emerson W. B.*, Relative sensibility of the average eye to light of different colours, Washington, 1917.
Curtis H. D., „Lick Obs. Bull.“, Nr 38, p. 67, 1902—1904.
Drude P., „Lehrbuch der Optik“, 1900.
Ebert, „Ann. der Phys.“, p. 138, 1888.
Koenig D., „Z. Physh. d. Sinnesorgan“, p. 241, 1893.
Michelson A., „Astroph. J.“, p. 60—62, 1895.
Pflueger A., „Ann. der Physh.“, t. 9, p. 185—208, 1902.
Ritchey O. W., L'évolution de l'astrophotographie et les grands telescopes de l'avenir, 1929.
Vorhies F., „Astrophysical Journal“, p. 311—325, 1914.
-

ТЕОРИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОСТИ В ПРИЛОЖЕНИИ К КОСМО- НАВИКЕ

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.

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 постаревшими, чем те, кто не покидал Землю.

Итак, мы рассмотрим проблему космического полета с точки зрения теории относительности, пришедшей на смену классической механике.

Энергия-материя. Согласно теории относительности Эйнштейна кинетическая энергия массы m выражается следующим образом:

$$\frac{ml^2}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{l^2}}} = ml^2 + \frac{1}{2}mv^2 + \frac{3}{8}m\frac{v^4}{l^2} + \dots \quad (345)$$

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 чудовищное количество энергии, примерно равное $9 \cdot 10^{23}$ эргов. Это количество распадается на следующие четыре группы в порядке возрастающих величин:

1. *Энергия сцепления молекул*; разделение молекул можно осуществить физическими методами.

2. *Молекулярная энергия*, обусловленная соединением атомов в молекулы и освобождаемая с помощью химических реакций.

Этот вид энергии может быть в настоящее время использован для межпланетных сообщений.

3. *Внутриатомная энергия*, связывающая электроны с протонами данного атома. Эта энергия освобождается у радиоактивных веществ. Например, полное количество энергии, выделяемое одним граммом вновь полученного радия при установившемся процессе излучения, составляет 137 малых калорий в час. Таким образом располагаемая мощность этого элемента, несмотря на большое количество заключенной в нем энергии, не дает возможности использовать его в качестве рабочего тела в ракете.

4. *Собственная энергия протонов и электронов*. Эта категория энергии наиболее крупная и составляет ту часть, на которую рассчитывает теория относительности.

Известно, например, что атом гелия представляет собой соединение четырех атомов водорода и что это соединение сопровождается выделением тепла, эквивалентного сгоранию 20 *т* угля. Согласно теории относительности этот эффект является результатом уменьшения массы молекул водорода на 0,008 их первоначальной массы.

С помощью этой энергии можно достигнуть предельной возможной скорости истечения, равной скорости света.

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 отдаленностью 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 для преобразования координат“.

Положив

$$\psi = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{l^2}}}, \quad (346)$$

можем переписать формулы преобразования в следующем виде:

$$\begin{aligned} X &= (x - vt) \Gamma, \\ Y &= y, \\ Z &= z, \\ T &= \left(t - \frac{vx}{c^2} \right) \Gamma. \end{aligned} \quad (347)$$

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 отбрасываний 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 (65). После n промежутков времени будем иметь

$$K_n = c^{\frac{10\,000}{299\,860} n}. \quad (348)$$

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 $\frac{x}{t}$, выражение:

$$v_k = \frac{v + \Delta v}{1 + \frac{v \Delta v}{c^2}}. \quad (349)$$

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 10 000 км/сек, в нашем примере будет

$$T_1 = \frac{v}{\gamma} = \frac{10^7}{10} \frac{1}{3,15569 \cdot 10^7} = 0,031689 \text{ троп. года},$$

где знаменатель второй дроби есть величина тропического года в секундах.

Время для n отбрасываний будет

$$T = n T_1.$$

Определив среднюю величину Ψ для интересующего нас промежутка времени, 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. 47 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

Таблица 47

Арифметическая сумма скоростей, сообщенных космическому кораблю км/сек	v_k км/сек	$\frac{t}{T_k}$	K_n	При $\gamma = 10 \text{ м/сек}^2$		
				s свет. лет	t тропич. лет	T тропич. 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

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 относительно друг друга.

Пользуясь высшим анализом, мы получили бы для величин, относящихся к определению конечной скорости 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,

$$t = \frac{v_k}{\gamma} \Psi. \quad (354)$$

Время в системе, связанной с космическим кораблем,

$$T = \frac{l}{\gamma} \ln \left[\Psi \left(1 + \frac{v_k}{l} \right) \right]. \quad (355)$$

Необходимая величина коэффициента наполнения

$$K_n = e^{\frac{l}{c} \ln \Psi \left(1 + \frac{v_k}{l} \right)}. \quad (356)$$

Наконец, для случая, когда скорость истечения равна скорости света, имеем

$$K_n = \Psi \left(1 + \frac{v_k}{l} \right). \quad (357)$$

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

$$K_n' = K_n^2. \quad (358)$$

Для того случая, когда скорость аппарата в момент возвращения в пределы солнечной системы равна нулю, суммарный коэффициент наполнения будет

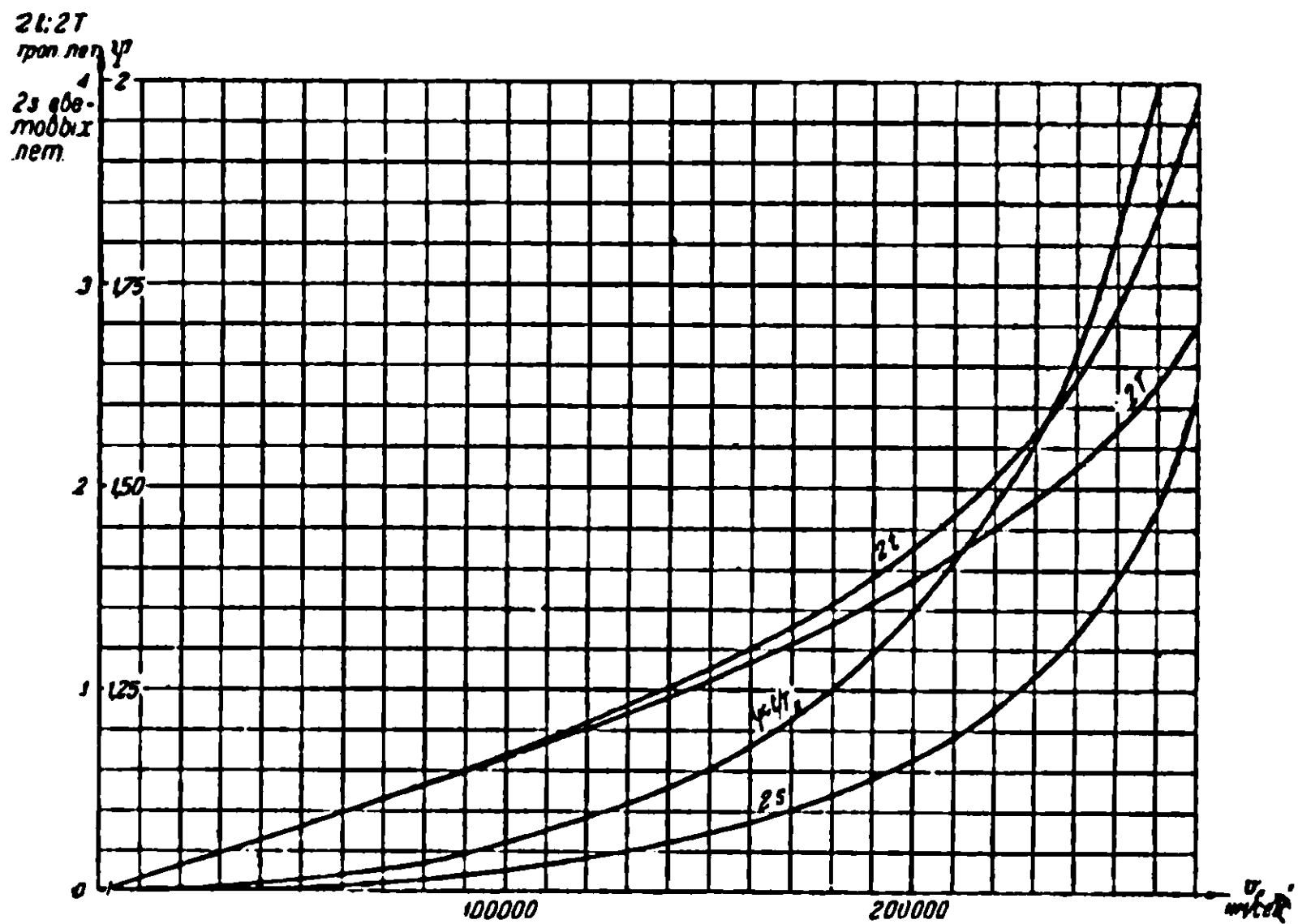
$$K_n'' = K_n'^2 = K_n^4. \quad (359)$$

Перечисленные выше величины приведены в табл. 48, 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.

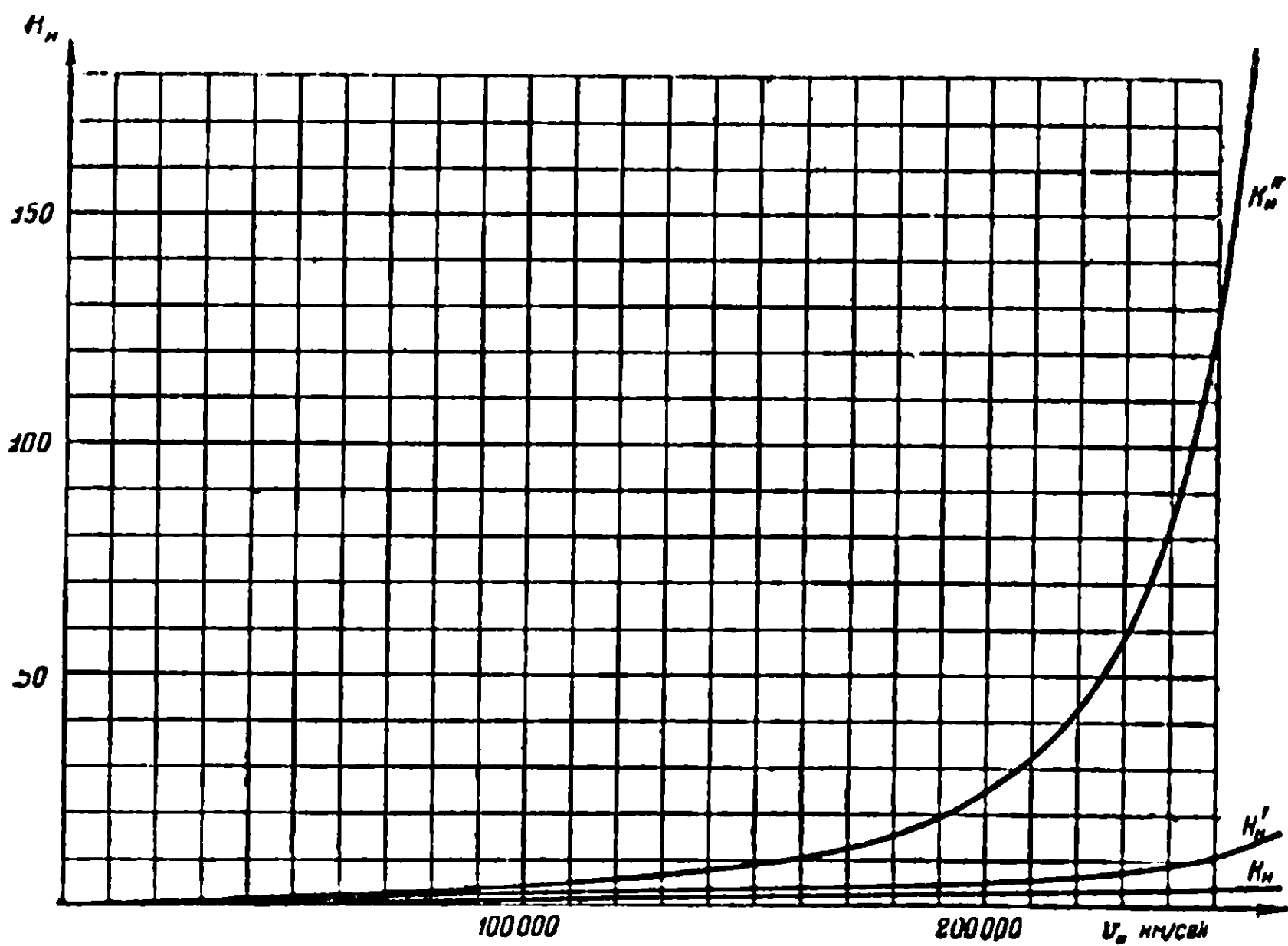
Значения s , t и T вычислены для случая, когда ускорение γ реактивной тяги равно 10 м/сек^2 (фиг. 103 и 104). Переход к другой величине ускорения осуществляется простым умножением.

При вычислении K_n' и K_n'' мы принимали, что ракета теряет во время пути только ту часть массы, которая специально предназначена для получения реактивной тяги. Если же, как в разобранных ранее случаях, производить еще добавочный отброс массы, то величины K_n' и K_n'' получатся больше.

Частный случай. Полет к звезде „Проксима“ Центавра. Эта звезда, находящаяся на расстоянии 3,65 свет. года,



Фиг. 103.



Фиг. 104.

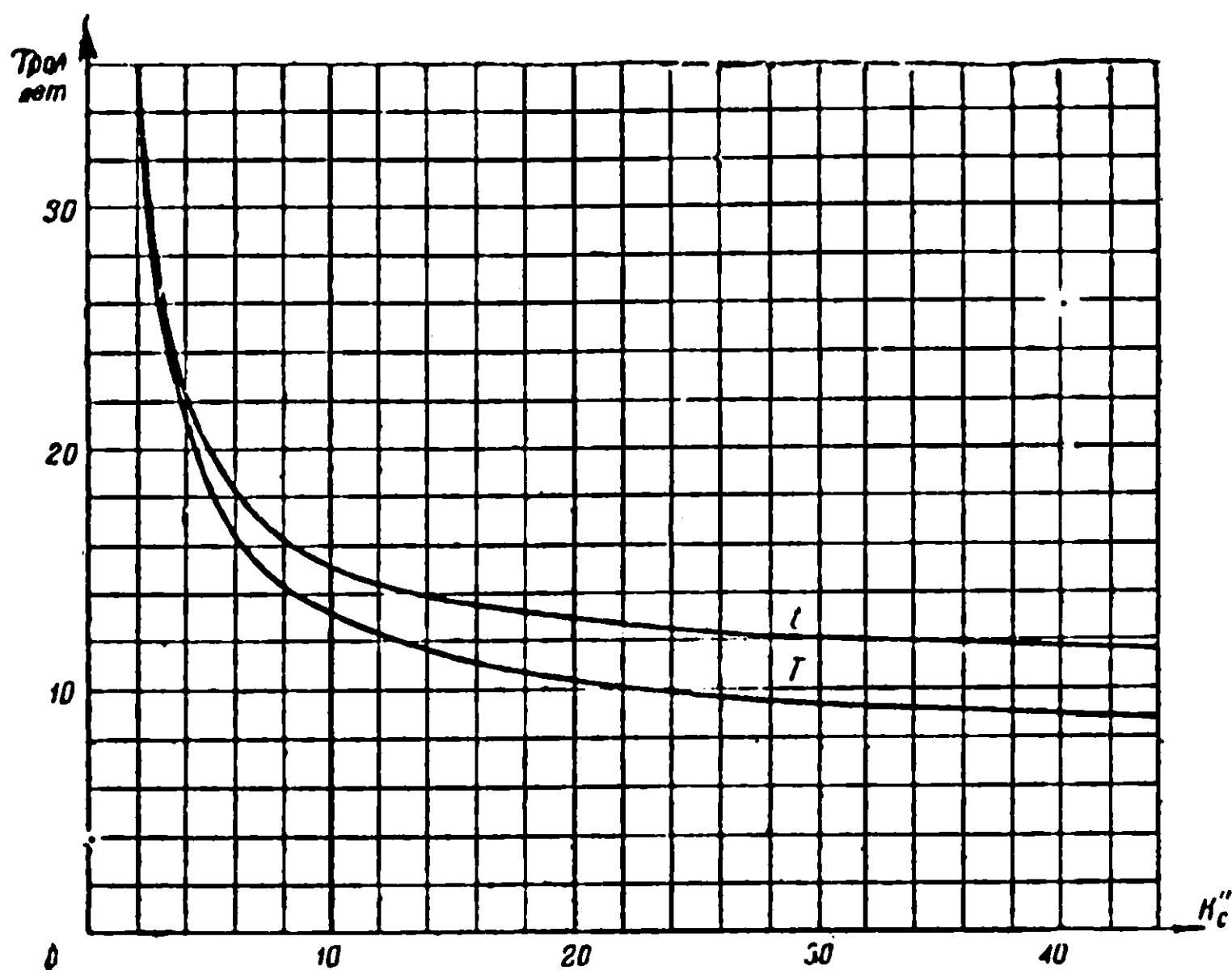
является ближайшей к нам из известных в настоящее время звезд (открыта в 1916 г.)

Время в солнечной системе, необходимое для полета к ней и обратно, будет

$$\Sigma t \text{ троп. лет} = 2 \left[(3,65 - 2s) \frac{299\,860}{v_k \text{ км/сек}} + 2 \text{ троп. года} \right], \quad (360)$$

а время в системе, связанной с космическим кораблем:

$$\Sigma T \text{ троп. лет} = 2 \left[(3,65 - 2s) \frac{299\,860}{v_k \text{ км/сек}} \cdot \frac{1}{\Psi} + 2T \text{ троп. года} \right]. \quad (361)$$



Фиг. 105.

В табл. 49 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. $\frac{t}{T_k}$) взяты из табл. 48.

Таблица показывает, что увеличение ускорения в очень незначительной мере сокращает длительность путешествия.

Из табл. 49, а также из диаграммы фиг. 105 видно, что ряд значений времени полета и общего коэффициента наполнения, вопреки существующему мнению, имеют вполне приемлемую величину.

Если бы теории относительности не существовало и мы вместо формул преобразования координат Лоренца воспользовались формулами Галилея:

$$\left. \begin{aligned} X &= x - vt, \\ Y &= y, \\ Z &= z, \\ T &= t, \end{aligned} \right\} \quad (362)$$

Таблица 48

v_k км/сек	$\frac{t}{T_k}$	K_n	K'_n	K''_n	При $\gamma = 10 \text{ м/сек}^2$		
					$2s$ светов. лет	$2t$ троп. лет	$2T$ троп. лет
0	1,00	0	0	0	0	0	0
10 000	1,00	1,034	1,069	1,143	0,00	0,06	0,06
20 000	1,00	1,069	1,143	1,306	0,00	0,13	0,13
30 000	1,01	1,106	1,222	1,494	0,01	0,19	0,19
40 000	1,01	1,144	1,308	1,710	0,02	0,26	0,25
50 000	1,01	1,183	1,400	1,961	0,03	0,32	0,32
60 000	1,02	1,225	1,500	2,251	0,04	0,39	0,39
70 000	1,03	1,268	1,609	2,589	0,05	0,46	0,45
80 000	1,04	1,314	1,728	2,985	0,07	0,53	0,52
90 000	1,05	1,363	1,858	3,451	0,09	0,60	0,59
100 000	1,06	1,414	2,001	4,003	0,12	0,67	0,66
110 000	1,07	1,469	2,159	4,660	0,14	0,75	0,73
120 000	1,09	1,528	2,334	5,449	0,17	0,83	0,81
130 000	1,11	1,591	2,531	6,404	0,21	0,91	0,88
140 000	1,13	1,659	2,751	7,571	0,25	1,00	0,96
150 000	1,15	1,733	3,002	9,011	0,29	1,10	1,04
160 000	1,18	1,813	3,288	10,811	0,35	1,20	1,13
170 000	1,21	1,902	3,618	13,092	0,41	1,31	1,22
180 000	1,25	2,001	4,003	16,028	0,47	1,43	1,32
190 000	1,29	2,112	4,459	19,882	0,56	1,56	1,42
200 000	1,34	2,237	5,006	25,056	0,65	1,70	1,53
210 000	1,40	2,382	5,674	32,194	0,76	1,86	1,65
220 000	1,47	2,551	6,509	42,366	0,90	2,05	1,78
230 000	1,55	2,754	7,585	57,527	1,05	2,27	1,93
240 000	1,67	3,003	9,019	81,337	1,27	2,54	2,09
250 000	1,81	3,321	11,028	121,619	1,54	2,87	2,28
260 000	2,01	3,748	14,046	197,280	1,91	3,32	2,51
270 000	2,30	4,369	19,084	364,214	2,47	3,93	2,80
280 000	2,79	5,403	29,197	852,487	3,41	4,96	3,21
290 000	3,93	7,735	59,824	3578,879	5,57	7,23	3,89
299 860	∞	∞	∞	∞	∞	∞	∞

то результаты, очевидно, получились бы неверными: скорость ракеты могла 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 звездоплаватели 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 путешест-

венник А 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 мы прежде всего 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 А, сохранившему молодость, указанная предпосылка, с точки зрения частной теории относительности, состоит в том, что этот индивидуум, и только он, испытывает ускорение¹.

Таблица 49

v_k км/сек	При $\gamma = 10 \text{ м/сек}^2$		При $\gamma = 20 \text{ м/сек}^2$	
	Σt тропич. лет	ΣT тропич. лет	Σt тропич. лет	ΣT тропич. 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

Мы видим, таким образом, что с точки зрения теории относительности Эйнштейна для человека не только открываются воз-

¹ А. Moschkowsky, „Einstein. Einblicke in seine Gedankenwelt“.

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.

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 $\frac{mv^2}{2}$, 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, 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 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.

БИБЛИОГРАФИЯ

Einstein A., Ueber die spezielle und allgemeine Relativitätstheorie, Braunschweig, 1921, 11 Aufl.

Esnault-Peltre R., L'astronautique, Paris, 1930.

Laue M., Die Relativitätstheorie, Bd. 1, Braunsch., 1921.

ЗАКЛЮЧЕНИЯ И ВЫВОДЫ

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 способов 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 огромном весе.

Праща неизбежно была бы разрушена центробежной силой; из-за действия той же силы криволинейный туннель пришлось бы делать более длинным, чем прямолинейный.

Давление солнечного света и вообще энергия солнечного излучения слишком слабы, чтобы ими можно было воспользоваться для перемещения космического аппарата.

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 космонавтики. Для истечения продуктов сгорания следует применить сопло Лаваля, 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 топлива. При этом смешение воздуха с продуктами сгорания можно производить как внутри камеры сгорания, так и вне ее (ракеты с инжектором и т. п.). В последнем случае, повидимому, можно ожидать значительного снижения коэффициента наполнения сравнительно с простой ракетой, но вопрос требует еще дальнейшего изучения.

Регулирование скорости космического корабля, управление им и ориентировка в пути представляются довольно простыми задачами. В большинстве случаев можно будет пользоваться обычными приборами для измерений и регулировки. В отдельных же случаях потребуются создание специальных приборов, например, для определения траектории космического корабля (см. стр. 119—120).

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.

Сигнализацию с космического корабля на Землю, повидимому, нетрудно будет осуществить с помощью специальных зеркал, периодически отражающих солнечные лучи, используя мощные телескопы для наблюдения сигналов. Для подачи сигналов с Земли можно наряду с солнечными лучами использовать также искусственные источники света.

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 скорости заключаются 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 большая 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 точки взлета и возвращения 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, требуется не более полутора часов; полет по эллипсу, проходящему

через апогей Луны, продлится уже более 9 суток, а путешествие по эллиптической траектории, пересекающей орбиты Меркурия, Венеры и Марса, потребует по меньшей мере одного года; наконец, для полета по эллипсу к границам солнечной системы пришлось бы затратить время, превышающее длительность человеческой жизни.

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. Возможность использования реактивного торможения очень мало вероятна.

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 станций. Поэтому следует стремиться к созданию искусственных спутников — своего рода космических островов, обращающихся вокруг планеты.

Перерыв в работе двигателя после достижения ракетой круговой скорости не влечет за собой потери количества движения, так как тогда влияние земного тяготения уже не может уменьшить приобретенной аппаратом скорости.

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 тяготения.

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.

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.

Изучение данных науки приводит к выводу, что текущий век уже сможет быть свидетелем полетов в пределах солнечной системы. Таким образом великие замыслы, которые вчера еще казались утопией, сегодня уже становятся на почву возможного.

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 относительности приоткрывает перспективу

достижения ближайших к нам звезд при условии, что будут найдены способы превращения материи в энергию.

Будем же надеяться, что недалеко то время, когда человеческому взору явится блистающее в мировом пространстве новое светило — Земля.

ЗАМЕЧАНИЯ ОБ ОПАСНОСТЯХ КОСМОНАВТИКИ

Овладение мировым пространством, так же как и другие завоевания человечества, несомненно потребуют многих жертв. Опыты с ракетами уже 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 влете в земную атмосферу) столкновение с ними даже при ничтожных размерах метеорита опасно для космического корабля, так как может вызвать пробой.

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 могут быть избегнуты благодаря значительному наклону 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 блуждающим 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 горизонту, 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, повидимому, не представит особых затруднений.

I. ОБ ОБИТАЕМОСТИ ПЛАНЕТ

I. 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 нашей эры), 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 нашей эры) также был убежден в обитаемости миров. В греческих поэмах воспеваются даже лунные города.

В I в. нашей эры сторонники обитаемости уже начинают пристально интересоваться астрофизическими условиями далеких миров. Плутарх считает, что селениты (жители Луны) должны отлично себя чувствовать, не имея нужды переносить ни дождей, ни ветров¹.

Древнегреческий философ-материалист Эпикур в своем „Письме Геродоту“ и ученик его, поэт Лукреций, в своей научной поэме „О природе вещей“ (*De rerum natura*) высказывают уверенность в многочисленности миров, населенных людьми и другими живыми существами. В таком же духе высказывается и Петроний.

Так же утвердительно высказывались некоторые 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.).

¹ Если не считать указания на селенитов, то это замечание нужно считать одним из первых вполне достоверных суждений о природе этого светила.

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 Куза 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 Коперника, изгнавшего Землю из центра мироздания и тем самым давшего философскую основу сторонникам множественности миров, выступил Джордано Бруно с утверждением обитаемости светил. В своем труде „Dell' infinito universo e mondi“ (1584) он высказывает новые идеи о возникновении жизни и прекращении существования бесчисленных планетных систем, обладающих флорой и фауной и подчиненных господству человека. 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) 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 звезды?“ — 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 согласно 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 книге „Cosmotheoros sive de Terris Coelestibus, earumque ornatu“ высказывает гипотезу о существовании мыслящих существ на всех планетах. Горячим сторонником Гюйгенса оказался Фонтенель, бесменный секретарь французской Академии наук. Он снабдил кратким восторженным предисловием труд Гюйгенса и, воодушевленный его идеями, написал книгу „Entretiens sur la pluralité des mondes“, пользовавшуюся огромным 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 высказывается 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 нашей 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. Проф. Груйтуйзен (Gruithuisen) в 1848 г. набрасывает контуры таинственного лунного города, будучи убежден, что Луна окружена атмосферой и изобилует водой. В 1885 г. астроном Трувело (Trouvelot) открывает на луне „китайскую стену“. Германский астроном Петер Ганзен пытается доказать, что Луна представляет собой яйцевидное тело, которое заостренной своей частью обращено к земле; расстояние до 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 Симон Ньюкомб доказал ошибочность гипотезы Ганзена.

Французский астроном Фламмарин 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 д-р Дюпрель пришел к заключению, что наука не дает возможности ответить на вопрос, какие формы может иметь жизнь на планетах. В последние годы д-р Дезидериус 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.

Каналы Марса. 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 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 вынесли 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 Ловел горячо отстаивал существование „нервов жизни“ на Марсе, указывая их на сделанных им фотографических снимках.

Представители противного лагеря, как Церулли, 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 контур.

Однако, несмотря на справедливость этих доводов, школа Ловела до сих пор еще отстаивает гипотезу об обитаемости Марса.

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 познания, на которой стихийно стоит естествознание“ (Ленин)¹.

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 главные 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 со средними 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.

¹ В. И. Ленин. Материализм и эмпириокритицизм, Собрание сочинений, т. XIII, стр. 61.

О происхождении жизни. „Жизнь — говорит Энгельс — это форма существования белковых тел, существенным моментом которой является *постоянный обмен веществ с окружающей их внешней природой* и которая прекращается вместе с прекращением этого обмена веществ, ведя за собой разложение белка“¹.

Развитие естественных наук, в частности астрономии, привело к созданию целой отрасли науки—астробиологии, исследующей условия обитаемости внешних миров.

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 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, проходит 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 охладилась до того, что она уже не переходит границы, при которой способен существовать белок, то при наличии благоприятных химических условий образуется живая протоплазма“².

Уже ученые Бютчли (*Bütchli*), Ледюк (*Leduc*), Румблер (*Rhumblér*) 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).

¹ Энгельс Ф., *Диалектика природы*, стр. 29.

² *Idem*, стр. 94.

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 Пастер (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 архигонистов¹, „что через цепь чисто физических и химических превращений жизнь ежедневно возрождается из неживого, вопреки слепоте наших глаз и бессилию наших микроскопов“².

Хотя до настоящего времени не удалось синтетическим путем создать живую клетку, однако, начиная уже с Велера (1828), который получил органическое соединение (мочевину) из неорганических веществ, целый ряд опытов, сделанных 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 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) выдвигал 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 Гельмгольц.

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 метеорите 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.

¹ Энгельс Ф., Диалектика природы, стр. 25.

² Esnault-Pelterie R., L'Astronautique, стр. 221.

Аррениус склонялся к мысли, что зародыши своим движением в мировом пространстве обязаны скорее солнечному давлению. 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 0,0003 и даже 0,0002 мм 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 светилом. 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 четыре 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° . Отсюда он получает, что при темпера-

туре—220° С жизнеспособность за промежуток в 3 миллиона лет уменьшается не более, чем за 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 абсурдную доктрину, что зародыши земной жизни падают в готовом виде с луны, т. е. что они были перенесены к нам аэролитами. Я ненавижу объяснения,— говорит Маркс,— которые решают задачу перенесением ее в другую неизвестную область“¹.

Биологические условия. 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. Виноградский нашел, что в рудничном газе живут бактерии. Другие, открытые им же бактерии, как оказалось, при дыхании поглощают железо. Тиобактерии поглощают серу; амилробактерии, содержащиеся в углекислом газе внутри растений, оказываются согласно опытам Бахмана (Bachmann) неспособными к жизни в воздухе даже в течение нескольких минут.

Проф. 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 краткой табличкой, дающей значения давлений, которые могут переносить различные животные.

Типы живых существ	Наибольшее давление	Примечание
Земные животные	51 ат	Наименьшее — 1/4 ат Потеря чувствительности мускулов
Лягушки	400 „	
Пьявки, планктон	600 „	
Гнилостные бактерии	700 „	

¹ Маркс К., Летописи марксизма, т. V, стр. 26.

Что касается влияния света, то известно, что при отсутствии более или менее интенсивного солнечного света развитие жизни невозможно. Образование хлорофила, 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 „мега-териум“ в сосуде, из которого абсолютно были удалены следы влаги, и убедился, что бактерии вполне сохранили жизнеспособность. Левенгук (Löwenhoek) открыл микроорганизмы (ротиферы), которые, будучи совершенно высушены, снова приобретают обычные жизненные функции, как только им предоставлена влага. В высушенном же состоянии они выносят температуру до—110°С, 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 приведенной ниже табл. 50 сделана сводка результатов опытов по определению границ температур, переносимых различными организмами.

Наибольшая температура в 300°С была получена доктором Шпенглером для некоторых микроорганизмов, открытых им в 1929 г. Указанная в таблице низшая температура для бацилл является результатом опытов Беккереля.

Таблица 50

Название	Температура		Время выдержки		Примечания
	наиболь- шая	наимень- шая	при наи- большей температуре	при наи- меньшей темпера- туре	
Рыбы	+ 32	—15	—		
Лягушки	+ 40	—28	—		
Большинство клеток	+ 45		—		
Полярные животные		—40	—	6 месяцев	
Яйца лягушек		—60	—		
Полярные растения		—60	—	6	
Улитки	+ 50	—120	—	Неск. дней	
Моллюски		- 150	—		
Птицы	+ 52		—		

Название	Температура		Время выдержки		Примечания
	наиболь- шая	наимень- шая	при наи- большей температуре	при наи- меньшей темпера- туре	
Некоторые виды червей	+ 81	— 50	—	—	В жидком воздухе Во влажной среде снова приобре- тают способность прорастания Наибольшая тем- пература в среде чистого воздуха
Водоросли	+ 90	—	—	—	
Некоторые бактерии	—	— 189	—	—	
Высушенные зерна	+ 110	— 250	—	—	
Бактерии <i>mycoides, vulgatus</i>	+ 125	— 253	30 мин.	—	
Бактерии <i>anthracis</i>	+ 140	— 250	3 часа	—	
Некоторые микроорганизмы	+ 300	—	—	—	

Необходимо отметить, что низкая температура может переноситься лишь в состоянии приостановленной жизнедеятельности. Наиболее же благоприятная температура для большинства бактерий составляет примерно 60° С.

Поразителен тот факт, что, как показывает табл. 50, 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.

Данные астрономии. 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 охлаждающимися 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.

Биолог Валлас (Wallace) и астроном 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.

Атмосфера планет и спутников. Свойства атмосферы небесных тел представляют очень большой интерес с точки зрения их обитаемости. Для космонавтики эти свойства интересны еще с другой стороны.

В самом деле, исследование строения поверхности планеты в случае приближения к ней космического корабля или в случае, если бы последний стал спутником планеты, возможно только при том условии, что ее атмосфера достаточно прозрачна. Точно так же и возможность посадки непосредственно на планету зависит от наличия газовой оболочки вокруг ее поверхности.

Атмосфера планет-гигантов. Самое строение Юпитера, Сатурна, Урана и Нептуна исключает возможность выделения атмосферы в обычном понимании этого слова, так как они не имеют резко выявленной оболочки, выделяющей наружный слой газа. Плотность этих планет убывает постепенно от центрального ядра к границе атмосферы.

В их составе имеются все газы, даже такие легкие, как водород, процентное содержание которого весьма велико. Изучение спектра Нептуна показало присутствие в его атмосфере водяных паров.

Слифер (Slipher), изучавший атмосферы планет-гигантов в обсерватории Ловела с помощью спектрографического метода, открыл

между прочим в их спектре такие полосы, которые не могли быть приписаны ни одному из известных газов. Он пришел также к заключению, что содержание неизвестного газа тем больше, чем дальше отстоит планета от Солнца.

Атмосфера Луны. За исключением планет-гигантов все тела солнечной системы имеют вполне резко выраженную твердую оболочку. Рассмотрим их последовательно, начав с ближайшего к нам светила — Луны.

При наблюдении нашего спутника сразу бросается в глаза необычайная отчетливость всех подробностей на его поверхности: форма теней лунных гор, резкая граница между освещенной и темной частью. Это обстоятельство вместе с малой величиной альбедо указывает на отсутствие на Луне сколько-нибудь плотной атмосферы.

Применив более точный метод, именно наблюдая звезды во время покрытия их Луной, можно убедиться в полном отсутствии рефракции.

Кроме того, оказывается, что природа отраженных Луной солнечных лучей совершенно одинакова с природой лучей, непосредственно получаемых нами с Солнца. Это с очевидностью доказывает, что над поверхностью Луны нет сколько-нибудь заметного газового слоя.

Таким образом, если на Луне и есть атмосфера, то она должна быть крайне разреженной: ее барометрическое давление не может быть выше, чем 2 мм рт. ст. С другой стороны, вследствие малого значения потенциала лунного тяготения высота атмосферы была бы огромна. По вычислениям Вероннэ (Veronnet) она должна достигать 5000 км.

Теория Канта-Лапласа предполагает однообразное происхождение всех планет солнечной системы. Если исходить из этого, то на Луне должна была существовать атмосфера, которая со временем рассеялась.

В самом деле, газовые молекулы, как известно, движутся с определенными скоростями, тем большими, чем легче газ и чем выше температура. Средняя скорость перемещения

$$c_{\text{ср}} = \sqrt{\frac{3R}{M} T}.$$

где R — газовая постоянная идеальных газов $= 8,3156 \cdot 10^7$ эрг/град,

M — молекулярная масса,

T — абсолютная температура.

В приведенной ниже табличке указаны значения $c_{\text{ср}}$ для некоторых газов при 0°C (273°A).

Газ	Молекулярная масса	Средняя скорость молекул м/сек
Водород	2	1845
Водяной пар	18	615
Азот	28	493
Кислород	32	461
Ксенон	130	229

Под влиянием температуры указанные скорости в различное время и в разных местах могут очень сильно изменяться. Кроме того, отдельные молекулы могут иметь скорость, значительно бóльшую, чем средняя. Вместе с тем планета может удержать вблизи своей поверхности лишь те газы, у которых скорости молекулярного перемещения ниже скорости „освобождения“, отвечающей напряжению силы тяжести на этой планете.

Так как потенциал Луны очень невелик, то легкие газы в первую очередь должны были бы покинуть ее атмосферу, вследствие чего плотность атмосферы должна понизиться, а температура повыситься. Следовательно, молекулярная скорость оставшихся газов должна будет повыситься, а отсюда произойдет новая потеря газов. Таким путем атмосфера Луны достигла своего нынешнего состояния крайнего разрежения.

Атмосфера Меркурия. Потенциал Меркурия имеет бóльшее значение, чем у Луны. Поэтому Меркурий имеет при прочих равных условиях более благоприятные данные для удержания атмосферы. Однако благодаря его близости к Солнцу интенсивность падающих на него лучей в семь раз больше, чем получаемых Луной. Поэтому скорость перемещения молекул у его поверхности также должна быть больше. Джинс и другие ученые на этом основании делают вывод, что Меркурий лишен атмосферы.

Это заключение было бы вполне справедливо, если бы рассматриваемая планета имела достаточную скорость суточного вращения для того, чтобы температура равномерно распределялась по всей ее поверхности. Однако более вероятно, что одно из полушарий Меркурия постоянно обращено к Солнцу и, следовательно, другое полушарие постоянно погружено во мрак. При этих условиях исчезновение атмосферы с освещенной стороны планеты было бы неизбежно, но, как полагает С. Аррениус, полное улетучивание газов едва ли возможно: более тяжелые газы и пары должны были бы постепенно сжиматься и даже затвердевать на неосвещенной стороне планеты, где температура близка к абсолютному нулю.

Благодаря постоянному перемешиванию слоев атмосферы указанный процесс должен был бы продолжаться до тех пор, пока не были бы полностью поглощены газы, притекающие со стороны, обращенной к Солнцу. При этом газы водород и гелий, имеющие весьма низкую температуру сжижения, легко могли бы улетучиваться со стороны, обращенной к Солнцу, благодаря господствующей здесь высокой температуре.

Атмосфера Венеры. Основываясь на кинетической теории газов, Джинс приписывает этой планете такую же атмосферу, как на Земле.

Поверхность Венеры настолько плотно закрыта облаками, что не представляется возможным рассмотреть на ней какие-либо детали. Из этого, впрочем, не следует, что строение этой планеты подобно планетам-гигантам: ее средняя плотность, близкая к плотности Земли, дает основание утверждать, что Венера должна иметь кору, резко отделяющую атмосферу от тела самой планеты.

Доказательством существования атмосферы вокруг Венеры слу-

жит еще наличие своего рода ореола, обнаруживаемого телескопами, в особенности во время нижнего соединения. Следует отметить также, что во время фаз Венеры ее серп составляет более 180° .

Аррениус считает, что у Венеры атмосфера имеет бóльшую высоту, чем на Земле. Судя по наблюдениям над ясно различаемыми сумерками, атмосферное давление у ее поверхности должно быть в 2—3 раза больше земного.

Значительная величина альbedo Венеры долгое время давала повод думать, что причиной столь интенсивного отражения солнечных лучей является наличие водяных паров, дающих при конденсации облачную оболочку, так как известно, что твердая или жидкая поверхность обладает несравненно меньшим альbedo. Это предположение получило подтверждение в наблюдениях Рассела.

Однако недавние спектрографические исследования, произведенные с большой тщательностью обсерваторией Маунт-Вильсон, не обнаружили никаких следов ни водяных паров, ни кислорода.

Атмосфера Марса. Посмотрим теперь, какие перспективы сулит нам наиболее популярная красная планета.

Альbedo Марса занимает промежуточное положение между альbedo Меркурия и Луны, с одной стороны, и остальных планет — с другой стороны. Судя по этому признаку, можно полагать, что атмосфера Марса значительно разрежена. Кэмпбелл (Campbell) на основании своих измерений поглощения света атмосферой Марса нашел, что ее плотность составляет не более одной четверти плотности земной атмосферы. Ловел оценивает ее в $22''$. Райт (Wright) получил в результате фотографических исследований Марса (обсерватория в Ликке, 1924) неожиданный результат, что атмосфера этой планеты столь же значительна, как на Земле.

Джинс пришел к заключению, что Марс лишен водорода, но что в его атмосфере имеются водяные пары. Эти предположения, носившие теоретический характер, были подтверждены спектроскопическими наблюдениями Ловела и Слифера. После Ловела, Сент-Джон и Адамс установили, что в атмосфере Марса содержится кислород в количестве, примерно равном $16''$, от соответствующего количества этого газа в земной атмосфере, и $5''$ водяных паров.

Атмосфера спутников и астероидов. Спутники больших планет, в противоположность последним, имеют вполне определенную твердую оболочку, что объясняется интенсивным охлаждением вследствие их малых размеров. По измерениям Рассела многие из них имеют весьма значительное альbedo. Следует отметить, что как раз у этих спутников сравнительно велико напряжение силы тяжести (см. табл. 4). Поэтому вполне возможно, что наибольший из спутников Сатурна, Титан, так же как первые три-четыре спутника Юпитера, имеет более или менее плотную атмосферу.

Что касается астероидов, то вследствие ничтожного потенциала они несомненно лишены атмосферы.

Сопоставление приведенных астробиологических данных ставит, как видим, под знак вопроса наличие мыслящих существ в нашей

солнечной системе, вне Земли. Но если рассматривать этот вопрос в более широком масштабе, то „теперь крепко господствует твердая уверенность, что материя в своем вечном круговороте движется согласно законам и на известной ступени должна—то в одном месте, то в другом—производить с необходимостью в органическом существе мыслящий дух“¹.

„Но как бы часто и как бы бесжалостно не совершался во времени и в пространстве этот круговорот, сколько бы бесчисленных солнц и земель ни возникало и ни погибало; как бы долго ни приходилось ждать, пока в какой-нибудь планете не появятся условия, необходимые для органической жизни, сколько бы бесчисленных существ ни должны было погибнуть и возникнуть, прежде чем из их среды разовьются животные с мыслящим мозгом, находя на короткий срок пригодные для своей жизни условия, чтобы затем быть тоже истребленными без милосердия,—мы все же уверены, что материя во всех своих превращениях остается вечно одной и той же, что ни один из ее атрибутов не может погибнуть и что поэтому с той же самой железной необходимостью, с какой она некогда истребит на земле свой высший цвет—мыслящий дух, она должна будет его снова породить где-нибудь в другом месте и в другое время“².

БИБЛИОГРАФИЯ

I. Обитаемость светил XV—XIX вв.

- Bruno Giordano*, De l'infinito, universo e mondi, Venetia, 1584.
Kepler Johann, Somnium, seu opus posthumum de astronomia lunari, divulgatum.
a M. L. Keplero, Francfort, 1634.
Cassendi Pierre, Les astres sont-ils habitables? (XVII в.)
Huygens Christian, Cosmotheoros, sive De Terris Coelestibus, earumque ornatu, conjecture ad Condantinum Huganum, 1698.
Fontenelle Bernard, Entretiens sur la pluralité des mondes.
Kant Emmanuel, Allgemeine Naturgeschichte und Theorie des Himmels.
Flammarion Camille, La pluralité des mondes habités, Paris, 1862.
Flammarion Camille, Les mondes imaginaires et les mondes réels, Paris, 1865.
Engels Friedrich, Naturdialektik.
Du Prel Carl, Die Planeten-Bewohner und die Nebularhypothese, Leipzig, 1880,
и др. работы.

XX в.

- Arrhenius Svante*, Le destin de étoiles, Paris, и др. работы.
Dekker Hermann, Planeten und Menschen, Stuttgart, 1926.
Dross Otto, Mars, eine Welt in Kampf ums Dasein, Wien, 1901.
Flammarion Camille, La Planète Mars et ses conditions d'Habitabilité..., Paris, t. I, 1892; t. II, 1909, и др. работы.
Gramatzki H. J., Der Mensch und die Planeten, Berlin, 1922.
Henseling Robert, Mars, seine Rätsel und seine Geschichte, Stuttgart, 1925.
Kritzinger H. H., Vom Leben im All, „Paedagogische Warte“, 1927.

¹ Энгельс, Ф. Диалектика природы, стр. 23.

² Idem, стр. 99.

- Labérenne P.*, L'origine des mondes, Paris. 1936.
Linke Felix. Die Verwandschaft der Welten und die Bewohnbarkeit der Himmelskörper, Leipzig, 1925.
Lewel Percival, Mars as abode of life, 1910.
Lewel Percival, Mars and its Canals, 1906.
Lundmark Knut, Vaerldsrymdens Liv, 1926 (оригинал на шведском яз.). В немецком переводе: Das Leben auf anderen Sternen, Leipzig, 1930 (имеется русский перевод).
Meyer M. Wilh., Bewohnte Welten, 2-e Aufl., Leipzig, 1909.
Moreaux Th., Les autres mondes sont-ils habités?, Paris, 1926.
Moreaux Th., La vie sur Mars, Reims — Paris, 1924.
Papp Desiderius, Was lebt auf den Sternen?, Wien, 1931.
Pickering W., Ist the moon a dead planet?, New York.
Pohle J., Die Sternenwelten und ihre Bewohner, 7 Auflage, Koeln, 1922 (имеется русский перевод).
Stetson Harlan True, Man and the Stars, New York, 1931.
Younghusband, The Life on the Stars, London, 1928.
Zehnder L., Das Leben im Weltall, Tuerbuegen u. Leipzig, 1904.

Происхождение жизни

2-я половина XIX в.

Buerschli O.; *Engels Fr.*; *Haeckel E.*; *Ленин В. И.*; *Marks K.*; *Naegeli C.*; *Pflueger E.*; *Preyer W.*; *Rhumbler W.*; *Richter H. E.*; *Тумирязев К. А.*
XX в.

Arrhenius S.; *Hertwig O.*; *Kuckuck M.*; *Ledus St.*; *Lehmann O.*; *Lipschuetz A.*; *Loeb T.*; *Prenant M.*; *Quincke C.*; *Roux W.*; *Schwalbe E.*; *Teichmann E.*; *Verworn M.*

II. МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПУТЕШЕСТВИЯ В НАРОДНЫХ ЛЕГЕНДАХ И В РОМАНАХ

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 нашей эры) 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 „Багавате“ (XV в. до нашей эры) йогам даются подробные наставления для путешествий на Луну. Индусская поэма „Рамаяна“ описывает, между прочим, внеземное путешествие Рамы (1500 г. до нашей эры).

Китайский правитель Вон-И по преданию (XII в. до нашей эры) также совершил подобную экскурсию. В одной из легенд рассказывается о том, что китайцы прибыли на Землю с Луны. Другая легенда повествует, что монголы унеслись 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 11).

В представлении древних греков небесные светила так близки к Земле, что достигнуть их можно, сидя на спине летящего орла. В известной 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 Фаятона 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.

Люций 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 Илиа.

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 пытается достигнуть Луны с помощью магии.

Впервые мы находим указание о возможности применения машин для межпланетных путешествий у Вилькинса в его „Рассуждениях о другом мире и о другой планете“ (1638 г.).

Однако решительное в этом отношении слово было впервые сказано Сирано де Бержераком (1620—1650 гг.), которому принадлежит честь прочного внедрения техники в литературу. Задолго до того, как техника в действительности овладела летанием по воздуху, 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 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 Верна 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 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 очень быстро расти. Романисты могли черпать богатый 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 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 сюжет, 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 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 планете. 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.

Материалы. Разнообразие материалов для постройки аппаратов не менее богато, чем разнообразие форм. Предпочтительными 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, фосфоресцировать и т. д.

Необходимые материалы получают путем физико-химических преобразований твердых, жидких и газообразных тел.

Двигатели. 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.

Иногда предполагается, что земная атмосфера простирается до самой Луны и тогда возникает мысль воспользоваться для полета шаром, наполненным особым газом, имеющим ничтожную плотность, поместив пассажиров в герметической кабине, либо же применить аппарат с двигателем, работающим подобно крыльям птиц.

Очень часто встречается использование гигантской пушки как наиболее надежного средства для достижения космической скорости; равным образом рекомендуется обратиться к силе вулканических извержений.

Одним из фантастических видоизменений пушки является проект использования разгона аэростата, наполненного вновь открытым легчайшим газом и приобретающего к моменту достижения высших слоев атмосферы скорость, достаточную для достижения планет.

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.

Нередко, несмотря на чрезвычайно подробное описание конструкции двигателя, читателю романа невозможно уяснить, на каком принципе основано действие двигателя.

Сирано де Бержерак первый высказал 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 сде-

лано, 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 атомов.

БИБЛИОГРАФИЯ

- Lucien de Samosate* (2-е с.), *L'histoire véritable*, Paris, 1889.
Godwin Francis, *The man in the Moon*, London, 1638.
Wilkins John, A. discourse, concerning a new World & another Planet (In two books), London, 1638.
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, и др. романы.
Kircher Athanasius, *Iter extaticum Kircherianum*, 1656.
Grimmelshausen, *Fliegende Wandermann*, 1659.
Eyraud Achille, *Voyage a Vénus*, Paris, 1865.
Verne Jules, *De la Terre a la Lune*, 1865.
Verne Jules, *Autour de la Lune*, 1870, и др. романы.
Le Faure G. et Graffigny H., *Aventures extraordinaires d'un savant russe*, Paris, 1889.
Циолковский К. Э., *Грезы о земле и небе*, М., 1895.
Lasswitz Kurd, *Auf zwei Planeten*, Leipzig, 1897.
Wells H. Gideon, *The first men on the moon*, London, 1901 и др. романы.
Циолковский К. Э., *Вне земли*, Пгр. 1918, и другие повести и романы.
Gail Otto Willy, *Der Schuss ins All*, Breslau, 1925.
Рынин Н. А., *Легенды и первые фантазии, Межпланетные сообщения*, вып. 1. Л., 1928.
Рынин Н. А., *Космические корабли в фантазиях романистов, Межпланетные сообщения*, вып. 2, Л., 1928.

Укажем еще имена следующих авторов, писавших о межпланетных путешествиях:

XVIII в.

Brunt Samuel; Folie M.; Kindermann, Eberhard Christian; Roumier Marie-Anne; Swedenborg Emmanuel; Swift Jonathan; Voltaire.

XIX в.

Atterley Joseph; Boitard; Достоевский Ф. М.; Dumas Alexandre; Locke Richard; Poë Edgar Allan; Riddel J. L.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

Обозначение	Название величины	Единицы измерения
a	Большая полуось эллипса	Астрономические единицы, км
b	Малая полуось эллипса	
c	Скорость истечения газов относительно ракеты	$км \cdot сек^{-1}$
$c_{ид}$	Идеальная скорость истечения газов относительно ракеты	
c_p	Теплоемкость газа при постоянном давлении	$Кал \cdot г^{-1} \cdot град^{-1}$
c_v	Теплоемкость газа при постоянном объеме	
d	Линейный эксцентриситет эллипса (фокусное расстояние)	Астрономич. единицы, 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	$м \cdot сек^{-2}$
g_0	Ускорение силы тяжести на поверхности Земли или планеты	
h	Постоянная живых сил	$L^2 T^{-2}$
i	Наклонение орбиты к плоскости эклиптики	° / "
j	Наклонение экватора к орбите	° / "
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)	$км \cdot сек^{-1}$
m	Масса ракеты в данный момент	M
$m_{н}$	Начальная масса ракеты	
$m_{к}$	Конечная масса ракеты	
$m_{т}$	Масса топлива в ракете	
$m_{б}$	Масса баков	
$m_{д}$	Масса двигателя и баков в ракете	
$m_{с}$	Сумма масс $m_{т}$ и $m_{д}$	
$m_{п}$	Масса полезного груза ракеты	
n	1. Среднее движение	$м \cdot день^{-1}$
	2. Количество	—

Обозначение	Название величины	Единицы измерения
o	1. Наименьшая освещенность, ощущаемая глазом	$\text{м. св.} \cdot \text{см}^{-2}$
	2. Длина хорды дуги траектории	L
p	1. Параметр траектории	—
	2. Абсолютное давление газов	} $\text{кг} \cdot \text{см}^{-2}$
p_i	Абсолютное давление газов в камере сгорания	
p_k	Абсолютное давление газов в критическом сечении сопла	
p_6	Избыточное давление в баках	
q	Количество, коэффициент	—
r	Радиус-вектор	L
r_3	Радиус земной орбиты	} \text{Астрономич. единицы}
r_{II}	Радиус планетной орбиты	
r_{π}	Расстояние светила в перигелии	
r_a	Расстояние светила в афелии	
r_{II}	Радиус планеты	км
r_k	Величина, равная $r_0 \cdot r_{II}$ или r_3	} L
s	Путь, пройденный ракетой	
s'	Путь, пройденный вытекшими газами	
t	Время	T
u	Синодическое время обращения планеты	Троп. годы
v	Скорость ракеты	} $\text{км} \cdot \text{сек}^{-1}$
$v_{\text{в}}$	Скорость встречи	
$v_{\text{кр}}$	Круговая скорость	
$v_{\text{кpo}}$	Круговая скорость на поверхности планеты	
$v'_{\text{от}}$	Скорость отлета ракеты	
$v'_{\text{ото}}$	Относительная скорость отлет с апланеты	
$v_{\text{св}}$	Скорость в свободном пространстве	
$v_{\text{к}}$	Конечная скорость	
$v_{\text{г}}$	Гиперболическая скорость	
$v_{\text{н}}$	Начальная "	
$v_{\text{ид}}$	Идеальная "	
$v_{\text{ос}}$	Скорость освобождения	
$v_{\text{ср}}$	Средняя скорость	
v_0	Начальная скорость на планете, в частности на Земле	

Обозначение	Название величины	Единицы измерения
v_n	Параболическая скорость	км · сек ⁻¹
$v_{по}$	Параболическая скорость на поверхности светила	
$v_{на}$	Избыточная относительная скорость ракеты в бесконечности	
$v_{нс}$	Относительная скорость встречи с планетой	
v_d	Дополнительная скорость $v_d = v_n - v_{кр}$	
v_a	Скорость в апогее или в афелии	
v_p	Скорость в перигее или перигелии	
v_{Σ}	Суммарная скорость	
w	Скорость небесных тел	
$w_{кр}$	Окружная скорость небесного тела	
w_a	Скорость небесного тела в афелии	
w_p	Скорость небесного тела в перигелии	
$w_{ср}$	Средняя скорость небесного тела	
x y z }	Переменные величины, координаты	L
A	Альбедо	—
B	Теплотворная способность топлива при давлении 760 мм рт. ст. и 15°С	Кал · кг ⁻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	
D	1. Диаметр	L
D_1	2. Секундный массовый расход в ракете. Секундный массовый расход воздуха в инжекторе	MT ⁻¹
E	1. Эксцентрисическая аномалия	° ' " или радиан
	2. Энергия	L ² MT ⁻²
F	Коэффициент видимости в пустоте	—
G	Стехиометрическое отношение топливных компонентов	—
H	1. Расстояние от афелия эллиптической траектории до круговой орбиты	Астрономич. единицы, км
	2. Вершина траектории при движении над поверхностью планеты	

Обозначение	Название величины	Единицы измерения
i	Коэффициент перегрузки	—
J	Механический эквивалент теплоты $J = 4,1863 \cdot 10^7$ $J = 426.85$ (Grünelsen-Glebe, 1920) . . .	$\text{эрг} \cdot \text{кал}^{-1}$ $\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{Кал}^{-1}$
$K_{\text{н}}$	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	} $\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{кг} (\text{массы})^{-1}$
$L_{\text{нд}}$	То же при давлении 0 мм и 0° абс. . . .	
$L_{\text{п}}$	Долгота перигелия	° / "
M	1. Средняя аномалия 2. Молекулярная масса данного газа . . .	радианы M
N	Количество	—
O	Наибольшая освещенность Земли солнечными лучами	$\text{м. св} \cdot \text{см}^{-2}$
P	Сила	LMT^{-2}
Q	Количество движения	LMT^{-1}
R	Газовая постоянная совершенных газов $R = 8,3156 \cdot 10^7$	$\text{эрг} \cdot \text{град}^{-1}$
$R_{\text{в}}$	Сопротивление воздуха	$\text{кг} \cdot \text{м}^{-2}$
$R_{\text{р}}$	Сопротивление материала растяжению . .	$\text{кг} \cdot \text{мм}^{-2}$
S	Площадь сечения, поверхность, площадь . .	L^2
$S_{\text{к}}$	Площадь критического сечения сопла . . .	м^2
T	1. Время в системе, связанной с космическим кораблем 2. Абсолютная температура	T градусы
T_i	Абсолютная температура газов в камере сгорания	градусы
T	Работа	L^2MT^{-2}
U	Звездное время обращения планеты . . .	Тропические годы
V	Объем	} L^3
$V_{\text{т}}$	Внутренний объем баков (объем топлива) .	
$V_{\text{б}}$	Объем материала баков	
$V_{\text{отн}}$	Относительный объем планеты	} $\text{м}^3 \cdot \text{кг} (\text{массы})^{-1}$
V	Удельный объем газа	
V_i	Удельный объем газа в камере сгорания .	} L^2MT^{-2}
W	Кинетическая энергия космического корабля	

Обозначение	Название величины	Единицы измерения
X Y Z }	Координаты в системе осей, связанной с космическим аппаратом	—
α	Истинная аномалия	} ° / " или радианы
β	Угол между касательной к траектории и горизонталью	
γ	Ускорение реактивной силы	LT^{-2}
δ	1. Плотность атмосферы	$кг^* \cdot м^{-3}$
	2. Постоянная Стефана-Больцмана $\delta = 1,374 \cdot 10^{-12}$	$Кал \cdot см^{-2} \cdot сек$
ϵ	1. Половина угла отклонения сигнального луча	° / "
	2. Сплюснутость эллипса	—
	3. Отношение массы баков к массе топлива	—
ζ	Отношение	—
η	Коэффициент полезного действия	—
η_d	Динамический к. п. д. ракеты	—
$\eta_{дм}$	Мгновенный " " " "	—
η_n	Полный " " " "	—
η_r	Гравитационный " " " "	—
η_v	Эффективный к. п. д. сопла	—
η_t	Термический " " " "	—
θ	Время суточного вращения планеты . . .	дн., час., мин., сек.
ι	Коэффициент прозрачности атмосферы . . .	—
κ	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	
μ_z	" " " Земли	
ν	1. Средний угол падения солнечных лучей на поверхность зеркала	° / "
	2. Угол, образуемый с осью x нормалью к кривой второго порядка	° / " или радианы
ξ	Отношение расхода воздуха в инжекторе к расходу газов в двигателе	—

Обозначение	Название величины	Единицы измерения
π	Отношение окружности к диаметру $\pi = 3,14159265 \dots$	—
ρ	1. Плотность вытекающих газов 2. Плотность светила 3. Отражательная способность	} $L^{-3}M$
σ	Удельная энергия солнечного излучения	
τ	Полное время работы двигателя	
ω	Время, необходимое для полета на планету	Синодические годы
φ	Разность $\pi - \alpha$	—
ψ	Аэродинамический коэффициент сопротивления	—
ω	Угол	радианы
Γ	Ускорение движения космического корабля	LT^2
Δ	Малое приращение	—
Θ	Географическая широта	° / "
Λ_{α}	Постоянная, характеризующая поглощающую способность	—
Λ_e	Постоянная, характеризующая лучеиспускательную способность	—
Ξ	Солнечная постоянная $\Xi = 1,92$ (Abbot)	$\text{кал} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{мин}^{-1}$
Π	Жизненный запас в космическом корабле	} KT
Π_c	Суточное потребление припасов на одного человека	
Σ	Сумма	—
Υ	Вспомогательная постоянная в формулах для равновесной температуры	—
Φ	Угол между направлением ускорения реактивной силы и направлением ускорения ракеты	° / "
γ	$\gamma = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}}$	
Ω	Удвоенное время от момента прибытия на планету до момента соединения планет с Землей	T
kg^*	Килограмм массы	M

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

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

Предварительные сведения

Значение космонавтики	5

Глава I

Солнечная система

1. Тяготение	7
2. Законы Кеплера	8
3. Солнце и планеты	11
4. Спутники	18
5. Астероиды	19
6. Кометы	22
7. Некоторые свойства мирового пространства	22

Глава II

Земная атмосфера

1. Значение атмосферы	24
2. Методы исследования	24
3. Тропосфера и стратосфера	25
4. Температура атмосферы	26
5. Давление и плотность атмосферы	28
6. Состав атмосферы	29
Библиография	31

Глава III

Физиологические явления в космическом аппарате

1. Перегрузка	32
2. Отсутствие перегрузки	37
3. Искусственная перегрузка	39
Библиография	40

Глава IV

Неосуществимые проекты космических сообщений

1. Экран тяготения	42
2. Пушки	43
3. Праща и круговой туннель	45

4. Давление солнечного света	47
5. Электрические аппараты	49
Библиография	50

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

Ракеты

Глава V

История ракет

1. Развитие теории	52
2. Развитие опытных работ	57
Библиография	60

Глава VI

Общая теория ракеты

1. Принцип ракеты	62
2. Основные уравнения	63
3. Мгновенный динамический к. п. д.	68
4. Полный динамический к. п. д.	71
5. Замечание о кинетической энергии ракеты	73
6. Составные ракеты	74

Глава VII

Физико-химические процессы

1. Топливо	87
2. Скорость истечения продуктов сгорания	91
3. Способы увеличения скорости истечения	92
4. Истечение газа из сопла Лаваля. Коэффициенты полезного действия	93
5. Влияние диссоциации	98
6. Внутреннее и наружное смешение продуктов сгорания с воздухом	100

Глава VIII

Применение ракет

1. Пороховые ракеты	103
2. Области применения ракет	104
3. Опытные исследования	107
Библиография	108

Глава IX

Космическая ракета

1. Двигатель	110
2. Управление космической ракетой	116
3. Измерительные и регулирующие приборы	118
4. Жизнь внутри космического корабля	121

ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ

Пути космического полета

Глава X

Космический полет

1. Эллиптические земные траектории	132
2. Круговая скорость	136
3. Параболическая скорость и скорость освобождения	141

4. Искусственные спутники	146
5. Наименьшая скорость взлета	152
6. Полет на Луну	154
7. Полеты на планеты	156
8. Возвращение через целое число лет	160
9. Возвращение через дробное число лет	166
10. Полеты к центральным светилам	170

Глава XI

Взлет и спуск космического корабля

1. Наклонный взлет в пустоте в поле тяготения	182
2. Вертикальный взлет в пустоте в поле тяготения	185
3. Вертикальный взлет в атмосфере	193
4. Взлет космического корабля с земной поверхности	206
5. Случай центрального туннеля	207
6. Спуск	209
7. Движение вытекших газов	211
Библиография	212

Глава XII

Первые шаги ракетного летания

1. Стратосферная ракета с постоянной тягой	214
2. Вертикальный подъем ракеты в пустоте при постоянной тяге	219
3. Парадоксы ракеты	226
4. Составные ракеты	233

Глава XIII

Межпланетная сигнализация

1. Историческая справка	252
2. Об одном из решений	254
Библиография	266

Глава XIV

Теория относительности в приложении к космонавтике

1. Возможность достижения звезд	267
2. Влияние теории относительности на расчеты межпланетных полетов	277
Библиография	277
Заключения и выводы	278
Замечания об опасностях космонавтики	281

ПРИЛОЖЕНИЯ

I. Об обитаемости планет

1. Историческая справка	282
2. Современное состояние вопроса	286
Библиография	298

II. Межпланетные путешествия в народных легендах и в романах

1. Историческая справка	299
2. Сущность рассказов о межпланетных путешествиях	302
Библиография	305
Обозначения	306



TABLE DES MATIERES

Avant-propos 3

PREMIÈRE PARTIE

Notions préliminaires

Intérêt de la cosmonautique 5

Chapitre I

Le système planétaire

1. Sur la gravitation 7
2. Lois de Kepler 8
3. Soleil et planètes 11
4. Satellites 18
5. Astéroïdes 19
6. Comètes 22
7. Principales caractéristiques de l'espace interplanétaire 22

Chapitre II

L'atmosphère de la Terre

1. Rôle de l'atmosphère 24
2. Méthodes d'investigation 24
3. Troposphère et stratosphère 25
4. Température de l'atmosphère 26
5. Densité de l'atmosphère 28
6. Composition de l'atmosphère 29
Bibliographie 31

Chapitre III

Réactions physiologiques du cosmonaute

1. L'accélération sensible. Définition. Evaluation. Expériences. 32
2. Absence de l'accélération sensible. Conditions physiques. Conditions phy-
siologiques 37
3. Maintien artificiel de l'accélération sensible 39
Bibliographie 40

Chapitre IV

Projets impraticables

1. Ecran contre la gravitation 42
2. Canons 43

3. Fronde et tunnel circulaire	45
4. Pression du rayonnement solaire-moteur du cosmonef	47
5. Cosmonef électrique	49
Bibliographie	50

DEUXIÈME PARTIE

Fusée

Chapitre V

Histoire de la cosmonautique

1. Voie du développement de la théorie	52
2. Voie du développement de l'expérience	57
Bibliographie	60

Chapitre VI

Théorie générale de la fusée

1. Principe de la fusée	62
2. Equations fondamentales	63
a. Relations entre les différentes masses de la fusée	63
b. Coefficient de chargement de la fusée	64
3. Rendement cinétique instantané	68
a. Dans l'espace libre	68
b. Dans un milieu résistant	69
4. Rendement cinétique global	71
5. Remarques sur l'énergie cinétique d'une fusée	73
6. Fusée à degrés	74
Considérations générales	74
Comparaisons entre les différents genres des fusées. Masses. Réservoirs.	
Vitesses. Rendement cinétique	78

Chapitre VII

Processus physiques et chimiques

1. a. Combustible	87
b. Comburants	88
c. Choix d'un combustible-comburant	88
2. Vitesse d'éjection des gaz	91
3. Méthodes d'accroissement de la vitesse d'eejection des gaz	92
4. Ecoulement des gaz par une tuyère de Laval	93
5. Effets de la dissociation	98
6. Dilution intrinsèque et extrinsèque des gaz de la fusée	100

Chapitre VIII

Applications et essais

1. Fusée ordinaire	103
2. Diverses applications de la fusée	104
3. Expérimentation	107
Bibliographie	108

Chapitre IX

Cosmonef-fusée

1. Appareil propulseur. Réservoirs. Chambre de combustion. Tuyère	110
2. Gouverne du cosmonef. Stabilisation. Orientation	116
3. Instruments de mesure et de réglage. Indicateurs de route. Instruments	
divers	118

4. Vie dans le cosmonef. Dispositions générales. Effets physiques du manque de l'accélération sensible. Réglage de la température. Respiration. Alimentation	121

TROISIÈME PARTIE

Possibilités

Chapitre X

Voyages cosmiques

1. Trajectoires elliptiques terrestres	132
2. Vitesse circulaire	136
3. Vitesse parabolique et vitesse de libération	141
4. Satellites artificiels	146
5. Vitesse de départ minimum	152
6. Voyages à la Lune	154
7. Voyages aux planètes	156
8. Ellipses à retour après un nombre entier d'années	160
9. Ellipses à retour après un nombre fractionnaire d'années	166
10. Voyages dans les régions centrales	170

Chapitre XI

Ascension et atterrissage

1. Ascension oblique dans un champ de gravitation. Vitesses acquises. Rendement gravitationnel	182
2. Ascension verticale dans un champ de gravitation dans le vide. Fusée à débit constant. Fusée à accélération constante. Fusée à degrés	185
3. Ascension verticale dans l'atmosphère. Fusée à accélération sensible constante. Fusée à accélération sensible équivalente à celle d'une fusée à débit constant se déplaçant dans le vide	193
4. Ascension d'un cosmonef de la surface terrestre	206
5. Cas d'un tunnel central	207
6. Atterrissage. Freinage par fusée. Freinage par l'atmosphère	209
7. Répartition des gaz d'échappement. A l'ascension. A l'atterrissage	211
Bibliographie	212

Chapitre XII

Premier pas: fusée stratosphérique

1. Fusée stratosphérique à débit constant	214
2. Ascension verticale dans le vide d'une fusée à débit constant	219
a. Influence de la variation des masses des combustibles sur le plafond de la fusée	220
b. Influence de la variation de la pression dans la chambre de combustion	220
c. Influence d'une chute préalable sur le plafond de la fusée	223
d. Modes particuliers de lancement des fusées	225
3. Paradoxes de la fusée	226
a. Paradoxe de la pression dans la chambre de combustion	226
b. Paradoxe du poids mort	228
c. Paradoxe de la masse des combustibles	230
d. Paradoxe de l'interruption dans le travail du moteur	231
4. Fusée à degrés	233

Chapitre XIII

Signalisation interplanétaire

1. Historique	252
2. Comment le problème peut être posé	254
Bibliographie	266

Chapitre XIV

Théorie de relativité et cosmonautique

1. Accessibilité des étoiles. Energie-matière. Voyages aux étoiles. Cas particulier de Proxima du Centaure	267
2. Influence sur les calculs concernant les voyages interplanétaires	277
Résumé et conclusions	278
Remarques sur les dangers de la cosmonautique	281

ANNEXES

I. Habitabilité du système planétaire

1. Historique	282
2. L'état actuel du problème	286
Bibliographie	298

II. La cosmonautique dans la phantasie des peuples et des romanciers

1. Historique	299
2. Quintessence des récits	302
Bibliographie	305
Table des notations	306

Редактор Ф. С. Шаховской
Техн. редактор А. Н. Савари

Сдано в набор 16/III 1937 г. Подписано
к печати 15/VIII 1937 г. Издат. № 10.
Авт. дог. № 182. Инд. 95-5-4. Тираж 2000.
Колич. печ. лист. 20. Бум. л. 10+2 вкл.
Тип. зн. в 1 бум. л. 100800. Учетно-печ.
листов 22,80. Формат бумаги 62X94₁₆.
Уполномоченный Главлита № Б — 9198.
Заказ № 1903.

2-я типография ОНТИ им. Евг. Соко-
ловой, Ленинград, пр. Красных Ком., 29.

О П Е Ч А Т К И

Страница	Стрелка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
71	В таблице 4 колонка 16 сверху	64,6	64,1	корр.
133	1 снизу	$\cos\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\varphi}{2}\right)$	$\cos\left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2}\right)$	ред.
164	В таблице 4 колонка 4 сверху	11,266	11,226	„
164	В таблице 5 колонка 6 сверху	25	35	„
166	ф-ла (232)	$+v_1^2 +$	$+v_1^2 -$	„
225	3 „	185,,	185 кг	ред.
256	8 „	$\frac{D_{\text{тел}}}{D_{\text{вер}}}$	$\frac{D_{\text{тел}}^2}{D_{\text{вер}}^2}$	авт.
298	5 „	<i>Buerschli</i>	<i>Buetschli</i>	„
298	5 „	<i>Marks</i>	<i>Marx</i>	„
298	5 снизу	Ссылка на Ленина В. И. относится к XX веку		авт.

Зак. 1903 Штернфельд „Введение в космонавтику“.

