

Ф. Цандер

ПРОБЛЕМА ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ РЕАКТИВНЫХ АППАРАТОВ



ОНТИ
НКТП СССР
государственное
авиационное и автотракторное
издательство
МОСКВА
1932

GL/A-Rü
Sichtungsstelle

Klassen-Nr.: *M 2*

Archiv-Nr.: *R 1115*

Ф. Цандер

ПРОБЛЕМА ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ РЕАКТИВНЫХ АППАРАТОВ



ОНИ НКТП
государственное
авиационное
и автотракторное
издательство
Москва 1932

Подготовили к печати: Редактор Д. П. Татиев
Технический редактор Д. П. Юха. Выпускающий С. Д. Хальский

Индекс АА-10-5-4, Главлит В-25994, Тираж 5 000
Печ. листов 4³/₄, в печ. листе 46 848 знаков. Заказ 108
Сдана в набор 3/1 1932 г.
Подписана к печати 4/VI 1932 г.
Ст. фор. 62 × 94¹/₁₆.

1-я типография Огиза РСФСР „Образцовая“. Москва, Валовая, 28

Содержание

	<i>Стр.</i>
Предисловие	4
Введение	5
1. Высота атмосферы земли	6
2. Влияние состава, плотности, давления и температуры атмосферы на мероприятия, предпринимаемые для обеспечения полетов	11
3. Обзор методов достижения больших высот и больших скоростей полета	13
4. Струйные нагнетатели. Теоретическая диаграмма сжатия. О комбинациях струйных нагнетателей с реактивными и поршневыми двигателями	16
5. Реактивные двигатели прямого действия с постоянной скоростью истечения. Кривые состояния газов; скорость, осевое давление, прохождение тепла через стенки, трение о стенки	24
6. Реактивные двигатели, в которых имеет место круговой рабочий цикл.	30
7. Коэффициенты полезного действия реактивных двигателей прямой реакции, работающих исключительно продуктами сгорания	32
8. Воздушные реактивные двигатели; теоретические давления сжатия воздуха; вторичное использование отходящего тепла; разные циклы; схемы конструкций; смешивание воздуха с продуктами сгорания с незначительным ударом и отдельные циклы	35
9. Коэффициенты полезного действия воздушных реактивных двигателей. Сравнение их с поршневыми двигателями	41
10. Топливо для реактивных двигателей	43
11. О выгодности разных видов ракет. О приспособлениях для ракет	47
12. Аэропланы, снабженные ракетой и двигателями	49
13. Центральная ракета, окруженная множеством боковых ракет и сосудов для горючего и кислорода	51
14. Подъем ракетного аэроплана	52
15. Полет далеко летающих ракет вне атмосферы	56

Предисловие.

Настоящая книга имеет целью популяризацию идей межпланетных сообщений.

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

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

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

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

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

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

Ф. А. Цандер.

Введение.

Исследования теоретического и практического характера в области реактивных двигателей ведутся как по направлению создания самостоятельной ракеты, которая могла бы служить для исследования высших слоев атмосферы, так и по направлению создания такого аэроплана, который был бы в состоянии, пользуясь двигателями и ракетой, вылететь по инерции из земной атмосферы для дальнейшего его ускорения реактивными двигателями уже вне атмосферы. Для того чтобы пролететь вне атмосферы 20° всей окружности земного шара, или 2 200 км, требуется сообщить аэроплану внутри атмосферы скорость, равную 4,3 км/сек, причем длительность пребывания вне атмосферы составляет 12,6 мин., что достаточно для получения дальнейшего ускорения до скорости в 7,9 км/сек, необходимой для свободного полета вокруг земного шара.

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

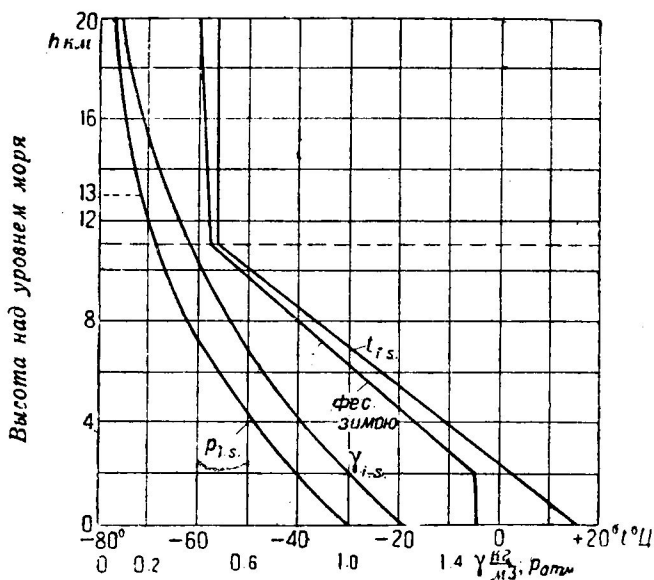
В дальнейшем автор познакомит читателя с одним новым видом ракет, теория которых в последние годы была достаточно разработана автором; ракеты особенно безопасны ввиду того, что у них отсутствует легко приводящий ко взрывам жидкий кислород. Для полетов через низшие слои атмосферы отказ от жидкого кислорода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

1. Высота атмосферы земли.

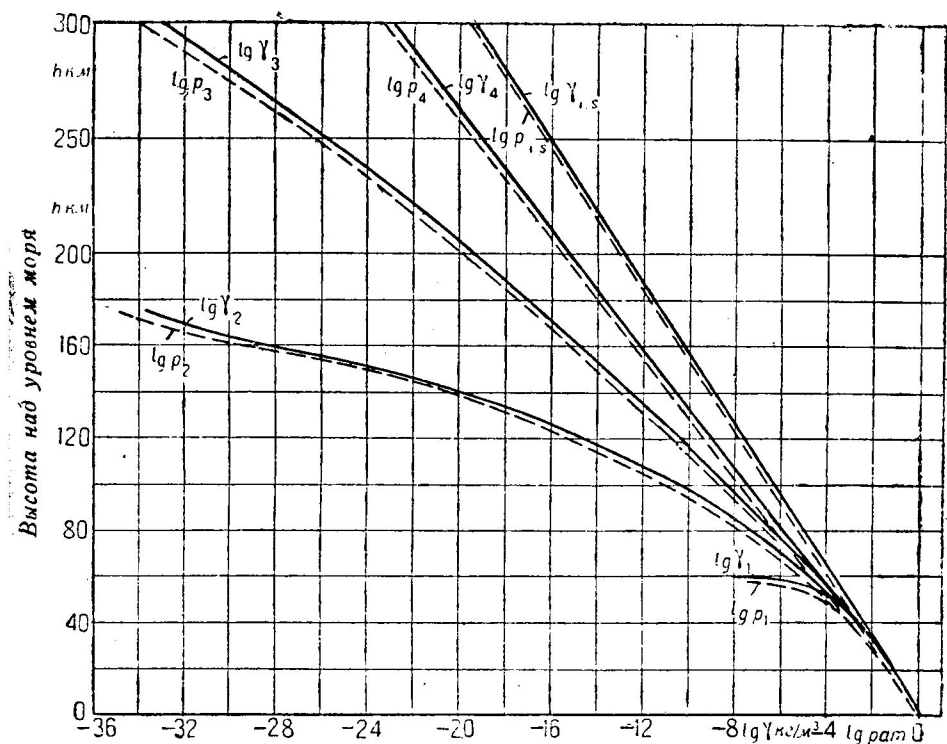
Первостепенную роль для использования полетов через высшие слои атмосферы и временных вылетов из земной атмосферы играет сама атмосфера больших высот: кривые давления, температуры, плотности и состава атмосферы.

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

Международная стандартная атмосфера, за которую в 1920 г. принята стандартная атмосфера Франции, представлена до высот в 20 км на черт. 1, причем p_{1s} , t_{1s} и γ_{1s} означают: давление, температуру и плотность атмосферы, h — высота над поверхностью земли.



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

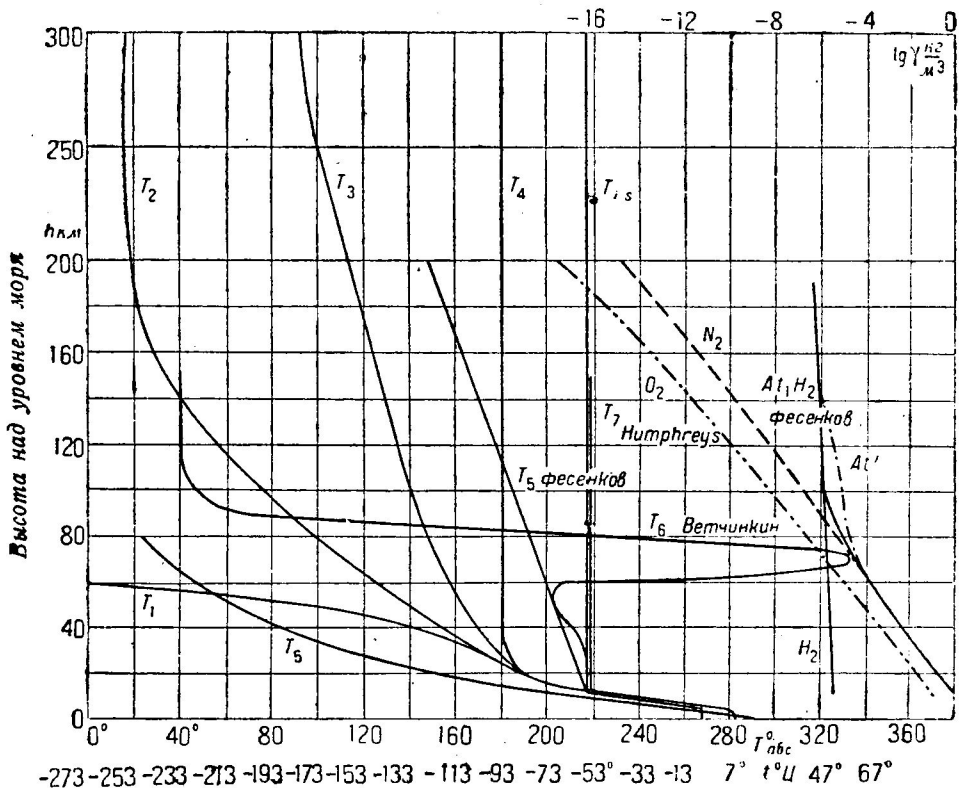


Черт. 2. Логарифмы давления и плотности атмосферы до высоты 300 км.

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

Для сравнения на черт. 3 представлены температуры при разных предположениях, а на черт. 2 — еще соответствующие логарифмы плотности и давления. Кривая 1 (T_1) дает величины для случая адиабатического изменения температуры для больших высот, кривая 2 (T_2) — предполагая, что для высот, больших 200 км, температура близка к абсолютному нулю; кривая 3 (T_3) представляет собою нечто среднее между кривыми 2 и 4 (T_4), а последняя дает величины в предположении, что температура для высот больших 33 км равна 180° абс. Для кривых 2, 3 и 4 температуры, показанные на черт. 3, были мною приняты и по ним вычислены логарифмы плотности и давления, показанные на черт. 2. Наконец кривая 5 (T_5) черт. 3 дает величину температуры по Андойеру, близкую к адиабатической.

Далее были представлены на черт. 3 и 4 еще температуры и логарифмы плотности отдельных составных частей атмосферы: O_2 , N_2 и H_2 , принятых проф. Фесенковым, производившем в 1915—1916 гг. опыты



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

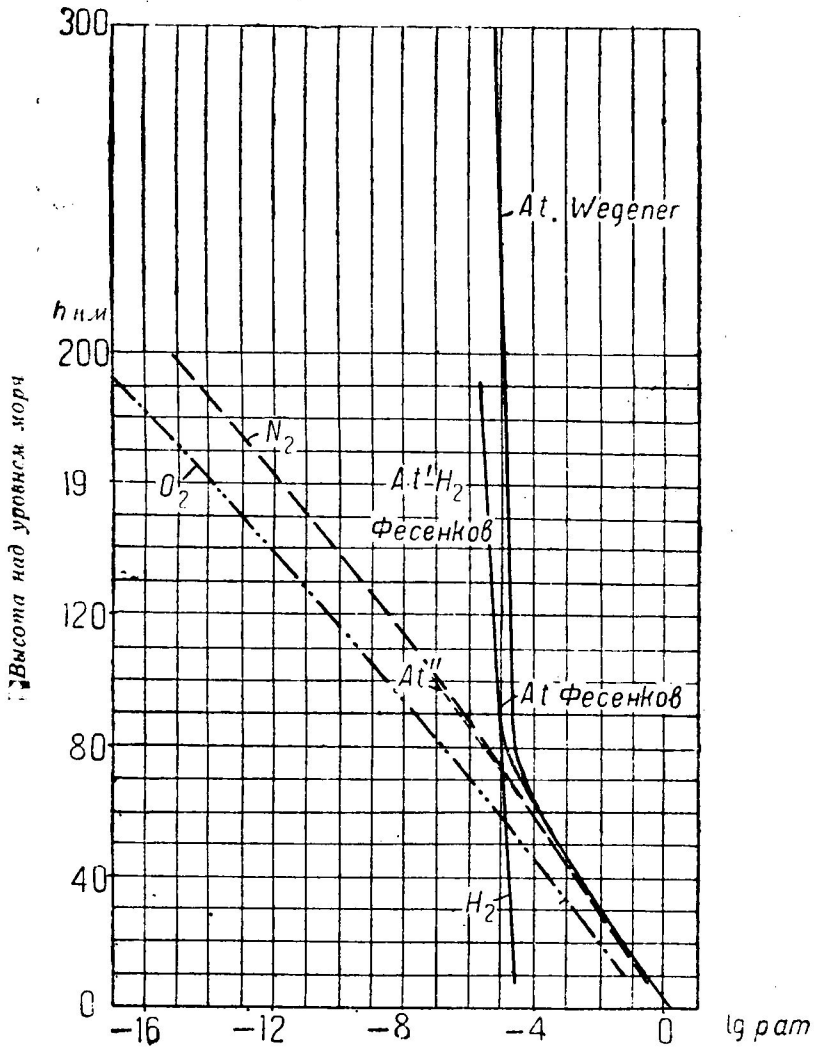
в Харькове над длительностью вечерней зари с целью определения высоты атмосферы¹ и температуры, вычисленные на основании тех же наблюдений проф. В. П. Ветчинкиным в Москве по особому методу, дающему в результате совпадение первоначальных температур с вычисленными².

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

Логарифмы давлений отдельных составных частей атмосферы по Фесенкову даны на черт. 4 и для сравнения приведена кривая давлений по Вегенеру. Видно, что по своему характеру обе кривые довольно хорошо согласуются друг с другом, и что водород, а у Вегенера и введенный им гипотетический элемент геокороний,

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

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

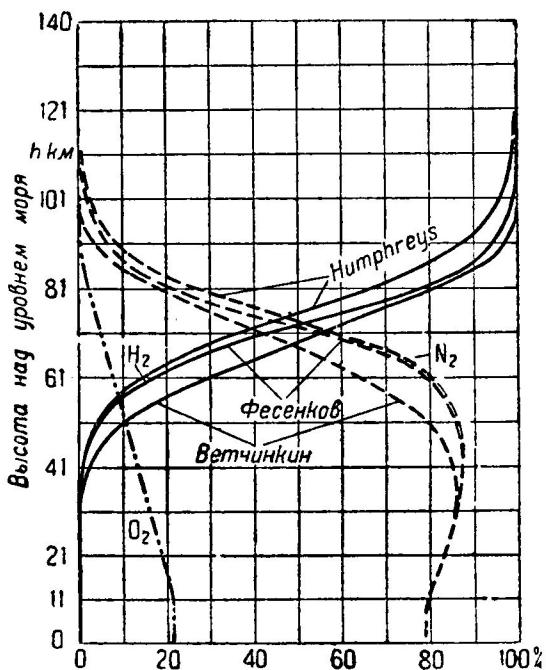


Черт. 4. Логарифмы давления атмосферы и ее составных частей.

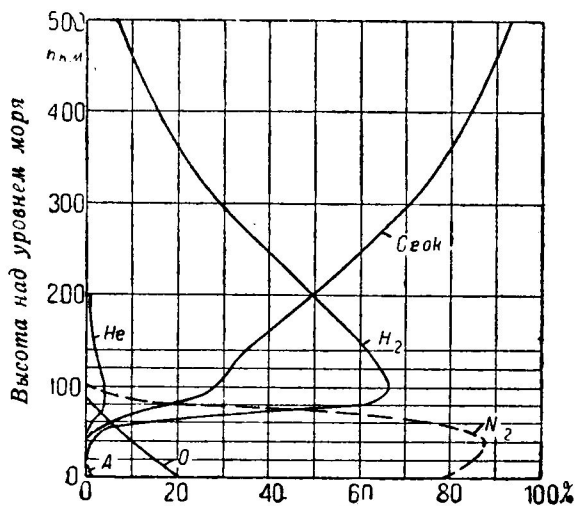
играют решающую роль при определении плотности и давления атмосферы на высотах, больших 80 км.

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

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



Черт. 5. Состав атмосферы, объемные проценты по Фесенкову, Ветчинкину и Humphreys'у.



Черт. 6. Состав атмосферы, объемные проценты по Вегенеру.

Объемное процентное содержание отдельных составляющих атмосферы дано по Фесенкову, Ветчинкину и Humphreys'у (Гомфрейс) на черт. 5, а по Вегенеру на черт. 6.

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

Из рассмотренных чертежей мы видим, что на высоте 55—60 км над поверхностью земли объем водорода приблизительно в два раза больше, чем объем кислорода, так что смесь представляет собою гремучий газ, к которому прибавлен азот. В случае, если особыми струйными нагнетателями, о которых будет речь ниже, удастся сжимать эту смесь до достаточно больших давлений, то ее можно будет сжигать в качестве горючего, и для быстрых полетов на этой высоте, а также и для дальнейшего ускорения до первой межпланетной скорости, в 8 км в 1 сек., не придется брать с собою никакого жидкого горючего.

Плотность атмосферы на этой высоте составляет приблизительно 0,0001 долю кг на 1 м³, что соответствует скорости полета 3 500 м в 1 сек., для аэроплана, приводимого в действие ракетой. Предпочтительно в данном случае лететь медленно, так как тогда указанная скорость меньше и расход горючего на ускорение до высоты полета в 55—60 км меньше.

Необходимый расход горючего в этом случае сокращается значительно ввиду того, что для скоростей, больших 3 500 м в 1 сек., горючего не потребуется. Применяя например обыкновенный реактивный двигатель, работающий бензином и жидким кислородом, и принимая скорость истечения продуктов сгорания бензина равной 3 340 м/сек, получаем в нашем случае количество бензина и жидкого кислорода, потребное для достижения высоты в 60 км, равным 65% от полного веса корабля, что для аэропланов достижимо. В случае же, если методом сжатия гремучего газа не пользоваться, то необходимо для движения вокруг земного шара расходовать 91% от полного веса корабля, пренебрегая в обоих случаях трением о воздух и силою тяжести земли; при наклонном полете и достаточно сильных ускорениях действительный расход не слишком сильно превысит указанный.

Для поддержания полного веса аэроплана до скоростей полета, равных ∞ 11 000 м/сек, требуется плотность атмосферы, равная ∞ 10⁻⁵ кг/м³, что имеет место на высоте в 80—90 км над поверхностью земли. На высоте 200 км над поверхностью земли же плотность атмосферы, даже принимая неоднородный состав ее, равна лишь 1 : 330 части вышеуказанной величины, и во столько же раз уменьшается и сопротивление ее для той же скорости полета. Отсюда следует, что высота атмосферы выше 100 до 120 км при полном вылете из нее не играет большой роли. Другое дело, если надо лететь в крайне разреженной атмосфере. Из черт. 2 легко усмотреть, что при однородном составе атмосферы сопротивлением ее на высотах, больших 120 км, можно вполне пренебрегать, так как здесь $\lg \gamma_{1,5} = -7,5$, т.е. $\gamma_{1,5} = 3,10^{-8}$ кг/м³.

Давление атмосферы нас интересует постольку, поскольку термический к.п.д. реактивных двигателей увеличивается с увеличением ее высоты над поверхностью земли, так как газы имеют возможность больше расширяться: при этом предполагается, что раструб устроен таким образом, что поперечное сечение выходного отверстия сопла может меняться так, что при постоянном начальном давлении конечное давление всегда равно атмосферному. В дальнейшем увидим, что уже давление в 1:1 000 *ат* вполне достаточно для получения термических к. п. д., равных от 80 до 90%. Это давление имеет место на высоте от 45 до 50 км.

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

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

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

Температура воздуха при адиабатическом сжатии его у передних кромок может сильно возрастать как раз на этих высотах, и могло бы казаться, что на этих высотах все части должны расплавляться, так что вылет из пределов земного шара этим будет очень затруднен. Однако из определения мощности, соответствующей общему сопротивлению аэроплана, полученное количество теплоты, развиваемое в единицу времени, указывает на полную возможность отвести теплоту, либо устраивая передние кромки огнеупорными, либо перекидывая через выступающие части передвигающуюся поверхность, соприкасающуюся с холодным воздухом. С большим успехом можно будет также использовать подогреваемые части в качестве котлов для подогрева воздуха, испарения горючего и даже для расплавления более легкоплавких металлов. В случае же, если местный подогрев окажется слишком большим, необходимо будет пролетать через слои воздуха от 60 до 80 км сравнительно медленно, а ускорять полет уже выше 80 км (например со скоростью в 4,3 км/сек и под углом в 40° к горизонту, вылетая из атмосферы).

При вертикальном подъеме скорость на высоте в 80 км равна нулю

в случае, если скорость, сообщенная ракете около поверхности земли, была немного более $1,3 \text{ км/сек}$, а полет вверх совершался по инерции; но расход горючего на весь полет до скоростей полета в $5—12 \text{ км/сек}$ в этом последнем случае больше, чем если бы скорость полета во время полета не уменьшилась.

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

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

3. Обзор методов достижения больших высот и больших скоростей полета.

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

Из методов, применяемых для увеличения мощности авиационных двигателей, на первом месте стоят центробежные нагнетатели. Увеличение их к. п. д. до величины приблизительно в 80% возможно, если выходная и входная улитки будут устроены соответственной формы и размеров их диаметров; степень нагнетания может быть также увеличена на некоторую величину увеличением числа оборотов и диаметра колеса, но и здесь для целей сверхавиации поставлен предел окружной скоростью, которая не может быть больше, чем приблизительно $u = 500 \text{ м}$ в 1 сек. соответственно поднятию давления в

$h = \eta \cdot \frac{\gamma \cdot u^2}{g} = 0,5 \cdot \frac{500^2}{8} = 15 \cdot 600 \text{ м}$ водяного столба или приблизительно 1,5 ат для одной ступени.

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

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

При десяти ступенях получилось бы $2,56^{10} = 1,2 \cdot 10^4$ -кратное сжатие, что дало бы при полном охлаждении воздуха нормальную мощность на высоте приблизительно 85 км, хотя на этой высоте требуемая мощность во много раз больше. Но вес двигателя при этом из-за большего нагнетателя увеличится уже почти вдвое, и температура воз-

духа поднялась бы без охлаждения в $(2,56^{10}) \frac{0,4}{1,4} = 2,56^{2,86} = 14,7$ раз, или приблизительно до $285 \cdot 14,7 = 4 \cdot 200^\circ$ абс. Даже при полном охлаждении между каждыми двумя соседними ступенями (что не вполне возможно) количество без пользы отведенной теплоты — большое и работа для приведения в действие нагнетателя также сильно возрастает.

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

При окружных скоростях, больших 500 м в 1 сек. вес колеса нагнетателя слишком увеличивается. Для уменьшения жирокопического действия на аэроплан потребуется часть колес нагнетателя пускать в одном направлении, другую часть — в обратном направлении, для чего возможна конструкция с двумя параллельными осями.

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

цилиндров от центра. Но все же в связи с предыдущим методом и этот может найти применение.

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

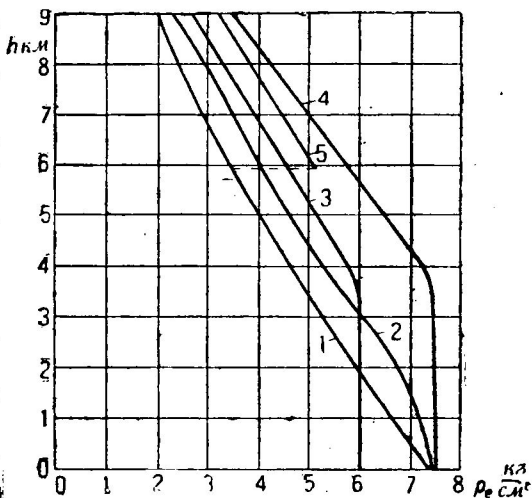
Вес жидкого кислорода приблизительно в четыре раза больше веса горючего, но в случае, если лететь только поднимаясь, то большие высоты достигаются

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

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

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

Весьма мало исследованы еще двигатели, работающие на чистом кислороде взамен воздуха. Мною были схематично разработаны два проекта таких двигателей. В первом проекте двигателя жидкий кислород особым насосом впрыскивается прямо в цилиндр наряду с жидким топливом, причем давление было взято весьма высокое, приблизительно 200 ат; вес двигателя получился очень малым; двигатель может работать с переменным наполнением: в комбинации с реактивным двигателем при большом наполнении весил бы меньше, чем $\frac{1}{3}$ кг на 1 л. с. В этом проекте необходимо еще исследовать: 1) возможность нагнетания жидкого кислорода до больших давлений; 2) зажигание его с жидким топливом, что может быть установлено опыт-



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

ным путем в пространстве сгорания реактивного двигателя, после чего жидкий кислород можно будет применять также к авиационным двигателям; 3) возможность охлаждения стенок цилиндра, что при малых диаметрах их впрочем не представит осложнений; 4) возможность устройства системы поршневых колец, не пропускающих продуктов сгорания при столь высоком давлении.

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

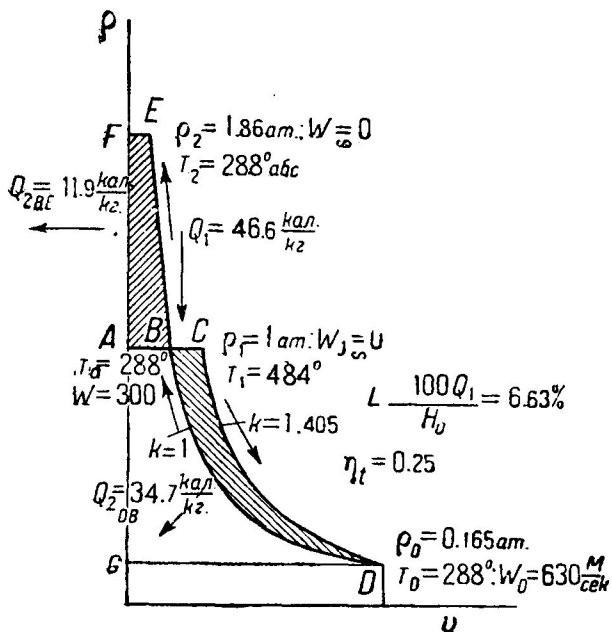
Второй проект, разработанный мною, относился к двигателю с внешним сгоранием кислорода с топливом, что представляет ту выгоду, что на малых высотах продукты сгорания могут быть использованы в двигателе, а на больших высотах — в ракете. Само сгорание может происходить в пространстве сгорания ракеты. Но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

4. Струйные нагнетатели. Теоретическая диаграмма сжатия. О комбинациях струйных нагнетателей с реактивными и поршневыми двигателями.

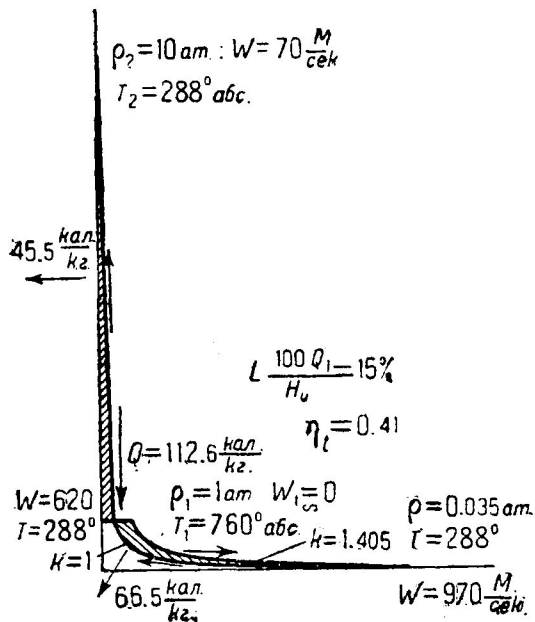
Переходим к рассмотрению струйных нагнетателей. Здесь мною будут рассмотрены такие, в которых воздух или, в общем случае, какие-либо газы подогреваются под определенным давлением, затем расширяются адиабатически, политропически или, следуя какому-либо другому закону, ускоряют движение в раструбе, причем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

Теоретическая диаграмма p, v (давления — p , объемы — v) такого аппарата представлена на черт. 8 и 9. Черт. 8 относится к сжатию воздуха с одной до 1,86 at , а черт. 9 к сжатию с одной до 10 at . Начальное состояние газа (черт. 8) — B ; газ нагревается при постоянном давлении, конечное состояние его — C ; затем идет расширение до точки D и обратное сжатие по кривой DBC .

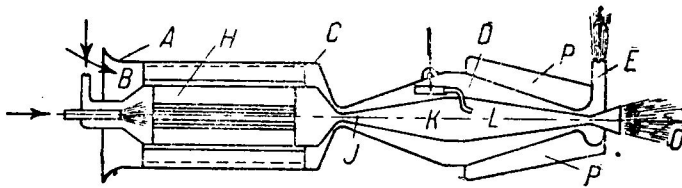
Скорость в приборе выражается формулой: $\frac{w^2}{2g} = \int v \cdot dp$; так например скорость в точке D получаем из: $\frac{w_D^2}{2 \cdot g} = \text{плоч. } ACDG$; ско-



Черт. 8. Диаграмма p, v струйного нагнетателя; сжатие воздуха до $p_1=1,86 \text{ ат}$.



Черт. 9. Диаграмма p, v струйного нагнетателя; сжатие воздуха до $p_2=10 \text{ ат}$



Черт. 10. Струйный нагнетатель для получения сжатого воздуха.

рость в точке B при обратном сжатии: $\frac{w_B^2}{2 \cdot g} = \text{пл. } BCD$; скорость в точке E равна как раз 0, в случае если пл. $BCD = \text{пл. } FEB$.

Практическая диаграмма будет несколько отличаться от теоретической и даст несколько меньшее давление. Давления p , температуры T° абс. и скорости w м/сек нанесены на чертежах так же, как и количество тепла, которое необходимо передавать и поглощать из воздуха.

Схема прибора к этому круговому циклу, исследованному мною, показана на черт. 10. Через трубу H движется газ (продукты сгорания двигателя или специально под большим давлением сожженное топливо и т. д.) под большим давлением; этот газ расширяется в раструбе и сжимается опять до давления наружного воздуха в обратном конусе L . Через отверстие O он уходит наружу. При состоянии наружного воздуха присасываемый воздух движется в промежутке между наружным кожухом A и трубой H ; на протяжении от B до C подогревается ребрами, причем труба H может иметь также форму подогревающей спирали или радиатора. От C до D воздух расширяется, а затем опять сжимается, причем он выступает для дальнейшего употребления через трубку E ; K — маленькая трубка, взамен которой можно взять также и просто отверстие стенки внутренней трубы, которая в период пуска в ход служит в качестве воздушного насоса, который она заменяет, для установления низкого давления воздуха в месте D ; P — охлаждающие ребра или охлаждающая среда, как например жидкий воздух, весьма охлажденное горючее или охлаждающая вода.

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

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

Можно также идти дальше и выпускать воздух, присасываемый в B с некоторой скоростью через E , и использовать его реактивную

илу, направляя E в сторону, обратную направлению полета аэроплана.

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

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

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

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

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

Тогда в диаграмме $p_1 v_1$ начальному состоянию соответствует точка B (черт. 8), причем удельный объем получается из уравнения состояния:

$$v_a = \frac{R \cdot T_a}{p_a} \quad 1$$

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

$$v_1 = \frac{R \cdot T_1}{p_a} \quad 2$$

Отсюда находим точку C диаграммы.

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

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

1. Можем принимать скорости для точек B и C диаграммы, равными приблизительно скорости полета; тогда давление p_a' будет равно давлению окружающего атмосферного воздуха; или

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

Обозначим для общего случая скорость в точке C буквою w_1 .

Далее, расширяя воздух по адиабате до низкого давления p , соответствующего температуре окружающей среды или же охлаждающего средства T , получаем увеличение кинетической энергии воздуха по формуле:

$$\frac{w_D^2 - w_1^2}{2g} = \int_{p'_D}^{p_1} v \cdot dp, \quad 3$$

или для адиабаты:

$$\frac{w_D^2 - w_1^2}{2 \cdot g} = \frac{c_p}{A} \cdot (T_1 - T) = \frac{k}{k-1} \cdot RT_1 \cdot \left[1 - \left(\frac{p_s}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]. \quad 3a$$

Здесь означает:

c_p — теплоемкость при постоянном давлении,
 $A = 1:427$ — механический эквивалент тепла,

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

Отсюда определяем скорость w_D в точке D .

В последнем уравнении можем также заменить $R \cdot T_1$ произведением $p_1 \cdot v_1$.
 Формула (3а) получается легко интегрированием, принимая во внимание, что

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

Давление p_D в точке D получаем из условия:

$$p = p_1 \cdot \left(\frac{T_D}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad 5$$

Удельный объем в точке D равен:

$$v = \frac{RT_D}{p_D}. \quad 6$$

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

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

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

$$\frac{w_D^2 - w_B^2}{2 \cdot g} = \int_{p_D}^{p_a} v \cdot dp, \quad 8$$

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

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

$$\frac{w_D^2 - w_B^2}{2 \cdot g} = R \cdot T_D \ln \frac{p_a}{p_D}. \quad 8a$$

Скорость w_B нам дает возможность сжимать воздух выше давления p_a до некоторого давления p_z .

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

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

$$\int_p^{p_1} v \cdot dp = \int_p^{p_z} v \cdot dp. \quad 9$$

Но, сжимая воздух по изотерме, получаем:

$$\int_{p_D}^{p_z} v \cdot dp = R \cdot T_D \ln \frac{p_z}{p_D} \quad 10$$

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

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

получаем подстановкою (10) и (11) в (9):

$$R \cdot T_D \ln \frac{p_2}{p_D} = \frac{c_p}{A} \cdot (T_1 - T_D). \quad 9a$$

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

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{p_2}{p_D} \cdot \frac{p_D}{p_1} = \left(\frac{T_D}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot l^{\frac{k}{k-1}} \cdot \left(\frac{T_1}{T_D} - 1 \right) \quad 12$$

Задавая например отношением $T_D:T_1$, можем вычислять получающееся повышение давления или $p_2:p_1$ для этого теоретического цикла.

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

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

$$Q_{2DB} = A \cdot \int_{p_D}^{p_a} v \cdot dp = A_1 R \cdot T_D \ln \frac{p_a}{p_D}. \quad 13$$

Это следует из общего уравнения термодинамики:

$$-dQ = di - A \cdot v \cdot dp, \quad 14$$

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

Сравнивая (13) с (8а), находим также:

$$Q_{2DB} = \frac{A}{2g} \cdot (w_D^2 - w_B^2), \quad 13a$$

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

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

$$Q_{2BE} = A \cdot R \cdot T_D \ln \frac{p_2}{p_a} = \frac{A \cdot w_B^2}{2g}. \quad 15$$

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

Вся теплота, отводимая от воздуха в период его сжатия в обратном конусе, равна:

$$Q_2 = Q_{2DB} + Q_{2BE} = A \cdot R \cdot T_D \ln \frac{p_2}{p_a} \cdot \frac{p_a}{p_D} = A R T_D \ln \frac{p_2}{p_D} = \frac{A \cdot w_D^2}{2 \cdot g}. \quad 16$$

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

$$Q_1 = \frac{A \cdot w^2}{2g}. \quad 17a$$

Сравнивая (7) и (16), находим у нас $Q_1 = Q_2$, т. е. в диаграмме, представленной на черт. 8, вся теплота, которая при постоянном давлении p_a была сообщена воздуху, с него должна быть опять снята при обратном изотермическом сжатии.

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

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

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

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

$$\eta_{II} = 1 - \frac{Q_{2DB}}{Q_1}, \quad 17$$

так как $Q_1 - Q_{2DB}$ соответствует полученной полезной кинетической энергии. Но, как мы видели, у нас:

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

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

$$\eta_{II} = \frac{Q_{2BE}}{Q_1} = \frac{(k-1) \cdot T_D \ln \frac{p_2}{p_a}}{k \cdot (T_1 - T_D)} = \frac{\ln \left(\frac{p_2}{p_a} \right)^{\frac{k-1}{k}}}{\frac{T_1}{T_D} - 1}. \quad 19$$

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

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

(см. формулу 15).

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

$$R \cdot T_D \cdot \ln \frac{p_2}{p_a},$$

т. е. также равна $Q_{2BE} \cdot A$.

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

$$\eta_{tII} = \frac{R \cdot T_D \cdot \ln p_a}{\frac{w_B^2}{2g}} = 1,$$

и общий термический к. п. д. η_t равен:

$$\eta_t = \eta_{II} \cdot \eta_{tII} = \eta_{II} = \frac{R \cdot T_D \cdot \ln \frac{p_2}{p_a}}{\frac{w_B^2}{2g}}. \quad 19a$$

Пример. Теоретическая диаграмма сжатия воздуха от $p_1 = 1 \text{ ат}$ до $p_2 = 1,86 \text{ ат}$ (черт. 8).

Примем для воздуха:

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

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

Отсюда $T_1 = 1,68 \cdot 288 = 484^\circ \text{ абс.}$

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

Точка B : $p_a = p_1 = 1 \text{ ат}$; $T_a = T_D = 288^\circ$; $v = \frac{R \cdot T_D}{p_a} = \frac{29,26 \cdot 288}{1 \cdot 10^4} = 0,844 \text{ м}^3/\text{кг}$; точка C : $p_1 = 1 \text{ ат}$; $T_1 = 484^\circ$; $v = \frac{29,26 \cdot 484}{1 \cdot 10^4} = 1,416 \text{ м}^3/\text{кг}$;

точка D : $p_D = p_1 \left(\frac{T_D}{T_1}\right)^{\frac{k}{k-1}} = 1 \cdot \left(\frac{288}{484}\right)^{\frac{1,405}{0,405}} = 0,165 \text{ ат}$, $T_D = 288^\circ$; $v = \frac{29,26 \cdot 288}{0,165 \cdot 10^4} = 5,11 \text{ м}^3/\text{кг}$, точка E : $p_2 = 1,86 \text{ ат}$; $T_D = 288^\circ$; $v = \frac{29,26 \cdot 288}{1,86 \cdot 10^4} = 0,453 \text{ м}^3/\text{кг}$.

Далее количество тепла, сообщаемое воздуху на участке BC диаграммы по формуле (7): $Q_1 = \frac{k}{k-1} \cdot AR (T_1 - T_D) = \frac{1,405 \cdot 29,26}{0,405 \cdot 427} (484 - 288) = 46,6 \text{ кал/кг}$

количество тепла, отводимое от воздуха на участке DB по формуле (13): $Q_1 = , = ART_D \ln \frac{p_a}{p_D} = \frac{29,26 \cdot 2 \cdot 8}{427} \ln \frac{1}{0,165} = 34,7 \text{ кал/кг}$; то же на участке BE по формуле (15): $Q_{2BE} = \frac{29,26 \cdot 288}{427} \cdot \ln 1,86 = 12,3 \text{ кал/кг}$; $34,7 + 12,3 = 47,0 \text{ кал/кг}$ или приблизительно $46,6 \text{ кал/кг}$.

Термический к.п.д. по формуле (17): $\eta_t = \eta_{tt} = 1 - \frac{Q_{2DB}}{Q_1} = 1 - \frac{34,7}{46,6} = 0,255$.

В случае, если сжатый воздух должен служить для горения бензина, дающего $i = \frac{Hu}{L} = \frac{10\,500}{14,9} = 705 \text{ кал/кг}$ притягиваемого воздуха тепла (где $Hu = 10\,500 \text{ кал/кг}$ бензина — теплотворная способность бензина, $L = 14,9$ — теоретическое количество воздуха, потребное для сжигания 1 кг бензина), то от этого количества тепла требуется затрачивать на сжатие воздуха теоретически

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

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

примем: $\sqrt{\frac{2g}{A}} = \sqrt{2 \cdot 9,81 \cdot 427} = 91,5$; в точке B при обратном сжатии имеем по формуле (15): $w_B = 91,5 \cdot \sqrt{Q_{2BE}} \leq 91,5 \cdot \sqrt{12,0} = 317 \text{ м/сек}$, и, наконец, в точке E : $w_E \leq 0$.

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

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

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

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

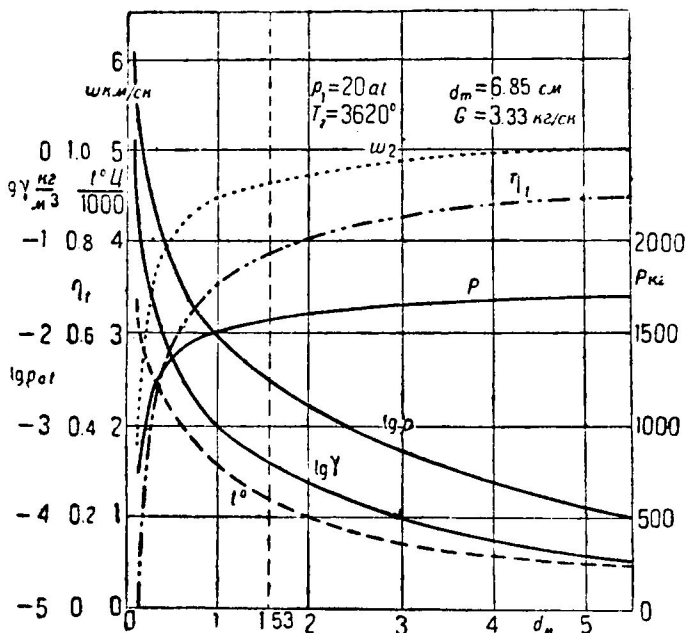
Расчет явлений, имеющих место внутри раструба такой ракеты, был проведен мною для большой водородо-кислородной ракеты, дающей силу реакции приблизительно в 1500 кг; расчет был проведен аналогично расчету форсунок паровых турбин, исходя из специально построенной диаграммы $i_1 S$ (i — теплоемкость, S — энтропия), пользуясь формулой Пира для теплоемкости водяного пара. При больших размерах раструба количество теплоты, отводимой через стенки, в процентном отношении ко всему теплу — небольшое количество, поэтому расчет был произведен для адиабатического изменения состояния газа (черт. 11).

Основные данные ракеты

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

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

w_2 — скорость продуктов сгорания в км/сек,
 t° — температура газов в градусах Ц,
 $\lg p_{ат}$ — логарифм давления газов,
 $\lg \rho$ кг/м³ " " ул. веса газов,
 P — полученная сила реакции в кг,
 η_t — термический к.п.д. до данного сечения, считая теплоту отходящих газов потерянной.



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

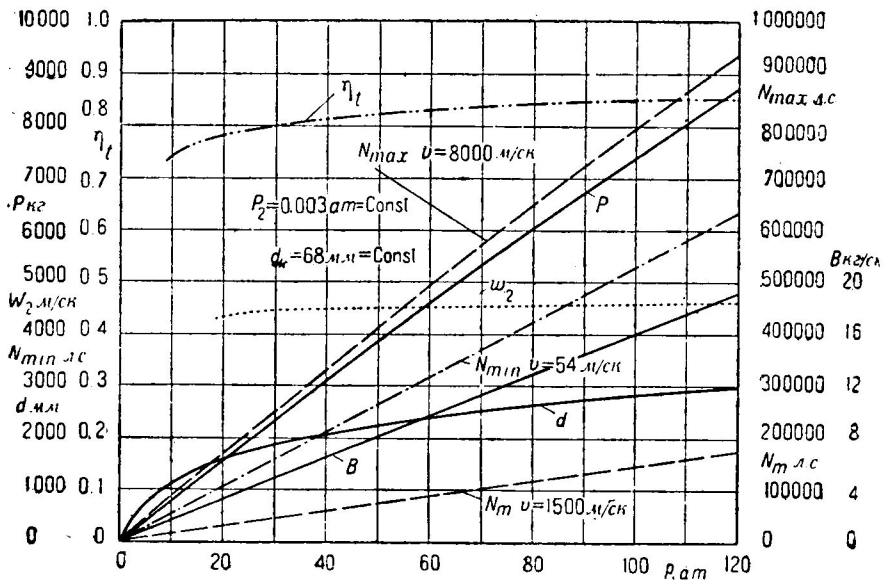
Из диаграммы усматриваем довольно крупный поворот кривых P , η_t и w_2 от крутого подъема к пологой кривой около давления приблизительно в $0,01 \text{ ат}$, что соответствует диаметру выходного сечения приблизительно в 1 м , причем $t^\circ \approx 1500^\circ \text{ Ц}$, $P \approx 1500 \text{ кг}$, $w_2 = 4,4 \text{ км/сек}$, $\eta_t = 0,71$.

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

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

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

Для оценки влияния начального давления p_1 на конечный диаметр раструба при данном конечном давлении и данном наименьшем диаметре была рассчитана диаграмма черт. 12. Мы видим линейную зависимость силы реакции P при возрастании p_1 , а также и то, что



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

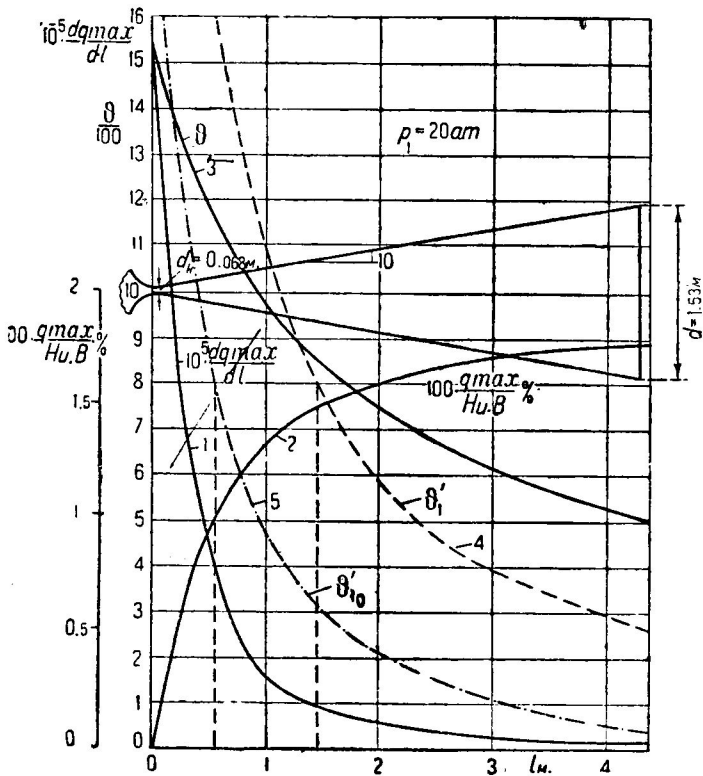
конечный диаметр d_2 раструба увеличивается не слишком сильно при этом. Из этого заключаем, что возможно применение и больших давлений сгорания (около 100 ат).

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

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

Потеря тепла через стенки раструба была определена для диаметров, начиная с наименьшего (черт. 13); здесь кривая 1 означает потерю тепла через стенки в кал/час на единицу длины трубы (1 м), а кривая 2 — процентную потерю тепла, начиная с наименьшего диаметра. Видим, что общая потеря на этом участке равна лишь приблизительно 2% от всего тепла, содержащегося в горючем. Кривая 3 — та температура ϑ стенок (наиболее выгодная), при которой через стенки проходит наибольшее количество теплоты ($\vartheta = \frac{t}{2} - \frac{1}{2\beta}$, где t — температура газов, а β — температурный коэффициент теплопроводности паров воды). Весь расчет прохождения тепла через стенки был проведен на основании формулы Нуссельта:

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

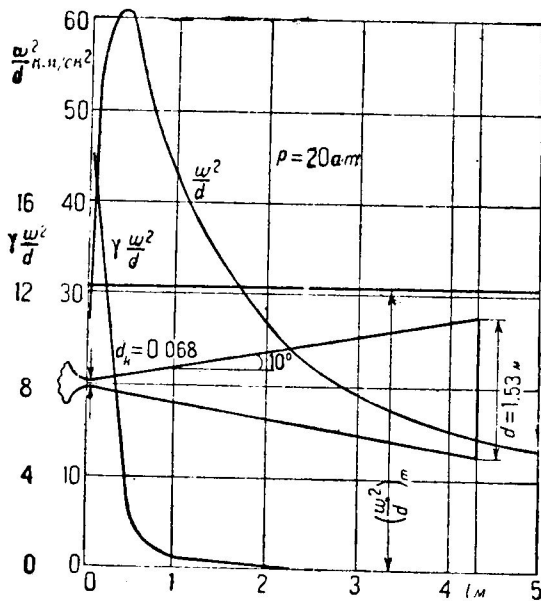


Черт. 13. Определение прохождения тепла через стенки ракеты.

здесь означает:

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

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



Черт. 14. Трение газов $\text{H}_2 + \text{O}$ в ракете.

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

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

Кривые 4 и 5 показывают температуры стенок раструба, которые устанавливаются вследствие излучения тепла, предполагая, что стенки либо голые (ϑ' — кривая 4), либо

же, что ребрами поверхность излучения увеличена в десять раз. Видно, что в первом случае на длине приблизительно в 1,5 м температура выше 800° , а во втором на длине приблизительно 0,6 м.

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

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

Трение газов о стенки раструба.

Теплота, развитая вследствие трения о стенки, может быть выражена формулою:

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

где

ξ — коэффициент трения ($\xi \leq 0,02$), $A = \frac{1}{427}$ и $g_0 = 9,81 \text{ м/сек}^2$.

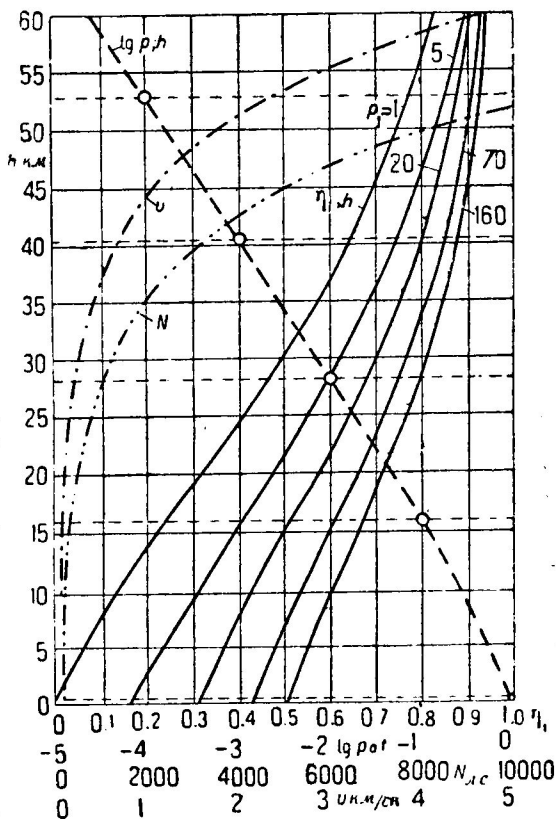
Для вышерассмотренного раструба кривая $\frac{w^2}{d}$ представлена на черт. 14; общая потеря представляет 12,3% от всей теплоты, содержащейся в горючем. Для раструбов, подобных друг другу, процентная потеря — постоянная величина, если конечная скорость w_2 в обоих случаях одна и та же, т. е. и начальное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

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

кривая $\gamma \cdot \frac{w^2}{d}$ также дана

на черт. 14; наибольшая потеря — около самого узкого места; общая потеря — 3,5% от начального давления. Увеличение термического к.п.д. при увеличении высоты полета для разных начальных давлений p_1 , принимая адиабатическое расширение сгорания, видно из черт. 15, из которого находим, что, например, при начальном давлении в $p_1 = 1 \text{ ат}$ на высоте 16 км имеем $\eta_t = 0,20$. Стенки раструба при столь малом начальном давлении могут быть очень тонкими.

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



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

6 Реактивные двигатели, в которых имеет место круговой рабочий цикл.

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

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

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

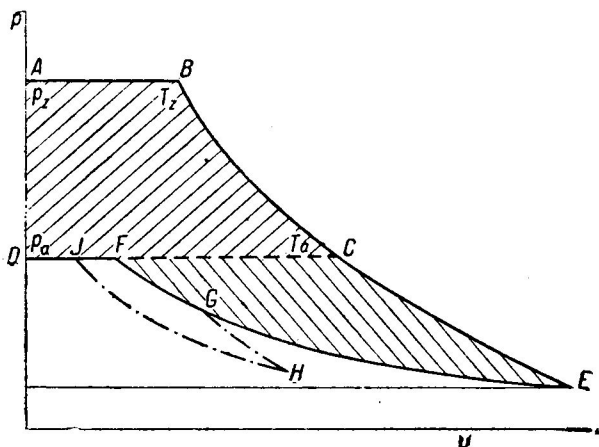
где p_z — давление сгорания, а p_a — давление свободной атмосферы на данной высоте над поверхностью земли.

Но $\int_{p_z}^{p_a} v \cdot dp$ представляет площадь $ABCD$. Если же мы кривую расширения (адиабату, политропу или другую кривую) продолжим за точку C дальше, а затем будем газ сжимать по изотерме EF при возможно низкой температуре, то общая площадь, соответствующая полученной кинетической энергии газов $\frac{\omega^2}{2g}$, будет равна $ABEFD$; эта площадь значительно больше, чем площадь $ABCD$, а следовательно и полученная скорость ω_2 истечения и сила реакции P , а также и общий термический к.п.д. η_t увеличатся.

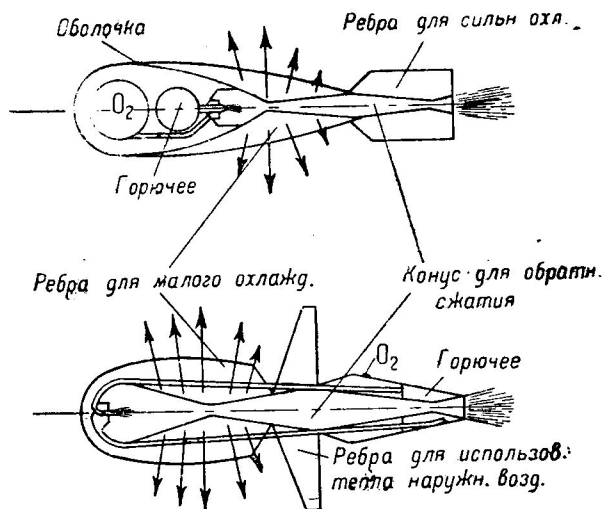
Можно вообще сильно охлаждать газ при обратном сжатии; можно также газ сначала охлаждать при наиболее низком давлении, так как здесь потеря от трения мала (черт. 14), а затем уже сжимать его, охлаждая его и дальше до достижения давления p_a .

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

При слабом топливе можно кривую расширения довести до температур более низких, чем температура наружного воздуха. При охлаждении жидким воздухом или жидким водородом возможно еще использование некоторого количества тепла наружного воздуха, т.е. даровой энергии из атмосферного воздуха; это возможно вследствие



Черт. 16. Диаграмма p, v реактивного двигателя, улучшенного рабочим циклом.



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

того, что мы на земле совершим работу для охлаждения и сжижения горючего.

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

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

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

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

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

Это следует также из следующих рассуждений.

При скоростях полета v , малых по отношению к скорости истечения w_2 , достаточно рассмотрения к.п.д. η_l равного отношению работы, полезно произведенной за малый промежуток времени, к общему теплосодержанию горючего, расходуемого за тот же промежуток времени $\eta_l = \eta_m \varphi^2 \cdot \eta_t$,

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

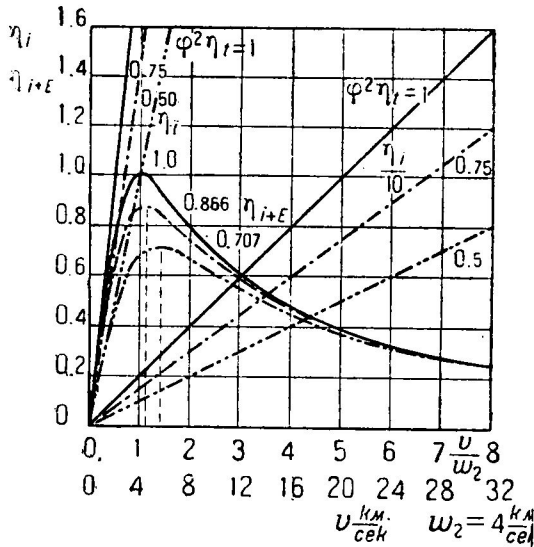
скорости w_2 ; $\varphi = \frac{w_0}{w_{2\max}}$ — коэффициент уменьшения скорости в след-

ствие трения и $\eta_t = \frac{i_1 - i_2}{i_1 - i_0}$ — термический к.п.д., причем i_1 — начальное теплосодержание, а i_2 и i_0 — конечные теплосодержания — практическое и наибольшее возможное, пренебрегая трением.

$$\text{Можем также писать } \eta_l = \frac{2w_0 \cdot v}{w_{2\max}^2}.$$

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

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



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

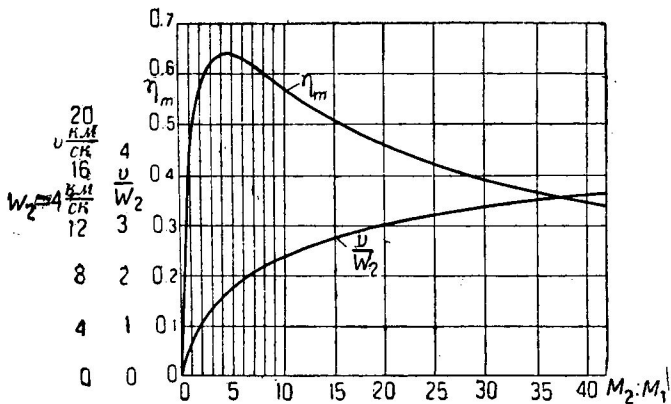
Этот к.п.д. обозначен через η_{i+E} . Тогда можно вывести формулу (она выведена мною в 1918 г.):

$$\eta_{i+E} = \frac{\varphi^2 \cdot \frac{i_1 - i_2 - q_s}{A} + \frac{v^2 - v_2^2}{2g}}{\frac{i_1 - i_0}{A} + \frac{v^2}{2g}} = \frac{2\omega_2 \cdot v}{\omega_{2\max}^2 + v^2} = \frac{\eta_i}{1 + \frac{\eta_i \cdot \tau_{i+}}{4}} = \frac{\eta_i}{1 + \frac{\tau_i^2}{4\tau_i \cdot \varphi^2}}$$

v_2 здесь обозначает абсолютную скорость газов после их выхода из сопла, а q_s — теплоту, отвезенную наружу в кал/кг.

Кривые η_{i+E} в их зависимости от $\frac{v}{\omega_2}$, а также и в зависимости от скорости полета v для скорости истечения $\omega_2 = 4000$ м/сек также представлены на черт. 18, для $\eta_i \cdot \varphi^2 = 1$, $\eta_i \cdot \varphi^2 = 0,75$ и $\eta_i \cdot \varphi^2 = 0,5$.

Итак теоретический максимум $\eta_{i+E} = 1$ получается для $v = \omega_2$, т. е. когда абсолютная скорость газов v_2 за соплом равна 0, иначе говоря, когда нет потери кинетической энергии. Мы видим, что для $\omega_2 = 4000$ м/сек до скоростей полета в 8 км/сек, интересующих нас в области сверхавиации, и для возможности окончательного утверждения, что в междупланетном пространстве к.п.д. будет большим для скоростей полета, больших чем $v = 1500$ м/сек.



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

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

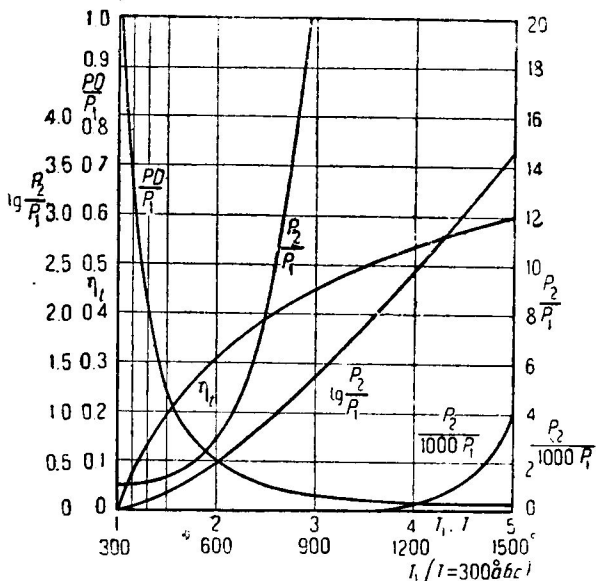
Средний к.п.д. η_{ep} за все время полета составлен мною по расчетам русского ученого К. Э. Циолковского (черт. 19) в зависимости от расхода горючего M_2 в его отношении к конечной массе M_1 ракеты. Наибольший средний к.п.д. $\eta_{ep\max} = 0,65$ получается для

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

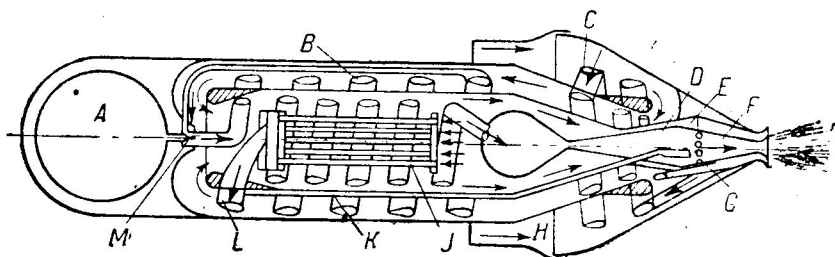
Там же представлена и кривая $\frac{v}{w_2}$ и скорости полета v для $w_2 = 4000$ м/сек. Мы видим, что сначала быстро возрастающая скорость в дальнейшем мало увеличивается, именно — по логарифмической кривой. Вся диаграмма относится к полету в среде без тяжести, притяжение земли и трение о воздух уменьшают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

8 Воздушные реактивные двигатели; теоретические давления сжатия воздуха; вторичное использование отходящего тепла; разные циклы; схемы конструкций; смешивание воздуха с продуктами сгорания с незначительным ударом и отдельные циклы.

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

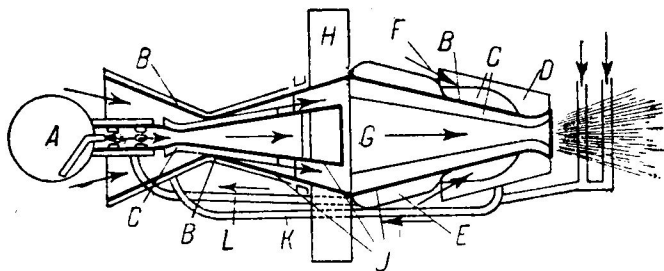


Черт. 20. Теоретические кривые сжатия воздуха струйным нагнетателем.



Черт. 21. Схема воздушного реактивного двигателя с отдельными циклами: *A* — Бак для горючего, *B* — обратное сжатие воздуха для сгорания, *C* — обратное сжатие присасывающего воздуха, *D* — расширение продуктов сгорания, *E* — расширение присасывающего воздуха, *F* — обратное сжатие продуктов сгорания, *G* — соединительные отверстия и присасывание воздуха для получения низкого давления, *H* — пространство для увеличения давления воздуха, *J* — подогревание воздуха для сгорания, *K* — соединительная трубка к воздуху для горения, для получения низкого давления, *L* — расширение воздуха для сгорания, *M* — место сгорания.

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

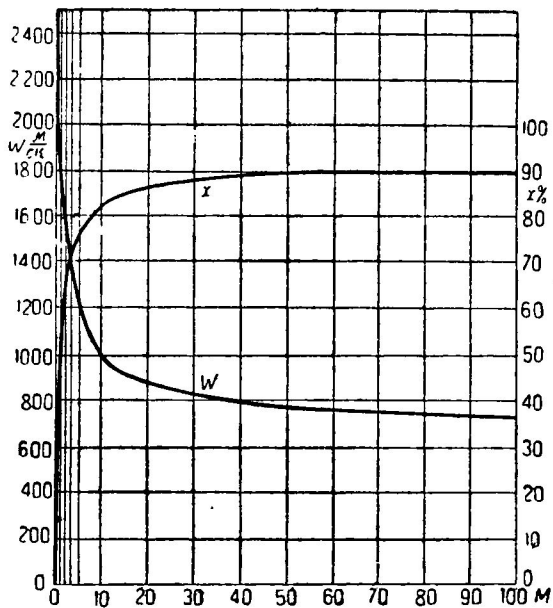


Черт. 22. Схема воздушного реактивного двигателя, у которого продукты сгорания с воздухом смешиваются без удара: *A* — горючее, *B* — изолирующая стенка, *C* — ребра, *D* — кожух, *E* — жидкий O_2 для охлаждения, *F* — воздух, *G* — место смешивания, *H* — ребра для притока наружного тепла, *J* — стенки конусов, *K* — трубка для присасывания подогретого воздуха, *L* — трубки для отвода O_2 .

Необходимо заметить, что в этой схеме длина трубопроводов еще не соответствует действительным размерам. В случае, если трубопроводы обратных конусов окажутся при расчете короткими, их можно вести не по спирали, а прямо.

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

В случае, если присасываемый воздух не служит для горения, а должен только ускоряться внутри прибора для увеличения силы реакции, его можно в месте наиболее низкого давления смешать с продуктами сгорания, причем это место должно быть выбрано так, чтобы скорость подогретого воздуха была равна скорости продуктов сгорания, или же немного меньше (черт. 22). В этом случае отсутствует удар между воздухом и продуктами сгорания. Этот удар имеет место в обыкновенных инжекторах и служит главной причиной их малого к.п.д., поэтому у рассматриваемого прибора к.п.д. значительно выше, чем у обык-



Черт. 22а. Диаграммы к воздушному реактивному двигателю, W — общая скорость, X — процент отведенного воздуха тепла.

новенных инжекторов. При изменениях условий работы в этом приборе все же может получиться некоторая потеря от удара. Применяя конструкцию (черт. 21), при которой величина скоростей воздуха и продуктов сгорания может быть различна у соединительных щелей или трубки между воздухом и продуктами сгорания, этого можно избежать.

Для уменьшения трения надо стенки конусов, в особенности около критической скорости, делать шлифованными; раструбы прямых конусов делать короткими, выбирая такую конструкцию,

при которой сумма потерь от трения и частичного отделения струи от стенок наименьшая.

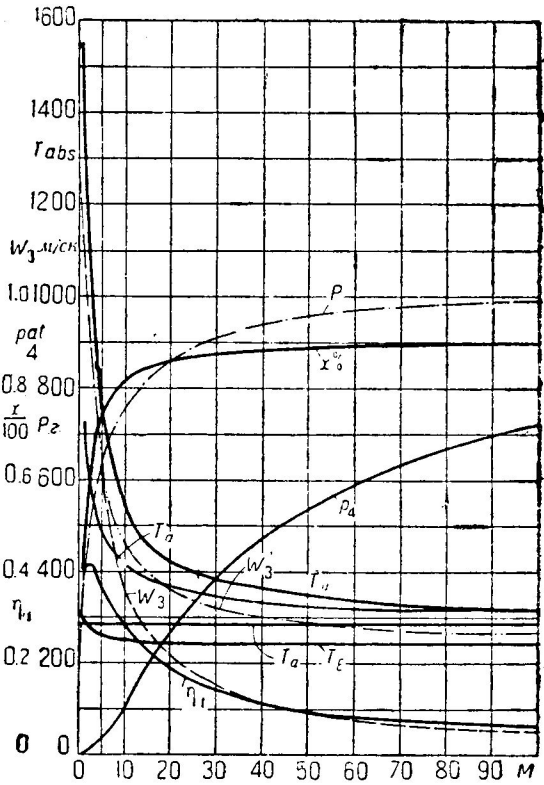
Круговые циклы могут быть самыми различными, и при помощи вариационного исчисления можно найти цикл для заданного случая наиболее выгодный.

Количество присасываемого воздуха может быть в этих конструкциях очень большим. Для случая, представленного на черт. 22, было определено количество тепла, которое должно быть отведено от продуктов сгорания воздухом, в процентах от общего количества тепла, для того чтобы обе скорости выравнялись, для различного соотношения M между количеством воздуха и продуктов сгорания, предполагая, что сгорает бензин с теоретическим количеством воздуха. Далее была определена скорость w , общая для обоих газов, в месте их смешения. Из черт. 22а видно, что если например воздуха в десять раз больше, чем продуктов сгорания ($M=10$), то для выравнивания скоростей необходимо воздуху отвести $x=82,3\%$ со всего тепла, содержащегося в горючем, и общая скорость в месте низкого давления будет равна $w=1000$ м/сек; диаграмма была составлена в предположении, что начальная температура воздуха равна $T=300^\circ$ абс., а конечная температура, одинаковая для продуктов сгорания и воздуха, равна 50° абс. в месте наиболее низкого давления, т. е. в месте их смешивания. От разности этих двух температур в большой степени зависит при большом M скорость w , а до некоторой степени также

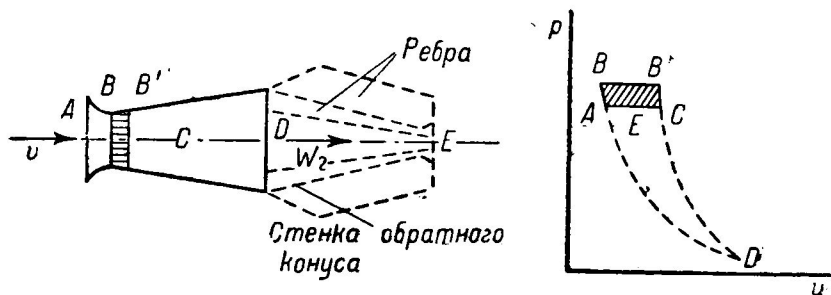
и x . Для $M=100$ давление в месте смешивания получается равным около $p=0,0033 \text{ ат}$, если теплоту отвести от продуктов сгорания при постоянном давлении их, а затем уже расширять их адиабатически. Наибольшее количество тепла можно отвести, если давление продуктов сгорания не менять, т. е. отвести теплоту при наибольшем давлении продуктов сгорания. Это важно для конструкции.

Принимая охлаждение в период обратного сжатия до температуры наружного воздуха $T_a=288^\circ$ абс., начальное давление продуктов сгорания в $1,86 \text{ ат}$ и давление наружного воздуха равным одной атмосфере, расширение воздуха и продуктов сгорания до одинакового давления, равного $p_4 \text{ ат}$, и передачу тепла до одинаковой температуры T_4 , причем передача тепла совершается при давлении $p_2=1,86 \text{ ат}$, а затем происходит отдельное сжатие, — получаем диаграмму черт. 23.

Здесь нанесены еще скорости воздуха и газов, w_3 и w_3' , у выхода из прибора, общий термический к.п.д. и общая сила реакции P прибора; эта последняя без присасываемого воздуха равна 160 г при данном расходе горючего, откуда (черт. 23) видим большое увеличение действия от присасывания воздуха. Далее даны еще: температура T_a' газов, выходящих из прибора при температуре T_e' газов в месте наиболее низкого давления (p_4), и процентное количество $x\%$ от всего тепла, содержащегося в продуктах сгорания, которое должно быть отведено воздуху. Если применять схему конструкции по черт. 21, то получаемые осевые давления будут еще значительнее в особенности при большом избытке M воздуха. Из черт. 23 видим, что без вторичного использования тепла, отводимого в период сжатия от воздуха, можно идти до $M=30$, а в дальнейшем сила реакции P увеличивается уже мало. При $M=30$ сила реакции по отношению к обыкновенной ракете увеличивается в $6,2$ раза. Интересно, что



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



Черт. 24. Схема обыкновенного воздушного реактивного двигателя.

сила реакции все увеличивается с увеличением M , между тем как термический к.п.д. имеет наибольшее значение ($\eta_{tmax} = 0,42$) для $M = 2$; это происходит оттого, что при больших скоростях истечения, имеющих место при малом M , сила реакции сравнительно мала; M увеличивается скорее, чем w_3 падает, а сила реакции, пропорциональная $M \cdot w_3$, увеличивается. Произведение $M \cdot w_3^2$, приблизительно пропорциональное η_p , уже уменьшается. Полное охлаждение конечно невозможно, и поэтому действие прибора будет на деле несколько меньшим. Но в приборе по схеме черт. 21 η_t будет значительно больше, поэтому и сила реакции сильно увеличится. Некоторые затруднения представляет только размещение отдельных частей прибора, чтобы присасываемый воздух, в особенности при больших скоростях полета, на своем пути не изменял круто своего направления движения. Учитывая все эти потери, можно разработать наиболее выгодную конструкцию.

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

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

До сих пор практикующиеся конструкции реактивных двигателей работают или с ударом, как обыкновенные инжекторы, вследствие чего их к. п. д. мал, или же отходящие у них газы обладают большой температурой, вследствие чего и их действие мало. Если присасываемый воздух служит одновременно для горения, то имеется у них верхний предел избытка воздуха, равный приблизительно двукратному теоретическому количеству, ввиду того что при большом количестве воздуха смесь не воспламеняется. При весьма больших скоростях полета может найти применение прибор простой конструкции (черт. 24). Встречный воздух сжимается в конусе AB , подогревается при большом давлении (диаграмма p, v) от B до B' и затем расширяется опять от B' до C ; в диаграмме p, v площадь $ABB'C$ соответ-

стует полученной кинетической энергии $\frac{\omega_2^2 - v^2}{2g}$ ¹. Но лучше и здесь устроить обратный конус DE для получения кругового процесса (см. пунктированную часть), тогда получим большую скорость истечения. Приращение кинетической энергии соответствует площади $ABB'C + CDE$ в диаграмме p, v , если часть DE охладить.

9 Коэффициенты полезного действия воздушных реактивных двигателей. Сравнение их с поршневыми двигателями.

Весьма важен вопрос об эффективном коэффициенте полезного действия воздушного реактивного двигателя (η_e) при больших скоростях полета. Стечкин² выводит формулу:

$$\eta_e = \frac{2\eta_t}{1 + \sqrt{1 + \eta_t \cdot y}} = \frac{2v}{v + \omega_2} \cdot \eta_t$$

в применении к нашему случаю имеем при этом:

$$y = \frac{M \cdot A \cdot v^2}{2g \cdot q}$$

здесь q — количество тепла, которое отводится воздуху на 1 кг продуктов сгорания, а $\frac{2v}{v + \omega_2}$ — к.п.д. пропеллера, у которого скорость воздуха до него v равна скорости полета, а скорость ω_2 — скорость воздуха за пропеллером. Сравнивая реактивный двигатель с обыкновенным двигателем внутреннего сгорания, у которого расход горючего — 240 г на 1 л. с. в час, а теплотворная способность горючего — 10 800 кал. на 1 кг, к.п.д. пропеллера — 0,75, — получаем для двигателя внутреннего сгорания:

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

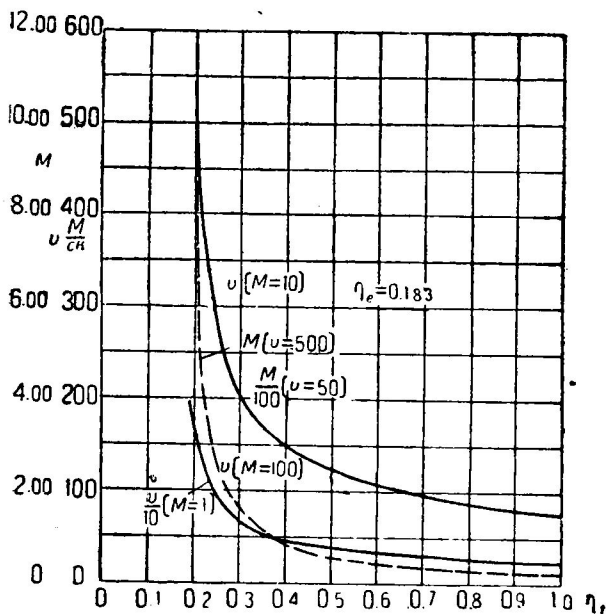
Для бензина можно писать также:

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

где x — процент тепла, отведенный со всего тепла воздуху. Результаты для случая, в котором общеэффективный к.п.д. для реактивного двигателя:

¹ Не следует смешивать удельного объема v в диаграмме p, v со скоростью полета v в формуле $\frac{\omega_2^2 - v^2}{2g}$.

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



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

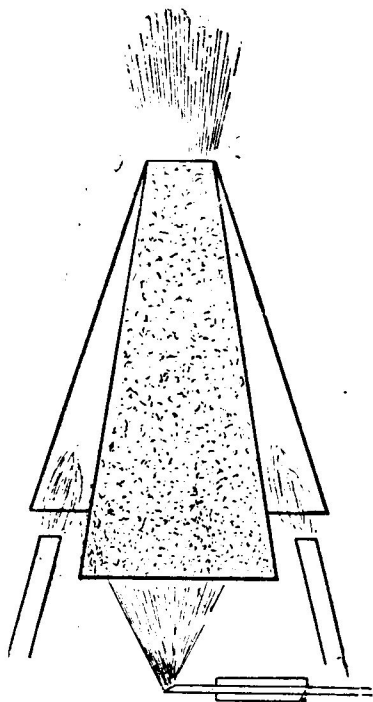
равен также $\eta_e = 0,183$, т. е. при $x = 1,0$ представлены на черт. 24а. Для точек плоскости, лежащих над кривыми, реактивный двигатель выгоднее, чем двигатель внутреннего сгорания, а для точек, лежащих ниже, — менее выгоден. При увеличении скорости полета, а также при увеличении количества присасываемого воздуха действие реактивного двигателя улучшается. В вышеприведенной формуле термический к.п.д. отнесен к количеству тепла, содержащегося в горючем, а не к сумме тепла, и кинетической энергии, которая накопилась во время ускорения в горючем, находящемся в баке. Для реактивного двигателя, представленного на черт. 22 и 24, это при больших скоростях полета может означать $\eta_t > 1$; аналогично тому, как на черт. 18 — η_t . Для прибора же по черт. 21 имеем как бы два реактивных двигателя: один воздушный, причем тепло передается воздуху, и один работающий только продуктами сгорания; требуется особо исследовать условия наиболее выгодного действия этого последнего при больших скоростях полета. По формуле проф. Стечкина, при больших скоростях полета v или также при больших количествах присасываемого воздуха M величина η_e приближается к η_p , оставаясь меньше ее.

10 Топливо для реактивных двигателей.

Перейдем к рассмотрению разных сортов топлива, которые могли бы найти применение в сверхавиации. Можно указать на то, что в то время как у наших авиационных двигателей горючего хватает, но они не могут поднимать аэроплан выше известного предела из-за недостатка в мощности двигателя, у реактивных двигателей так же, как и у ракет, мощность по мере увеличения высоты и скорости полета увеличивается в достаточной степени, но нехватает горючего, и, опорожнившись, ракета падает на землю. Поэтому весьма целесообразно будет частичное применение горючего в твердом виде для реактивных двигателей и изготовление из него стержней и поверхностей для летательного аппарата (например из целлулоида). Можно также искать опытным путем прессованные массы, которые употребляются почти во всех областях химической техники и которые могут быть найдены также и для наших целей. Нафталиновые двигатели уже имеются; можно себе представить массы, содержащие нафталин или другое горючее в смеси с таким материалом, который при нагревании расплавляется и затем из особого сосуда для расплавления уже поступает как жидкое горючее в форсунки ракеты. Взамен подогрева можно также применять в известных случаях раствор. Например целлулоза, из которой изготовляют папье-маше, может растворяться в азотной кислоте, причем кислород последней уже может отчасти заменять жидкий кислород, которого в таком случае потребуется меньше. Далее громадной теплотворной способностью обладают некоторые металлы, как например литий, магний, алюминий, которые могут с успехом найти себе применение отчасти при воздушных реактивных двигателях, но главное при таких, для которых мы для полета берем с собою жидкий кислород для горения. Для воздушных реактивных двигателей выгоднее всего те материалы, которые требуют много кислорода. Вышеописанные круговые процессы возможно произвести не только у ракет с жидким топливом, но и у всех термохимических или пороховых ракет, а также у таких, которые работают с жидким металлом.

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

Во-вторых, требуется, чтобы стенки прибора изнутри не запачкались твердыми продуктами горения; мною был для этой цели испы-



Черт. 25. Опыты с конусами, внутрен-
ний — решетчатый.

температуры кипения весь металл может испаряться, если его распылять соответственным распылителем. Такого рода опыты производятся мною. Температура кипения некоторых металлов следующая:

Cd — 770° Ц; Zn — 907°; Mg — 1 120°; Sb — 1 140°; Bi — 1 420°;
Pb — 1 525°; Al — 1 800°; Mn — 1 900°; Cr — 2 200°; Sn — 2 270°;
Cu — 2 310°; Fe — 2 450°.

Опытным путем мною была исследована в 1928—1929 гг. возможность зажигания в воздухе сплавов, содержащих магний; оказалось, что на проволочной петле зажигались сплавы магния с цинком, содержащие также и другие примеси; при содержании 5—10% более богатые магнием сплавы зажигались лучше; но сплавы, содержащие много Al, не вполне выгорали, — вероятно только хорошее распыливание сплавов, содержащих Al, делает возможным вполне сжигать последний, так как Al покрывается легко пленкою окиси, которая его предохраняет от дальнейшего окисления. Сплавы меди и железа с Mg хорошо сгорали. Вероятно будут хорошо сгорать с Mg все примеси к Mg металлов, не покрывающиеся предохранительной пленкою окиси и не слишком трудно соединяющиеся с кислородом. Весьма удобны опыты с эвтектиками магния с цинком: 50% Mg, 95% Zn и 40% Mg,

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

С магнием можно произвести такой опыт: испарять его в струе водорода при сильном накаливании в закрытом сосуде и затем зажечь струю водорода. Получается блестящее равномерное пламя. Уже ниже

60% Zn; они плавятся при температуре около 305 и 330°С. От сплавов, применяемых в качестве горючего, необходимо требовать, чтобы они имели достаточную вязкость и крепость, а кроме того легкоплавкость. От плавильных сосудов требуется, чтобы скорость передачи тепла была достаточной для плавки и использования веществ, применяемых в качестве горючего во время полетов; это может быть достигнуто устройством дымогарных трубок или сильно волнистых стенок; в некоторых случаях можно будет пламя пускать прямо на металл.

В приводимой ниже таблице даны в порядке возрастающего расхода горючего и кислорода вместе некоторые металлы и другие соединения (табл. 1). В графе 1-й показаны соединения, образующиеся из

Таблица 1

Соединение	Полный вес $\varphi = 0,75$ $v = 7,55$ <i>км/сек</i>	Вес сгораемого металла	Пор. номер для веса металла	Теплотворная способность	Процент O ₂	Теоретическая скорость истечения
Li ₂ O	4,98	1,85	2	4 710	53,5	6 270
LiF	5,82	2,33	7	4 450	44,7	6 100
B ₂ O ₃	5,85	1,53	1	3 900	68,5	5 700
H ₂ O _{верх.}	5,92	—	—	3 240	—	5 200
Mg(OH) ₂	6,06	2,09	4	3 750	55,1	5 600
Al ₂ O ₃	6,07	2,68	8	3 730	47,0	5 590
Na ₂ B ₄ O ₇	6,14	2,24	6	3 700	55,5	5 550
MgO	6,34	2,69	9	3 560	39,7	5 450
MgF ₂	6,64	2,18	5	3 400	61,4	5 320
Al ₂ F ₆	6,78	1,87	3	3 320	68,0	5 260
H ₂ O _{нижн.}	6,92	—	—	3 830	—	5 660
CaF ₂	8,04	3,61	10	2 800	48,7	4 830
NaF	8,59	4,50	11	2 640	45,3	4 690
Бензин	9,71	—	—	2 350	77,5	4 430

элементов при сгорании; в графе 2-й — необходимое отношение начального полного веса к конечному порожней ракеты для достижения скорости полета в 7,55 км/сек, принимая, что скорость истечения составляет 75% с теоретической (потеря энергии: —1—0,75² = 0,44 или 44%). В графе 3-й дан вес самого сгораемого металла, его отношение к конечному весу ракеты; в графе 4-й — порядковый номер для расхода расплавленного металла; в графе 5-й — теплотворная способность на 1 кг продуктов сгорания, в графе 6-й — процентное содержание O₂ в соединении и в графе 7-й — теоретическая скорость истечения. Видим, что наряду с кислородными соединениями могут найти применение и соединения с фтором (F); выгода от применения этого последнего состоит в том, что фтор легче сжижается, чем кислород, только вопрос о его цене и его действии на органы дыхания может играть роль.

Наименьший общий вес получился бы при пользовании Li_2O , а наименьшее количество твердого материала необходимо сжигать при использовании V_2O_3 , причем однако бором (B) возможно будет пользоваться вероятно только в виде порошка для изоляции (аморфный бор) или же применяя его для стержней, подверженных сжатию (кристаллический бор). Можно будет также взять с собой жидкий бороводород в весьма холодном состоянии. Но бор требует 68,5% O_2 от веса V_2O_3 ; это много и может вызвать затруднение; в этом отношении наиболее выгодным является MgO , для которого требуется лишь 39,7% O_2 . Для воздушных реактивных двигателей окажется наиболее выгодным Li или B ввиду их малого атомного веса, из-за которого общий расход их будет малым. Ввиду сравнительно большой цены, которую необходимо платить за обработку металла, цена их в сыром виде играет уже меньшую роль. Но цена на Li — 100 марок на 1 кг (1914 г.) — все-таки весьма большая, и поэтому можно будет предполагать, что будут пользоваться пока либо MgO , либо Al_2O_3 или же Al_2F_6 , для которого вес сгораемого металла равен лишь 1,87 от веса порожней ракеты.

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

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

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

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

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

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

А решить последнюю задачу значительно легче.

11 О выгодности разных видов ракет. О приспособлениях для ракет.

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

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

Для ракет, назначенных к исследованию высших слоев атмосферы, необходимы следующие приспособления: 1) метеорограф, 2) приспособ-

собление для регулировки расхода горючего и кислорода, а у воздушных реактивных двигателей — для регулировки притока воздуха, 3) жирокопсы для регулировки направления пути, 4) приспособления для выбрасывания парашюта для обратного спуска.

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

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

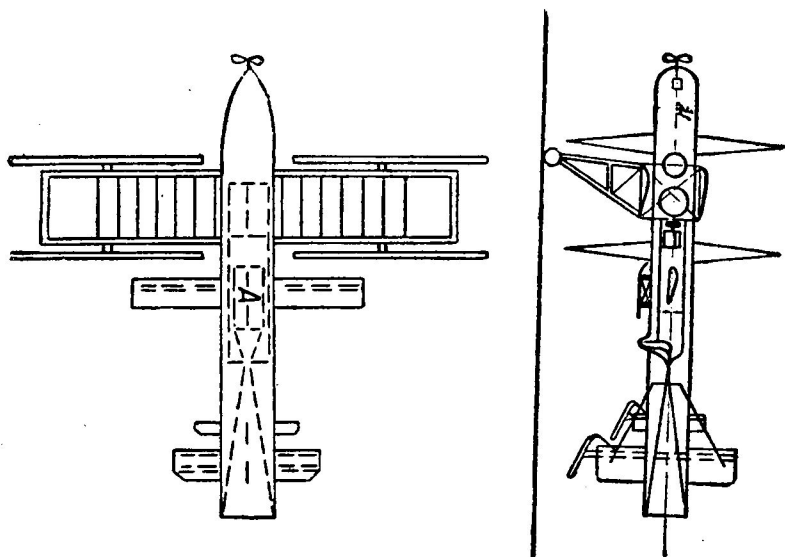
Что касается сравнения пороховых ракет с теми, которые работают жидким или ожигенным (например металлическим) горючим, то необходимо отметить, что, с одной стороны, пороховые ракеты чрезвычайно просты, но, с другой стороны, давление газов в них весьма велико, в случае, если мы не будем примешивать к пороху много угля или другого подходяще о индифферентного вещества, которое однако понижает теплотворную способность пороха. Порох относится к тем веществам, для которых весь кислород для горения взят с собою. Теплотворная способность например бездымного пороха составляет лишь 1 240 кал/кг; а из табл. 1 мы видим, что например бензин, и в еще большей степени водород и легкие металлы, обладают значительно большей теплотворной способностью на 1 кг продуктов сгорания.

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

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

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

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



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

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

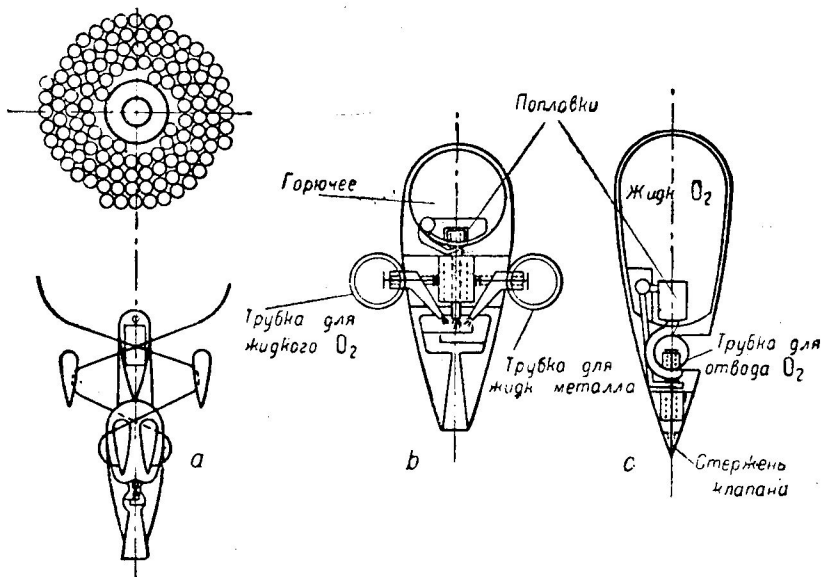
На черт. 26 дана разработанная мною схема аэроплана, у которого наружные части могут втягиваться, крылья состоят из отдельных секций, находящихся в особой раме; при помощи конических барабанов, с образующей соответственной формы, на которые наматываются тросы, втягивающие секции крыльев и все остальные части в сосуд А для расплавления и использования в качестве горючего. Ввиду того, что пути отдельных частей составляют в среднем не больше 5—8 м. барабаны выходят малыми; части аэроплана, которыми при этом можно воспользоваться, мною были до некоторой степени исследованы и рассчитаны на крепость; оказывается, что такой аэроплан мог бы взять в счет веса разбираемых соединений с собою приблизительно лишь на 10% от общего веса аэроплана меньше жидкого горючего, чем обыкновенный аэроплан. Крылья аэроплана занимают наибольшую площадь из тех, которые подлежат перемещению; но в некоторых конструкциях аэропланов для увеличения скорости полета площадь крыльев может уменьшаться во время полета до $\frac{1}{3}$ части нормальной величины, так что произведенное здесь перемещение — только один шаг вперед. Остальные части: рули большого аэроплана и высокую подставку втягивать по моим подсчетам уже нетрудно. К концу полета

от аэроплана может оставаться только корпус, на нем маленькие крылья, видные на черт. 26, и маленькие рули. Некоторые части корпуса также могут еще быть в случае необходимости после значительного уменьшения веса корабля использованы в качестве горючего. Об использовании двигателя в качестве горючего упоминалось выше. Схемы складывания и втягивания частей, а также и порядок производства этих работ могут быть самыми разнообразными, и здесь представляется изобретательству еще широкое поле. Начинать сжигание надо с наименее необходимых и наиболее дешевых частей. Во многих случаях может потребоваться сжигание лишь небольшого количества частей, а не всех имеющихся. Необходимо стремиться к наибольшей простоте и дешевизне сжигаемых деталей. По мере усовершенствования количество сжигаемых частей будет уменьшаться, но пока идет вопрос о „завоевании“ межпланетного пространства, цена одного аэроплана будет играть лишь весьма незначительную роль.

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

13 Центральная ракета, окруженная множеством боковых ракет и сосудов для горючего и кислорода.

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



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

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

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

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

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

14 Подъем ракетного аэроплана.

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

Кривые полета аэроплана с ракетой, предполагая плоскую форму земной поверхности, мною вычислены (в 1921 г.) для аэроплана с полным весом в $G_0 = 5\,000$ кг и ракеты, дающей силу реакции в $P = 1\,500$ кг (рассмотренной выше детально), для высоты, начиная с 35 км при постоянном расходе горючего (черт. 28). Ускорение по отношению к ускорению силой тяжести можно выразить формулой:

$$\frac{1}{G_0} \cdot \frac{dv}{dt} = \frac{P}{G} - \frac{2R \cos \alpha}{A} - \sin \alpha,$$

где $\frac{dv}{dt}$ — ускорение полета, G — моментальный вес аэроплана;

$\frac{2R}{A} \cdot \cos \alpha$ — величина силы трения о воздух, предполагая постоянный

угол атаки и полет аэроплана при этом на-весу; α — уклон траектории полета к горизонтالي; $\sin \alpha$ соответствует силе поддержания аэро-

плана на-весу; $\frac{P}{G}$ — кажущаяся тяжесть в аэроплане от силы P . Кривые даны на черт. 28. Здесь введены обозначения: t — время полета;

h — высота полета; v — достигнутая скорость полета; A_B — работа для преодоления сопротивления воздуха в км/т; A — вся работа для

достижения высоты h , совершенная ракетой в км/т; N — полезная мощность ракеты; N_B — мощность, необходимая для преодоления сопротив-

ления атмосферы; абсцисса — отношение $\frac{G}{G_0}$; s — путь, пройденный

ракетой. Из чертежа видно, что скорость 8 км в 1 сек. получается при весе в $\infty 500$ кг, время полета $t = \infty 20$ мин., высота при этом

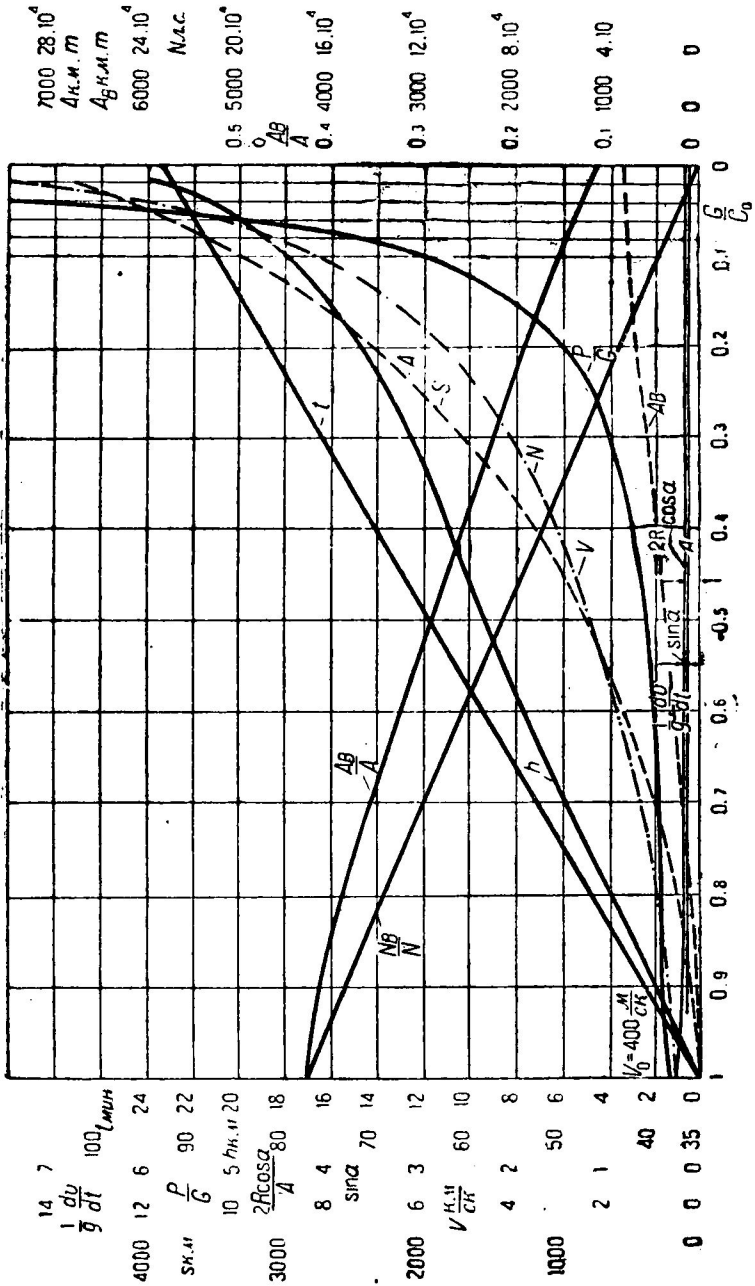
$h = 80$ км; кажущийся вес к концу полета $\frac{P}{G} = 3$; дальность полета

$s = 3\,300$ км, т. е. $\infty \frac{1}{12}$ окружности земли. Работа для преодоления

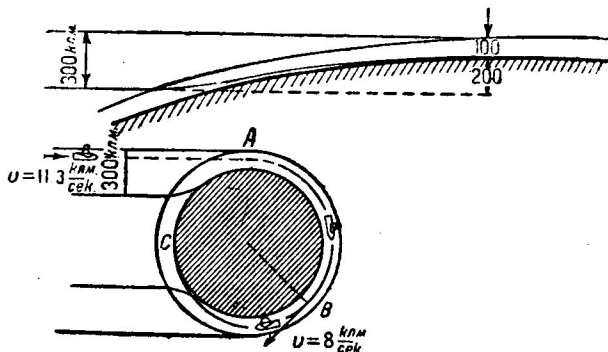
сопротивления воздуха к концу полета сильно уменьшается

$\frac{A_B}{A} = 0,15$, или 15% от общей работы. Работа на поддержание на-

весу еще меньше, как видно из кривых $\sin \alpha$ и $\frac{2R}{A} \cdot \cos \alpha$.



Черт. 28. Кривые полета ракетного аэроплана.



Черт. 29. Планирующий спуск из межпланетного пространства на землю.

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

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

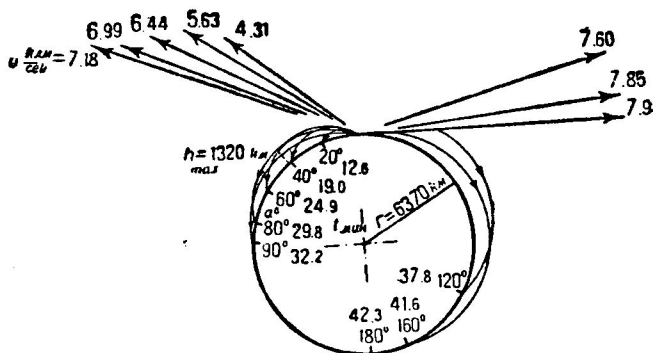
Если мы при полете аэроплана достигли межпланетного пустого пространства, наиболее выгодного для полетов по инерции, и желаем опять снижаться, то является естественным выбор планирующего спуска, так как при нем нет расхода горючего, который заставил бы нас делать конструкцию тяжелее и дороже. При исследовании возможности отклонения пути полета при столь больших скоростях мною был получен такой результат (черт. 29). Если прилететь даже со скоростью в 11,3 км в секунду, получающейся при падении с бесконечности на землю, то можно безопасно (кажущийся вес меньше пятикратного от силы тяжести) спускаться в пространство кольцеобразного сечения общей высоты в ≈ 300 км. Из них высота в 100 км приходится на атмосферу и высота в 200 км на возможность огибания земли. Шоферы автомобилей на земле должны при объезде огибать повозку или фонарный столб со скоростью приблизительно в 25 м в 1 сек. (90 км в час). Наша скорость в $\frac{11\ 300}{25} = 450$ раз больше.

Устраивая крылья и рули аэроплана таким образом, чтобы они при больших давлениях со стороны воздуха раскрывались для предохранения от поломки, мы ширину дороги (10 м), имеющуюся у шофера, должны увеличить пропорционально скорости нашего полета и тогда получим ширину дороги для аэроплана; при скорости в 11,3 км

в 1 сек., она равна $\frac{10 \cdot 450}{1\,000} = 4,5 \text{ км}$, а у нас имеется в распоряжении ширина дороги в 300 км; следовательно такой спуск можно считать возможным. От „зарывания“ в атмосферу аэроплан может предохраняться той же конструкцией крыльев и автоматически действующей перестановкою руля при слишком быстром снижении. При меньших скоростях полета зона, в которую можно без большой опасности влететь, сильно расширяется.

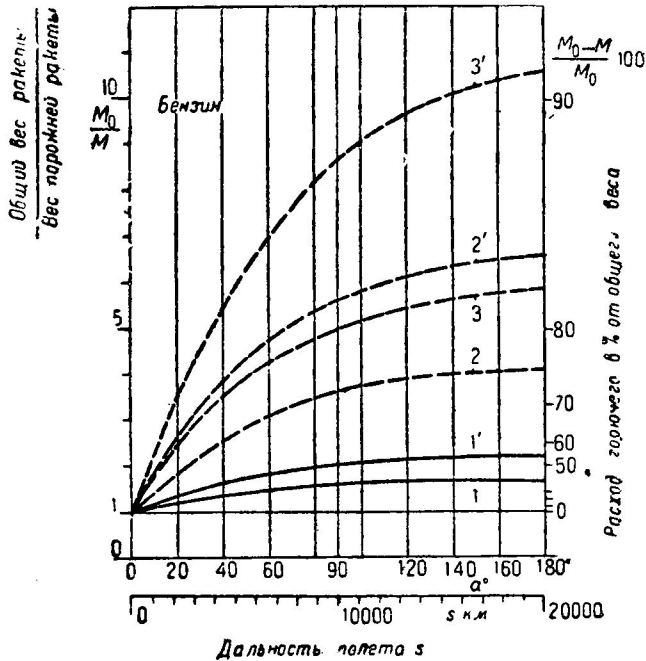
15 Полет далеко летающих ракет вне атмосферы.

1. Общее описание. Для неподвижной земли мною вычислены радиусы действия ракет, имеющих заданную начальную скорость (черт. 30) вне атмосферы. Наибольшая высота полета требуется для облета четверти земного шара (1 330 км); начальная скорость ракеты при этом равна уже 7,2 км в 1 сек. Видно, что более дальние рас-

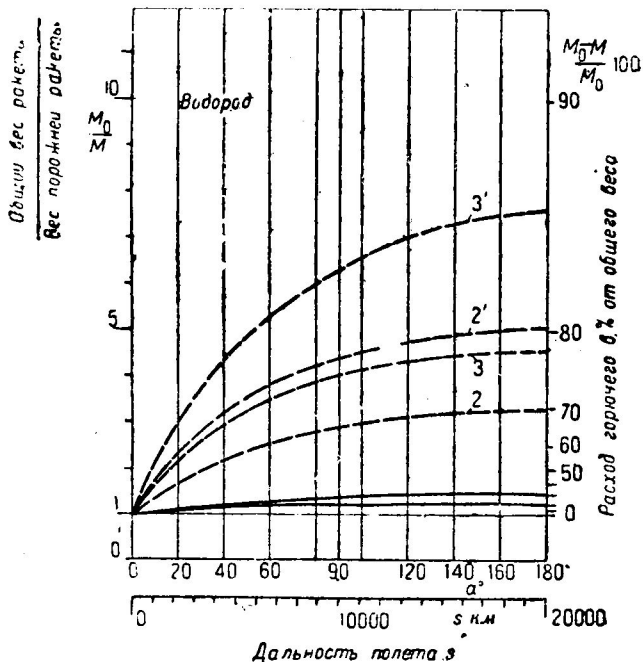


Черт. 30. Радиусы действия далеко летающих ракет вне атмосферы.

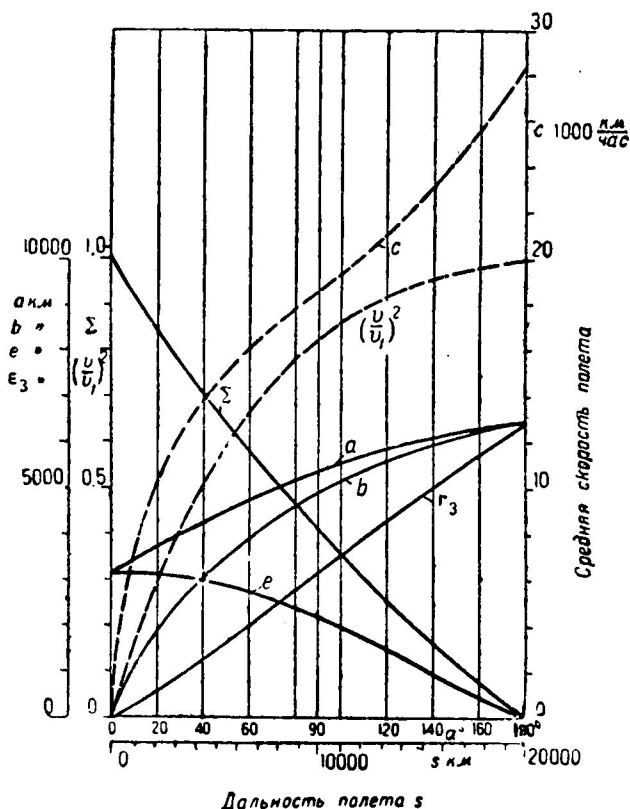
стояния достигаются сравнительно легче, так как для облета всего земного шара требуется начальная скорость в 7,9 км в 1 сек., т. е. только на 0,7 км в 1 сек. больше. Для облета половины земного шара (если не выбирать ближнего пути), теоретически требуется также скорость в 7,9 км в 1 сек., а практически будут лететь по несколько растянутому эллипсу. На черт. 31 дан расход горючего для бензиновой ракеты, а на черт. 32 — для водородной; кривые без индекса означают расход горючего при теоретической скорости истечения для следующих случаев: 1) берется с собою только горючее, воздух заимствуется из атмосферы, т. е. имеется воздушный реактивный двигатель; 2) берется с собою горючее и жидкий кислород, а притягиваемый воздух употребляют для увеличения к. п. д. при малых скоростях полета; 3) берется с собою опять горючее и жидкий кислород, но наружного воздуха не используют для увеличения к. п. д., т. е. это применяется



Черт. 31^а Расход горючего бензиновой ракеты.



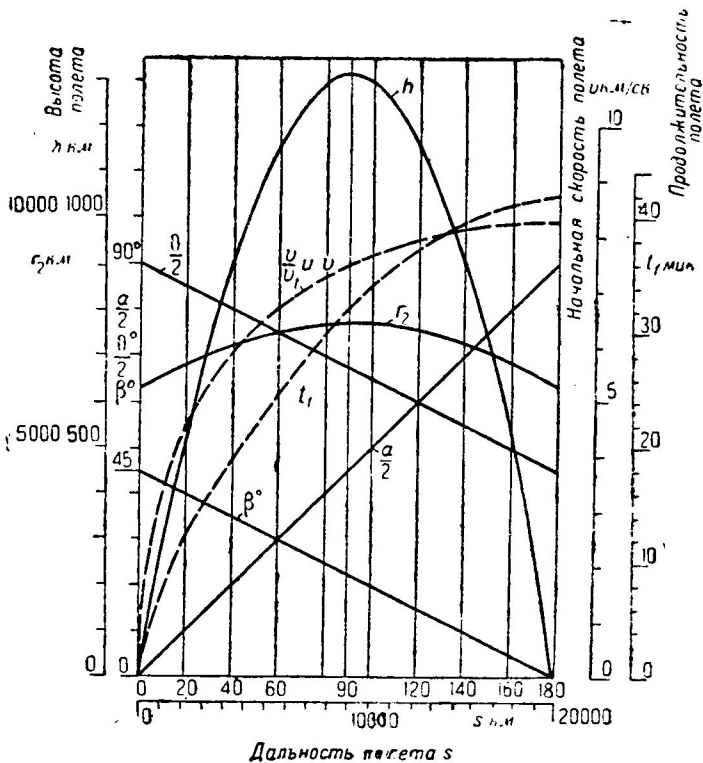
Черт. 32. Расход водородной ракеты.



Черт. 33. Элементы эллиптического пути далеко летающей ракеты.

на случай обыкновенной ракеты. Кривые с индексом (1) означают то же самое, но в предположении, что в третьем случае скорость истечения равна 0,75 от теоретической, т. е. теряется $(1 - 0,75^2) \cdot 100 = 44\%$ от всей тепловой энергии, а в случаях первом и втором теряется столько же со всей энергии вообще. Видим, что для полета на расстояние, соответствующее 20° со всей окружности земного шара, расход горючего (пренебрегая сопротивлением атмосферы и работой на поддержание на-весу) требуется: в случае первом — 27% ; во втором — 63% и в третьем — 73% от общего веса корабля; это расчет для бензина, а для водорода — соответственно: 12, 56 и 67% .

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



Черт. 34. Элементы эллиптического пути далеко летающей ракеты.

Из чертежа видно, что эллипсы сначала весьма узки для малых расстояний, а затем закругляются до круга при облете половины земного шара. Средняя скорость полета сначала быстро увеличивается, достигая уже для облета 20° (2 200 км) величины в 10 500 км в час. Длительность облета половины земного шара составляет всего лишь 41 мин.

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

Полет ракет в атмосфере, а также вертикальный подъем за атмосферу уже освещен рядом авторов: Циолковским, Обертом, Рынным и другими. Мало написано про полет далеко летающих ракет вне атмосферы, между тем, как эта часть пути в ближайшем будущем будет играть громадную роль при перевозке спешных грузов и людей, а также и при переброске снарядов через межпланетное пространство с одного пункта земли на другой.

Для желающих глубже проникнуть в расчет полета далеко летающих ракет ниже приводятся формулы для определения всех величин, характеризующих полет, и рассматривается наиболее выгодный случай наи-

большей дальности полета при данной начальной скорости, дающей наибольшую экономию в расходе топлива, т. е. дается расчет наиболее дешевого полета на 1 км покрытого расстояния.

Наивыгоднейшие пути. Элементы пути. Продолжительность полета.

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

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

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

Для удобства воспользуемся полярными координатами (черт. 35).

Пусть для данного участка пути еще кроме вышеуказанных величин:

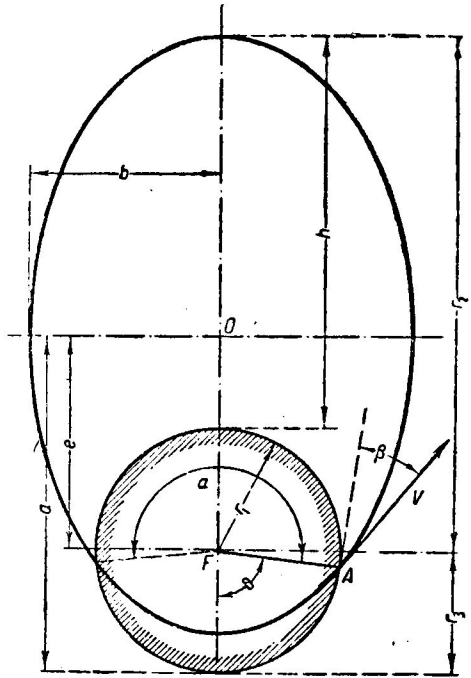
- r_1 — радиус-вектор эллипса в начальной и конечной точках полета;
- $h = r_2 - r_1$ — наибольшая высота подъема ракеты;
- ϑ — истинная аномалия начальной точки полета;
- v_3 — скорость полета, необходимая для кружения по кругу вокруг земного шара ($v_3 = 7,9$ км/сек);
- s — дальность полета, измеренная на расстоянии r_1 от центра земли;
- α° — центральный угол с вершиной в центре земли, соответствующий дальности полета s ;
- T — время полуоборота ракеты вокруг центра земли по ее эллиптическому пути полета, предполагая всю массу земли сосредоточенной в ее центре;
- T_1 — время полуоборота вокруг земли по круговому пути на расстоянии r_1 от ее центра;
- t — время, потребное для полета с места отлета ракеты до перигелия эллипса;
- t_f — продолжительность полета ракеты от начальной до конечной точки;
- e — эксцентрисическая аномалия начальной точки полета.

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

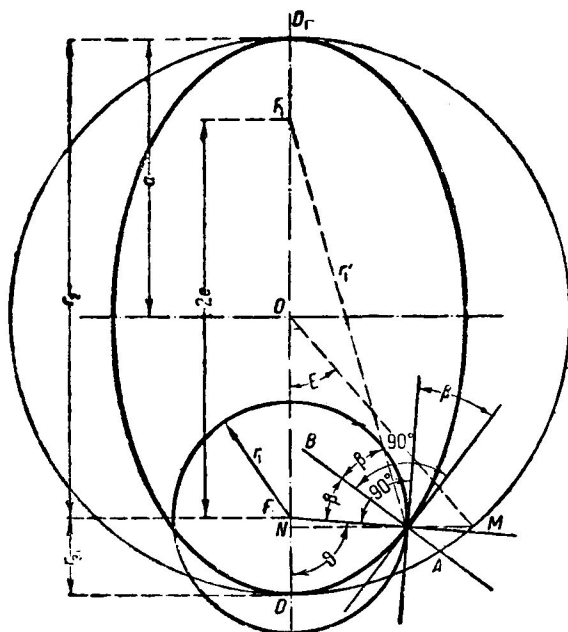
$$r_1 \cdot v \cdot \cos \beta = \frac{\pi a \cdot b}{T} \quad 1$$

Далее имеем уравнение эллипса в полярных координатах:

$$r_1 = \frac{a - \sum \cdot e}{1 + \sum \cdot \cos \vartheta} \quad 2$$



Черт. 35. Расчет пути полета далеко летающих ракет.



Расчет полета далеко летающих ракет.

причем

$$e = \Sigma \cdot a \quad 3$$

откуда

$$r_2 = a + e = a(1 + \Sigma); \quad 4$$

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

и

$$b = \sqrt{a^2 - e^2} = \sqrt{r_2(2a - r_2)} = \sqrt{r_2 \cdot r_3}, \quad 5$$

далее по третьему закону Кеплера:

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

Подстановкою e из (3) в (2) и Σ из (4a) в образовавшуюся формулу получаем:

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

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

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

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

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

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

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

$$AF + AF_1 = 2a.$$

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

$$r_1' = 2a - r_1. \quad 10$$

Далее находим из черт. 36:

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

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

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

и

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

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

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

получаем:

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

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

$$e = r_2 - a; \quad 4$$

$$\Sigma = \frac{r_2 - a}{a}, \quad 4a$$

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

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

и

$$v = v_3 \cdot \sqrt{2 - \frac{r_1}{a}} \quad 14a$$

для определения семи величин: r_2 , a , b , e , v , Σ и β ;

имеем, значит, для общего случая две независимые переменные.

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

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

Для случая полета с наименьшей начальной скоростью или, что тоже самое, с наименьшей затраченной энергией для данной дальности полета рас-

смотрим пока ϑ как независимую переменную и определим r_2 так, чтобы при данном ϑ скорость v была наименьшей. Можем написать:

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

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

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

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

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

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

Дифференцируя же уравнение (14) по a , получаем:

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

Подстановкою 16 и 17 в 15 приравняв к нулю и заменой a выражением 7a получаем:

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

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

$$r_2^3 - r_2 \cdot r_1 \cdot (1 - \cos \vartheta) - \frac{r_1^2}{2} \cdot \cos \vartheta \cdot (1 - \cos \vartheta) = 0,$$

или:

$$\begin{aligned} r_2 &= \frac{r_1}{2} \cdot (1 - \cos \vartheta) \pm \sqrt{\frac{r_1^2}{4} \cdot (1 - \cos \vartheta)^2 + \frac{r_1^2}{2} \cdot \cos \vartheta \cdot (1 - \cos \vartheta)} = \left\{ \frac{r_1'}{r_2'} = \right. \\ &= \frac{r_1}{2} (1 - \cos \vartheta \pm \sin \vartheta) = \pm r_1 \sqrt{2} \cdot \sin \frac{\vartheta}{2} \cos \left(\frac{\vartheta}{2} \mp 45^\circ \right). \end{aligned} \quad 18$$

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

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

Таблица 2

α°	0	40	80	120	160	180
$\vartheta^\circ : 2$	90	80	70	60	50	45
$r_2' : r_1$	1,000	1,140	1,206	1,184	1,080	1,000
$r_2'' : r_1$	1,000	0,800	0,562	0,318	0,0944	0
α°	200	240	280	320	360	
$\vartheta^\circ : 2$	40	30	20	10	0	
$r_2' : r_1$	0,907	0,683	0,439	0,201	0	
$r_2'' : r_1$	-0,079	-0,183	-0,204	-0,141	0	

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

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

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

Истинная аномалия в момент отлета (ϑ°).

Угол подъема (β°).

Начальная скорость полета (v).

Наибольшее расстояние ракеты от центра земли (r_2) и

наибольшая высота подъема над точкою отлета (h), причем имеем:

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

Таблица 3

α°	0	20	40	60	80	90
$\vartheta^\circ : 2$	90	85	80	75	70	67,5
β°	45	40	35	30	25	22,5
$v : v_3$	0	0,545	0,713	0,815	0,885	0,910
v км/сек	0	4,305	5,63	6,14	6,99	7,18
r км	6 370	6 875	7 266	7 535	7 671	7 690
$h = (r_2 - r_1)$ км	0	505	896	1 165	1 301	1 320
α°	100	120	140	160	180	
$\vartheta^\circ : 2$	65	60	55	50	45	
β°	20	15	10	5	0	
$v : v_3$	0,930	0,962	0,982	0,995	1	
v км/сек	7,35	7,60	7,75	7,85	7,90	
r км	7 671	7 535	7 266	6 875	6 370	
h км	1 301	1 165	896	505	0	

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

С целью нахождения наибольшей высоты h_{\max} определим производную dr_2 : $d \frac{\vartheta}{2}$ и приравним ее нулю. Из 12b получаем:

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

или:

$$\begin{aligned} \operatorname{ctg} \frac{\vartheta}{2} &= \operatorname{tg} \left(\frac{\vartheta}{2} - 45^\circ \right); \quad 90^\circ - \frac{\vartheta}{2} = \frac{\vartheta}{2} - 45^\circ; \quad \frac{\vartheta}{2} = 67 \frac{1}{2}^\circ; \\ a &= 360^\circ - 2\vartheta = 360^\circ - 270^\circ = 90^\circ. \end{aligned}$$

Отсюда видим, что наибольшая высота полета ракеты для случая наибольшей дальности полета при данной начальной скорости полета получается, если дальность полета равна одной четверти окружности земного шара. Определим еще высоту полета для этого случая. Подставляя $\vartheta: 2 = 67,5^\circ$ в уравнение 18a, получаем: $h_{\max} = r_1 \cdot \sqrt{2} \cos 67,5^\circ \cdot \sin (67,5^\circ - 45^\circ) = 0,208 \cdot r_1$.

Принимая здесь $r_1 = 6\,370$ км для радиуса земного шара, получаем:

$$h_{\max} = 0,208 \cdot 6\,370 = 1\,320 \text{ км.}$$

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

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

или:

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

или:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

затем:

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

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

$$2a - r_1 = r_1 \cdot \sin \vartheta; \quad 21$$

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

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

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

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

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

Принимая во внимание уравнение 8, получаем также:

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

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

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

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

Сопоставим все выведенные формулы для случая наибольшей дальности полета:

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

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

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

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

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

$$e = -\frac{r_1}{2} \cdot \cos \vartheta. \quad 4c$$

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

$$\alpha^{\circ} = 360^{\circ} - 2 \cdot \vartheta^{\circ}. \quad 8$$

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

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

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

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

Особенно простые формулы получаются, если все величины выразить через угол β . Из уравнения 12b получаем: $\frac{\vartheta^{\circ}}{2} = \beta^{\circ} + 45^{\circ}$; или:

$$\vartheta = 2 \cdot \beta + 90^{\circ}. \quad 12d$$

Далее:

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

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

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

$$a = r_1 \cdot \cos^2 \beta. \quad 7c$$

$$b = r_1 \sqrt{\cos^2 \beta} \cdot \cos \beta. \quad 5b$$

$$e = \frac{r_1}{2} \cdot \sin 2\beta. \quad 4d$$

$$\sum = \operatorname{tg} \beta \quad 4e$$

$$\alpha^{\circ} = 180^{\circ} - 4\beta^{\circ}. \quad 8a$$

$$v = v_3 \cdot \frac{\sqrt{\cos 2\beta}}{\cos \beta}. \quad 14b$$

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

Обыкновенно будет дана дальность полета s ; тогда получаем из формулы 9a:

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

Далее уже нетрудно определить все важные величины, характеризующие полет.

Длительность полета ракеты определяется уравнением Кеплера; имеем:

$$t = 2 \cdot (T - t) \quad 22$$

и уравнение Кеплера:

$$t = \frac{T}{\pi} (E - \sum \cdot \sin E), \quad 23$$

причем время полуоборота (T) вокруг земного шара определяется уравнением 6:

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

Эксцентрическая аномалия, встречающаяся в уравнении Кеплера, выражается через истинную аномалию (θ) и относительный эксцентриситет (Σ) формулой:

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-\Sigma}{1+\Sigma}} \cdot \operatorname{tg} \frac{\theta}{2}, \quad 24$$

а геометрическое значение ее видно из черт. 16: опустим из точки отлета A , лежащей на эллипсе, перпендикуляр AF на большую ось DD_1 эллипса и продолжим его до пересечения в точке M с окружностью, описанной около центра O эллипса радиусом $OD = a$. Соединим точки M и O прямой; тогда имеем: $\sphericalangle E = \sphericalangle MOD$.

Подстановкою a из уравнений 7b и 7c в 6a получаем для случая наибольшей дальности полета при данной начальной скорости:

$$T = T_1 \cdot \cos^3 \left(\frac{\theta}{2} - 45^\circ \right) = T_1 \cdot \cos^3 \beta. \quad 6b$$

Далее получаем подстановкою Σ из уравнений 4e и θ из 12d в 24:

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-\operatorname{tg} \beta}{1+\operatorname{tg} \beta}} = \operatorname{tg} (\beta + 45^\circ) = \sqrt{\operatorname{tg} (45^\circ - \beta)} \cdot \operatorname{tg} (\beta + 45^\circ),$$

или:

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\operatorname{tg} (\beta + 45^\circ)} = \sqrt{\operatorname{tg} \frac{\theta}{2}}. \quad 24a$$

Отсюда можем еще вывести:

$$\sin E = \frac{2 \cdot \sqrt{\operatorname{tg} (\beta + 45^\circ)}}{1 + \operatorname{tg} (\beta + 45^\circ)} = \frac{2 \sqrt{\operatorname{tg} \frac{\theta}{2}}}{1 + \operatorname{tg} \frac{\theta}{2}}, \quad 24b$$

а из уравнений 22 и 23 находим:

$$t_f = \frac{2 \cdot T}{\pi} \cdot (\pi - E + \Sigma \cdot \sin E). \quad 22a$$

Пользуясь формулами 24b, 6a и 22a, получаем легко длительность полета ракеты в зависимости от центрального угла α° , пройденного при полете (табл. 4).

Таблица 4

α°	0	20	40	60	80	90
$\theta^\circ : 2$	90	85	80	75	70	67,5
$\sin E$	0	0,544	0,712	0,816	0,882	0,910
$180^\circ - E$	0°	$32^\circ 53'$	$45^\circ 28'$	$54^\circ 40'$	$61^\circ 50'$	$65^\circ 30'$
Σ	1	0,8391	0,7002	0,5774	0,4663	0,414
$T : T_1$	0,355	0,451	0,550	0,650	0,745	0,790
T мин.	15,0	19,1	23,2	27,5	31,5	33,4
$t_f : T$	0	0,660	0,821	0,907	0,948	0,966
t_f мин.	0	12,6	19,0	24,9	29,8	32,2
s км	0	2 230	4 450	6 690	8 910	10 000
s $\frac{1000 \text{ км}}{\text{час}}$	—	10,63	14,2	16,1	17,94	18,65

α°	100	120	140	160	180
$\delta : 2$	65	60	55	50	45
$\sin E$	0,930	0,964	0,984	0,996	1
$180^\circ - E$	$68^\circ 30'$	$74^\circ 35'$	$79^\circ 40'$	$84^\circ 50'$	90°
Σ	0,3640	0,2680	0,1763	0,0875	0
$T : T_1$	0,831	0,901	0,955	0,990	1
T	35,2	38,1	40,4	41,8	42,3
$t_f : T$	0,976	0,993	0,996	0,998	1
t_f	34,4	37,8	40,2	41,6	42,3
s	11 140	13 370	15 600	17 800	20 000
c	19,46	21,2	23,3	25,6	28,4

Скорость полета v_3 , необходимая для кружения по кругу радиуса $r_1 = 6370$ км вокруг земного шара, получается из условия равенства силы тяжести и центробежной силы, развиваемой при движении по кругу:

$$g = \frac{v_3^2}{r_1}; v_3 = \sqrt{g \cdot r_1} = \sqrt{\frac{9,81}{1\,000} \cdot 6\,370} = 7,90 \text{ км/сек.}$$

Отсюда находим время полуоборота вокруг земного шара по кругу радиуса $r_1 = 6370$ км:

$$T_1 = \frac{\pi \cdot r_1}{v_3}; T_1 = \frac{6\,370}{7,90 \cdot 60} = 42,3 \text{ мин.}$$

Пройденный путь s , соответствующий центральному углу α , равен по формуле 9:

$$s = r_1 \frac{\pi}{180^\circ} \cdot \alpha^\circ = 6\,370 \cdot \frac{\pi}{180^\circ} \cdot \alpha^\circ = 111,4 \cdot \alpha^\circ.$$

Соответствующая полету средняя скорость передвижения на земле равна:

Таблица 5

α°		0	20	40	60	80	90
Бензин	v км/сек	0	4,395	5,63	6,44	6,99	7,18
	$3. \frac{M_o}{M} = e^{\frac{v}{4,45}}$	1	2,63	3,54	4,25	4,80	5,01
	$2. \frac{M_o}{M} = \left(\frac{v}{4,45}\right)^2 + 1$	1	1,939	2,60	3,10	3,46	3,61
Водород	$1. \frac{M_o}{M} + \left(\frac{v}{9,38}\right)^2 + 1$	1	1,212	1,360	1,470	1,557	1,587
	$3. \frac{M_o}{M} = e^{\frac{v}{5,18}}$	1	2,29	2,96	3,46	3,85	3,96
	$2. \frac{M_o}{M} = \left(\frac{v}{5,18}\right)^2 + 1$	1	1,833	2,18	2,55	2,82	2,92
	$1. \frac{M_o}{M} = \left(\frac{v}{15,52}\right)^2 + 1$	1	1,077	1,132	1,172	1,203	1,214

		α°	100	120	140	160	180
Бензин	v км/сек		7,35	7,60	7,75	7,85	7,90
	3. $\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{4,45}}$		5,20	5,51	5,69	5,83	5,89
	2. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{4,45}\right)^2 + 1$		3,73	3,94	4,04	4,13	4,16
	1. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{9,38}\right)^2 + 1$		1,616	1,658	1,683	1,700	1,710
Водород	3. $\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{5,18}}$		4,13	4,33	4,45	4,54	4,59
	2. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{5,18}\right)^2 + 1$		3,02	3,16	3,25	3,30	3,33
	1. $\frac{M_0}{M} = \left(\frac{v}{15,52}\right)^2 + 1$		1,225	1,240	1,250	1,256	1,260

$$c = \frac{s}{t_f};$$

25

s и c также занесены в табл. 5.

Расход горючего. Наименьшее количество горючего, которое может потребоваться для данной дальности полета и при данной относительной скорости истечения газов, получается для случая весьма больших ускорений ракеты, если при этом сопротивлением воздуха можно пренебрегать. Этот случай дает нам нижний предел для расхода горючего, и с ним необходимо сравнивать все действительно получающиеся расходы горючего, для того чтобы получить представление о достигнутом.

Для этого предельного случая имеет место уравнение:

$$\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{w}},$$

26

где:

w — относительная скорость истечения газов по отношению к ракете;

M_0 и M — массы полной и порожней ракеты;

e — основание натуральных логарифмов (не смешивать с эксцентриситетом эллиптического пути полета!);

v — начальная скорость полета ракеты вне атмосферы.

Кроме ракет с постоянной скоростью истечения, выше рассмотрены ракеты, приспособленные к летанию в воздухе с использованием наружного атмосферного воздуха. У этих ракет скорость истечения воздуха может быть переменной величиной.

Мои последние исследования в этой области доказывают несомненную возможность осуществления таких ракет, с весьма большим к. п. д.

Для этих ракет получается еще более низкий предел расхода горючего, так как здесь в пределе вся энергия, содержащаяся в горючем, может быть превращена в кинетическую энергию ракеты. Ввиду того, что в растребе ракеты расширение воздуха может быть доведено до весьма низких температур и давлений со вторичным сжатием до давления атмосферного воздуха, возможно притекание тепла с наружного воздуха к месту низкой температуры. При условии охлаждения вторично сжимаемой струи жидким воздухом получается возможность частичного использования тепла наружного атмосферного воздуха в ракете, сверх тепла, полученного от горючего материала.

Не рассматривая здесь этой последней возможности, получаем для ракеты, приспособленной к летанию в воздухе, нижний предел для расхода горючего, приравнивая кинетическую энергию ракеты работе, эквивалентной теплоте, содержащейся в расходе горючего, получаем:

$$\frac{H}{A} \cdot (M_0 - M) \cdot g = M \cdot \frac{v^2}{2}, \quad 27$$

где:

H — теплотворная способность горючего на 1 кг продуктов горения в случае, если кислород для горения берут с собою, и на 1 кг самого горючего в случае, если инжекторным действием или иным способом нагнетают атмосферный воздух в пространство сгорания, беря с собою лишь горючее;

$\frac{1}{427} = A$ — механический эквивалент тепла;

g — ускорение тяжести на поверхности земли.

В формулу 27 можно ввести максимальную скорость истечения:

$$\frac{w^2}{2 \cdot g} = \frac{H}{A}, \quad 28$$

где w — реальная величина, если кислород берут с собою, а в случае, если взято с собою только горючее, то w — чисто расчетная величина.

Из формул 27 и 28 получаем:

$$\frac{M_0 - M}{M} = \frac{v^2}{w^2}, \text{ или: } \frac{M_0}{M} = 1 + \frac{v^2}{w^2}, \quad 27a$$

а из 28 находим:

$$w = \sqrt{2 \cdot g \frac{H}{A}} = \sqrt{2 \cdot 981 \cdot 427 \cdot H} = 91,5 \cdot \sqrt{H}. \quad 28a$$

Количество израсходованного горючего равно $(M_0 - M)$ единицы массы, а его отношение к конечной массе ракеты: $\frac{M_0 - M}{M}$.

Числовые значения для отношения начальной массы к конечной ($M_0 : M$) вычислены в табл. 5 для двух разных горючих: для бензина и для жидкого водорода.

Для бензина принято:

теплотворная способность бензина на 1 кг бензина— $H_b = 10\,500$ кал/кг бензина, количество воздуха, потребное для сжигания 1 кг бензина—14,9 кг; процентное содержание кислорода в воздухе—23,1%.

Тогда теплотворная способность бензина на 1 кг продуктов сгорания (при горении в чистом кислороде) получается равной:

$$H = \frac{10\,500}{14,9 \cdot 0,231 + 1} = 2\,370 \text{ кал/кг продуктов сгорания.}$$

Максимальные скорости истечения, соответствующие H_b и H :

$$w = 91,5 \cdot \sqrt{10\,500} = 9\,380 \text{ м/сек и } w = 91,5 \cdot \sqrt{2\,370} = 4\,450 \text{ м/сек.}$$

Аналогичным образом получаем для водорода:

$$H_{H_2} = 28\,900 \text{ кал/кг } H_2 \text{ и } H = \frac{28\,900}{9} = 3\,210 \text{ кал/кг } H_2O,$$

$$\text{откуда: } w = 91,5 \cdot \sqrt{28\,900} = 15\,520 \text{ м/сек и}$$

$$w = 91,5 \cdot \sqrt{3\,210} = 5\,180 \text{ м/сек.}$$

В табл. 5 даны нижние пределы для расхода горючего для указанных выше случаев. Мы видим, что необходимые количества горючего материала удивительно малы: для случая облета всего земного шара, т. е. достижения первой космической скорости, расход горючего, если использована вся энергия, содержащаяся в горючем, составляет для бензина:

$$\left(1 - \frac{1}{1,71}\right) \cdot 100 = 41,5\%; \text{ а для водорода: } \left(1 - \frac{1}{1,26}\right) \cdot 100 = 20,6\%$$

от общего начального веса ракеты.

Ракеты могут забрать с собою намного большее количество горючего материала, в особенности, если включать в это количество часть самой ракеты в качестве горючего материала¹.

¹ Мысль об использовании твердого строительного материала ракеты в качестве горючего мною была высказана впервые публично в декабре 1923 г. на моей лекции в теоретической секции Московского общества любителей астрономии и мною была напечатана соответствующая статья в июле 1924 г. в № 13 журнала: „Техника и жизнь“, а 8 июня 1924 г. высказана та же мысль в моем заявлении в Комитет по делам изобретений. Но в рукописи от 11 марта 1909 г. у меня уже встречается мысль о желательности использования всей массы ракеты в качестве горючего. Та же мысль мною всегда высказывалась, когда заходил спор с родственниками и товарищами о возможности межпланетных путешествий. В 1917 г. мне изготовили на заводе тигель для опытов по сжиганию расплавленного металла. Числовые значения теплотворной способности окиси магния и других материалов встречаются у меня в рукописи впервые 11 января 1918 г. Я считаю поэтому, что, насколько мне известно, я был

Для наиболее близкого, подхода к наиболее выгодным пределам расхода горючего можно, как уже выше указано, решить следующую практическую задачу: предположим, что мы часть воздуха для горения заимствуем из земной атмосферы, а недостающую в высоких слоях атмосферы часть воздуха заменяем кислородом, взятым с собою. Тогда необходимо найти тот путь, те скорости и расходы взятого с собою кислорода, которые дадут наиболее близкий подход к идеальному случаю. Можно также, считаясь с ценами, указать те величины, которые соответствуют наиболее дешевому полету для данного конечного веса ракеты и данной высоты или дальности полета.

Скорости истечения, практически полученные проф. Годдардом в Америке в 1919 г. (см. книгу проф. Н. Oberth'a „Die Rakete zu den Planetenräumen“, 1925 г., стр. 90—91), для пороха следующие:

для бездымного пороха „Infallible“ скорость истечения w — до 2 434 м/сек, теплота сгорания $H = 1\,238,5$ кал/кг; для пистолетного пороха № 3 скорость истечения $w = 2\,290$ м/сек; теплота сгорания $H = 972,5$ кал/кг.

Пользуясь этими данными, мы можем определить по формуле 28а теоретические скорости истечения: $w_{\max} = 91,5 \cdot \sqrt{H}$; далее отношение практической скорости истечения к теоретической:

$$\xi = \frac{w}{w_{\max}}, \quad 29$$

а также и термический к. п. д., равный:

$$\eta_t = 1 - \left(\frac{w}{w_{\max}} \right)^2 = 1 - \xi^2. \quad 30$$

Получаем для бездымного пороха:

$$w_{\max} = 91,5 \sqrt{1\,238,5} = 3\,210 \text{ м/сек}; \quad \xi = \frac{2\,434}{3\,210} = 0,76,$$

$$\eta_t = 1 - 0,76^2 = 0,423;$$

для пистолетного пороха № 3 $w_{\max} = 91,5 \sqrt{972,5} = 2\,850$ м/сек;

$$\xi = \frac{2\,290}{2\,850} = 0,803; \quad \eta_t = 1 - 0,803^2 = 0,355.$$

Если принимать для случаев сгорания бензина или водорода с кислородом $\xi = 0,75$, то получаем для практических скоростей истечения продуктов сгорания бензина с кислородом: $w = 0,75 \cdot \sqrt{4\,450} = 3\,340$ м/сек; водорода с кислородом: $w = 0,75 \cdot \sqrt{5\,130} = 3\,380$ м/сек; а расчетные скорости в случае притягивания внешнего

первым, высказавшим эту мысль, и я первый опубликовал ее. Рукопись Кондратюка начата в 1916 г. и его книга „Завоевание межпланетных пространств“ появилась лишь в 1929 г. На целом ряде лекций, читанных мною в 1924 и 1925 гг. в разных городах публично, мною был также разъяснен принцип применения метода сжигания твердого строительного материала на примере проекта моего собственного межпланетного корабля-аэроплана.

воздуха для горения: для бензина $w = 0,75 \cdot \sqrt{9\,380} = 7\,040 \text{ м/сек}$;
 для водорода $w = 0,75 \cdot \sqrt{15\,520} = 11\,650 \text{ м/сек}$.

С этими данными вычислена табл. 6, которая дает в связи с табл. 5 представление о влиянии термического к. п. д. на расход горючего.

Таблица 6

		α	0	20	40	60	80	90
Бензин	3.' $\frac{M_o}{M} = e^{\frac{v}{3,34}}$	1	3,64	5,39	6,88	8,11	8,60	
	2.' $\frac{M_o}{M} = \left(\frac{v}{3,34}\right)^2 + 1$	1	2,67	3,85	4,73	5,38	5,63	
	1.' $\frac{M_o}{M} = \left(\frac{v}{7,04}\right)^2 + 1$	1	1,376	1,640	1,839	1,990	2,04	
Водород	3.' $\frac{M_o}{M} = e^{\frac{v}{3,88}}$	1	3,04	4,27	5,25	6,05	6,35	
	2.' $\frac{M_o}{M} = \left(\frac{v}{3,88}\right)^2 + 1$	1	2,24	3,10	3,75	4,25	4,43	
	1.' $\frac{M_o}{M} = \left(\frac{v}{11,65}\right)^2 + 1$	1	1,138	1,235	1,306	1,360	1,381	
		α	100	120	140	160	180	
Бензин	3.' $\frac{M_o}{M} = e^{\frac{v}{3,34}}$		9,02	9,75	10,18	10,48	10,66	
	2.' $\frac{M_o}{M} = \left(\frac{v}{3,34}\right)^2 + 1$		5,85	6,20	6,40	6,54	6,61	
	1.' $\frac{M_o}{M} = \left(\frac{v}{7,04}\right)^2 + 1$		2,09	2,165	2,22	2,24	2,26	
Водород	3.' $\frac{M_o}{M} = e^{\frac{v}{3,88}}$		6,65	7,11	7,35	7,57	7,63	
	2.' $\frac{M_o}{M} = \left(\frac{v}{3,88}\right)^2 + 1$		4,60	4,85	5,00	5,09	5,15	
	1.' $\frac{M_o}{M} = \left(\frac{v}{11,65}\right)^2 + 1$		1,400	1,426	1,442	1,455	1,460	

Таблица 7

α°	0	20	40	60	80	90
a км	3 185	3 738	4 274	4 777	5 232	5 436
b "	0	2 035	3 050	3 900	4 635	4 950
e "	3 185	3 137	2 992	2 758	2 439	2 254
r_3 "	0	601	1 282	2 019	2 793	3 182
$(v : v_3)^2$	0	0,298	0,510	0,665	0,785	0,830
μ	—	1,580	1,540	1,576	1,628	1,640
α°		100	120	140	160	180
a км		5 620	5 913	6 177	6 321	6 370
b "		5 245	5 735	6 090	6 300	6 370
e "		2 051	1 592	1 089	554	0
r_3 "		3 569	4 351	5 088	5 767	6 370
$(v : v_3)^2$		0,867	0,929	0,967	0,990	1,000
μ		1,655	1,683	1,700	1,710	1,720

С целью получения более полной картины относительно изменения всех величин с пройденным расстоянием в табл. 7 вычислены еще величины:

$a = r_1 \cos^2 \beta = 6\,370 \cdot \cos^2 \beta$; $b = r_1 \sqrt{\cos 2\beta} \cos \beta = 6\,370 \sqrt{\cos 2\beta} \cdot \cos \beta$,
 $e = r_2 - a$; $r_3 = 2a - r$ и отношение $(v : v_3)^2$, пропорциональное кинетической энергии, сообщенной ракете в начале полета.

На черт. 33 и 34 представлены все величины, характеризующие наиболее дальний полет для определенного расхода горючего в их зависимости от дальности полета по данным табл. 3 и 7.

Из черт. 34 усматриваем линейную зависимость между дальностью полета s и величинами α , ϑ и β ; далее параболическую зависимость для h , а также сильное возрастание начальной скорости v для малых расстояний s и весьма незначительное для расстояний, больших 6ч тыс. км.

Из кривой $(v : v_3)^2$, нанесенной на черт. 34, видим, что эта величина, пропорциональная кинетической энергии ракеты в момент отлета, также сильно возрастает до пройденных расстояний в 7—8 тыс. км, и мало для больших расстояний, откуда следует, что более дальние полеты будут на 1 км пройденного пути дешевле, чем полеты на короткие расстояния. Из табл. 7 видим, что для облета одной четверти земного шара $\alpha = 90^\circ$, $s = 10\,000$ км — требуется сообщить ракете 83% той энергии, которую должна иметь ракета для облета половины земного шара.

На черт. 31 и 32 нанесены кривые необходимого расхода горючего в зависимости от дальности полета. И здесь мы видим ту же картину ввиду того, что расход горючего для ракеты с постоянным

к. п. д. пропорционален v , а для ракеты с постоянной скоростью истечения приближенно пропорционален v . Далее бросается в глаза большая выгода, которая получится от применения ракет, берущих воздух для горения из атмосферы, если это при более детальном рассмотрении полета ракеты в атмосфере окажется в достаточной степени возможным.

Далее видим из черт. 31 и 32, что в данных пределах скоростей законы экспоненциальный и квадрата скоростей дают кривые расхода, весьма похожие друг на друга, и только абсолютная величина расхода — другая. В табл. 7 дано отношение расхода горючего в ракете с постоянной скоростью истечения к расходу при утилизации опреде-

ленной части энергии:
$$\mu = \frac{M'_o - M}{M_o - M} = \frac{\frac{M'_o}{M} - 1}{\frac{M_o}{M} - 1} = \frac{e^{\frac{v}{3,34}} - 1}{\frac{v^2}{3,34^2}},$$
 где M'_o —

начальная масса ракеты при экспоненциальном законе, M_o — при квадратном законе для одной и той же массы M порожней ракеты.

Из табл. 7 видно, что данное отношение у нас меняется для центральных углов α от 20 до 180° в пределах от 1,54 до 1,72. При этом имеем: $v_{\max} : w = 7,9 : 3,34 = 2,37$.

Разлагая $e^{\frac{v}{w}}$ в ряд, можем для любого w вывести формулу:

$$\mu = \frac{M'_o - M}{M_o - M} = \frac{w}{v} + \frac{1}{2} + \frac{v}{6w} + \frac{1}{4} \cdot \left(\frac{v}{w}\right)^2 + \frac{1}{5} \cdot \left(\frac{v}{w}\right)^3 + \dots \quad 31$$

Для $v=0$ и для $v=\infty$ получаем $\mu = \infty$.

Кривая имеет минимум, положение которого находим, приравнявая первую производную выражения $(M'_o - M) : (M_o - M)$ по $v : w$ нулю.

Тогда получим:
$$\frac{d\mu}{d \frac{v}{w}} = \frac{e^{\frac{v}{w}} \left(\frac{v}{w}\right)^2 - \left(e^{\frac{v}{w}} - 1\right) \cdot 2 \frac{v}{w}}{\left(\frac{v}{w}\right)^4} = 0,$$

или:

$$t \left(\frac{v}{w}\right) = e^{\frac{v}{w}} \cdot \frac{v}{w} - 2 \cdot e^{\frac{v}{w}} + 2 = 0. \quad 32$$

Это — трансцендентное уравнение, решение которого дает $\frac{v}{w} = 1,590$; $\mu_{\min} = 1,542 = \frac{1}{0,648}$.

Отсюда видим, что в среде, свободной от тяжести, ракета с постоянной скоростью истечения наиболее близко подходит к ракете, вполне утилизирующей энергию скорости w , если полученная скорость полета равна $v = 1,590 \cdot w$; она утилизировала тогда за период ускорения 64,8 \leq 65% от всей энергии, соответствующей скорости v .

При особо малых и особо больших значениях $v:w$ ракета с постоянной скоростью истечения особенно невыгодна.

У нас выгода от применения ракеты с постоянным к. п. д. особенно сильно возрастает лишь для дальности полета, меньшей 2 200 км ($\alpha = 20^\circ$).

Все выведенные формулы относятся прямо только к неподвижной координатной системе с началом координат в центре земли. Ввиду того, что земля вращается, необходимо принимать во внимание скорости вращения точек отлета и прибытия ракеты. Тогда найдем величину известного из теории баллистики отклонения пути: на северном полушарии ракета отклоняется направо, на южном же — налево. Скорости, которые должны быть сообщены ракете, получаются из треугольника скоростей: абсолютной — по отношению к неподвижной координатной системе; относительной — по отношению к поверхности земли и скорости передвижения самой точки земли, с которой происходит взлет ракеты.

Полеты на восток, для которых суммируются относительная скорость и скорость вращения земли, дают более дальние полеты, а на запад, наоборот, более короткие полеты, чем найденные выше. Угол подъема и начальная абсолютная скорость должны также несколько меняться для получения наиболее дальнего полета при данном расходе горючего.

Подойдя еще ближе к практике, можно учитывать сопротивление воздуха и влияние силы тяжести. Но из табл. 6 мы уже видим, что для случая использования атмосферного воздуха для сгорания и увеличения к. п. д. ракеты возможно взять с собою весь горючий материал в жидком виде, т. е. не требуется использования металлов в качестве топлива. В случае же использования металлов для части полета, лежащей внутри атмосферы, с оставлением жидкого горючего для полета вне атмосферы, перелет на дальние расстояния и даже вылет в межпланетное пространство с отделением от земли будет в значительной мере облегчен.
