НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ № 1
МИНИСТЕРСТВА АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

ОБЗОР ТРОФЕЙНОЙ ТЕХНИКИ

Выпуск 1

ДАЛЬНИЙ БОМБАРДИРОВЩИК С РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Э. Зенгер и И. Бредт

МОСКВА
1946

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ № 1
МИНИСТЕРСТВА АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

ОБЗОР ТРОФЕЙНОЙ ТЕХНИКИ

Выпуск 1

ДАЛЬНИЙ БОМБАРДИРОВЩИК С РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Э. ЗЕНГЕР и И. БРЕДТ

Перевод с немецкого инж. М. Ю. ГОЛЛЕНДЕР

Под редакцией генерал-майора инженерно-авиационной службы
В. Ф. БОЛХОВИТИНОВА

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ВООРУЖЕННЫХ СИЛ СОЮЗА ССР
МОСКВА — 1946

В книге излагаются теоретические исследования принципиально нового типа самолета—дальнего бомбардировщика с жидкостным ракетным двигателем. Обстоятельно анализируются технические возможности создания крылатой ракеты большого тоннажа, управляемой пилотом. Показывается, что только с жидкостным ракетным двигателем возможен полет на высотах 50—300 км со скоростями 20 000—30 000 км/час и дальностью полета 20 000—40 000 км, в несколько раз превосходящей дальность самолетов с двигателями других типов. Подробно исследуются физико-химические процессы сгорания топлив при высоких давлениях и температурах; энергетические свойства новых топлив, включая эмульсии легких металлов в углеводородах; применение замкнутой прямоточной паро-силовой установки в качестве системы, охлаждающей топку и приводящей в действие турбонасосный агрегат; вопросы аэродинамики самолета, имеющего скорость, в 10—20 раз превышающую скорость звука; стартовые устройства и динамика взлета и посадки. Особо тщательно разрабатываются вопросы бомбометания с учетом огромной поступательной скорости бомбы.

I. ОБЩИЕ СООБРАЖЕНИЯ

Под наименованием «чистого» ракетного двигателя (сюда относятся ракетные двигатели, работающие на жидком и твердом топливе) мы подразумеваем такой реактивный двигатель, который использует для образования реактивной движущей струи исключительно массы (компоненты горючей смеси), запасенные на борту летательного аппарата. Безусловной областью применения таких аппаратов является область скоростей, во много раз превышающих скорость звука. Однако «чистый» ракетный двигатель способен конкурировать с другими двигателями также и при более низких скоростях. В частности, он обладает преимуществами в том случае, когда необходимо очень большое, но кратковременное тяговое усилие. Сюда же относятся те случаи применения, когда невозможно использовать воздух из окружающей среды, например под водой или за пределами нижних слоев земной атмосферы.

Эти характерные особенности обеспечивают ракетному двигателю широкое поле военно-технического применения, которое может быть кратко охарактеризовано в нижеследующих пунктах.

Применение в качестве двигателя для снарядов и бомб. В этом случае необходима сравнительно большая тяга в течение короткого промежутка времени (несколько секунд). Для этой цели обычно применяются пороховые ракетные двигатели.

Применение в качестве дополнительного источника тяги для самолетов с винтомоторной группой или с турбокомпрессорными двигателями. Продолжительность действия дополнительной тяги в большинстве случаев менее минуты. Для этой цели применяют жидкостные ракетные двигатели с подачей горючей смеси из баков в двигатель под давлением сжатого воздуха или азота.

Применение в качестве вспомогательного или основного источника тяги для судов. Продолжительность действия—несколько минут. Для этой цели могут оказаться подходящими жидкостные двигатели с подачей горючей смеси насосами и с сравнительно небольшой скоростью истечения.

Применение в качестве основного источника тяги для воздушных торпед, используемых против наземных и воздушных целей, а также против кораблей. Очень большие скорости истечения необходимы только для значительных дальностей.

Применение в качестве основного источника тяги для боевых самолетов—истребителей и бомбардировщиков. Примером могут служить истребители ПВО, используемые для обороны на очень больших высотах, и бомбардировщики дальнего действия, используемые против объектов, находящихся на исключительно большом отдалении. Как время работы, так и необходимые скорости истечения предъявляют к ракетному двигателю очень высокие требования.

Последняя область применения ракетного двигателя—ракетный бомбардировщик дальнего действия—подвергнута в настоящем отчете более подробному рассмотрению.

«Чистые» ракетные двигатели отличаются, как правило, очень несовершенным использованием запасенной в виде горючего энергии. Так как количество энергии, запасенное на самолете, определяется весом принимаемого на борт горючего, и количеством энергии в единице веса, то можно компенсировать указанный выше недостаток подбором специальных горючих, имеющих возможно большее содержание энергии в единице веса.

Горючее для реактивных двигателей представляет собой, с одной стороны, носитель энергии возможно более высокой концентрации на единицу массы, с другой,—ту массу, из которой образуется движущая реактивная струя ракетного двигателя.

По способу подачи горючего в камеру сгорания, независимо от того, является ли это горючее жидким или твердым, ракетные двигатели можно подразделить на два типа.

Первый тип—двигатели периодического (пульсирующего) действия, характеризующиеся средними величинами: работы, необходимой для подачи горючего, температуры омываемых пламенем стенок, скорости истечения и тяги.

Второй тип—двигатели непрерывного действия со сколь-угодно высоким постоянным давлением продуктов сгорания, высокой постоянной скоростью истечения, более высокой при одинаковых размерах двигателя тягой, более тяжелыми термическими условиями работы омываемых пламенем поверхностей.

Конструкция стенок, омываемых пламенем, определяется главным образом термическими условиями работы.

Очень простое решение вопроса дает конструкция, основанная на использовании теплоемкости конструкционного материала стенок. Однако она применима только при периодической работе или при умеренных температурах факела и малом времени горения. Металлическая стенка толщиной 20 мм у критического сечения сопла пороховой ракеты (при температуре пламени 2800° К и коэфициенте теплопередачи к омываемым пламенем стенкам, равном 4000 ккал/м²час град, в зависимости от материала, из которого изготовлена стенка) начинает плавиться по истечении различного промежутка времени: алюминий после 2 секунд, серебро 4 секунд, медь 8 секунд, железо или никель 10 секунд, платина 14 секунд и иридий 90 секунд.

В этом можно убедиться в результате расчетов, а также опытным путем, с помощью сварочной горелки.

Конструкции, использующие для стенок огнеупорные материалы, обеспечивают несколько большую продолжительность работы. Последняя, однако, ограничена главным образом вследствие химических изменений, возникающих в огнеупорном материале.

Приводим некоторые огнеупорные материалы, представляющие интерес с этой точки зрения, с их температурами плавления в градусах Цельсия.

Окись бериллия 2500°; молибден 2600°; окись циркония 2700°; окись магния 2800°; окись тория 3050°; карбид титана 3140°; карбид тантала и карбид гафния 3900°; графит 4000°.

При использовании этих материалов в условиях нестационарного теплового потока время работы может быть увеличено.

Конструкции с применением рубашки для охлаждения поверхности омываемых пламенем стенок подобны конструкциям, применяемым в двигателях внутреннего сгорания. Однако использование таких конструкций ограничено областью умеренных температур и давлений, с потоком тепла через стенки, не превышающим 1 л. с./см^2, т. е. не требующим скорости охлаждающей жидкости более 10 м/сек.

Конструкции с принудительным движением охлаждающей жидкости по каналам, направляющим жидкость в определенном направлении и покрывающим без просветов всю подвергающуюся воздействию пламени поверхность, в состоянии противостоять тепловым потокам (проходящим через стенки), значительно превышающим 1 л. с./см^2, а вблизи критического сечения сопла достигающим величины в 10 л. с./см^2 и выше.

Такая конструкция стенок ракетного двигателя показана в рисунках, приводимых в этой работе.

Наряду с конструкцией стенок подача горючей смеси в камеру сгорания ракетного двигателя с постоянным давлением также представляет особую проблему, для разрешения которой возможны различные пути.

Так, например, расположение всего запаса горючего внутри самой камеры сгорания оправдывает себя в случае пороховых ракет кратковременного действия.

Подача жидкого горючего из баков, находящихся под давлением, в связи с значительным весом их и сжатого газа, целесообразна только при небольшом времени работы и средних давлениях в камере сгорания.

Подача при помощи насоса, работающего от сжатого газа, дает возможность уменьшить вес сосудов и допускает большую продолжительность работы при средних давлениях.

Подача при помощи насоса с турбинным приводом нуждается для своего осуществления в особом рабочем теле для приведения в движение турбины или в промежуточном отборе газов из камеры сгорания. Этот метод подачи связан с увеличенным расходом

горючего на единицу импульса, но он допускает большую продолжительность работы и высокие давления в камере сгорания.

Подача при помощи насоса с турбинным приводом, для которого используется пар, возникающий при испарении охлаждающей жидкости в системе охлаждения стенок камеры сгорания и сопла, нуждается в особом рассмотрении. При таком способе подачи продолжительность работы, давление и температура пламени ничем не ограничиваются, и он позволяет осуществить наивысшие скорости истечения. Этот способ подачи положен в основу рассматриваемого в этой работе ракетного двигателя для самолета.

Наконец, к основным вопросам проектирования для самолета жидкостного ракетного двигателя с постоянным давлением следует отнести выбор давления в камере сгорания. В связи с требованием высоких скоростей истечения для нас представляют интерес только двигатели высокого давления, в камерах сгорания которых развивается давление свыше 50 ат. Практически это давление может быть доведено до 100 ат. Такие двигатели при данной тяге обладают небольшими размерами и в сочетании с высококалорийными горючими представляют для рассматриваемых целей значительный интерес.

При повышении давления от 10 до 100 ат скорость истечения, довольно высокая при меньшем из этих давлений, возрастает примерно на 22%; при повышении давления от 50 до 100 ат она может быть повышена только на 6%. Такие давления особенно желательны у ракетных двигателей для бомбардировщиков, для которых высокие скорости истечения имеют первостепенное значение.

Трудности, связанные с получением значительной работы, необходимой для подачи горючего в камеру сгорания, устраняются, если использовать для этой цели паровую турбину, работающую на энергии, отдаваемой системой принудительного охлаждения двигателя.

Удельный поток тепла, передаваемого от пламени через стенку камеры сгорания и сопла, возрастает при увеличении плотности газа, его скорости, температуры и излучательной способности почти пропорционально давлению газа. Но повышение давления, увеличивающее тепловой поток, создает большие трудности в охлаждении стенок, так как отвод тепла от стенок охлаждающей жидкостью пропорционален давлению, под которым она находится, только в степени 0,4. По этой причине практический предел величины давления в камере сгорания лежит около 100 ат.

Вопрос о летательном аппарате должен быть подвергнут такому же общему рассмотрению, как и вопрос о двигателе. Прежде всего необходимо выяснить, что более предпочтительно при переброске взрывчатого вещества на большое расстояние с помощью ракетных двигателей: выгоднее ли применить бескрылую ракетную торпеду без экипажа или крылатый ракетный самолет, нуждающийся в экипаже.

Если сравнивать торпеду с самолетом, возвращающимся на свою базу, то при равных начальных скоростях полета как даль-

ность, так и общее количество разрушительной энергии (кинетическая энергия+энергия взрывчатого вещества), доставленной к цели, в обоих случаях почти одинаково. Но принимая во внимание возможность повторного применения сохранившейся «тары», т. е. аппарата, перевозившего груз, а также, вероятно, бо́льшую точность попадания, следует отдать предпочтение самолету.

Так как затраты на изготовление «тары» значительно превышают стоимость полезного груза и горючего, то сохранение ее является решающим преимуществом.

Если ракетный бомбардировщик не возвращается на место старта, то при одинаковых начальных скоростях полета дальность его во много раз больше дальности ракетной торпеды. При этом конечная доля кинетической энергии в общем количестве разрушительной энергии, доставленной до цели, уменьшается.

Полеты на предельные для ракетного бомбардировщика дальности для ракетной торпеды неосуществимы.

Основные отличия ракетного бомбардировщика от бомбардировщика с винтомоторной группой следующие.

Вместо установки двигателя в передней части самолета, характерной для винтомоторной группы, ракетный двигатель устанавливается в хвостовой части фюзеляжа. Фюзеляж приобретает полуоживальную форму, характерную для снарядов, и суживается к хвостовой части. Для крыльев характерны тонкий клиновидный профиль с острыми кромками передней и задней, а также высокая удельная нагрузка на квадратный метр в начале полета. Кабина герметическая, стратосферная.

Из возможных способов старта прежде всего следует рассмотреть старт без помощи вспомогательных средств, аналогичный обычному старту самолетов с винтомоторной группой.

Вследствие того что у ракетного бомбардировщика взлетный вес в несколько раз превышает посадочный, для самостоятельного старта по горизонтали в области дозвуковых скоростей ему необходима значительно бо́льшая площадь крыльев по сравнению с той площадью, которая требуется по условиям посадки; кроме этого, расход топлива на разгон очень велик.

Старт по вертикали, не требуя для себя увеличения площади крыльев, как в первом случае, требует расхода горючего во много большего, чем при старте по горизонтали. Таким образом, старт без вспомогательных средств для ракетного бомбардировщика неприемлем.

Наиболее выгодным представляется старт при помощи катапульты с горизонтальной дорожки с доведением скорости самолета до величины, большей скорости звука. При этом способе старта с помощью внешней силы бо́льшая часть необходимого для разгона ускорения, на которое тратится много энергии, приобретается самолетом без затраты запасенного на борту самолета горючего. Благодаря этому дальность катапультированного таким образом самолета на много возрастает. Одновременно большая скорость отрыва позволяет уменьшить большой диапазон между

размерами самолета, требуемыми стартом, и размерами, вытекающими из условий посадки с израсходованным горючим и грузом.

Из режимов полета следует рассмотреть:

1) полет с ускорением до того момента, когда скорость полета сделается равной скорости истечения, и дальнейший полет с постоянной скоростью;

2) полет с ускорением до момента достижения скорости, позволяющей покрыть весь остаток требуемой дистанции планированием с остановленным двигателем.

Второй из этих режимов при одинаковом расходе горючего позволяет покрыть бо́льшую дистанцию при менее сложном двигателе, а потому выбран за основу дальнейшего рассмотрения.

Применение самолета в общих чертах рисуется следующим образом.

Ракетный самолет взлетает с земли, со стартовой дорожки длиной 3 км. Взлет осуществляется при помощи мощного ракетного устройства, связанного с землей и работающего в течение примерно 11 секунд. Разогнавшись до скорости 500 м/сек, самолет отрывается от земли и на полной мощности двигателя набирает высоту от 50 до 150 км по траектории, которая вначале наклонена к горизонту под углом 30°, а затем становится все более и более пологой. При этом он достигает конечной скорости, более чем вдвое превышающей скорость истечения.

Продолжительность подъема составляет от 4 до 8 минут. В течение этого времени, как правило, расходуется весь запас горючего, имевшийся на борту самолета.

В конце восходящей ветви траектории ракетный двигатель останавливается, и самолет продолжает свой полет благодаря запасенной кинетической и потенциальной энергии, путем своеобразного планирования по волнообразной траектории с затухающей амплитудой. Траектория волны напоминает траекторию сверхдальнобойного снаряда, нисходящая ветвь которой растянута по длине в результате планирования. Самолет, летящий по нисходящей ветви балистической кривой, как бы рикошетирует, отталкивается своими крыльями от нижних слоев атмосферы и снова устремляется вверх. Так же как и в случае плоского камня, рикошетирующего по поверхности воды, при каждом проникании в плотные слои атмосферы самолетом расходуется часть кинетической энергии. Прыжки, сначала очень большие, становятся с каждым разом короче, и в конце концов самолет переходит к стационарному планирующему полету. Вместе с тем скорость полета по траектории, имеющей длину много тысяч километров, снижается от очень большой начальной скорости до посадочной скорости нормальной величины.

После того как нисходящая ветвь траектории полета, в известной мере регулируемая пилотом, направлена на намеченную для бомбардировки наземную цель, в заранее рассчитанный момент бомбы сбрасываются с самолета. Самолет, описывая большую дугу, возвращается на свой аэродром или на другую посадочную пло-

щадку, а бомбы, летящие в первоначальном направлении, обрушиваются на цель.

Даже при очень большом удалении цели от места старта бомбы могут быть сброшены на таком близком расстоянии от цели, при котором вероятное рассеивание при настильном бомбометании может быть компенсировано большим числом последующих бомбометаний по площади, подлежащей разрушению, с тем, чтобы согласно кривой вероятности Гаусса площадь была обязательно накрыта попаданиями.

Такая тактика делает нападение совершенно не зависящим от времени суток и погоды над целью и лишает неприятеля всякой возможности противодействовать нападению.

Из приведенной характеристики ракетных бомбардировщиков следует, что речь идет отнюдь не об усовершенствовании боевого самолета с целью заменить какой-либо существующий тип. Поставленная нами задача, до настоящего времени вообще никем и нигде не разрешенная, заключается в обстреле и бомбардировке целей, отстоящих на расстоянии от 1000 до 20 000 км.

С помощью одного ракетного бомбардировщика, применяя тактику нападения на сосредоточенную цель, из пункта, находящегося в Средней Европе, могут быть поражены такие сосредоточенные цели, как, например, боевой корабль, плывущий в высоких широтах, шлюзы каналов водных систем и даже такая цель, как один человек, находящийся в противоположном полушарии.

Соединение из ста ракетных бомбардировщиков, рассматриваемое в дальнейшем изложении, способно в течение нескольких дней подвергнуть полному разрушению площади, доходящие до размеров мировых столиц с пригородами, расположенные в любом месте поверхности земного шара.

II. САМОЛЕТ

1. Особенности ракетного двигателя

Основы конструкции рассматриваемого ракетного двигателя и его важнейших элементов показаны на рис. 5.

Топливо поступает из бака в топливный насос, откуда под давлением 150 ат через клапан *5* и форсунки непрерывно подается в камеру сгорания.

Кислород поступает из тонкостенного неизолированного бака в кислородный насос, где тоже доводится до давления 150 ат и через клапан *6* и систему трубок конденсатора, в которых он нагревается до 0° С, подается в форсунки камеры сгорания.

Образовавшиеся в процессе горения продукты поддерживают в камере сгорания давление в 100 ат и температуру около 4000° С.

В сопле продукты сгорания теряют давление, приобретая скорость 3000—4000 м/сек. Так как двигатель отбрасывает в секунду от 327 до 245 кг продуктов сгорания, то тяга, которую он сообщает самолету, равна приблизительно 100 т. При запасе горючего в 90 т такая тяга может поддерживаться в течение 275—367 секунд.

Наряду с этим главным процессом, имеющем расход энергии почти в миллион килограмм калорий в секунду, протекает дополнительный процесс с расходом в 20 000 ккал/сек, используемый для привода в движение насосов. Этот процесс схематически изображен на рис. 6.

Проследить его можно по рис. 5, начиная от водяного насоса. Этот насос подает воду в количестве 28 кг/сек под давлением 250 ат к системе каналов охлаждения стенок сопла, берущих начало у его горловины. Отсюда вода проходит к срезу (выходному сечению) сопла, нагреваясь на своем пути приблизительно до 300° С. По выходе из этой системы, находясь еще под давлением, превышающем критическое, вода снова направляется к горловине сопла и поступает в систему каналов охлаждения камеры сгорания.

В этой системе вода нагревается до еще более высоких температур и испаряется в области критического давления. Затем, выходя окончательно из системы охлаждения в области форсунок, вода направляется уже в виде перегретого пара высокого давления к паровой турбине. В турбине давление пара снижается до 6 ат и он поступает в охлаждаемый жидким кислородом конденсатор. Переходя снова в жидкое состояние, пар отдает свой, все еще

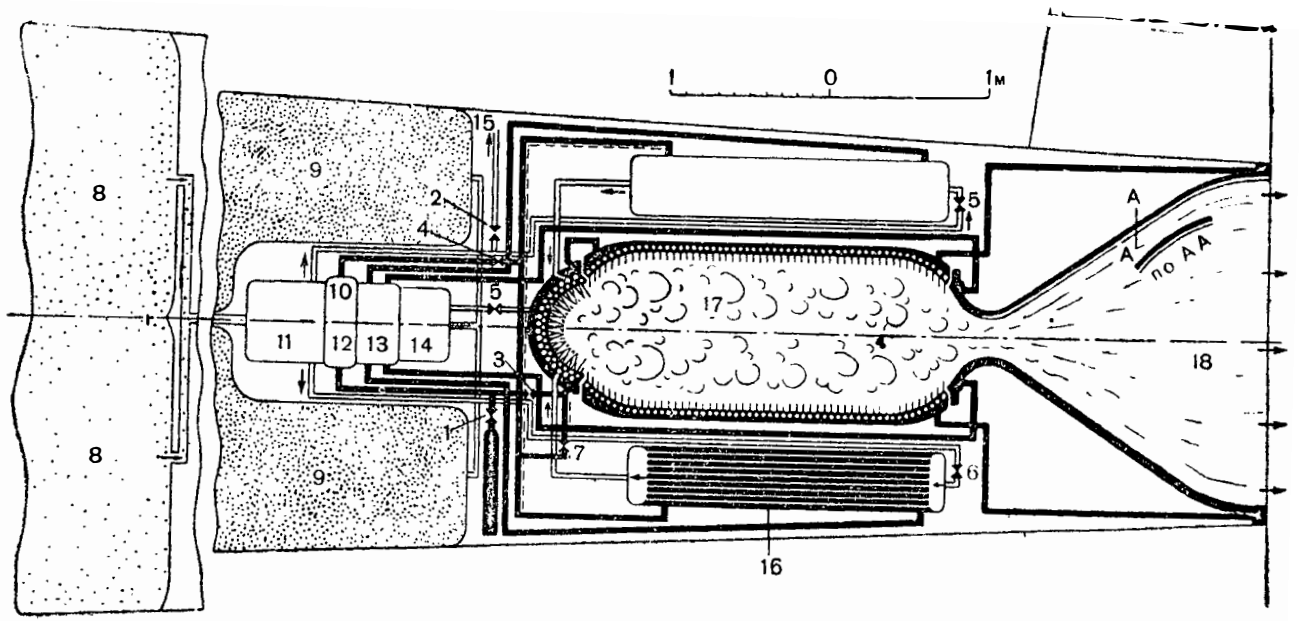


Рис. 5. Схема расположения главнейших частей ракетного двигателя, вписанная в габариты ракетного самолета-бомбардировщика

1, 2, 3, 4, 5, 6, 7—клапаны, 8—кислородный бак, 9 топливный бак, 10 —турбонасосный агрегат, 11—кислородный насос, 12—паровая турбина, 13—водяной насос, 14—топливный насос, 15—выпуск пускового пара, 16 конденсатор, 17—камера сгорания, 18 -сопло.

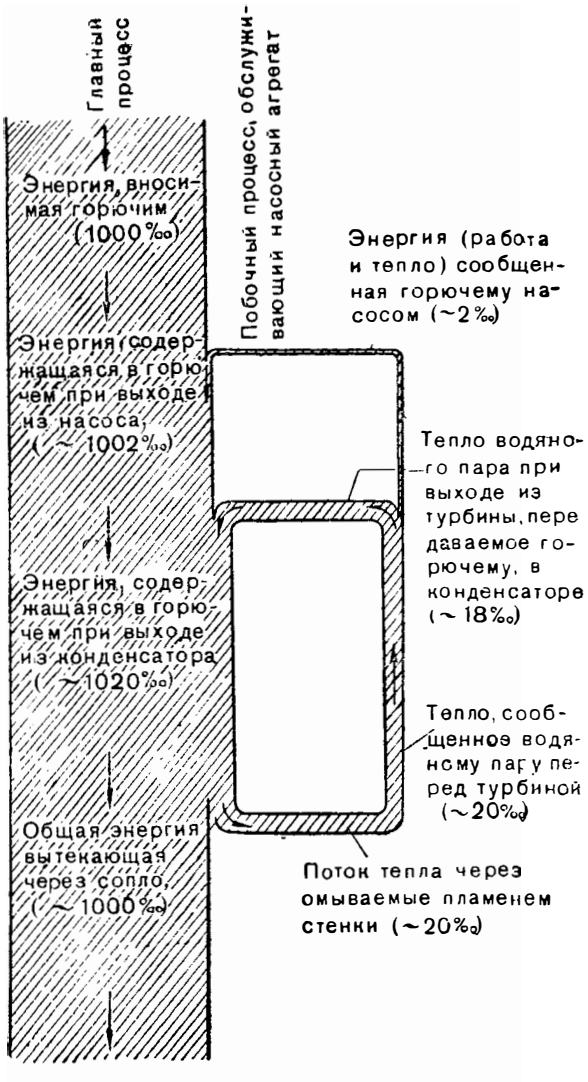


Рис. 6. Поток энергии при работе ракетного двигателя для самолета

значительный, остаток энергии кислороду и, замыкая круговорот, поступает опять в виде воды в водяной насос.

В свою очередь, паровая турбина приводит в движение три насоса, сидящих на общем валу.

В течение этого процесса клапаны *3*, *4*, *5* и *6* открыты, а клапаны *1* и *2* закрыты. Клапан *7* является предохранительным, ограничивающим скорость вращения турбины.

Описываемый процесс получает свое начало при помощи парового стартера, добывающего необходимое для пуска небольшое количество пара химическим путем. При старте (запуске) клапаны *3* и *4* закрыты, а клапаны *1, 2, 5, 6* и *7* открыты.

Кроме подробностей, приведенных в цитируемых работах [16—30], для обоснования рассматриваемой конструкции очень важное значение имеют следующие обстоятельства.

Относительная ценность различных материалов омываемых пламенем и охлаждаемых стенок при данной прочности стенок определяется величиной возможного потока тепла

$$q = \frac{\lambda (t_f - t_k)}{d} .$$

Так как толщина стенок d обратно пропорциональна величине временного сопротивления разрыву σ при растягивающей нагрузке или квадратному корню из σ при изгибающей нагрузке, то возможные потоки тепла, а следовательно и ценность материала, пропорциональны произведению

$$\lambda (t_f - t_k) \cdot \sigma$$

в первом случае и

$$\lambda (t_f - t_k) \sqrt{\sigma}$$

во втором.

В этих выражениях величины λ, t_f и σ представляют чистые коэфициенты, характерные для рассматриваемого материала, в то время как температура охлаждаемой поверхности стенки $t_к$, а следовательно, и вся величина, определяющая ценность материала, зависит от конструкции, температуры охлаждающей жидкости и т. д.

У камеры сгорания ракетного двигателя, охлаждаемой горячим паром, температура охлаждаемой им поверхности стенок находится в пределах 500—600° С.

Из рис. 7 видно, что обычные жаростойкие металлы, как, например, хромоникелевая сталь, никель, клапанная сталь и др., пригодны для рассматриваемой цели, что и подтверждается опытами. Металлы платиновой группы оказываются еще лучшими. Теоретически пригодные материалы—тантал, вольфрам, молибден—в действительности имеют мало перспектив вследствие того, что они подвержены химическим воздействиям и с трудом поддаются обработке.

Для сопел, охлаждаемых горячей водой, в связи с особо высокими потоками тепла, температура охлаждаемой поверхности частично лежит в пределах 400—500° С. На рис. 8 показано, что в этой области медь является непревзойденным по качеству материалом, что хорошо согласуется с практическим опытом.

Конструкция системы для охлаждения омываемых пламенем стенок [21] определяется высокими значениями потока тепла от пламени к стенкам. На рис. 9 представлены данные, полученные на основе теоретического расчета и практических опытов, для горения смеси газойль-кислород при давлении в камере сгорания 100 ат.

Уже для того, чтобы отвести энергию в 5 л. с./см² через стенку с толщиной 1 мм между омываемой пламенем и охлаждаемой

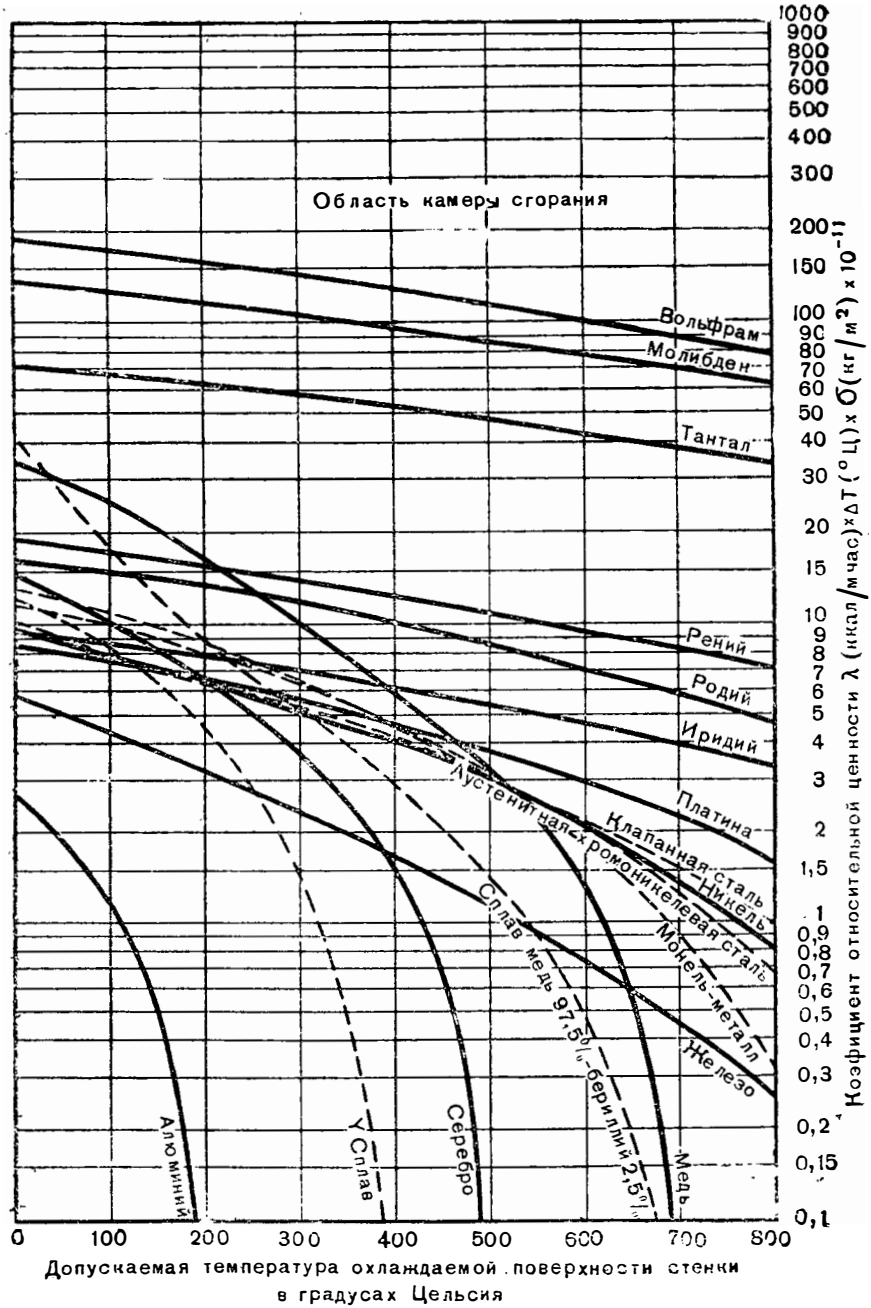


Рис. 7. Коэфициенты относительной ценности различных материалов для камеры сгорания, нагруженной растягивающими усилиями

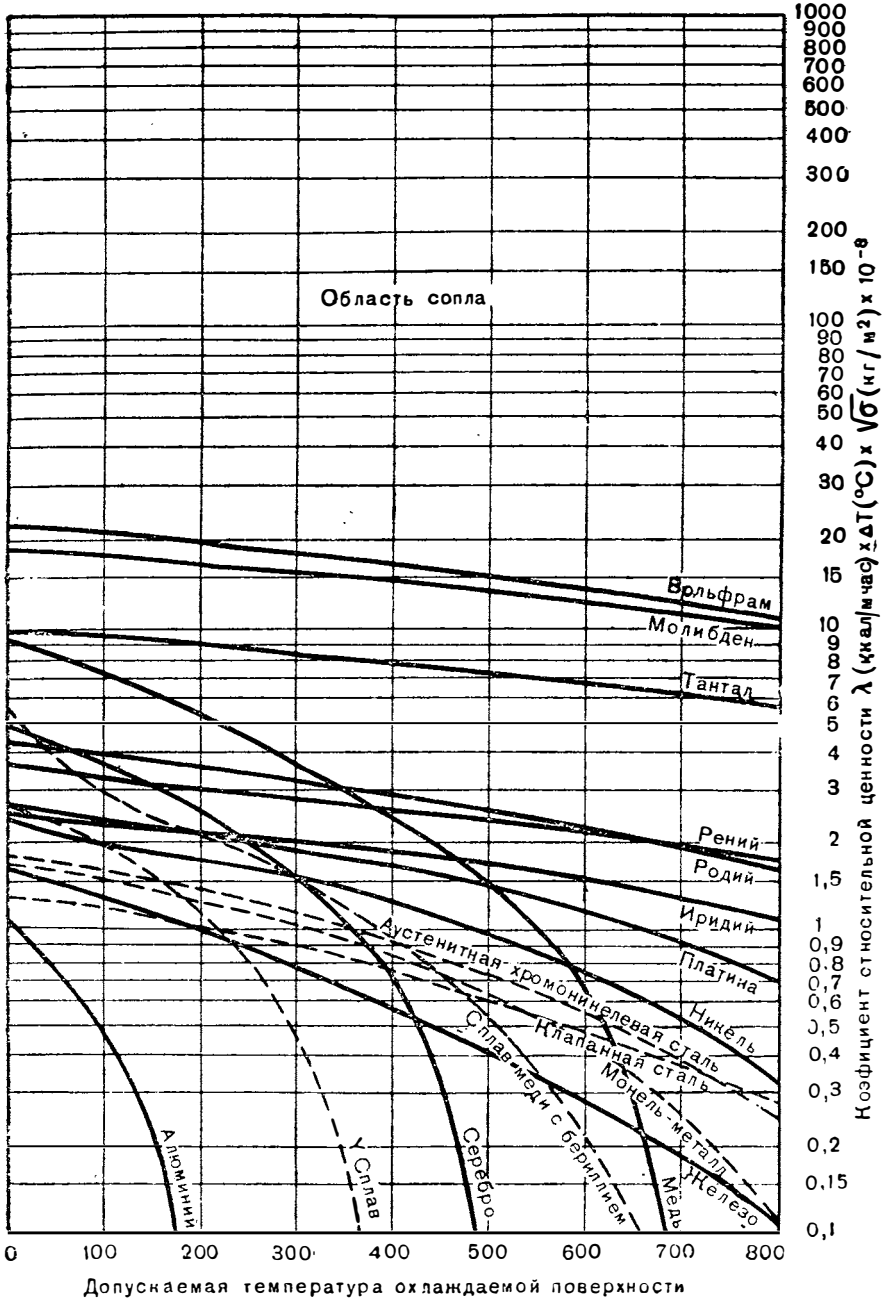


Рис. 8. Коэфициенты относительной ценности различных материалов для сопла, нагруженного изгибающими усилиями

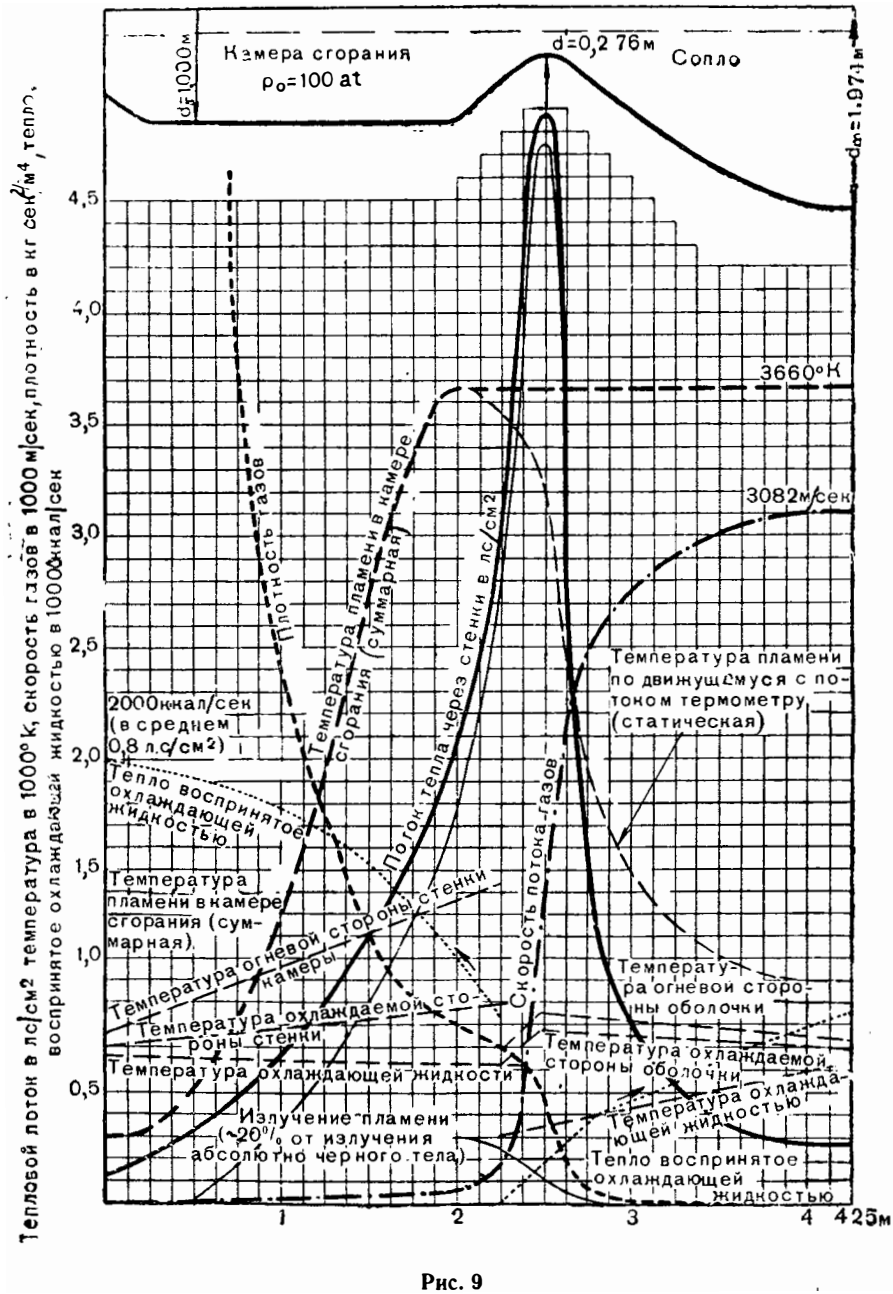


Рис. 9

Характеристики состояния по длине ракетного двигателя с тягой 100 тонн. Горючее: газойль-кислород.

поверхностями, требуется перепад температур ($t_1 - t_к$), равный 100°С. Для того чтобы такая тонкая стенка могла противостоять механическим нагрузкам от давления охлаждающей жидкости и продуктов сгорания, она должна быть подкреплена через очень небольшие свободные промежутки. Одновременно поток тепла, проходящий через эти стенки, должен быть воспринят охлаждающей жидкостью, протекающей с внешней стороны оболочки с заранее определенной и точно поддерживаемой скоростью.

Оба эти требования могут быть выполнены при помощи системы охлаждения, изображенной на рис. 5, в которой охлаждающая жидкость с принудительной циркуляцией протекает в пространстве с преимущественным распространением в одном измерении.

Охлаждающая система сопла состоит из большого количества (многих сотен) параллельных, идущих в меридиональном направлении каналов, с почти постоянным поперечным сечением в несколько квадратных миллиметров, многократно раздваивающихся в области больших поперечных сечений у среза сопла и, наоборот, частично соединяющихся в области критического сечения. При этом охлаждающая система должна быть без просветов, образовывать гладкую поверхность, обращенную к пламени, и быть способной снимать необходимое количество тепла и выдерживать вызываемые давлением жидкости напряжения изгиба и разрыва.

Для омываемой пламенем поверхности камеры сгорания вследствие малых скоростей требование обеспечения ровной поверхности отходит на задний план, так что в этом случае может быть применена более выгодная со статической точки зрения круговая форма поперечного сечения трубок. Это обстоятельство, а также меньший поток тепла, проходящий через стенки камеры сгорания, позволяют выполнить огневую оболочку с большей толщиной стенок и увеличить поперечное сечение охлаждающих витков. Благодаря всему этому даже небольшое количество параллельно соединенных витков в состоянии обеспечить в этой области испарения с характерной для нее многозначностью и неустойчивостью характеристик потока высокую подвижность охлаждающей жидкости.

Эти охлаждающие трубки, количество которых невелико, обвивают без просветов омываемую пламенем поверхность камеры сгорания наподобие змеевика-испарителя.

Из сказанного вытекают следующие требования к самой охлаждающей жидкости: высокая теплоемкость, высокая теплопроводность и высокий удельный вес. В связи с этим может оказаться, что ртуть будет более выгодна, чем вода.

На рис. 5 и 9 сопло реактивного двигателя представлено с необычно большим углом раствора конуса, составляющим около 60° [22]. При выборе угла раскрытия конуса следует иметь в виду, что хотя к омываемым пламенем стенкам подводится особое охлаждающее вещество, наилучшим образом удовлетворяющее соответствующим требованиям, действительным охлаждающим веществом все же является компонент горючего—главным образом кислород, которому промежуточное охлаждающее вещество передает

свое тепло в насосах и в особенности в конденсаторе. Тепловосприимчивость компонентов горючего перед их введением в пространство сгорания, безусловно, ограничена и составляет только небольшой процент от количества тепла, освобождаемого при горении в камере сгорания. Следует поэтому заботиться о том, чтобы общая секундная теплопередача от пламени к охлаждающей жидкости (в приведенном на рис. 6 случае она принята равной $20\frac{0}{00}$) оставалась меньшей или в крайнем случае равной тепловосприимчивости горючего, потребляемого в течение 1 секунды. Эта величина общей теплопередачи, в соответствии с которой необходимо спроектировать систему охлаждения, пропорциональна величине омываемой пламенем внутренней поверхности камеры сгорания и сопла. Уменьшив величину этой поверхности, можно уменьшить теплопередачу. Это положение можно принять в качестве основного определяющего долю поверхности каждой из двух частей ракетного двигателя (камеры сгорания и сопла) в общей поверхности, омываемой пламенем.

В соответствии с широко проведенными опытами горение в камере сгорания тем совершеннее и, следовательно, к. п. д. и скорость истечения тем выше, чем больше отношение объема камеры сгорания v_0 к площади f' критического сечения сопла. В связи с тем, что общая поверхность омываемых пламенем охлаждаемых стенок ограничена тепловосприимчивостью горючего, применяемого в качестве охлаждающего вещества, поверхность камеры сгорания можно увеличить только за счет уменьшения поверхности сопла. Сумма обеих поверхностей не должна выходить за пределы допустимой величины. Согласно рис. 6 и 9 общее количество тепла, проходящего через стенки с площадью поверхности 154 000 см², составляет примерно 2% от общего количества энергии. Эту величину тепловосприимчивость компонентов горючего допускает, и средний поток тепла, проходящий через стенки камеры сгорания и сопла, при этом составляет около 0,8 л. с./см².

Если вместо короткого сопла с раствором 60° и площадью поверхности 60 000 см² выбрать сопло Лаваля с углом раствора 10°, то его поверхность площадью 345 000 см² при той же величине теплового потока и той же тепловосприимчивости компонентов горючего не сможет быть полностью охлаждена, а камера сгорания совсем останется без охлаждения. Кроме того, такое сопло Лаваля неудовлетворительно и по своим размерам, так как длина его равна 9720 мм.

Таким образом, выбирая сопла с большим раствором конуса, мы создаем прежде всего общую предпосылку для возможности конструирования ракетного двигателя, охлаждаемого компонентом горючего. Кроме того, мы получаем возможность достигнуть более совершенного сгорания, повысив величину отношения $\frac{v_0}{f'}$. Однако следует иметь в виду, что увеличивать это отношение целесообразно только до тех пор, пока выигрыш от возрастания к. п. д. камеры

сгорания $\frac{I_0}{E}$ будет покрывать проигрыш из-за снижения к. п. д. сопла $\frac{Ac^2}{2gI_0}$, уменьшающегося при увеличении угла раствора последнего.

Насосный агрегат ракетного двигателя состоит из трех насосов—топливного, кислородного и насоса охлаждающей жидкости, и турбины, приводящей в движение эти насосы.

Турбина приводится в движение при помощи пара, получающегося от нагревания жидкости, охлаждающей двигатель. Камеру сгорания вместе с системой принудительного охлаждения можно рассматривать как прямоточный экранированный паровой котел высокого давления с принудительной циркуляцией подобно котлам Бенсона, Ла-Монта, Велокс, Зульцера и др. [27].

Использование паров охлаждающей жидкости для привода вспомогательной паровой турбины имеет ряд преимуществ перед применением самостоятельного источника энергии.

Прежде всего, при применении вспомогательной паровой турбины общее количество горючего, потребляемого ракетным двигателем, не повышается. К преимуществам паровой турбины по сравнению с газовой, работающей на продуктах сгорания ракетного двигателя, следует отнести еще одно свойство. При паровой турбине не приходится расходовать часть охлаждающей способности горючего, как это необходимо при установке газовой турбины на охлаждение отбираемого из двигателя газа до температуры, позволяющей использовать его на лопатках турбины.

В пользу паровой турбины говорит еще ряд обстоятельств:

— отпадают трудности, связанные с конденсацией некоторых веществ, присутствующих в продуктах сгорания, например, паров окислов металлов;

— отпадает уменьшение импульса реактивной струи, связанное с отбором от нее некоторой части продуктов сгорания и передачей содержащегося в них тепла отходящим газам турбины;

— наконец, конструкция паровой турбины высокого давления несравненно проще конструкции газовой турбины такого же давления.

Коэфициент полезного действия паровой турбины, использующей отводимую энергию мощностью около 12 000 л. с., как можно убедиться из рис. 6, не имеет существенного значения; гораздо важнее, чтобы вес ее был возможно меньшим. Поэтому целесообразным решением задачи представляется простое колесо Кертиса.

Все три насоса в связи с очень большими расходами, составляющими в сумме свыше 1000 м³/час, могут быть выполнены, несмотря на высокое рабочее давление, в виде одноступенчатых дисков. Весь насосный агрегат, включая турбину, будет представлять собой четыре крыльчатки, сидящие на одном валу и вращающиеся со скоростью 12 000 об/мин. Благодаря такой конструкции габариты всего агрегата могут быть выдержаны в пределах 600×1200 мм, а вес в пределах 500 кг.

Кроме необходимости удовлетворить требованию малого веса, конструкция турбины и насосов для топлива и для воды никаких затруднений не вызывает. Что касается кислородного насоса, то выбор конструкционных материалов, конструкции опор для движущихся частей и способа подвода кипящей жидкости к насосу требуют особого внимания.

Материал для изготовления кислородного насоса при температуре —180°С должен обладать достаточной прочностью, удлинением и ударной вязкостью. Кроме того, он должен обладать достаточной стойкостью против коррозии и не воспламеняться в жидком кислороде. Этим требованиям удовлетворяют материалы: никелевые, алюминиевые и марганцовистые бронзы, сплавы, подобные монель-металлу, и чистый никель.

Вопрос о подшипниках вращающихся частей насоса должен быть разрешен с учетом самовозгораемости всех смазочных материалов в жидком кислороде. Вал насоса может быть установлен на весу с подшипниками вне области проникания жидкого кислорода. Для подачи кипящего жидкого кислорода ко входу в насос необходимо добиться того, чтобы кислород перед поступлением в помпу проходил достаточно длинный путь в поле ускорений. В условиях испытательного стенда этого можно достигнуть, применив установку бака на большой высоте; на самолете—установкой сосудов по возможности ближе к передней части, поскольку при полете ускорения направлены назад. В результате постепенного повышения давления в подводящем трубопроводе при происходящем одновременно незначительном повышении температуры кислород при входе в насос оказывается переохлажденным и перестает выделять газ.

На рис. 10 приведена фотография экспериментальной конструкции насоса высокого давления для жидкого кислорода, представляющего собой шестиступенчатый центробежный насос с внешними подшипниками. При 15 000 об/мин он подает 5 кг/сек жидкого кислорода при давлении 150 ат. Его пригодность и безопасность подтверждены сотнями опытов.

Устройство для зажигания на рис. 5 не показано. Зажигание ограничивается только периодом запуска. В начавшем работу двигателе камера сгорания обеспечивает горение подобно сварочной горелке. Основной способ зажигания—впрыскивание в камеру сгорания веществ, самовоспламеняющихся при соприкосновении с воздухом или кислородом. К таким пирофорным веществам принадлежат фосфины, силаны, галоидацетилены, амальгамы редкоземельных металлов, алкилы металлов и др. Из всех этих веществ был выбран предложенный Х. Тройцшем цинкдиэтил $Zn(C_2H_5)_2$. Необходимое этому веществу в соответствии с его назначением жидкое состояние было придано ему Ф. Церером путем растворения его в жидком тяжелом углеводороде (например машинном масле). Им же было предложено устройство для воспламенения, имеющее вид небольшой бомбы с дистанционно управляемым

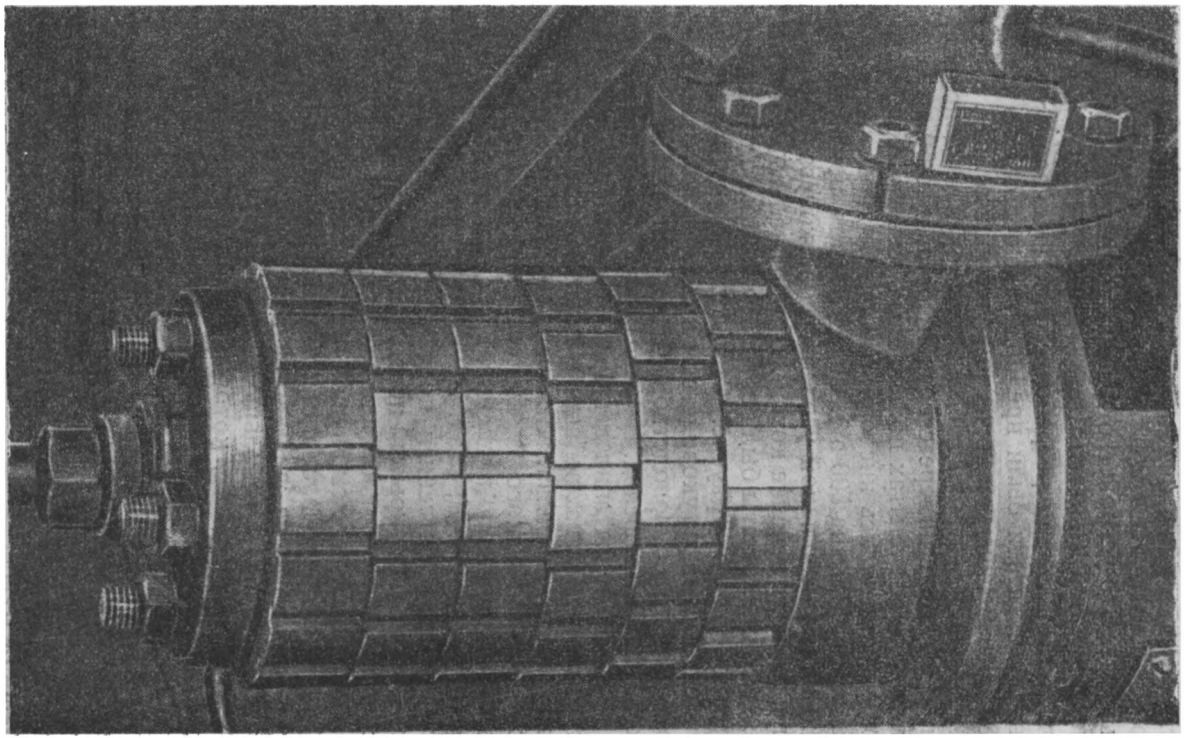


Рис. 10. Экспериментальный шестиступенчатый [illegible] насос высокого давления для жидкого кислорода. Число оборотов 15 000 в минуту; производительность 5 кг/сек при давлении 150 ат

краном, в которой эта смесь находится под большим давлением сжатого азота.

Устройство позволяет осуществить широкую регулировку времени действия и частоты зажигания, так как впрыскивание воспламеняющего вещества в камеру сгорания производится простым поворотом крана. Это устройство для зажигания отличается простотой и надежностью действия.

Практические опыты по разработке описываемого в этом отчете ракетного двигателя были предприняты первым из авторов в 1933—1934 гг. в Высшем техническом училище в Вене. Вначале они заключались в испытании небольших моделей двигателя с тягой 30 кг. Давление в камере сгорания составляло 50 ат. Скорости истечения при этих опытах получались очень высокие. Компонентами горючего являлись кислород (давление впрыска 150 ат) и газойль (давление впрыска 500 ат). Сопла Лаваля, применявшиеся при опытах, имели небольшой угол раствора конуса [19]. После большого перерыва, в течение которого сооружалась испытательная станция, в 1939 г. опыты были возобновлены на площадке для испытания самолетов в Трауене. Строительство испытательной станции проводилось под руководством Х. Зборовского, конструирование приборов под руководством Х. Циблянда. Проведением опытов руководил К. Хедфельд. На рис. 11 изображен испытательный стенд во время испытания двигателя с тягой в 1 т, продолжавшегося 5 минут. Из важнейших элементов установки на рисунке можно различить: слева, на насыпи, цилиндрический сосуд емкостью 2,5 м³ для жидкого кислорода, рядом с ним, правее— запорный кран от большого подземного хранилища для жидкого кислорода (см. также гл. II, разд. 2). Рабочий бак, из которого производилась непосредственная подача кислорода для испытаний, представлял собой открытый неизолированный тонкостенный металлический сосуд. Потери кислорода в нем составляли 15 кг/час на каждый квадратный метр смоченной поверхности бака. Во время опыта вес бака регистрировался при помощи самопишущих весов. Из цилиндрического сосуда жидкий кислород под действием собственного веса поступал с небольшой скоростью в находящийся примерно на 8 м ниже насос, который можно различить на рисунке. Из насоса жидкий кислород под давлением 150 ат попадал в теплообменник, где нагревался горячей водой из системы охлаждения камеры сгорания. Затем кислород вводился в камеру сгорания через большое количество имеющихся в ней форсунок.

Чтобы проследить соответствующий путь топлива, следует начать с рабочего бака для топлива емкостью 1,0 м³, находящегося у левой насыпи на заднем плане рисунка.

Топливо под влиянием собственного веса поступало из бака в топливный насос высокого давления. В качестве такового использовался шестеренчатый насос, работавший при 3000 об/мин и доводивший топливо до давления 150 ат. При этих опытах, носивших предварительный характер, оба насоса приводились в

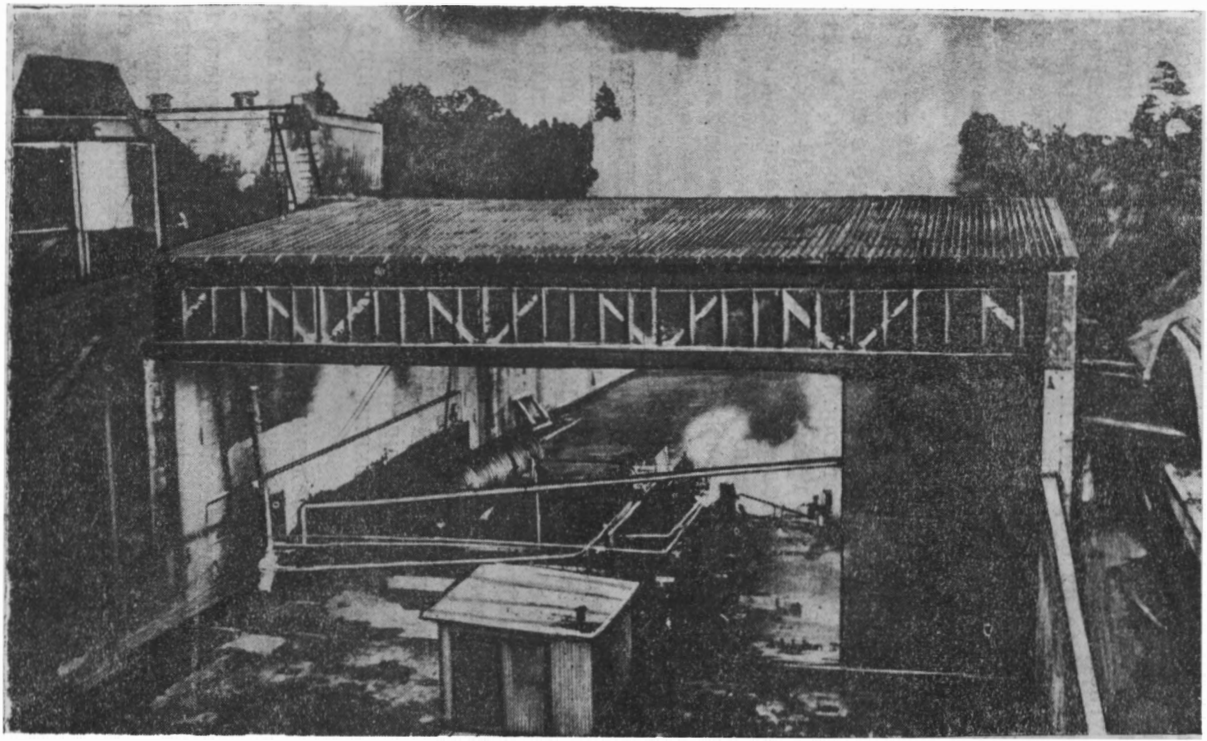


Рис. 11. Общий вид стенда для испытания ракетного двигателя с тягой в 1 т

Испытание камеры сгорания высокого давления с испарением охлаждающей жидкости. Слева, сверху — кислородный бак, правее сверху — топливный бак, трубопроводы от них ведут вниз к насосам. Из насоса выходят трубопроводы высокого давления, направляющиеся к центру. В центре — работающая камера сгорания, от нее струя пара охлаждающей жидкости. Справа — стенд для экспериментаторов

движение расположенным между ними общим электромотором постоянного тока с хорошей регулируемостью.

Электромотор в дальнейшем должен был быть заменен турбиной, работающей от пара из системы охлаждения.

Из насоса топливо, так же как и кислород, поступало в камеру сгорания через большое количество имевшихся в ней форсунок. Струи топлива и кислорода в меру возможности направлялись под углом около 90° одна к другой и имели начальную скорость при выходе из форсунок около 100 м/сек, благодаря чему обеспечивалось хорошее распыление и смешение. При встрече всех трех веществ, путь которых мы проследили,—кислорода, топлива и зажигательного состава—в камере сгорания начиналось горение. Во время описываемых опытов давление в камере сгорания доходило до 100 ат при величине отношения $\frac{V_0}{f'} = 800$ и угле раствора конуса первоначально использованного сопла в 30°.

Рис. 12 и 13 представляют собой фотографии со стороны струи двигателя с тягой 1 т во время испытания. Рис. 14 изображает испытание уменьшенной модели с испарением охлаждающего вещества. На рис. 15 изображено испытание двигателя с тягой 1 т, при котором в качестве горючего была использована высокопроцентная дисперсия алюминия в газойле. В этом случае свечение пламени сильнее. Образующаяся при горении окись алюминия в нескольких метрах от среза сопла начинает конденсироваться в виде белой корундовой пыли, концентрирующейся затем в виде тяжелого белого облака. На рис. 16 изображен факел, сфотографированный при небольшой экспозиции. Видны, хорошо различимые, даже при наблюдении невооруженным глазом, линии уплотнения сверхзвукового потока. Они придают факелу вид большого светящегося голубым цветом кристалла.

Основная цель описываемых работ заключалась в том, чтобы сконструировать камеру сгорания для получения продуктов сгорания и овладения теми высокими концентрациями энергии, о которых идет речь.

Преобразование теплосодержания полученных газов в кинетическую энергию струи, а значит и тщательная разработка сопла не должны были вызвать серьезных затруднений.

Попутно производившееся измерение расхода горючего при длительных опытах на постоянном режиме работы двигателя дало скорости истечения $C = 2400$ м/сек, при среднем давлении продуктов сгорания смеси (газойль—жидкий кислород) 35 ат и $k = \frac{p}{p_0 f'} = 1{,}43$, т. е. при неудовлетворительном, удлиненном сопле.

При сравнительно небольшом значении показателя адиабаты $\varkappa$—продуктов сгорания ($\varkappa = 1{,}25$), надлежащим образом спрофилированные сопла должны обеспечить согласно рис. 22 величину k на стенде, по меньшей мере равную 1,6, а на самолете около 1,75.

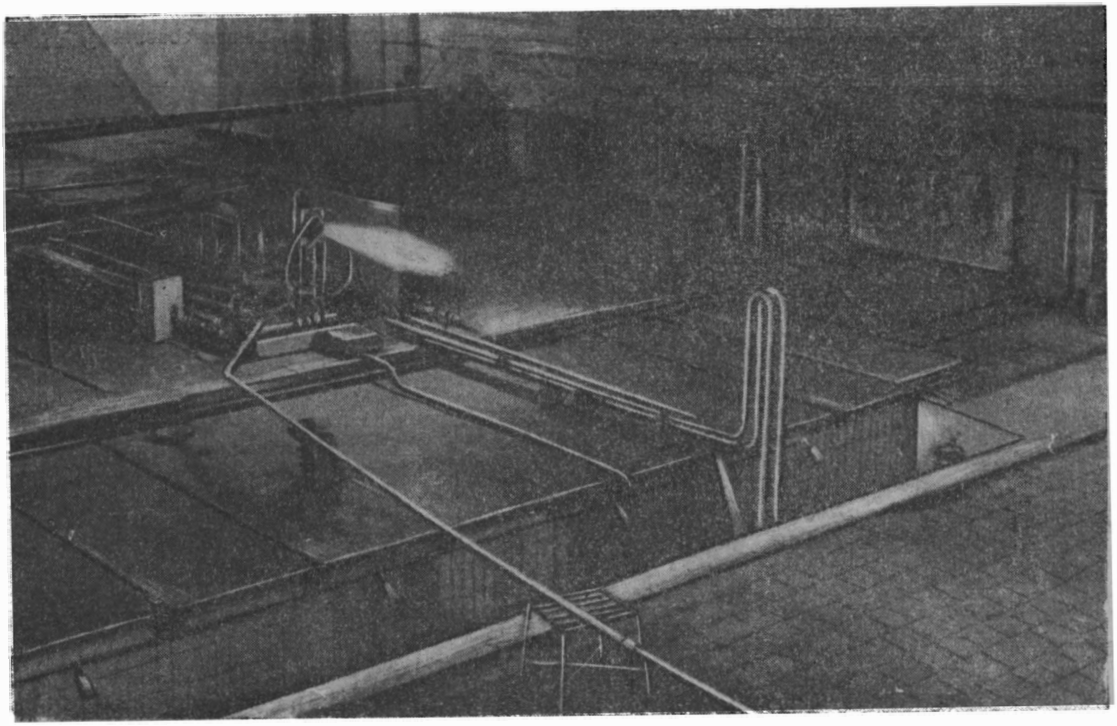


Рис. 12. Стендовое испытание продолжительностью 5 минут ракетного двигателя с тягой в 1 т. Видны: насосная установка для компонентов горючего и станок для испытания

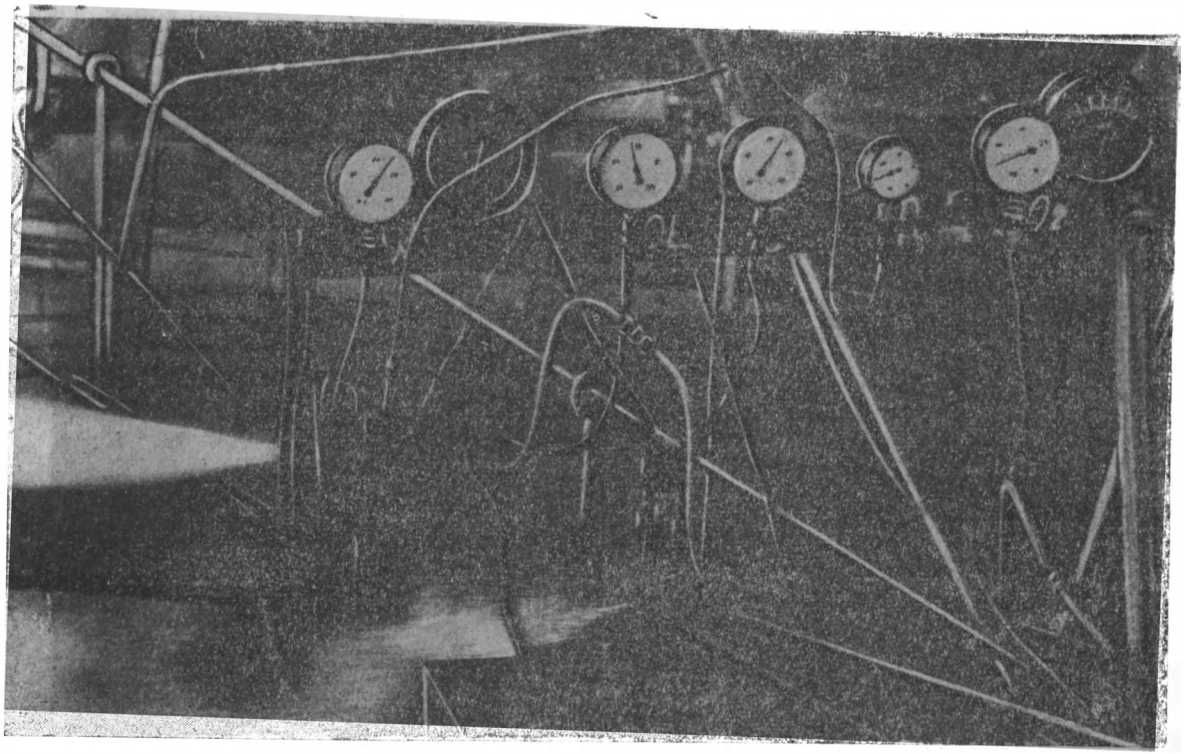
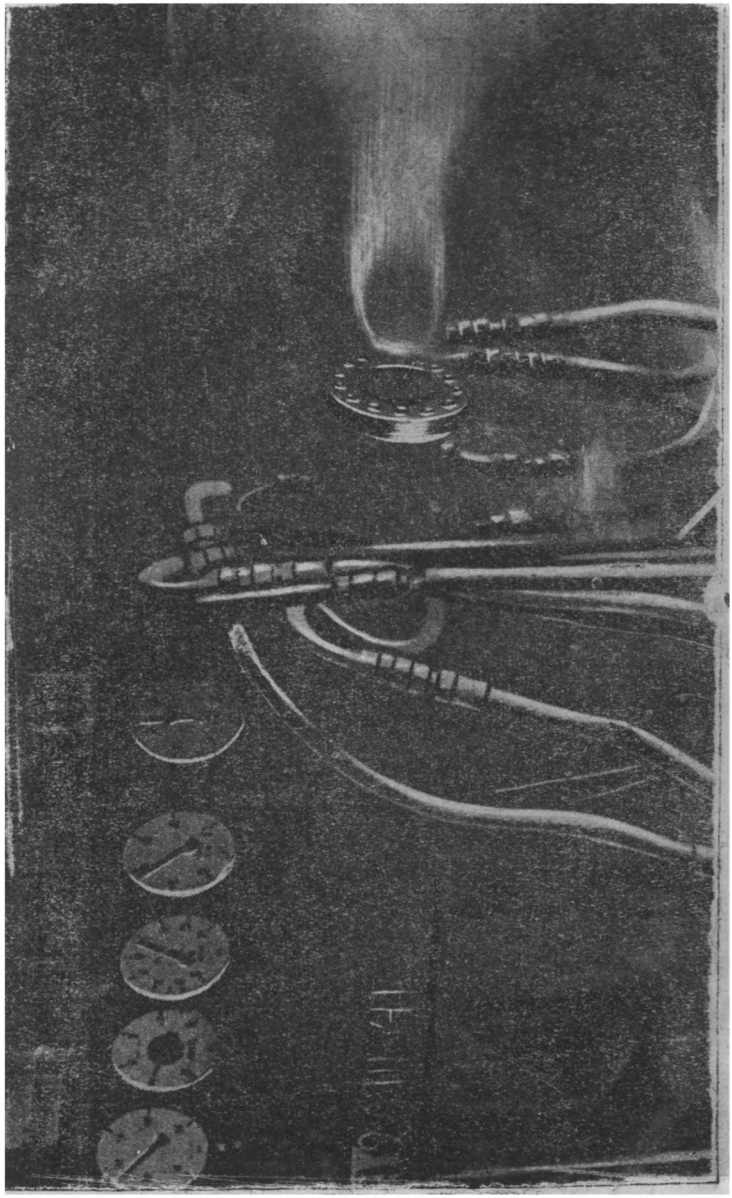


Рис. 13. Продолжительное испытание малой камеры с испарением охлаждающей жидкости, перегревом пара до 400° С при давлении в охлаждающей системе 100 ат. Видны: малая камера сгорания и приборы для наблюдения.



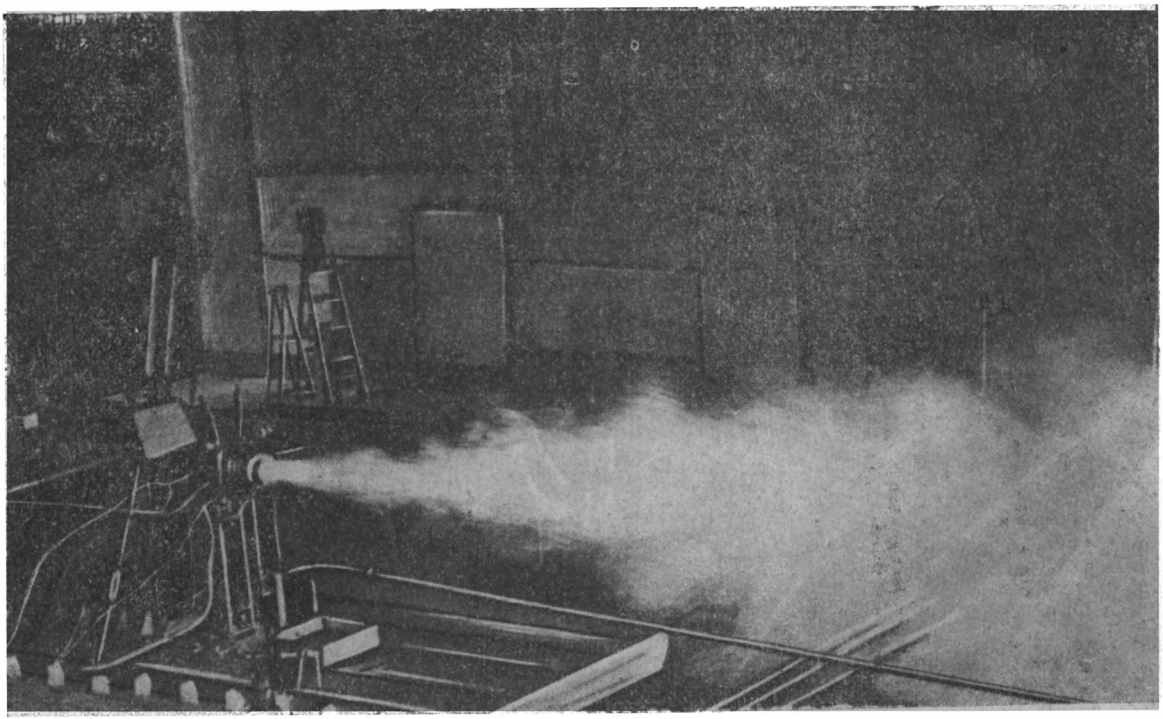


Рис. 15. Стендовое испытание ракетного двигателя. В качестве горючего применена дисперсия алюминия в газойле. Выбрасываемая струя образует белые облака корундовой пыли

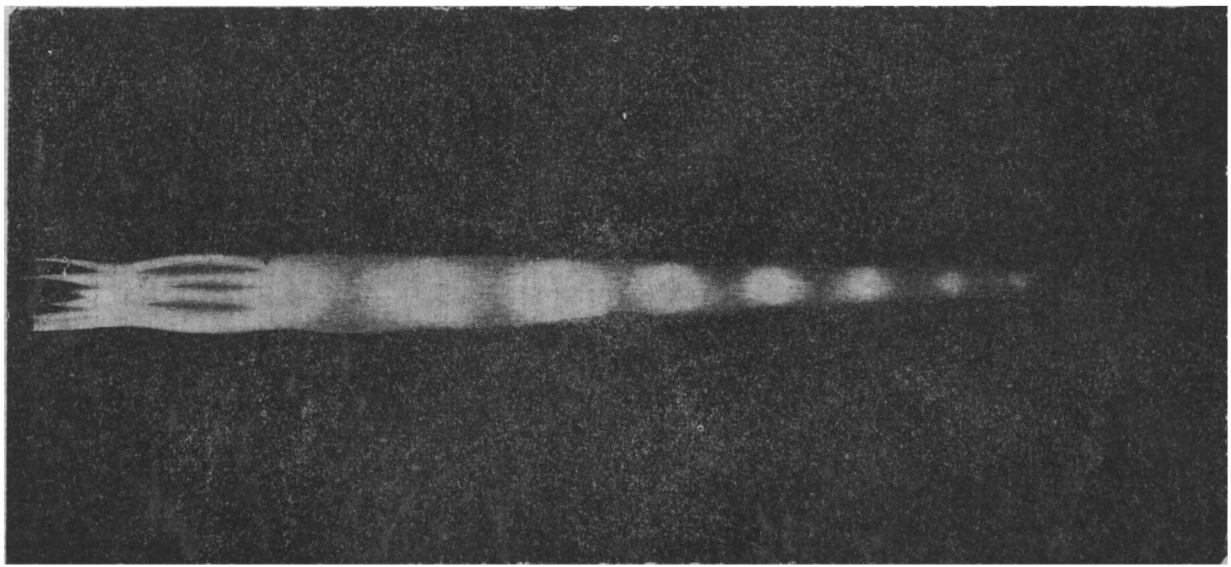


Рис. 16. Сверхзвуковая струя, выходящая из сопла ракетного двигателя с тягой в 1 т. На фотографии видны линии уплотнения

Это соответствует скорости истечения около 2700 м/сек на земле и 3000 м/сек на самолете.

Рис. 17 изображает опытный змеевик охлаждающей системы камеры сгорания высокого давления для ракетного двигателя с тягой 100 т. Этот змеевик до сих пор в работе испытан не был.

2. Действительная скорость истечения ракетного двигателя

Выводы, касающиеся формы и существа физико-химических явлений в сопле ракетного двигателя, представляющие основу для определения действительной скорости истечения, базируются на изучении процессов, происходящих в камере сгорания, и конечного состояния продуктов сгорания в ней.

Следует принять, что преобладающая часть общего времени пребывания смеси в камере сгорания, составляющего около 75 миллисекунд, представляет собой «подготовительное» время. В течение этого времени происходят процессы распыления, нагревания, испарения, расщепления, вихреобразования и диффузии. На самое горение и установление равновесия затрачивается меньшая часть этого общего времени. Полностью подготовленные и перемешанные молекулы или атомы топлива и кислорода непрерывно встречаются и реагируют один с другим. При этом они тотчас же диссоциируют снова, если не представляется никакой возможности воспринять освободившуюся энергию реакции в рамках внутренних степеней свободы или же передать ее другим телам, или перенести ее на другие частицы.

Последнее согласно закону о центре тяжести возможно только в тот момент, когда при взаимном столкновении принимает участие третий атом или молекула. Тогда после реакции находящиеся в одном месте частицы могут взаимно оттолкнуться (тройной удар, поверхностный катализ, реакция обмена).

Мерой состояния любой реакции является действительное число ударов, указывающее, который по счету удар рассматриваемой молекулы другими частицами в среднем вызывает соответствующее действие. В число z всевозможных ударов, которые испытывает молекула, входит согласно приближенной формуле Гайба [5] $\frac{z\gamma}{5(\cdot M}$ тройных ударов. При образовании каждой новой молекулы и следующих одно за другим столкновениях, в результате накопления энергии все больше и больше молекула исчерпывает степени свободы. Сначала за счет степени свободы поступательного движения исчерпывается степень свободы, соответствующая вращению вокруг оси (ротационное движение), затем степень свободы, соответствующая колебательному (вибрационному) движению, вплоть до наступающей в отдельных случаях диссоциации. По истечении достаточного времени, зависящего от действительного числа ударов, которые должна испытать молекула для своего превращения, и от времени, протекающего между двумя ударами в камере сгорания, устанавливается состояние равновесия. Это

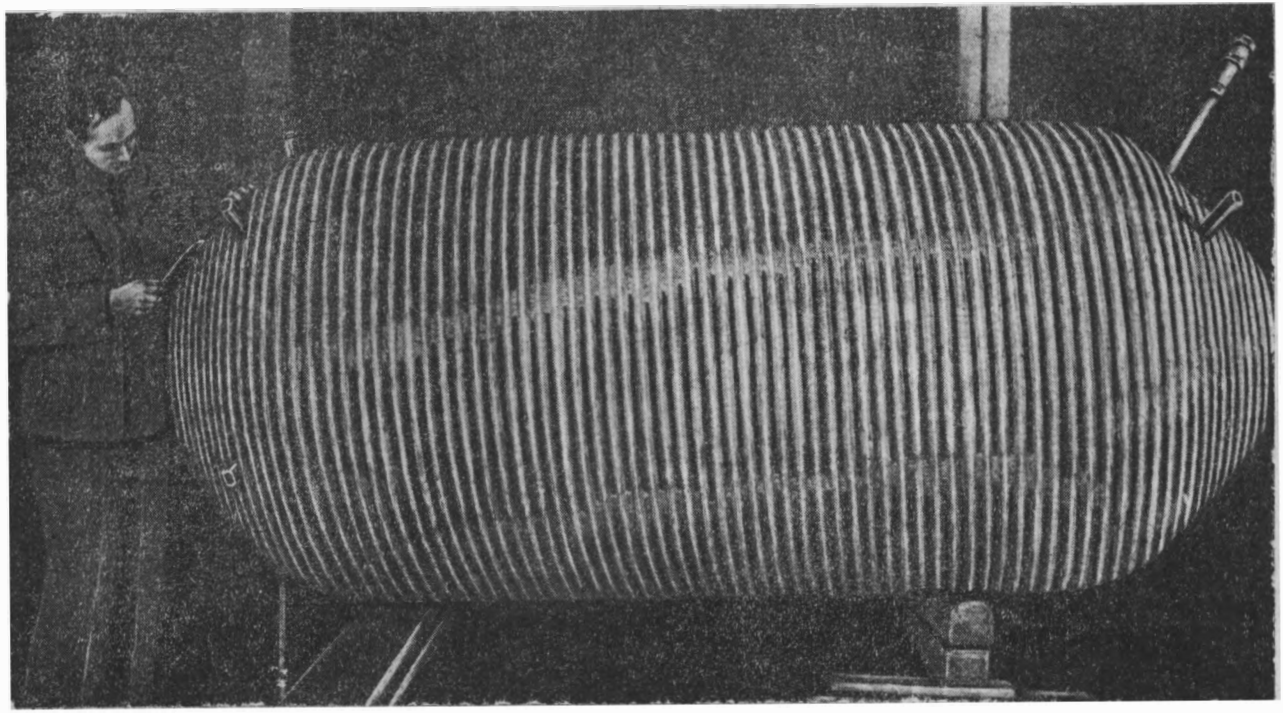


Рис. 17. Экспериментальный змеевик испарительной системы охлаждения камеры сгорания высокого давления для ракетного двигателя с тягой в 100 т

состояние равновесия зависит от температуры, давления и соотношения топлива и кислорода и может быть точно охарактеризовано видом и количеством молекул и атомов и содержанием энергии в них. При последующих расчетах действительной скорости истечения мы будем исходить из допущения о достижении такого состояния.

Для достижения возможно большей действительной скорости истечения решающим является возможно более высокое содержание энергии степеней свободы поступательного движения молекул продуктов сгорания. Поэтому в ракетном двигателе следует стремиться к более благоприятному конечному состоянию, чем при стационарном равновесии. Это можно себе представить на основе того факта, что поступательное движение, ротация, вибрация, диссоциация и рекомбинация требуют тем большего времени для своего установления, чем дальше они стоят в этом ряду, а время пребывания газов в камере сгорания, вообще говоря, может иметь какое-то промежуточное значение. Согласно Иосту [8, стр. 141] можно себе представить на основе законов образования молекул, что в конце процесса сгорания молекулярные колебания еще не полностью возбуждены; следовательно, в течение этого времени энергия движения центра тяжести молекул будет больше, чем при установившемся равновесии. В результате конечная температура и давление должны быть выше, чем при установившемся равновесии (см. также Воль, К. и М. Магат «Z. phys. Chem», т. 19, стр. 117, 1932, далее [10], стр. 805, рис. 6. Протекание процесса установления термического равновесия).

Если в камере сгорания давление газов составляет, например, 100 ат, а температура 3700° К, молекула испытывает в среднем 10^{11} ударов в секунду. В то же время в сопле вследствие падения давления число взаимных ударов молекул уменьшается. В связи с этим их скорость будет опять изменяться вследствие перераспределения энергии между степенями свободы в соответствии с новыми условиями.

Эти условия подвергаются дальнейшим изменениям в результате химических реакций, как, например, догорание, и таким физическим процессам, как конденсация или переход в твердое состояние компонентов продуктов сгорания при охлаждении их ниже статической температуры сублимации во время расширения.

Процессы, происходящие в сопле, будут подвергнуты такому же подробному рассмотрению, как и процессы в камере сгорания. При этом влиянием стенок сопла мы пренебрегаем.

Расширяющиеся продукты истечения будем рассматривать как замкнутую адиабатическую систему при высшей теплотворной способности смеси, соответствующей полному содержанию энергии E ккал/кг, т. е. принимаем $\Delta E = 0$. В зависимости от того, велико или мало время прохождения газов через сопло по сравнению со временем, необходимым для установления внутреннего

энергетического и химического равновесия, возможны следующие три случая:

1. Время прохождения продуктов сгорания через сопло, а следовательно, число столкновений, испытываемых молекулой на этом пути, так мало, что никакого энергетического обмена и изменения энергий вибрации и диссоциации произойти не может.

Для этого случая истечения характеристические условия выражаются следующим образом:

$$dD = 0;\ C_{v\ osc} \cdot dT = 0.$$

Подстановкой этих величин в общие уравнения энергии, действительные для всякого потока, связывающие между собой общую энергию E, сообщаемое тепло Q, внутреннюю энергию V, теплоту диссоциации D, внутреннюю теплоту испарения при абсолютном нуле R_{I_0}, теплосодержание J, работу расширения Ap V и кинетическую энергию $\frac{Ac^2}{2g}$, получаем

$$dU = C_{v\ trans} \cdot dT + C_{v\ rot} \cdot dT = -A \cdot pdV;$$

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{\varkappa_u}{\varkappa_u - 1}},$$

где

$$\varkappa_u = 1 + \frac{AR}{C_{v\ (trans+rot)}}$$

представляет «нижний» показатель адиабаты, выведенный на основе одних только удельных теплот трансляции и ротации;

$$\Delta J = \frac{\varkappa_u}{\varkappa_u - 1} AR (T_0 - T)$$

и

$$C^2 = \frac{2g}{A} \Delta J = 2gR \frac{\varkappa_u}{\varkappa_u - 1}(T_0 - T) = 2gRT_0 \frac{\varkappa_u}{\varkappa_u - 1}\left[1 - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa_u - 1}{\varkappa_u}}\right].$$

Последнее уравнение характеризует изменение скорости при падении давления в сопле.

2. Время прохождения продуктов сгорания через сопло таково, что в каждый рассматриваемый момент успевает установиться равновесие молекулярных колебаний, а химическое равновесие, соответствующее изменениям состояния, установиться не успевает.

Характеристические условия для этого случая следующие:

$$dD = 0;\ C_{v\ osc} \cdot dT = f'(T).$$

Из этих условий и основных уравнений вытекает следующая зависимость:

$$\int_T^{T_0} C_{v\ osc} \cdot dT + (C_{v\ trans} + C_{v\ rot}) \cdot \int_T^{T_0} dT = A \int_{V_0}^{V} pdV.$$

Для газовой смеси, обладающей числом n частот колебаний при числе m различных газов,

$$\overline{C}_{v\ osc} = AR \sum_{i=1}^{n} \left[\frac{\left(\frac{\Theta_i}{T}\right)^2 \cdot e^{\frac{\Theta_i}{T}}}{\left(e^{\frac{\Theta_i}{T}} - 1\right)^2} \cdot \frac{p_i}{p_0} \right],$$

затем

$$\overline{C}_{v\ (trans+rot)} = \frac{\sum_{i=1}^{m} \left(M_i \cdot C_{vi\ (trans+rot)} \cdot \frac{p_i}{p_0} \right)}{\sum_{i=1}^{m} \left(M_i \cdot \frac{p_i}{p_0} \right)}$$

и далее

$$\overline{\varkappa}_u = 1 + \frac{AR}{\overline{C}_{v\ (trans+rot)}},$$

где p_i —постоянное парциальное давление газов относительно p_0, Θ_i —характеристическая температура.

Отсюда интеграл в рассматриваемом случае имеет вид

$$\frac{\overline{\varkappa}_u}{\overline{\varkappa}_u - 1} \int_{T}^{T_a} \frac{dT}{T} + \sum_{i=1}^{n} \left[\frac{p_i}{p_0} \cdot \frac{1}{\Theta_i} \int_{T}^{T_0} \frac{\left(\frac{\Theta_i}{T}\right)^3 \cdot e^{\frac{\Theta}{T}}}{\left(e^{\frac{\Theta_i}{T}} - 1\right)^2} dT \right] = \int_{p}^{p_0} \frac{dp}{p}.$$

Интегрирование дает

$$\frac{\overline{\varkappa}_u}{\overline{\varkappa}_u - 1} \ln \frac{T_0}{T} + \sum_{i=1}^{n} \frac{p_i}{p_0} \left[\frac{\frac{\Theta_i}{T_0}}{e^{\frac{\Theta_i}{T_0}} - 1} - \frac{\frac{\Theta_i}{T}}{e^{\frac{\Theta_i}{T}} - 1} - \ln \frac{1 - e^{-\frac{\Theta_i}{T_0}}}{1 - e^{-\frac{\Theta_i}{T}}} \right] = \ln \frac{p_0}{p}.$$

Далее имеем

$$\Delta J = \frac{\overline{\varkappa}_u}{\overline{\varkappa}_u - 1} AR(T - T_0) + AR \sum_{i=1}^{n} \frac{p_i}{p_0} \Theta_i \left(\frac{1}{e^{\frac{\Theta_i}{T_0}} - 1} - \frac{1}{e^{\frac{\Theta_i}{T}} - 1} \right)$$

и

$$C^2 = 2gR \left[\frac{\overline{\varkappa}_u}{\overline{\varkappa}_u - 1} (T_0 - T) + \sum_{i=1}^{n} \frac{p_i}{p_0} \Theta_i \left(\frac{1}{e^{\frac{\Theta_i}{T_0}} - 1} - \frac{1}{e^{\frac{\Theta_i}{T}} - 1} \right) \right].$$

3. Третий из возможных случаев имеет место, когда время прохождения продуктов сгорания через сопло таково, что в каждый рассматриваемый момент успевает установиться полное равновесие энергии, не исключая химического равновесия, соответствующего господствующим температурам и давлениям.

Характеристические условия для этого случая следующие:

$$C_{v\ osc}\, dT = f'(T);\ dD = \varphi'(p, T).$$

Из этих условий и из основных уравнений получается дифференциальное уравнение:

$$d\left(\int_0^T \overline{C}_v\, dT\right) + dD + ApdV = 0$$

или

$$dJ + dD = ART\frac{dp}{p}.$$

Функция $dD = \varphi'(p, T)$, которая, между прочим, содержит в качестве переменной величину p_i, не может быть выражена в явной форме, и дать общее аналитическое решение диференциального уравнения невозможно. Поэтому на основе диференциального уравнения

$$\Delta J + \Delta D = ART\,\Delta\frac{dp}{p}$$

или уравнения

$$J_1 - J_2 + D_1 - D_2 = 3{,}97\frac{T_1 + T_2}{M_1 + M_2}\cdot\frac{p_1 - p_2}{p_1 + p_2}$$

с помощью возможно более густой сетки вычисленных по величинам p и T значений J, D и M остается построить графически, точку за точкой, искомую зависимость. При помощи такого метода расчета М. Штейном составлены числовые таблицы для различных видов горючего.

На рис. 18 представлено изменение температур T, теплосодержания J, энергии диссоциации D и освобожденной кинетической энергии $\frac{Ac^2}{2g}$ при падении давления от $p_0 = 100$ ат до $p_m \to 0$. На диаграмме приведены данные для всех трех возможных случаев, характерных для потока. В качестве примера взято горение октана в жидком кислороде.

Решение вопроса, какой из этих трех возможных случаев наиболее вероятен в условиях ракетного двигателя или какой промежуточный режим имеет в нем место, облегчается, если принять во внимание следующие обстоятельства.

Если расширение происходит в коротком сопле длиной 1300 мм, предназначенном для стендовых испытаний, то средняя продолжительность прохождения продуктов сгорания составляет около $2 \cdot 10^{-3}$ секунд. Это соответствует среднему числу ударов, испытываемых каждой молекулой на своем пути, в круглых цифрах $2 \cdot 10^8$.

Если, кроме того, принять во внимание, что 96% от общего числа ударов уже совершились в пространстве между камерой сгорания и критическим сечением сопла, то, учитывая порядок величины количества действительных ударов при различных видах уравновешивания энергии, составляющей от 10^2 до 10^7, можно притти к выводу, что установления равновесия для ротации, вибрации и, возможно, даже для диссоциации следует ожидать по меньшей мере во время тех изменений состояния, которые происходят в первой части сопла, перед критическим сечением.

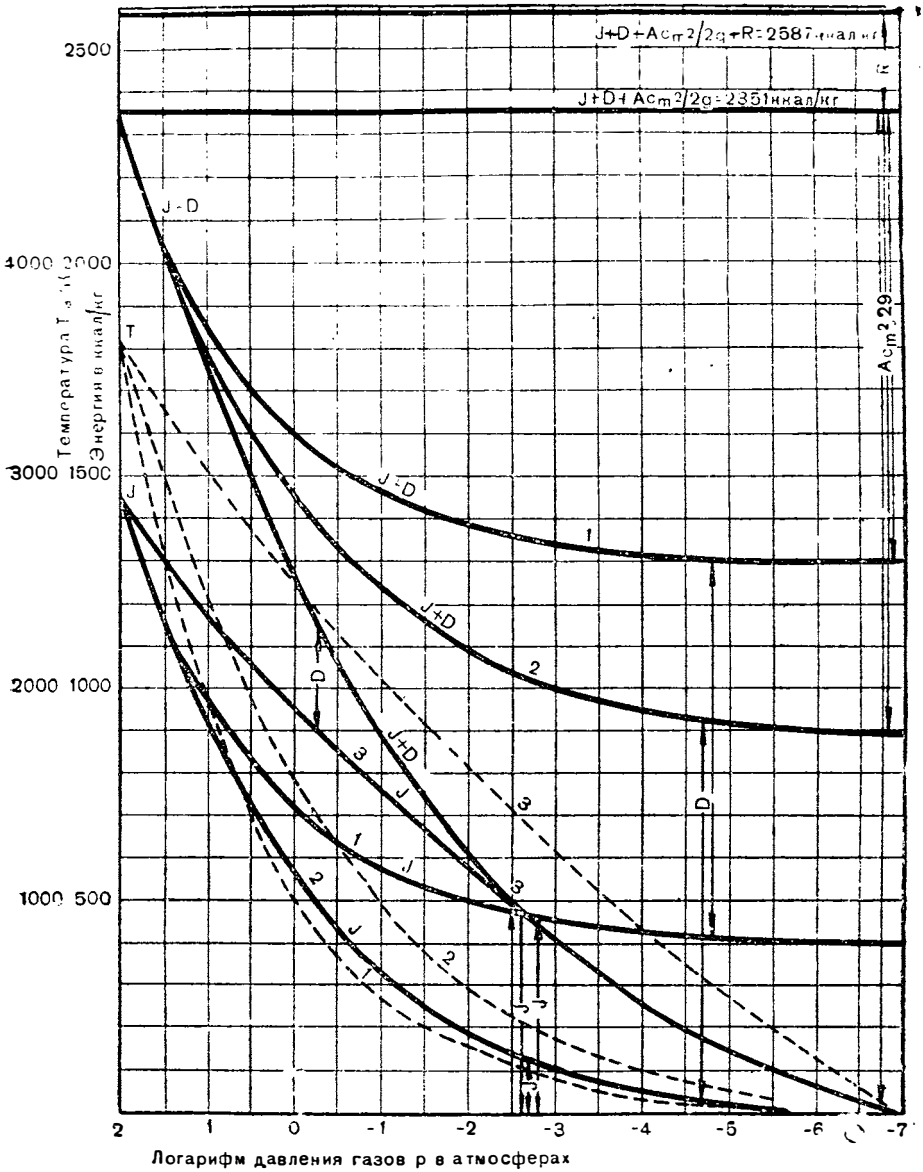


Рис. 18. Температура T, теплосодержание J, потери от диссоциации $D_{рт}$ и приобретаемая кинетическая энергия в зависимости от логарифма давления

*Три возможных случая потока в сопле. Начальные условия соответствуют полному сгоранию стехиометрической смеси октана с кислородом при давлении 100 ат

Случай 1 представляется тем менее вероятным, чем выше давление и температура в камере сгорания при одинаковых скоростях, чем длиннее сопло и чем меньше действительное число ударов в горящей смеси. Поэтому при расчетах потоков, встречающихся в ракетной технике, большей частью следует предполагать наличие случая 2, для расчета которого имеются окончательно интегрируемые выражения.

Сильно изменяющаяся действительная величина $\varkappa$ может быть выражена при приближенных расчетах при помощи обычных формул адиабатического потока, а в первом приближении средней величиной

$$\varkappa^* = \frac{\frac{J_0}{T_0}}{\frac{J_0}{T_0} - AR}.$$

При сгорании октана в стехиометрической смеси она дает, например, при давлении 100 ат величину $\varkappa^* = 1{,}248$. Строго говоря, это среднее значение действительно только при расширении до $T_m = 0°K$ и $p_m = 0$ ат. Если же, например, требуется определить величины, характеризующие поток в выходном сечении при расширении до $p_m = 1$ ат, то для подсчета величины $\left|\varkappa^*\right|_{T_m}^{T_0}$ необходимы два уравнения, так как неизвестной величиной при заданном давлении на выходе $p_m \neq 0$, кроме $\left|\varkappa^*\right|_{T_m}^{T_0}$, является величина T_m. Для рассмотренного выше случая горения октана можно из уравнений

$$\frac{T_m}{T_0} = \left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\left|\varkappa^*\right|_{T_m}^{T_0}}{\left|\varkappa^*\right|_{T_m}^{T_0} - 1}}$$

и

$$\left|\varkappa^*\right|_{T_m}^{T_0} = \frac{\left|\frac{J}{T}\right|_{T_m}^{T_0}}{\left|\frac{J}{T}\right|_{T_m}^{T_0} - AR} =$$

$$= \frac{\frac{\varkappa_u}{\varkappa_u - 1} + \sum_{i=1}^{n}\left[\frac{p_i}{p_0}\cdot\frac{\Theta_i}{T_0 - T_m}\left(\frac{1}{e^{\frac{\Theta_i}{T_0}} - 1} - \frac{1}{e^{\frac{\Theta_i}{T_m}} - 1}\right)\right]}{\frac{\varkappa_u}{\varkappa_u - 1} + \sum_{i=1}^{n}\left[\frac{p_i}{p_0}\cdot\frac{\Theta_i}{T_0 - T_m}\left(\frac{1}{e^{\frac{\Theta_i}{T_0}} - 1} - \frac{1}{e^{\frac{\Theta_i}{T_m}} - 1}\right)\right] - 1}$$

получить для расширения до давления $p_m = 1$ ат значения $\varkappa^* = \frac{T_0}{T_m} = 1{,}222$ при $T_m = 1586°$ К.

Этот способ дает возможность отыскать довольно точные значения для величин T_m и C_m. Значения промежуточных температур, лежащих между T_0 и T_m, и соответствующие им значения C получаются, естественно, с гораздо меньшей точностью.

Что касается случая 3, то, если нельзя избежать его рассмотрения, можно прибегнуть к способу Молье с применением энтропийных диаграмм.

В этих диаграммах ординаты представляют собой сумму $J = D + R$. Они могут быть распространены на соответствующие области, что даст возможность получить величины C^m и соответствующие им температуры непосредственным отсчетом. Рис. 19 изображает такую диаграмму Молье для горения смесей газойль—кислород и газойль—озон.

Табл. 1 наглядно подтверждает вышесказанное. Она содержит числовые значения важнейших конечных характеристик потока. В качестве примера взят неоднократно рассматривавшийся случай горения стехиометрической смеси октана с кислородом при давлении в камере сгорания, равном 100 ат. Таблица дает значение скорости истечения на срезе сопла C_m, действительной скорости истечения C, температуры T_m и приобретенной кинетической энергии в процентах от общего количества подведенной энергии. Расчет произведен для всех трех возможных случаев расширения и при различных, представляющих интерес, значениях давления на выходе из сопла.

Таблица 1

Характер потока / Величины	Случай 1 ($\varkappa_u = 1{,}38$)	Случай 2	Случай 3
	Значения величин		
Стендовые условия			
$p_m =$	1 ат	1 ат	1 ат
$T_m =$	1030° К	1577° К	2500° К
$C_m =$	2518 м/сек	2759 м/сек	3020 м/сек
$C =$	2654 м/сек	2949 м/сек	3260 м/сек
Энергия на выходе в % от E	29,3	35,1	42
Условия полета при $\frac{d'}{d_m} = 0{,}14$			
$p_m =$	0,0729 ат	0,1305 ат	0,250 ат
$T_m =$	500° К	1041° К	2225° К
$C_m =$	2760 м/сек	3066 м/сек	3330 м/сек
$C =$	2820 м/сек	3178 м/сек	3520 м/сек
Энергия на выходе в % от E	35,1	43.4	51

Характер потока / Величины	Случай 1 ($\varkappa_u = 1{,}38$)	Случай 2	Случай 3
Значения величин			
Оптимальные условия при полном расширении			
$p_m \to$ $T_m \to$	0 ат 0° K	0 ат 0° K	0 ат 0° K
$C_m =$ $C_{max} =$ $C =$	2970 м/сек	3496 м/сек	4438 м/сек
Энергия на выходе в % от E	40,7	56,5	90,9

Полному преобразованию всей подведенной (располагаемой) энергии в кинетическую энергию без потерь соответствует теоретическая скорость истечения.

$$C_{th} = \sqrt{\frac{2gE}{A}} = 4655 \text{ м/сек.}$$

Принятые в описании процессов термины: скорость истечения на срезе сопла C_m, максимальная скорость истечения C_{max} и действительная скорость истечения C [19] нуждаются в некотором пояснении. Вообще говоря, при приближенном определении величин, характеризующих состояние потока, можно пользоваться фиктивным средним значением показателя политропы $\varkappa$, подставляя его в канонические формулы адиабатического потока. Об его подсчете и численной величине уже упоминалось выше в связи с пояснениями, которые давались в отношении трех видов потока в сопле.

При расширении до давления на выходе p_m скорость на выходе определяется по формуле

$$C_m = \sqrt{\frac{2\varkappa}{\varkappa - 1} \cdot \frac{p_0}{\rho_0} \left[1 - \left(\frac{p_m}{p_0} \right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}} \right]}.$$

При предельно возможном расширении до давления $p_m = 0$

$$C_{max} = \sqrt{\frac{2\varkappa}{\varkappa - 1} \cdot \frac{p_0}{\rho_0}}.$$

Из этих двух равенств следует

$$\frac{C_m}{C_{max}} = \sqrt{1 - \left(\frac{p_m}{p_0} \right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}} = \sqrt{1 - \frac{T_m}{T_0}}.$$

Если умножить скорость C_m на массу $\frac{dm}{dt}$, выбрасываемую в секунду, то получим величину J_m —выходной импульс струи.

При стендовых испытаниях ракетных двигателей, когда давление на выходе из сопла p_m равно p_a внешнему давлению

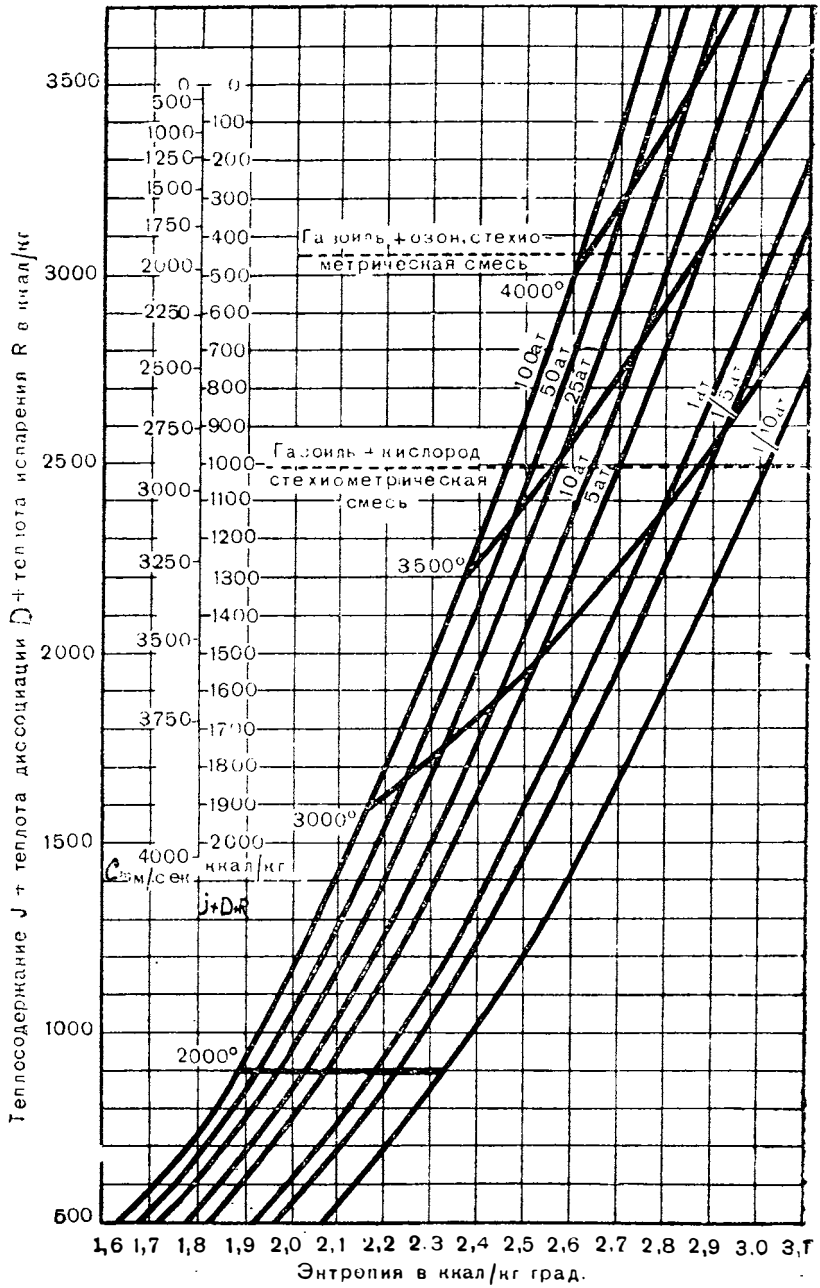


Рис. 19. Энтропийная диаграмма по М. Штейну для третьего случая потока в сопле. Топливо—газойль

окружающего неподвижного воздуха, выходной импульс регистрируется динамометром, как внешняя сила p′, развиваемая двигателем. При прочих равных условиях она зависит от давления окружающей атмосферы, т. е. от показания барометра, высоты стенда над уровнем моря и т. д. Эту силу не следует принимать за тягу P. Последнее обстоятельство подтверждается при рассмотрении рис. 20. Этот рисунок поясняет связь сопротивления и тяги в полете с замеренными на земле значениями соответствующих величин.

Сопротивление движущегося под влиянием ракетного двигателя летательного аппарата следует понимать как векториальную сумму всех сил, возникающих на всех омываемых воздухом поверхностях аппарата. Пусть сумма всех этих сил, возникающих под влиянием давления и трения, равна w. При продувках в аэродинамической трубе или протасках в бассейне сопротивление w′ при неработающем ракетном двигателе всегда получается несколько меньше, чем сопротивление w при работающем двигателе:

$$w = w' + p' f_m ,$$

где p′—абсолютное давление воздуха за соплом и f_m— площадь среза сопла.

Давление воздуха за кормовой поверхностью движущегося тела p′ всегда меньше внешнего давления p_a невозмущенного воздуха.

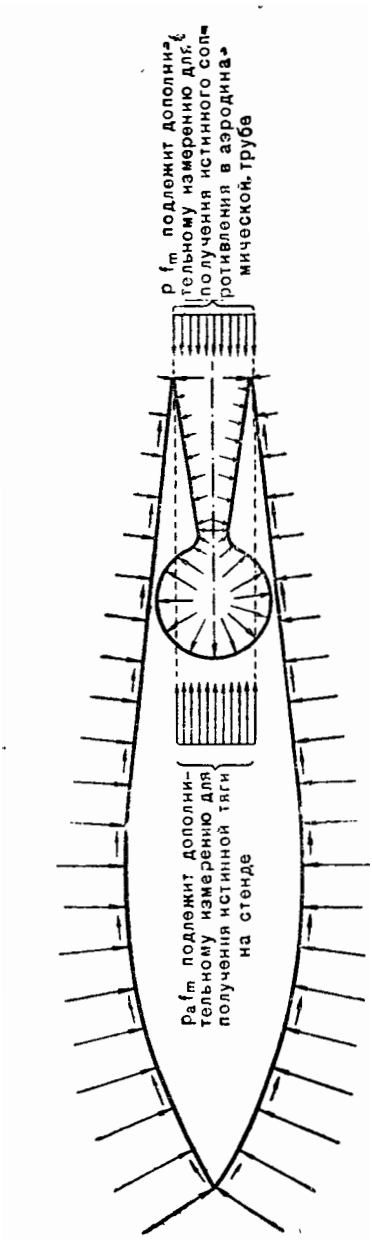


Рис. 20. Взаимосвязь между сопротивлением и тягой летящей ракеты и соответствующими величинами, измеренными на земле

При числе Маха $\frac{V}{a}$ большем, чем $\sqrt{\frac{2}{\varkappa-1}} = 2{,}2$ величина этого давления становится равной нулю ($p' = 0$). Поэтому при

измерениях сопротивления летательных аппаратов при неработающем ракетном двигателе всегда следует измерять величину p', чтобы суметь установить истинное сопротивление.

Под тягой ракетного летательного аппарата следует понимать векториальную сумму всех сил давления продуктов сгорания на омываемые ими стенки, т. е. на внутренние стенки ракетного двигателя.

В стендовых условиях всегда приходится иметь дело с несколько меньшей тягой $P' = P - p_a \cdot f_m$, где p_a —давление спокойного окружающего воздуха.

Замеренная на стенде тяга зависит, таким образом, от давления окружающей атмосферы. Что касается действительной тяги, то она равна

$$P = P' + p_a \cdot f_m.$$

Значение обеих обязательных поправок к результатам испытаний в аэродинамической трубе и на стенде обнаруживается особенно отчетливо при подсчете на основе тяги и сопротивления окончательной силы, сообщающей ускорение телу с массой $m = \frac{G}{g}$

$$m \frac{dv}{dt} = P - w = P' - w' + f_m (p_a - p').$$

Таким образом, при испытаниях на земле должна обязательно измеряться дополнительная сила, связанная с f_m. Эта сила неодинакова при замерах тяги и сопротивления, так что в каждую из этих величин приходится вносить особую поправку.

Эта поправка невелика при малых скоростях (например, при применении ракет для облегчения старта), но достигает значительной величины при очень высоких сверхзвуковых скоростях (например, в случае применения ракетных снарядов и ракетных бомбардировщиков дальнего действия).

Чтобы определить действительную тягу P ракетного двигателя, необходимо к выходному импульсу струи

$$J_m = C_m \cdot \frac{dm}{dt}$$

прибавить величину силы $p_m \cdot f_m$ общего давления продуктов сгорания на площадь выходного отверстия сопла или же к тяге, отмечаемой динамометром на стенде,

$$P' = J_m + f_m (p_m - p_a) = C_m \frac{dm}{dt} + f_m (p_m - p_a)$$

прибавить общую силу давления спокойного воздуха на поверхность с площадью, равной площади выходного отверстия сопла:

$$P = P' + p_a f_m = J_m + p_m f_m = C_m \frac{dm}{dt} + p_m f_m.$$

В ранее рассмотренном, наиболее часто встречающемся случае, когда $p_a = p_m$, выходной импульс и показание динамометра идентичны [19, стр. 3 и далее].

Таким образом, действительная, инвариантная, не зависящая от внешнего давления скорость C, умножением которой на величину $\frac{dm}{dt}$ можно получать значение действительной тяги, равна

$$C = C_m + p_m f_m \frac{dt}{dm} = C_m + \frac{p_m}{\rho_m C_m}$$

и далее

$$\frac{C}{C_{max}} = \sqrt{1 - \left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}} \cdot \left[1 + \frac{\varkappa - 1}{2\varkappa} \cdot \frac{\left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}}{1 - \left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}}\right].$$

При установлении действительной скорости истечения вскрывается своеобразное обстоятельство, представляющее технический интерес. В теплотехнике обычных двигателей термический к. п. д. принимается равным следующему выражению:

$$\eta_t = \frac{C^2_m}{C^2_{max}} = 1 - \frac{T_m}{T_0}.$$

В ракетной технике этому известному соотношению отвечает уравнение, определяющее так называемый к. п. д. сопла:

$$\eta_D = \frac{C^2}{C^2_{max}} = \left(1 - \frac{T_m}{T_0}\right)\left(1 + \frac{\varkappa - 1}{2\varkappa} \cdot \frac{\frac{T_m}{T_0}}{1 - \frac{T_m}{T_0}}\right)^2$$

(см. также [19], стр. 6).

Эта зависимость свидетельствует о том, что при одинаковых теплосодержаниях высокие температуры выгоднее низких температур. Это нисколько не противоречит закону сохранения энергии, так как действительная скорость истечения не идентична фактической скорости потока продуктов сгорания, а больше ее.

Указанное обстоятельство имеет большое техническое значение в связи с тем, что «нижняя» область начального теплосодержания может быть использована только за счет обширных технических мероприятий. В случае наличия газов, близких к состоянию вырождения, как, например, конденсации и пр., использование этой области теплосодержания еще больше затрудняется. Поэтому, если эта область теплосодержания не используется, то возникающие в результате этого потери увеличивают на небольшую

величину общее количество потерь теплосодержания, происходящих в двигателе.

Кроме уже названных соотношений, с помощью известного выражения для секундного количества газов, протекающих через критическое сечение сопла,

$$\Delta G = \gamma' a' f' = f' \left(\frac{2}{\varkappa + 1}\right)^{\frac{1}{\varkappa - 1}} \sqrt{2g \frac{\varkappa}{\varkappa + 1} \cdot \frac{p_0}{V_0}}$$

и уравнения действительной скорости истечения можно привести широко используемую зависимость между P, f′ и p_0 к виду

$$P = k \cdot p_0 f',$$

где

$$k = 2\left(\frac{2}{\varkappa + 1}\right)^{\frac{1}{\varkappa - 1}} \sqrt{\frac{\varkappa^2}{\varkappa^2 - 1}\left[1 - \left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}\right]} \cdot \left[1 + \frac{\varkappa - 1}{2\varkappa} \cdot \frac{\left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}}{1 - \left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}}\right].$$

Коэфициент k показывает, таким образом, во сколько раз действительная тяга больше, чем произведение давления в камере сгорания на площадь критического сечения сопла. С помощью этого коэфициента можно свести довольно трудоемкую работу по определению действительной тяги к простому измерению давления в камере сгорания и внешнего атмосферного давления.

Обе величины легко получить при помощи простых манометров. Этот способ одинаково удобен как в стендовых условиях, так и для практических замеров на самолете. В стендовых условиях применение этого способа дает возможность по давлению в камере сгорания и действительной или замеренной динамометром тяге, определить действительное значение коэфициента $\varkappa$.

На рис. 21 даны в графической форме величины: коэфициента k и отношений

$$\frac{C}{C_{max}}\ ;\ \frac{C_m}{C_{max}}\ ;\ \frac{C}{C_m}\ ;\ \frac{T_m}{T_0}\ ;\ \frac{d'}{d_m}$$

в зависимости от величины отношения давления в камере сгорания к давлению на выходе из сопла. График построен для наиболее употребительной величины $\varkappa = 1{,}25$.

На рис. 22 наглядно показаны, для того же частного случая $\varkappa = 1{,}25$, значения отдельных множителей, входящих в уравнение, определяющее величину k. Из того же рисунка можно видеть, как слагается из отдельных составляющих суммарная тяга P ракетного двигателя.

Тяга $P_1 = p_0 \cdot f'$ возникает от давления продуктов сгорания на тот участок f′ задней стенки камеры сгорания, который виден со

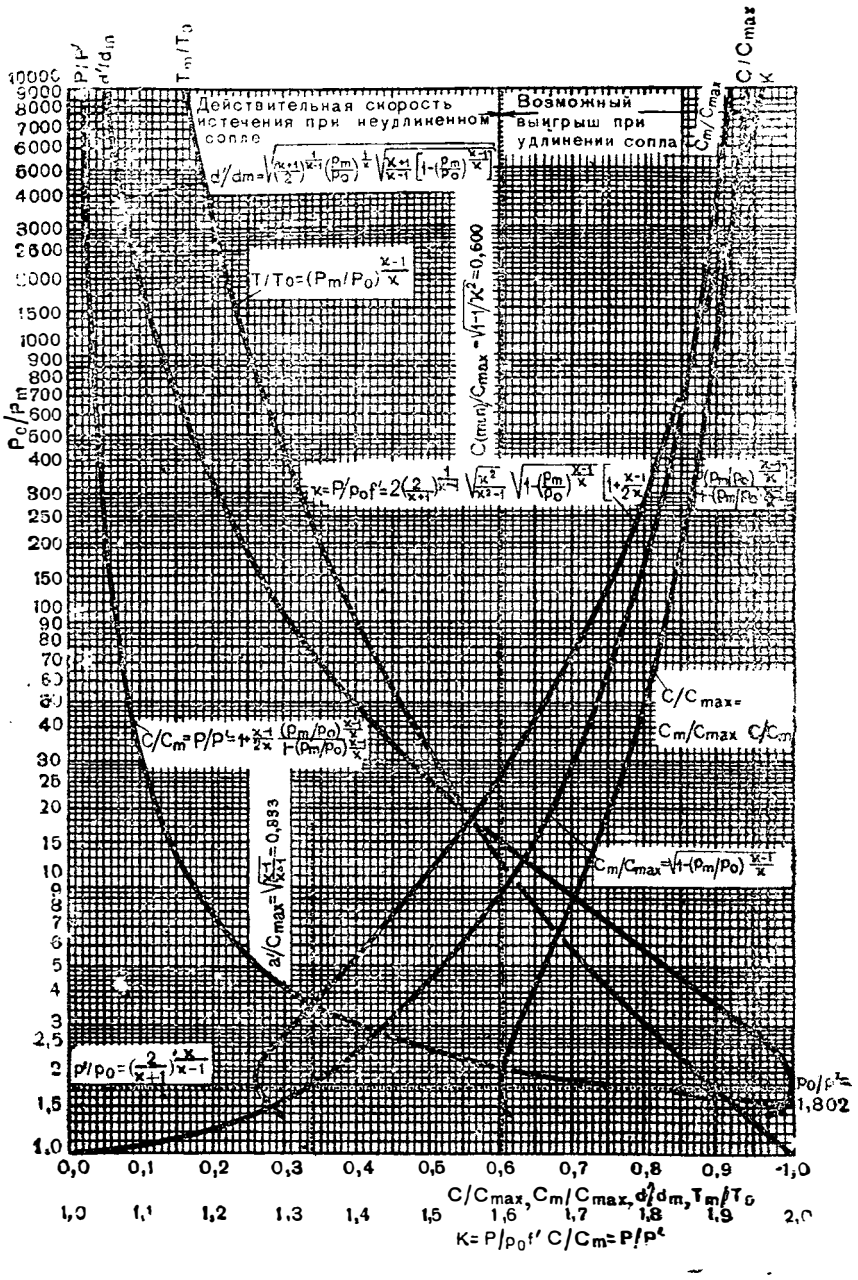


Рис. 21. Поток продуктов сгорания при $\varkappa = 1{,}25$

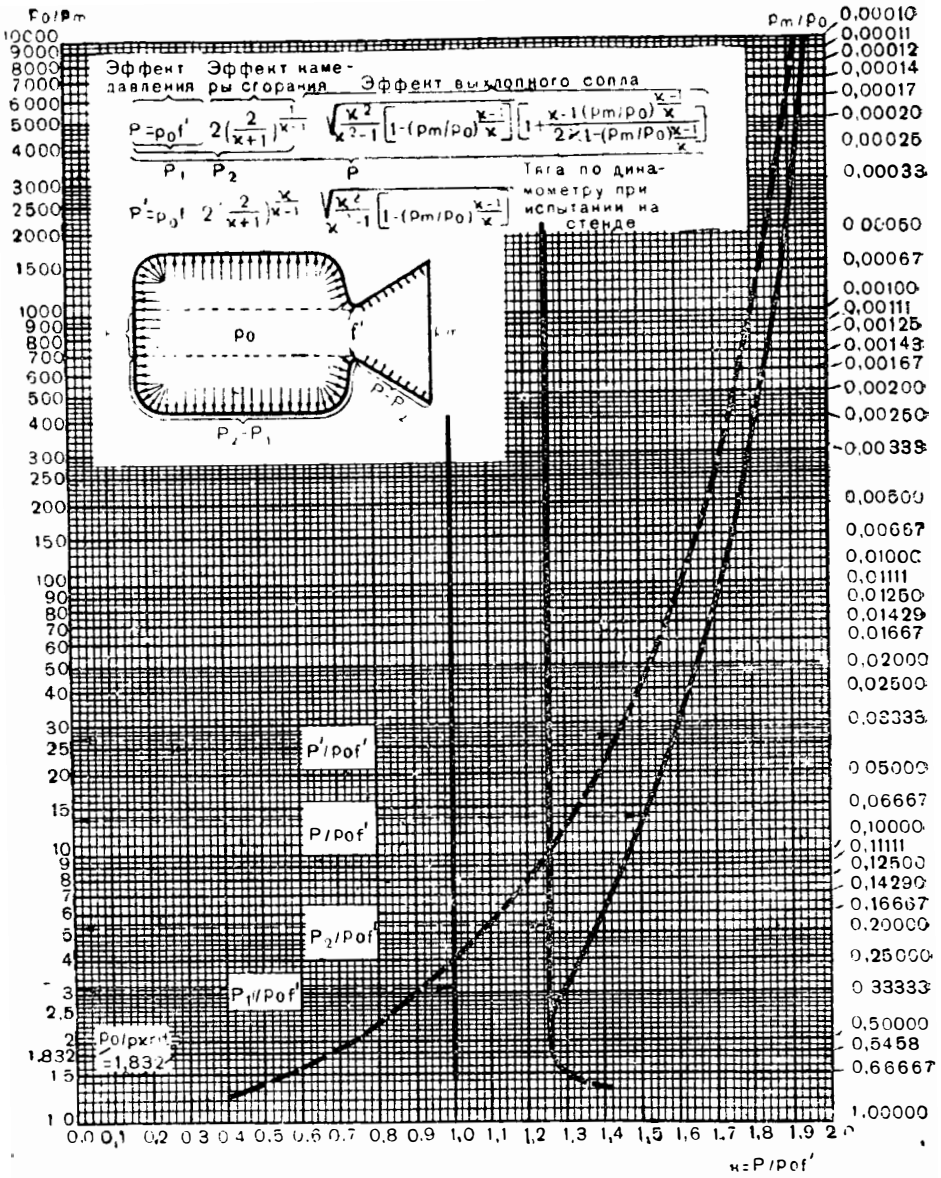


Рис. 22. Анализ действительной тяги ракетного двигателя при $\varkappa = 1{,}25$

стороны сопла, если смотреть по направлению оси. Эта тяга должна иметь место также в цилиндрической трубе, закрытой с одного конца.

Тяга $$P_2 = p_0 f' \cdot 2\left(\frac{2}{\varkappa+1}\right)^{\frac{1}{\varkappa-1}}.$$

Увеличение по сравнению с тягой P_1 обусловлено неравномерным распределением давления на остальные части стенок камеры сгорания в результате падения давления по направлению потока.

Тяга

$$P_3 = P = p_0 f' \cdot 2\left(\frac{2}{\varkappa+1}\right)^{\frac{1}{\varkappa-1}} \sqrt{\frac{\varkappa^2}{\varkappa^2-1}\left[1-\left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}}\right]} \times$$

$$\times \left[1+\frac{\varkappa-1}{2\varkappa} \cdot \frac{\left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}}}{1-\left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}}}\right].$$

Увеличение по сравнению с P_2 обусловлено давлением продуктов сгорания на стенки сопла за критическим сечением.

Измеряемая на стенде тяга ракетного двигателя может быть подсчитана по формуле

$$P' = \Delta \frac{G}{g} C_m = p_0 f' \cdot 2\left(\frac{2}{\varkappa+1}\right)^{\frac{1}{\varkappa-1}} \sqrt{\frac{\varkappa^2}{\varkappa^2-1}\left[1-\left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}}\right]}.$$

Эта величина приведена для сравнения и нанесена на график пунктирной линией.

Прежде чем увязать химико-энергетические условия с действительной скоростью истечения на основе приведенных выше физических соображений, необходимо кратко остановиться на ее значении при проектировании ракетного бомбардировщика.

Общеизвестное положение ракетной техники гласит, что ракетные двигатели наиболее экономно расходуют энергию в том случае, когда скорость полета равна и прямо противоположна скорости струи. Однако ошибочно было бы на этом основании стремиться к тому, чтобы скорость истечения всегда равнялась скорости полета. При эксплоатации самолета мы стремимся не к идеальному преобразованию энергии, а к возможно меньшему весовому расходу горючей смеси. В связи с этим из различных видов горючих смесей следует предпочесть высококалорийные виды, способные обеспечить высокие значения скорости истечения даже при худшем использовании запаса энергии, заключающегося в одинаковом по весу количестве. Количество энергии, сообщаемой

самолету при одинаковом массовом расходе горючего, растет одновременно с ростом скорости истечения. Это видно из того, что при полезной доле энергии

$$\eta_a = \frac{2\frac{V}{C}}{1+\frac{V^2}{C^2}}$$

количество ее, приходящееся на каждую единицу общего количества сообщенной энергии $\frac{C^2}{2}$, т. е. величина $\frac{VC^3}{V^2+C^2}$ сильно возрастает с увеличением скорости истечения.

Однако преобладающее значение скорости истечения может оказаться несколько нарушенным в том случае, когда горючее, обеспечивающее более высокую скорость истечения, обладает некоторыми другими недостатками. К примеру горючее, представляющее собой 50-процентную дисперсию алюминий—газойль, при горении в кислороде требует для своего хранения 0,84 дм³ объема бака на каждый килограмм горючей смеси. В то же время горючее из жидкого водорода и жидкого кислорода требует около 2,4 дм³ на килограмм смеси. Первое из этих горючих характеризуется несколько меньшей скоростью истечения. Однако, несмотря на это, в связи с большим объемом баков и особыми, весьма существенными трудностями, связанными с хранением жидкого водорода при низких температурах, следует предпочесть первое из этих топлив.

По вопросу о влиянии плотности на выбор горючего можно высказать следующие общие соображения.

Если покрываемая самолетом дистанция s (дальность) приблизительно пропорциональна третьей степени максимальной скорости полета V, а эта последняя связана со скоростью истечения C и отношением весов $\frac{G}{G_0}$ соотношением

$$V = 0{,}443\,C + C\ln\frac{G_0}{2G}$$

(см. стр. 143, раздела 3, гл. III), то дальность будет равна

$$s = \text{const}\ C^3\left(\ln\frac{G_0}{G} - 0{,}25\right)^3.$$

Таким образом, при различных значениях C можно достигнуть одинаковой дальности, если при этом изменить соответствующим образом величину $\frac{G}{G_0}$.

Если продифференцировать это равенство, принимая s, V и G_0 за постоянные величины, то получим

$$\frac{\Delta C}{C} = \frac{C}{V}\cdot\frac{\Delta G}{G}.$$

Зависимость выражения $\frac{\Delta G}{G}$ от малого приращения ΔE_v объемной концентрации энергии E_v может быть приближенно выражена в форме

$$\frac{\Delta G}{G} = -0{,}5\frac{\Delta E_v}{E_v}.$$

Отсюда

$$\frac{\Delta C}{C} = -0{,}5\ \frac{C}{V}\cdot\frac{\Delta E_v}{E_v},$$

так что в представляющей особый интерес области при $\frac{C}{V} = 0{,}5$

$$\frac{\Delta C}{C} = -\frac{1}{4}\cdot\frac{\Delta E_v}{E_v}.$$

Таким образом, в этой области изменение скорости истечения примерно в четыре раза существеннее, чем увеличение плотности горючей смеси.

Подобные же соображения позволяют сделать сравнительную оценку различных горючих. При этом следует исходить от стандартного горючего, например, от какого-либо углеводорода в смеси с жидким кислородом, с определенными значениями величин C и E_v. С помощью этих числовых значений для стандартного горючего и соответствующих значений C_1 и E_{v_1} другого горючего, сравниваемого со стандартным, можно составить коэфициент K, характеризующий достоинство горючей смеси:

$$K = \frac{S_1}{S} = \left[\frac{C_1}{C}\cdot\frac{\ln\dfrac{2}{1+\dfrac{E_v}{E_{v_1}}}\cdot\dfrac{G_0}{G} - 0{,}25}{\ln\dfrac{G_0}{G} - 0{,}25}\right]^3$$

или при $\frac{G_0}{G} = 10$

$$K = \frac{\left[2{,}746 - \ln\left(1+\frac{E_v}{E_{v_1}}\right)\right]^3}{8{,}650}\ \frac{C_1^3}{C^3}.$$

Горение октана в кислороде представляет собой типичную реакцию углеводорода

$$C_8H_{18} + 12^1/_2\cdot O_2 = 8\ CO_2 + 9H_2O + 2587\ \text{ккал/кг}.$$

При этом

$$C_{th} = 4655\ \text{м/сек}.$$

Приведенная высшая теплотворная способность смеси относится к 0° K.

Из рис. 23 можно убедиться в следующем. Уменьшение этой высшей теплотворной способности в результате потерь, вызванных физическим распадением (разъединением) молекул (плавление,

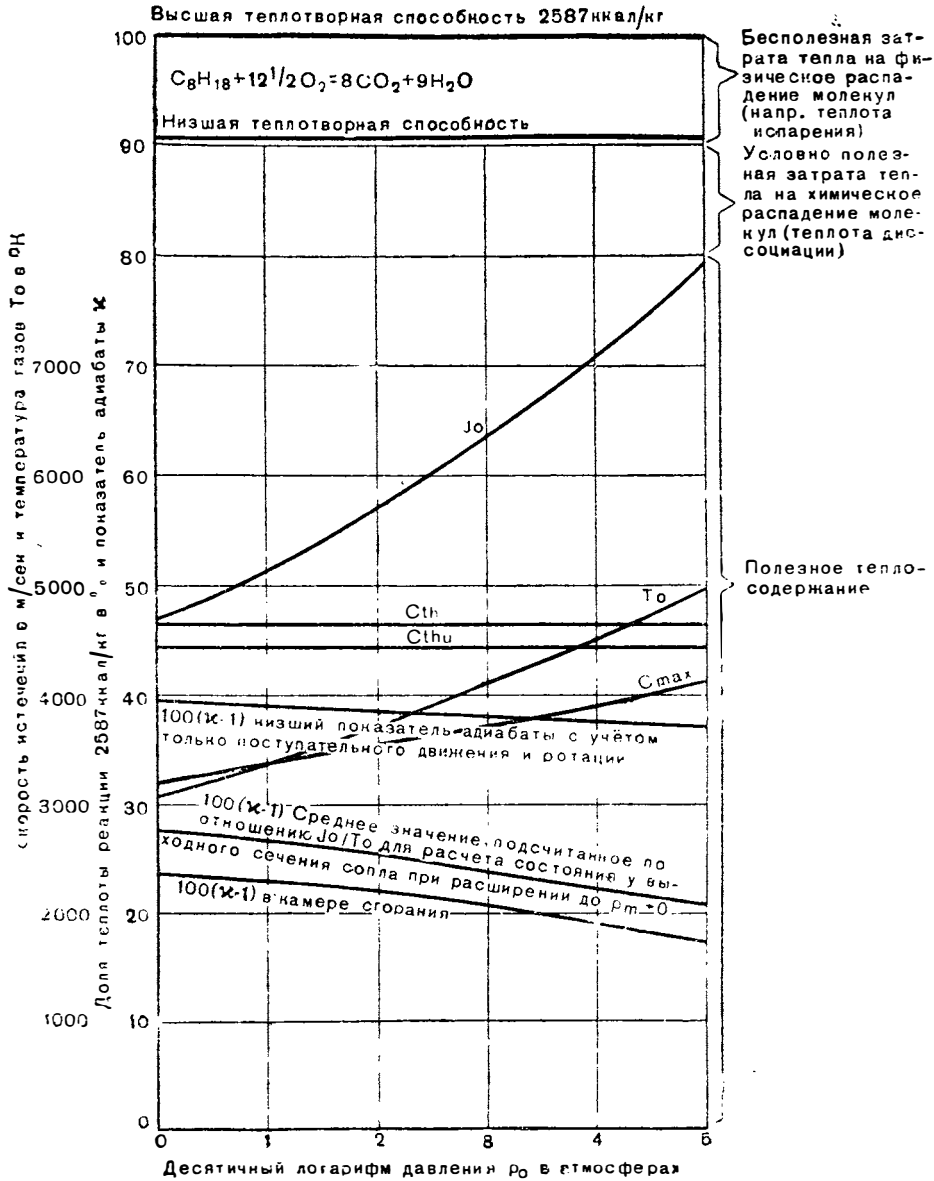


Рис. 23. Теплота испарения, теплота диссоциации, теплосодержание, теоретическая и максимальная скорости истечения и показатель адиабаты продуктов сгорания октана в кислороде в условиях статического равновесия

испарение), составляет 9,1%. Потери, зависящие от давления и возникающие в результате химического распадения (диссоциации), при давлении продуктов сгорания 100 ат составляют 34,5%. Таким образом, при указанных условиях к. п. д. камеры сгорания составляет $\eta_0 = \frac{J_0}{E} = 0{,}565$.

Эта диаграмма для горения октана при различных давлениях в камере сгорания, так же как и последующие диаграммы и таблицы для других видов горючих смесей, составлена М. Штейном с учетом всех продуктов диссоциации при допущении, что в камере сгорания установилось полное физическое и химическое равновесие. Кроме того, при их составлении было принято, что расширение происходит до внешнего давления, равного нулю, при том типе потока, который у нас описан под рубрикой «Случай 2».

Кроме величин низшей теплотворной способности смеси ($E - Ri_0$), теплосодержания J_0, температуры в камере сгорания T_0 теоретической и максимальной скорости истечения в зависимости от логарифма давления в камере сгорания, на графиках даны соответствующие средние значения величины $\varkappa$ при рассматриваемом случае расширения.

Кроме того, чтобы показать пределы возможных колебаний величины $\varkappa$ при других случаях (типах) потока или при других давлениях на выходе из сопла, на графики нанесены еще две кривые.

Одна из них дает показатель адиабаты для соответствующих условий в камере сгорания и является нижней границей, другая, на которой нанесены расчетные величины $\varkappa$ для второго случая (типа потока), является верхней границей.

Важная для полета действительная скорость истечения C на рис. 23 и некоторых последующих диаграммах не изображена. Эта величина для случая горения октана уже была приведена в предыдущем изложении. Назначением же диаграмм является в первую очередь сравнение между собой различных видов горючих смесей. Тем не менее, зная максимальную скорость истечения, можно определить действительную скорость истечения с помощью к. п. д. сопла

$$\eta_D = \left(\frac{C}{C_{max}}\right)^2.$$

Общий к. п. д. ракетного двигателя можно определить по формуле

$$\eta_i = \eta_0 \cdot \eta_D = \left(\frac{C_{max}}{C_{th}}\right)^2 \cdot \left(\frac{C}{C_{max}}\right)^2 = \left(\frac{C}{C_{th}}\right)^2.$$

Численная величина этого к. п. д. для частного случая горения октана при давлении в камере сгорания, равном 100 ат, определяется следующим образом:

$$\eta_i = 0{,}565 \cdot 0{,}825 = 0{,}465.$$

В соответствии с нижеизложенными соображениями как в этом вычислении, так и в дальнейшем, величина $\frac{d'}{d_m}$, соответствующая состоянию полета, всегда берется равной 0,14.

В условиях полета внешнее давление за кормой ракетного бомбардировщика всегда ниже 1 ат. По этой причине относительное падение давления $\frac{p_0}{p_m}$ при давлении в камере сгорания, равном, например, 100 ат, должно быть значительно больше 100. Продукты сгорания распространяются фактически по всей кормовой поверхности самолета, составляющей около 2,50 м². Это значит, что отношение площади среза сопла к площади критического сечения в течение всего периода работы ракетного двигателя составляет около 50. Соответственно этому

$$\frac{d'}{d_m} = \frac{1}{\sqrt{50}} = 0{,}14.$$

Наряду с детально исследованной основной группой горючих, представляющих собой смеси углеводородов с кислородом, существует еще другая группа топлив для ракетных двигателей. Общим признаком топлив этой группы является то, что они представляют элементы, расположенные в первом ряду периодической системы. При горении в кислороде они обеспечивают значительно более высокую концентрацию энергии в единице массы и частично в единице объема, чем углеводороды.

Исследованы были следующие реакции.

$$\begin{aligned}
&Be + 0{,}5\ O_2 = BeO + 5930\ \tfrac{ккал}{кг} \text{ при } 0°K\\
&2B + 1{,}5O_2 = B_2O_3 + 4930\ \text{„ „}\\
&2Li + 0{,}5\ O_2 = Li_2O + 4750\ \text{„ „}\\
&2Al + 1{,}5\ O_2 = Al_2O_3 + 3920\ \text{„ „}\\
&H_2 + 0{,}5O_2 = H_2O + 3900\ \text{„ „}\\
&Mg + 0{,}5O_2 = MgO + 3330\ \text{„ „}
\end{aligned} \qquad [6, 13, 14]$$

Характеристики горения алюминия и водорода нанесены на графики рис. 24 и 25 таким же образом, как это было сделано ранее для октана. Что касается важнейших характеристик горения легких металлов в стехиометрической смеси с жидким кислородом при давлении в камере сгорания 1, 10 и 100 ат, то они сведены в табл. 2.

Таблица 2

	BeO	B_2O_3	Li_2O	Al_2O_3	H_2O	MgO
Высшая теплотворная способность $E\left[\frac{ккал}{кг}\right]$	5930	4930	4750	3920	3900	3330

	BeO	B_2O_3	Li_2C	Al_2O_3	H_2O	MgO
Теплота испарения R_{i_0} $\left[\frac{ккал}{кг}\right]$ . . .	5040	2300	2780	1290	750	3750
Процентная весовая доля конденсированной (твердой или жидкой) фазы при давлении:						
1 ат	13,8	—	—	—	—	43.0
10 ат	18,0	—	—	—	—	48,0
100 ат	23,2	—	—	—	—	54,5
Теплосодержание J_0 в % от E при давлении:						
1 ат	20,6	40,5	21,9	21,5	45,8	28,7
10 ат	23,8	46,7	24,1	24,4	51,7	35,0
100 ат	28,4	51,4	27,0	28,1	59,7	44.1
Температура кипения при давлении 1 ат (°К)	3400	1990	1100	3250	373	3120
Температура в камере сгорания T_0 (°К) при давлении:						
1 ат	3400	6210	2350	3700	2950	3350
10 ат	3920	7010	2730	4070	3200	3970
100 ат	4550	7680	3200	4700	3560	4850
$\varkappa$ или $\varkappa$ при давлении:						
1 ат	~1,24	1,125	1,320	1,280	1,300	~1,11
10 ат	~1,22	1,110	1,315	1,260	1,250	~1.10
100 ат	~1,20	1,100	1,310	1,240	1,220	~1,08
Теоретическая скорость истечения C_{th} (м/сек)	7050	6420	6310	5730	5720	5280
C_{max} (м/сек) при давлении:						
1 ат	3200	4090	2950	2660	3870	2830
10 ат	3440	4390	3100	2830	4110	3130
100 ат	3760	4610	3280	3030	4420	3510

При расчете этой таблицы мы пренебрегли теплотой плавления, которая мала по сравнению с теплотой испарения, и учли все возможные продукты диссоциации в окончательном составе продуктов сгорания.

Процесс горения бора, лития, алюминия и водорода не отличается чем-либо существенным от горения углеводородов.

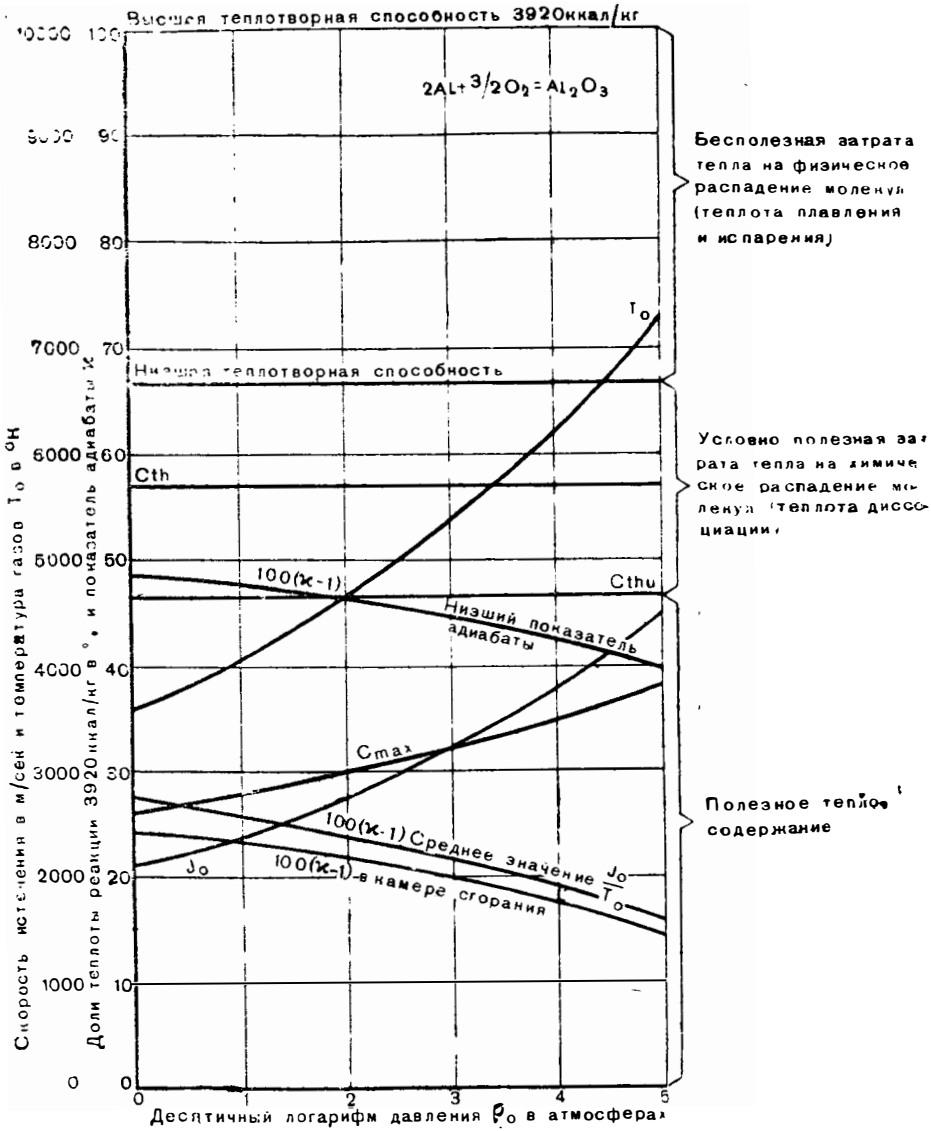


Рис. 24. Теплота испарения, теплота диссоциации, теплосодержание, температура, теоретическая и максимальная скорости истечения и показатель адиабаты продуктов сгорания алюминия в кислороде в условиях статического равновесия

В то же время некоторые из рассмотренных веществ, как, например, литий и алюминий, несмотря на высокую теплотворную способность их смесей с кислородом, не в состоянии обеспечить высокой максимальной скорости истечения, свойственной

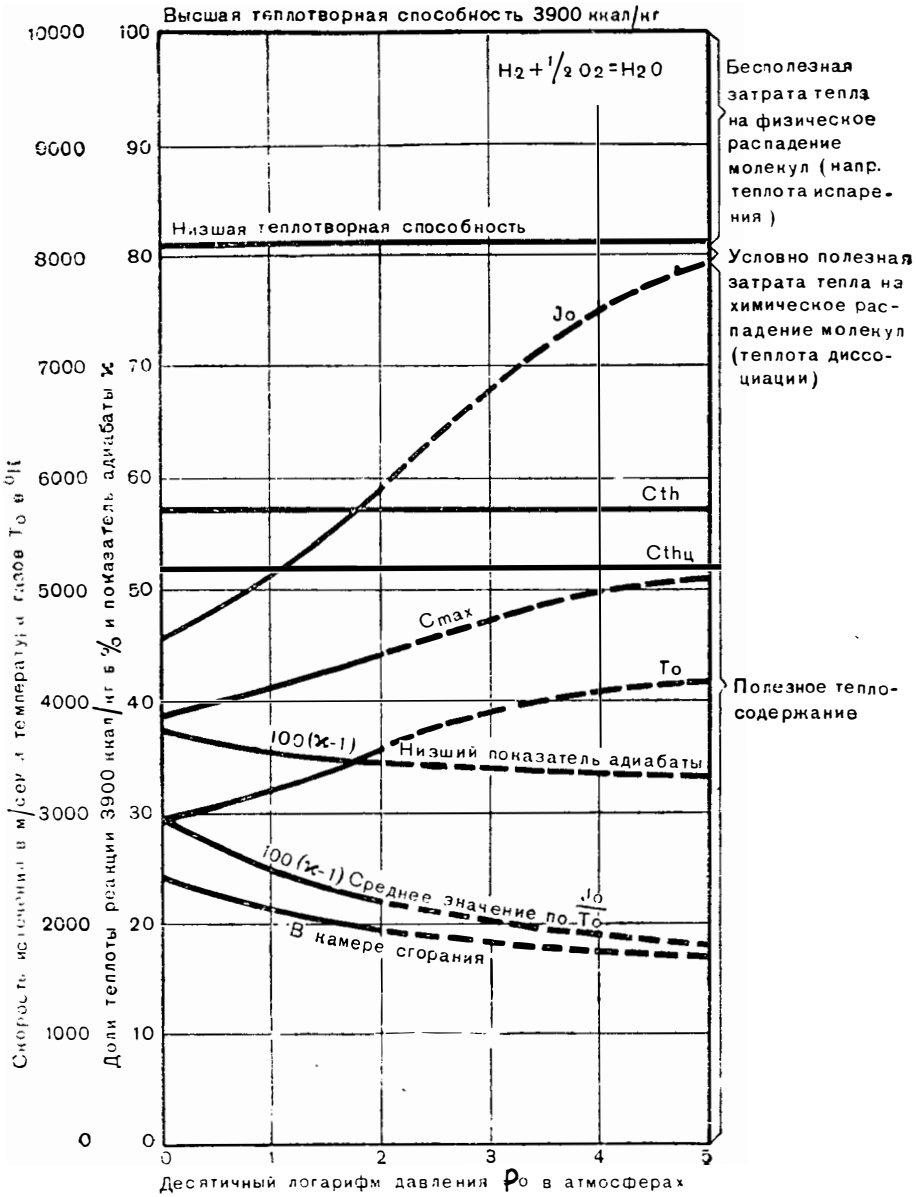


Рис. 25. Теплота испарения, теплота диссоциации, теплосодержание, температура теоретическая и максимальная скорости истечения и показатель адиабаты продуктов сгорания водорода в кислороде в условиях статического равновесия

углеводородам. Это объясняется потерями в результате испарения и диссоциации. Совсем иначе ведут себя бериллий и магний. При горении бериллия вследствие высокой теплоты испарения окиси бериллия BeO продукты сгорания оказываются только частично испаренными и значительная их часть остается в жидком (туман) или твердом (пыль) состоянии. Эти частицы не расходуют, следовательно, теплоты на свое испарение. По этой причине, несмотря на высокую теплоту испарения, при сгорании этих топлив развиваются очень высокие температуры, достигается очень высокое теплосодержание и соответственно этому высокая скорость истечения C_{max}. Твердые и жидкие частицы в продуктах сгорания этих металлов оказывают сильное влияние на расширение общей массы, что накладывает свой отпечаток в смысле уменьшения величины показателя адиабаты. Величина этого показателя $\varkappa$ общей массы продуктов сгорания может быть вычислена, если известны: весовая доля газообразной фазы k_g, весовая доля конденсированной (жидкой или твердой) фазы k_f и удельная теплоемкость конденсированной фазы C_f. Эти величины связаны между собой следующим соотношением:

$$\varkappa = \frac{k_g \cdot C_{p\ gas} + k_f \cdot C_f}{k_g \cdot C_{v\ gas} + k_f\ C_f},$$

где

$$C_{p\ gas} = \frac{J_{0\ gas}}{T_0}$$

и

$$C_{v\ gas} = \frac{J_{0\ gas}}{T_0} - AR$$

взяты по второму случаю расширения, т. е. расширения до давления на выходе из сопла $p_m = 0$.

Кривая T_0 представляет одновременно кривую температур кипения BeO, так как температура пламени целиком ограничена температурой кипения BeO.

При горении магния, низшая теплотворная способность которого представляет отрицательное число, в результате высокого содержания конденсированной фазы получаются очень высокие температуры и теплосодержания общей массы продуктов сгорания, а также особенно малые значения показателя $\varkappa$. В этом случае продукты сгорания быстро теряют вид газа или пара и их свойства приближаются к свойствам горячей лавы.

На основе приведенных величин максимальной скорости истечения можно получить величины действительной скорости истечения для легких металлов. Эти величины приведены ниже для давления в камере сгорания в 100 ат.

При этом величина к. п. д. сопла взята на основе вышеприведенных значений $\varkappa$ в соответствии с зависимостью

$$\left(\frac{d'}{d_m}\right)^2 = \frac{C}{C_{max}} \cdot \frac{\left(\frac{\varkappa+1}{2}\right)^{\frac{1}{\varkappa-1}} \cdot \left(\frac{\varkappa+1}{\varkappa-1}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{1}{\varkappa}} \left[1-\left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}}\right]}{1-\frac{\varkappa+1}{2\varkappa}\left(\frac{p_m}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}}}.$$

при величине $\frac{d'}{d_m} = 0{,}14$.

Следует иметь в виду, что значение $\varkappa$ представляет только первое приближение с некоторым избытком и отображает среднюю величину между T_0 и 0 вместо средней величины между T_0 и T_m, которая должна была бы дать несколько менее благоприятный результат.

BeO : $\varkappa = 1{,}20$;	$\sqrt{\eta_D} = \frac{C}{C_{max}} = 0{,}844$;	$C = 3170$ м/сек	
B_2O_3 : $\varkappa = 1{,}10$;	0,690;	3180	„
Li_2C : $\varkappa = 1{,}31$;	0,925;	3030	„
Al_2O_3: $\varkappa = 1{,}24$;	0,880;	2670	„
H_2O : $\varkappa = 1{,}22$;	0,865;	3820	„
MgO : $\varkappa = 1{,}08$;	0,630;	2210	„

Приближенная средняя величина $\varkappa$ для октана составляет 1,255 и соответствует величине $C = 3120$ м/сек. Все эти величины будут использованы при дальнейших сравнительных расчетах.

В ракетной технике наряду с действительной концентрацией энергии в единице массы (массовой удельной энергией) имеет важное значение действительная концентрация энергии в единице объема бака E_v (объемная удельная энергия). Эти величины определяют размеры баков для топлива и необходимую мощность насоса. Кроме того, от величины E_v зависит коэфициент достоинства K.

Бериллий с жидким кислородом	$E_v = 1580$	ккал/дм³	$K = 1{,}23$
Бор с жидким кислородом	1640	„	$K = 1{,}27$
Литий с жидким кислородом	820	„	$K = 0{,}64$
Алюминий с жидким кислородом	1390	„	$K = 0{,}68$
Жидкий водород с жидким кислородом . .	780	„	$K = 1{,}22$
Магний с жидким кислородом . .	840	„	$K = 0{,}25$
Стандартные значения для октана (газойля) с жидким кислородом	1240	„	$K = 1{,}00$

Эти данные окончательно свидетельствуют о том, что из топлив второй группы только бериллий, бор и жидкий водород имеют преимущества перед углеводородами. Из них бериллий и бор в условиях, которые имеются при хранении, являются твердыми телами, так что подачу их в камеру сгорания высокого давления ракетного двигателя осуществить нельзя. Если попытаться преодолеть трудности подачи путем применения этих веществ в виде проволоки, порошка (пыли) и т. д., то удельный объем при

хранении их в баке уменьшится настолько, что преимущество их сойдет на-нет. Применение же этих веществ в жидком состоянии отпадает вследствие их высокой температуры плавления.

Таким образом, жидкий водород является единственным веществом из второй группы топлив, которое может конкурировать с углеводородами. Однако его превосходство (на 22%) над углеводородами можно еще оспаривать в связи с тем, что на обыкновенном самолетном металлическом баке при температуре жидкого водорода происходит конденсация окружающего воздуха. Вследствие этого, если не будет принято особых мер, скорость испарения водорода увеличится, а также могут возникнуть неприятности аэродинамического характера. Невзирая на это обстоятельство, вследствие легкости получения и некоторых других качеств, присущих водороду, которые будут подробнее рассмотрены в дальнейшем, применение его в качестве топлива для ракетных двигателей имеет большие перспективы.

Поскольку вещества второй группы обладают только незначительными преимуществами перед углеводородами или совсем не имеют преимуществ, следует рассмотреть еще одну возможность. Эта возможность заключается в использовании комбинаций из топлив обеих групп, например в виде металлической дисперсии в минеральных маслах.

Такие дисперсии совмещают в себе преимущества легкости подачи (возможность эффективного использования насосов) с высокой объемной удельной энергией, позволяя, таким образом, уменьшить объем баков и мощность насоса. Кроме того, в некоторых случаях они обнаруживают неожиданное свойство, именно более высокое теплосодержание, чем их компоненты углеводород и легкий металл, взятые в отдельности [30].

Циклы горения смесей алюминий—кислород и октан—кислород при давлении продуктов сгорания в 100 ат нанесены на общий график рис. 26. Сравнение кривых дает возможность обнаружить интересный факт, заключающийся в том, что температура, развивающаяся при горении октана, равная 3700° К, в круглых цифрах на 830° ниже, чем температура испарения Al_2O_3.

Сделаем допущение, что при одновременном сгорании одинакового количества стехиометрических смесей обоих топлив, октана и алюминия с кислородом, происходит теплообмен между всеми молекулами, практически свободный от релаксации. Далее, примем, что заметного химического взаимодействия продуктов сгорания обоих топлив не происходит.

Из рассмотрения обоих циклов с очевидностью вытекает, что при соблюдении этих условий энергия должна переходить от более высокого температурного уровня окиси алюминия Al_2O_3 к более холодным продуктам сгорания октана. Последние будут нагреваться за счет теплоты диссоциации и теплоты испарения продуктов сгорания алюминия до тех пор, пока не будет достигнута температура кипения (испарения) окиси алюминия Al_2O_3, равная 4530° К. В результате, когда температура уравняется, полезное

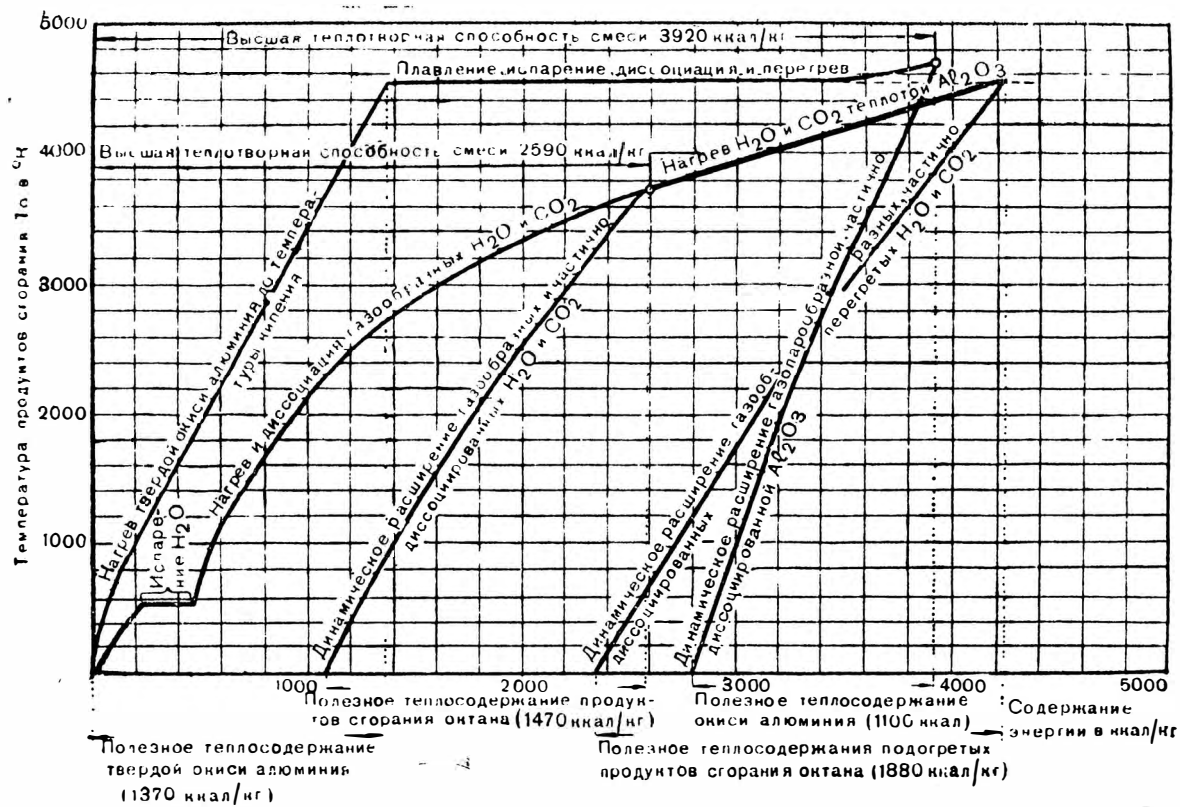


Рис. 26. Диаграмма: энергия—температура для горения алюминия в кислороде и углеводорода в кислороде, в статических условиях при давлении 100 ат

теплосодержание продуктов сгорания октана значительно возрастет, в то время как в теплосодержании продуктов сгорания алюминия заметного изменения не произойдет.

Таким образом, теплосодержание и максимальная скорость истечения такой 70-процентной дисперсии алюминия в октане оказываются больше тех же величин, взятых для каждого из них в отдельности.

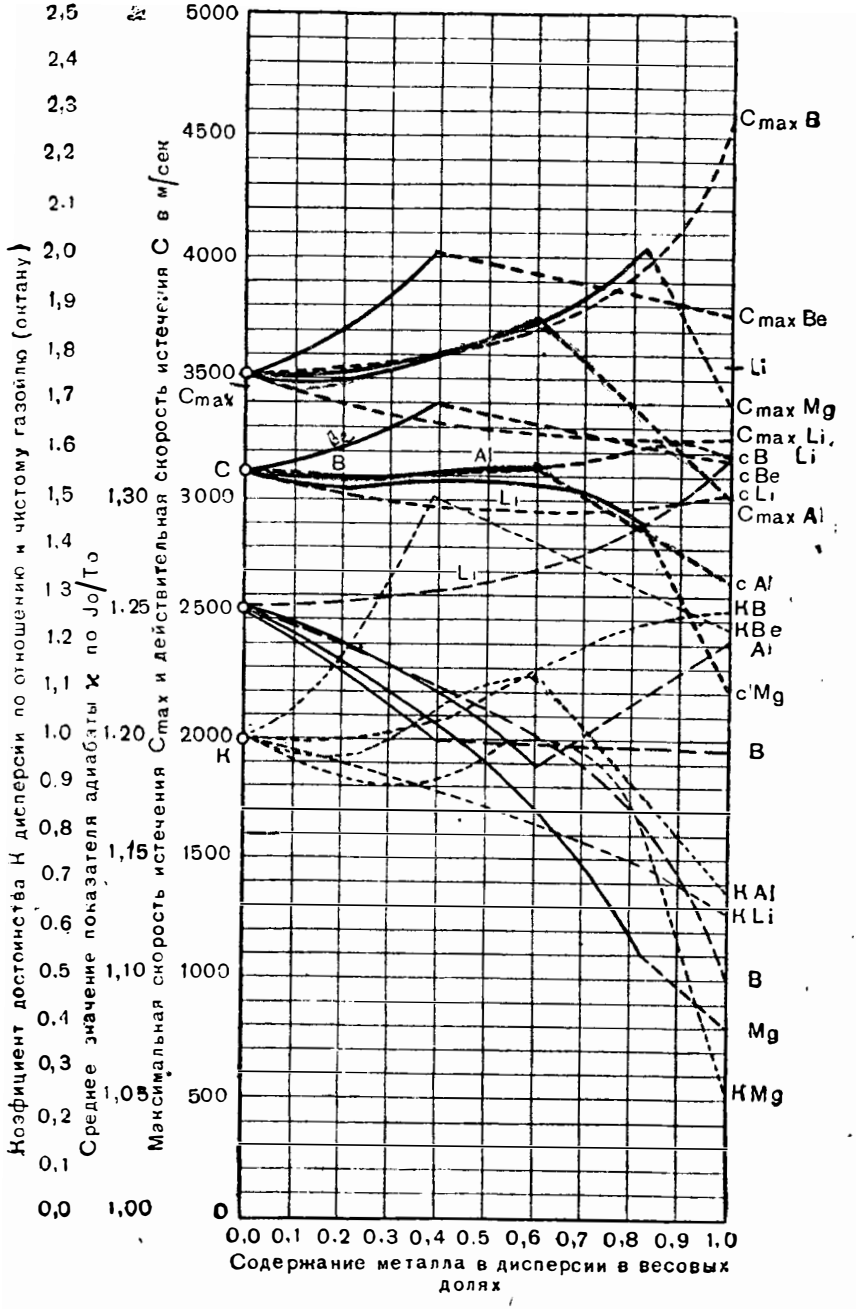
Из изложенного можно сделать вывод, что комбинированные топлива обладают следующими преимуществами:

1. Температура продуктов сгорания дисперсии не является промежуточной температурой, лежащей вблизи средней между температурами продуктов сгорания единичных компонентов. Более того, общая температура продуктов сгорания алюминиевой дисперсии достигает температуры испарения Al_2O_3. Необходимая для такого повышения температуры энергия получается за счет бесполезной теплоты диссоциации и испарения.

2. В результате установления общей температуры при теплообмене между продуктами сгорания компонентов дисперсии уменьшается и без того небольшая диссоциация Al_2O_3. В это же время диссоциация продуктов сгорания октана заметно увеличивается. Следствием этого является возрастание средней удельной теплоемкости $c_p = \frac{J_0}{T_0}$ продуктов сгорания. На графике это выражается уменьшением наклона ветви расширения подогретых продуктов сгорания октана. Оба эти обстоятельства обусловливают увеличение теплосодержания $J = c_p T$.

Далее следует заметить, что наибольшая величина получается не для 70-процентной дисперсии, случайно выбранной в качестве примера и дающей одинаковое весовое количество продуктов сгорания октана и алюминия, а при дисперсии алюминия в октане, содержащей такое количество алюминия, которое как раз достаточно для нагревания всей массы продуктов сгорания до температуры испарения Al_2O_3. Тогда высшая теплотворная способность алюминия будет полностью использована без затраты тепла на испарение окиси. Выигрыш за счет теплот диссоциации и испарения Al_2O_3 целиком будет использован на увеличение теплосодержания и диссоциацию продуктов сгорания октана. Такое оптимальное соотношение обеспечивается дисперсией алюминия в октане, содержащей 60,5% алюминия.

Те же соображения могут быть распространены на дисперсии остальных легких металлов. На рис. 27 приведены важнейшие характеристики горения дисперсий бериллия, бора, лития, алюминия и магния при давлении в камере сгорания в 100 ат. На этом рисунке нанесены в виде графиков следующие величины: максимальная скорость истечения, средний показатель адиабаты, действительная скорость истечения в полете и коэфициент достоинства К.



Фиг. 27. Характеристики горения дисперсии металла в газойле при давлении в камере сгорания 100 ат в зависимости от содержания металла

Из графиков видно, что некоторые вещества, имеющие температуру кипения окислов ниже температуры продуктов сгорания октана, не проявляют какого-либо специфического действия при применении их в виде дисперсий. К таким веществам относятся бор и литий. Для них кривые изменения C_{max}, $\varkappa$ и C не имеют максимума. Это говорит о том, что дисперсия не имеет никаких преимуществ перед лучшим из своих компонентов, взятых в отдельности. Что касается бериллия, алюминия и магния, то характеристики их дисперсий при оптимальном составе следующие.

Для дисперсии бериллий—углеводород, содержащей 39 весовых процентов металла,

$$C_{max} = 4100 \text{ м/сек}; \quad \varkappa = 1{,}20; \quad C = 3400 \text{ м/сек}; \quad K = 1{,}51;$$
$$E_v = 1557 \text{ ккал/дм}^3.$$

Для дисперсии алюминий—углеводород, содержащей 60,5 весовых процентов металла,

$$C_{max} = 3760 \text{ м/сек}; \quad \varkappa = 1{,}189; \quad C = 3140 \text{ м/сек}; \quad K = 1{,}14;$$
$$E_v = 1453 \text{ ккал/дм}^3.$$

Для дисперсии магний—углеводород, содержащей 60 весовых процентов металла,

$$C_{max} = 3725 \text{ м/сек}; \quad \varkappa = 1{,}171; \quad C = 3080 \text{ м/сек}; \quad K = 1{,}00;$$
$$E_v = 1330 \text{ ккал/дм}^3.$$

Подводя итоги, можно сказать следующее.

Дисперсия магния в углеводороде не имеет никаких преимуществ перед чистым углеводородом. Для алюминия и бериллия существует широкая область составов дисперсий, обладающих преимуществом перед углеводородами. При этом для первого увеличение коэфициента достоинства доходит до 14%, для второго—до 51%. В связи с доступностью алюминия его дисперсии раньше найдут себе применение в той области ракетной техники, которая обслуживает военные цели.

Что касается дисперсий с бериллием, то можно предполагать, что они будут использоваться для специальных целей.

Все приведенные здесь исследования касаются только стехиометрических смесей. Таким образом, возможность получения лучших значений величин K и C при других соотношениях топлива и кислорода не исключается.

Получение 60-процентной дисперсии алюминия в газойле, способной сохранять свою пригодность на протяжении многих недель хранения в неподвижном состоянии, разработано Х. Тройцшем и Э. Руссером. Эта дисперсия допускает вполне удовлетворительную подачу с помощью центробежных насосов. Для получения устойчивой дисперсии ими предложены два следующих мероприятия:

1. Повышение вязкости газойля путем растворения в нем различных веществ, как, например, металлических солей

жирных кислот, воска, жиров, каучука и многих других искусственных продуктов. Хорошие результаты получены были с натуральным и синтетическим каучуком и сходными с ним высокополимеризованными углеводородами—оппанолами.

Оппанолы обладают тем преимуществом, что они являются чистыми углеводородами и не содержат никакого балласта. Они обладают высокой теплотворной способностью и сгорают полностью без остатка.

2. Уменьшение размеров частичек алюминиевой пыли при возможно большем уменьшении поверхностного окисления, так как при уменьшении величины частиц одновременно уменьшается скорость осаждения, а также в большинстве случаев уменьшается вязкость. При больших количествах металла измельчение с помощью ультразвука, повидимому, неэкономично, поэтому измельчение должно производиться в шаровых мельницах в атмосфере азота.

В связи с применением жидкого кислорода в качестве компонента всех рассмотренных топлив для ракетных двигателей хранение очень больших количеств его вырастает в серьезную проблему. Благодаря низкой температуре кипения кислорода (—183°С) непрерывно поглощаемое им из более теплого окружающего пространства тепло поддерживает его все время в состоянии кипения. При этом поглощенная им энергия снова освобождается в виде теплоты испарения, равной 51 ккал/кг, а неиспарившаяся часть поддерживается при постоянной температуре. Нежелательное испарение может быть уменьшено путем ограничения количества тепла, поступающего из окружающей среды. Это тепло поступает главным образом через соприкасающиеся с кислородом стенки сосуда. Поэтому в качестве первого мероприятия для сокращения испарения напрашивается уменьшение поверхности смоченных жидкостью стенок сосуда. Этого можно достигнуть путем хранения всего запаса кислорода в одном баке и придания этому баку шарообразной формы. Тепловой поток через уменьшенную таким образом до минимума поверхность можно еще более снизить, применяя различные способы тепловой изоляции, в частности с помощью различных теплоизоляционных материалов. Среди последних хорошими свойствами обладает рыхлый порошок из углекислого магния, достаточно толстый слой которого должен дать желаемые результаты.

Проверенная на практике величина коэфициента теплопроводности этого материала составляет только $\lambda = 0{,}027 \frac{\text{ккал}}{\text{м час град}}$. При температурном перепаде от +20 до —183°С в течение 24 часов через каждый квадратный метр поверхности бака при плоском слое изоляции толщиной 1 м пройдет 131 кал тепла. Это соответствует испарению 2,57 кг кислорода в сутки с каждого квадратного метра поверхности.

На основе этих данных составлен приведенный на рис. 28 график. Он дает суточную потерю жидкого кислорода при хранении его в баках различных размеров емкостью до миллиона тонн. Кривые изображают потери при изоляции толщиной 1 м, 5 м и 10 м.

В графике приняты также во внимание потери от объемного теплового потока через толщу стенок.

Результаты этих подсчетов подтвердились при изготовлении большого экспериментального сосуда для жидкого кислорода вместимостью 56 т и с толщиной изоляционного слоя из углекислого магния 2,6 м. Этот сосуд установлен на авиационной испытательной станции в Трауэне и находится в эксплоатации с лета 1938 г. Он сооружен Акционерным обществом по использованию газа в промышленности Берлин—Бритц.

Этот, с точки зрения потребностей ракетной техники, небольшой сосуд является значительным скачком вперед по сравнению со всеми построенными до настоящего времени сосудами для жидкого кислорода. Несмотря на полное отсутствие опыта работы с сосудами таких размеров, этот сосуд безупречно работает с момента установки до настоящего времени.

Количество испаряющегося из него кислорода составляет в среднем 140 кг в сутки. Сопоставляя по графику вместимость бака, толщину его изоляции с этой цифрой, можно убедиться, что она хорошо согласуется с расчетной величиной.

Рис. 29 представляет фотографию сосуда, на которой видна его цилиндрическая внешняя оболочка высотой 8,6 м и с диаметром 8,6 м. Внутри этой стальной оболочки подвешен кислородный бак из латуни вместимостью 50 м³, или 56 т жидкого кислорода. Внутреннее пространство между оболочками толщиной 2,6 м засыпано рыхлой тонкой порошкообразной углекислой магнезией. Сосуд целиком помещен в подземном помещении и доступен для осмотра со всех сторон. Помещение имеет нормальную температуру погребов; какого-либо заметного понижения температуры обнаружить в нем не удается. Наружная оболочка сосуда имеет нормальную температуру, влага атмосферного воздуха на ней не конденсируется. Испаряющийся кислород в количестве 140 кг в сутки собирается в баллоны и используется для работы испытательной станции и в сварочных мастерских.

На рис. 30 приведена схема сосуда-гиганта на миллион тонн жидкого кислорода. При толщине изоляции 10 м из него будет испаряться 13 000 кг кислорода ежесуточно. Таким образом, этот сосуд, будучи однажды наполнен кислородом и оставлен в покое, полностью освободится от него не ранее, чем через 200 лет. Испаряющийся при этом кислород может быть реализован путем наполнения стальных баллонов и доставки их потребителям.

Внутренний цилиндрический сосуд из медного сплава имеет диаметр 103,5 м и высоту, включая выпуклые днища, 119 м. Нижняя часть сосуда представляет подвесное дно, висящее на кольце, окружающем ее цилиндрическую поверхность. Это кольцо

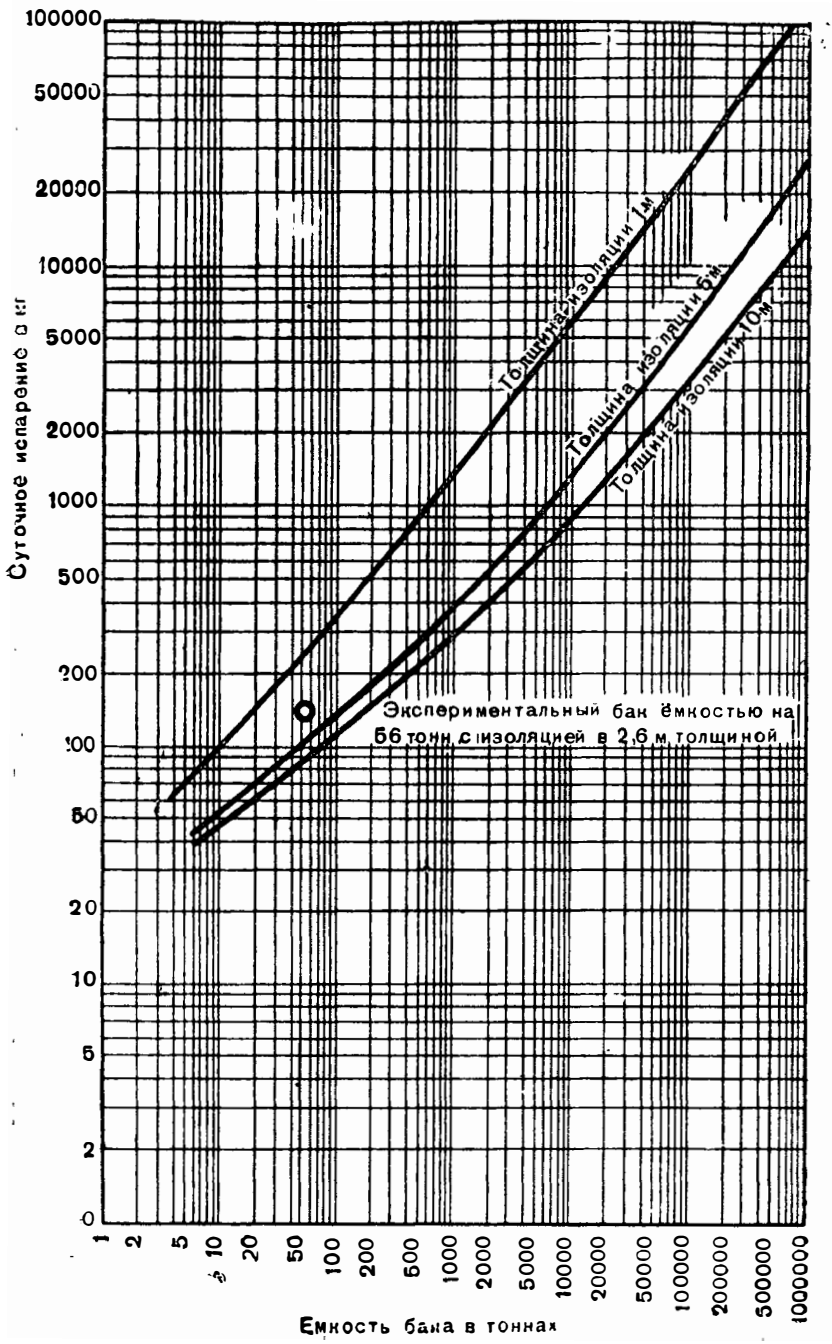


Рис. 28. Суточные потери от испарения в больших цилиндрических сосудах для жидкого кислорода при различных емкости и толщине слоя неорганической тепловой изоляции

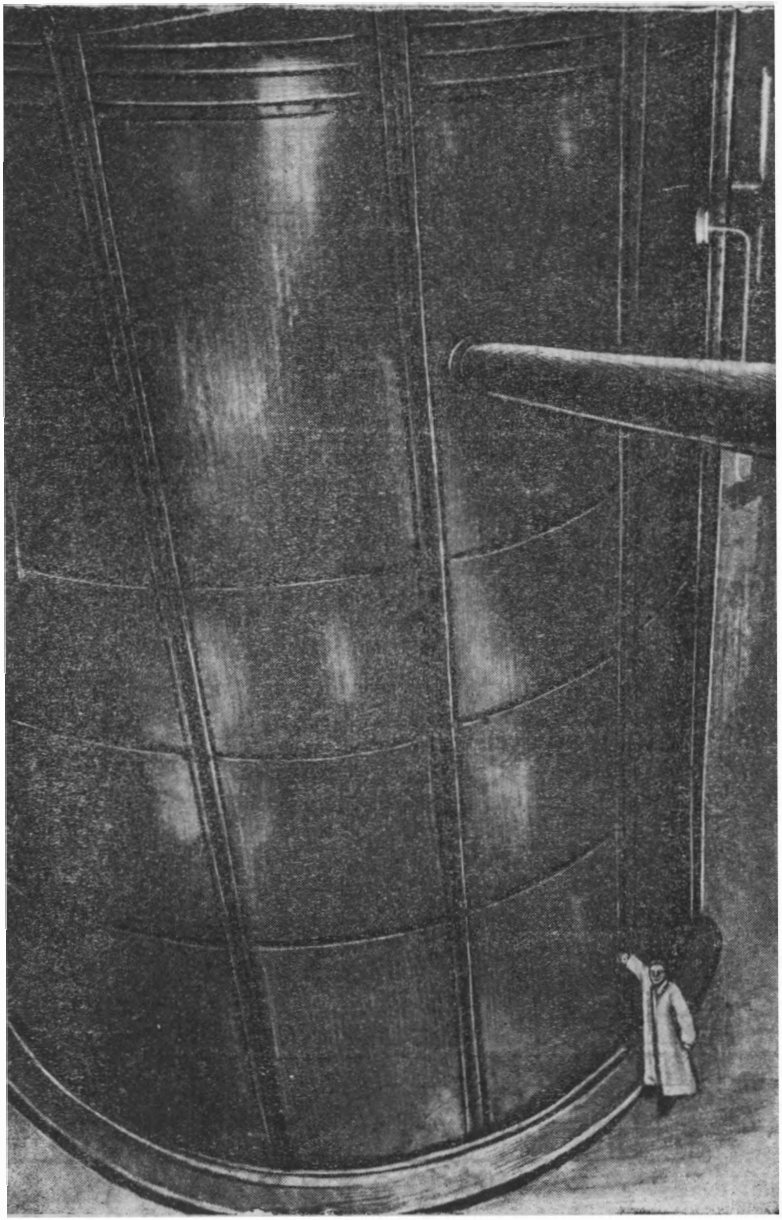


Рис. 29. Внешний вид бака на 56 т жидкого кислорода с суточным испарением 140 кг. Толщина изоляции 2,6 м

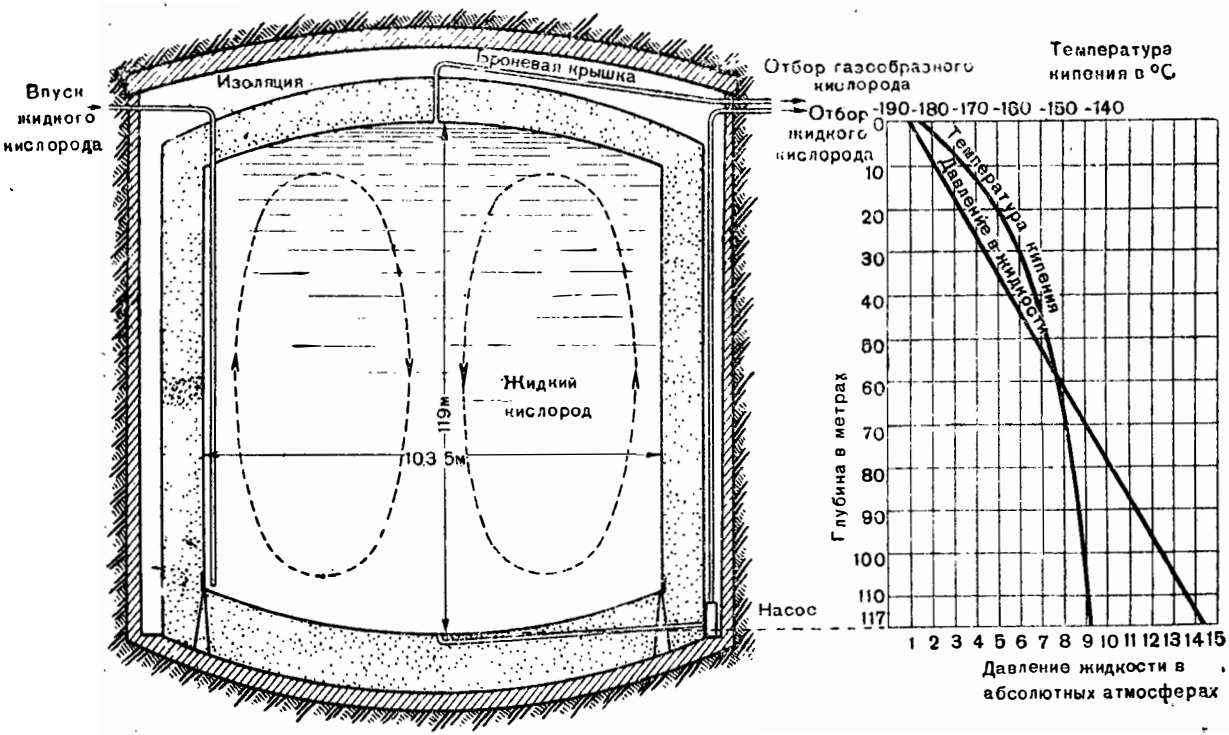


Рис. 30. Эскиз сосуда-гиганта на 1 000 000 т жидкого кислорода. Диаграмма давления и температуры кипения в баке

покоится на нескольких опорах, выполненных из малотеплопроводного материала и опирающихся на грунт.

Верхняя крышка подвешена во многих точках к внешней стальной оболочке. Внутренняя оболочка окружена слоем изоляции из рыхлой углекислой магнезии, имеющей с боков и сверху толщину 10 м, а под нижним днищем 15 м. Этот изоляционный слой ограничен снаружи стальной оболочкой, имеющей достаточную жесткость и прочность. Весь сосуд находится в цилиндрическом подземном железобетонном котловане.

Жидкий кислород поступает в сосуд слева и подается с помощью впускной трубы, идущей до самого дна сосуда. Таким образом, возмущение жидкого кислорода при наполнении сводится к минимуму. В наивысшей точке сосуда находится отборная труба для газообразного кислорода. При помощи этой трубы над поверхностью жидкого кислорода всегда может поддерживаться нормальное атмосферное давление. Жидкость отбирается из самой нижней точки сосуда. На одной высоте с местом отбора жидкости у стены котлована справа помещен насос, прогоняющий жидкость за верхний край стенки котлована к отборному отверстию.

Поведение жидкого кислорода в сосуде такой большой емкости заслуживает некоторого внимания.

Гидростатическое давление в сосуде глубиной 117 м возрастает с глубиной, в соответствии с графиком, помещенным на рис. 30 справа, до величины 13,1 ат.

Температура кипения кислорода зависит от давления и возрастает, таким образом, с глубиной от —183° С при давлении в 1 ат до — 144° при 14,1 ата (см. график). Несмотря на этот факт, температура кипения всего содержимого сосуда и на поверхности жидкости остается почти на том же уровне (—183° С). Это объясняется тем, что, когда нижние слои жидкости нагреваются до более высокой температуры, чем верхние, их плотность уменьшается и возникает термосифонная циркуляция, перемещающая теплые массы вверх, т. е. в область меньших гидростатических давлений. Здесь в связи с уменьшением давления они начинают кипеть и за счет теплоты испарения выделяющегося газа уравнивают свою температуру с температурой окружающей массы. Благодаря этому явлению, которое распространяется на слои любой глубины, как в поверхностном слое кислорода, так и во всех нижних слоях устанавливается одна и та же температура.

Таким образом, отбирая кислород в самой нижней точке бака, мы действительно будем получать на практике жидкость с температурой —183° С.

Так как жидкость нагревается прежде всего через боковую цилиндрическую стенку, круговорот ее происходит таким образом, что нагретые и кипящие массы жидкости поднимаются вверх у стенки и в то же время в середине сосуда холодные массы опускаются вниз. Движущиеся таким образом массы (см. рис. 30) образуют тело, напоминающее по своей форме кольцо.

Кислород, подробно рассмотренный здесь в связи с его свойствами, проявляющимися при горении и при хранении, образует с описанными выше топливами смеси, отличающиеся высокой скоростью истечения. Однако не всегда эти комбинации обеспечивают наивысшие скорости истечения. Следует упомянуть еще о двух веществах, способных заменить кислород и представляющих особый интерес. Речь будет итти о фторе и об озоне или же по крайней мере о жидком кислороде, обогащенном озоном.

Фтор следует рассмотреть только в связи с горением в нем металлов.

Некоторые фтористые металлы обладают несколько большей теплотой образования и меньшей теплотой испарения, чем соответствующие им окислы. От них, следовательно, можно ожидать более высоких значений скорости истечения. В связи с техническими трудностями, связанными с заменой жидкого кислорода жидким фтором, мы исключаем их из рассмотрения.

Особенности горения в чистом озоне можно рассмотреть на примере горения октана. При разложении самого озона происходит выделение энергии в количестве 710 ккал/кг. Поэтому теплотворная способность вместо 2587 ккал/кг, получаемых при горении смеси октана с чистым кислородом, при горении октана с озоном достигает 3140 ккал/кг. Теоретическая скорость истечения тоже увеличивается приблизительно на 10% и вместо 4655 м/сек в первом случае составляет во втором случае 5120 м/сек. Примерно в таком же отношении должна увеличиться при использовании чистого озона и действительная скорость истечения.

Для проверки возможности применения озона Х. Шумахер (Франкфурт) провел опыты с небольшими количествами этого вещества.

Опыты привели к следующим важнейшим результатам.

Чистый озон как в газообразной, так и в жидкой фазе взрывоопасен и для использования его на самолете пока технически неприменим.

Газообразные смеси озона с кислородом, начиная с концентрации в 10 весовых процентов, способны к реакции в трубопроводах и сосудах шарообразной формы, в том случае, если реакция началась с помощью раскаленного тела. Однако начавшаяся реакция способна продолжаться самостоятельно, распространяясь на всё количество имеющегося озона, только начиная с концентрации 17 весовых процентов. Но даже и при такой концентрации возрастание давления при реакции невелико и для использования его требуются соответствующие машины и арматура. Оно определяется величинами порядка 2 ат. Только в случае применения смесей с содержанием озона 40—50 весовых процентов возникает свечение (пламя), и давление возрастает до 6—10 ат.

Жидкие смеси озона с кислородом при атмосферном давлении и соответствующей температуре кипения, начиная, повидимому, уже от весовой концентрации около 25%, проявляют склонность к взрыву.

Если находящийся над такой жидкой смесью газообразный озон взрывается со свечением, то происходит также взрыв жидкости, достигающий большой разрушительной силы.

Смешиваемость жидкого озона с жидким кислородом и температура кипения таких смесей подробно освещены в диаграммах растворимости и кипения при атмосферном давлении. При хранении больших количеств таких смесей в открытых сосудах следует иметь в виду следующее.

Смеси с весовой концентрацией озона до 25% устойчивы, не расслаиваются и имеют температуру около —183° С. Так как такие смеси, повидимому, также и взрывобезопасны, то в первую очередь они являются подходящими для технического применения. Смеси с весовой концентрацией от 25 до 55% неустойчивы. Они распадаются на два слоя: тяжелую темнофиолетовую обогащенную озоном (>55% O_3) фазу, опускающуюся на дно, и легкую светлоголубую фазу, обогащенную кислородом (>75% O_2), всплывающую на поверхность. Тонущая фаза, вероятно, взрывоопасна. Смеси с весовой концентрацией озона свыше 55% снова оказываются стабильными (в смысле растворимости). Однако они взрывоопасны и пока не могут иметь технического применения.

При повышении давления легко перейти за пределы критической температуры растворения, равной —179,5° С, при которой пробел в смешиваемости озона и кислорода пропадает.

При продолжительном хранении смесей жидкого кислорода с жидким озоном, в результате более интенсивного испарения кислорода, смеси обогащаются жидким озоном. Чтобы избежать возможного взрыва содержимого бака, его следует пополнять жидким кислородом.

Газообразная фаза, возникающая над поверхностью жидкости, достигает критического содержания озона в 40—50 весовых процентов только при концентрации озона в жидкой фазе почти в 90 весовых процентов. Таким образом, продукты испарения жидких смесей озона с кислородом при весовой концентрации озона до 25%, даже при бурном испарении на неохлажденных частях машин, едва ли представят какую-нибудь опасность.

На рис. 31 приведены диаграммы состояния растворов жидкого озона в жидком кислороде.

Некоторые другие носители кислорода упомянуты в начале книги. Из них два окислителя—перекись водорода и азотная кислота—уже используются практически для определенных целей в ракетной технике.

Рассмотренные до сих пор горючие, состоящие более чем из одного компонента, были разбиты на три группы: первая—углеводороды с кислородом или озоном, вторая—легкие металлы с кислородом или фтором и третья, представляющая комбинацию первых двух с использованием дисперсии легкого металла в углеводороде. Кроме этих трех групп, возможна еще четвертая группа горючих, состоящих из одного компонента, использующая,

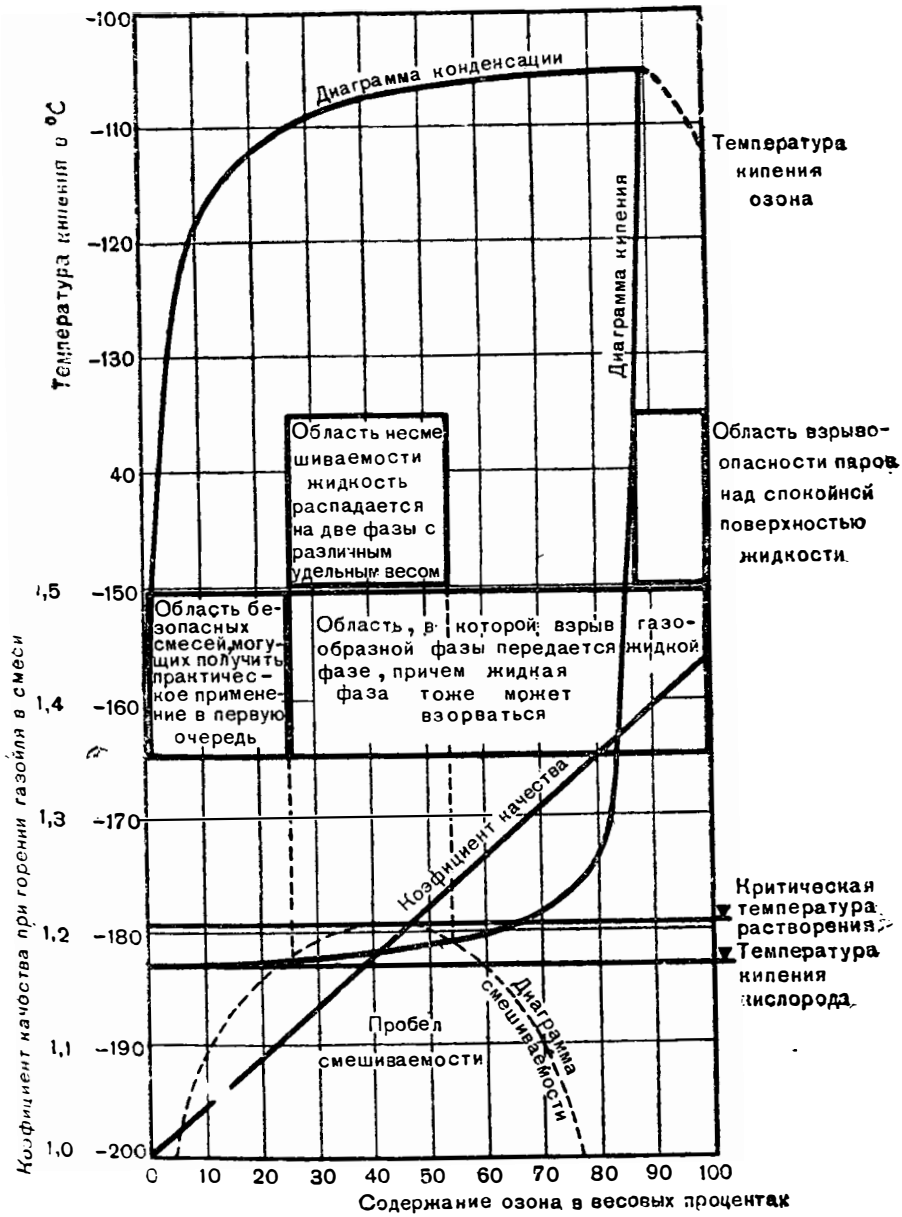


Рис. 31. Состояние смесей жидкого озона и жидкого кислорода при давлении 760 мм по Шумахер-Франкфурт

например, теплоту реакции соединения атомов простых веществ в молекулы.

Сюда относятся следующие реакции:

1. Атомный азот [9]

$$2N \rightarrow N_2 + 6050 \text{ ккал/кг [11]}, \quad C_{th} = 7120 \text{ м/сек}.$$

2. Атомный водород

$$2H = H_2 + 51\,400 \text{ ккал/кг [11, 32]}, \quad C_{th} = 20\,800 \text{ м/сек}.$$

Так как продолжительность существования этих неустойчивых веществ крайне мала (продолжительность существования активного—атомного—водорода, как указывают, составляет максимум 10 секунд [9, стр. 253]), то работы в этой области в интересах ракетной техники должны вестись в первую очередь в следующих направлениях.

1. Нахождение путей увеличения продолжительности существования атомного азота или водорода.
2. Выявление зависимости продолжительности существования этих веществ от давления и температуры, особенно в области очень низких температур.
3. В случае необходимости—разработка способа обогащения жидкого или твердого вещества его одноатомной модификацией.

На пути разрешения этих задач стоят очень большие трудности, и вероятность получения результатов, позволяющих использовать одноатомный водород в технике, невелика. Следует, однако, принять во внимание огромные преимущества этого топлива. Концентрация энергии горючего H в 10—20 раз выше концентрации энергии всех доступных в настоящее время горючих.

Благоприятные значения удельных теплоемкостей и высокие значения $\varkappa$ должны обеспечить высокое значение к. п. д. сопла. Высокая скорость реакции—высокое значение к. п. д. камеры сгорания и возможное уменьшение ее объема. Наконец, максимально возможная теплопрозрачность позволяет добиться малой теплопередачи стенкам камеры сгорания.

Даже частичный успех, например, десятипроцентное обогащение водорода атомами H путем растворения примерно 10% газообразного H в жидком H_2 должен иметь исключительное техническое значение.

В предельном случае 100% концентрации N или H, в случае давления в камере сгорания, равного 100 ат, получаем следующие расчетные характеристики:

N_2: $T_0 = 8260°$ K; $\varkappa = 1{,}49$; $\sqrt{\eta_D} = 0{,}97$; $C = 4690$ м/сек;

H_2: $T_0 = 5500°$ K; $\varkappa = 1{,}49$; $\sqrt{\eta_D} = 0{,}97$; $C = 14\,100$ м/сек.

Соответствующие величины для более широкой области давлений в камере сгорания приведены для атомного водорода на рис. 32. Исключительные свойства активного водорода проявляются еще благодаря тому, что вероятность возвращения значительной

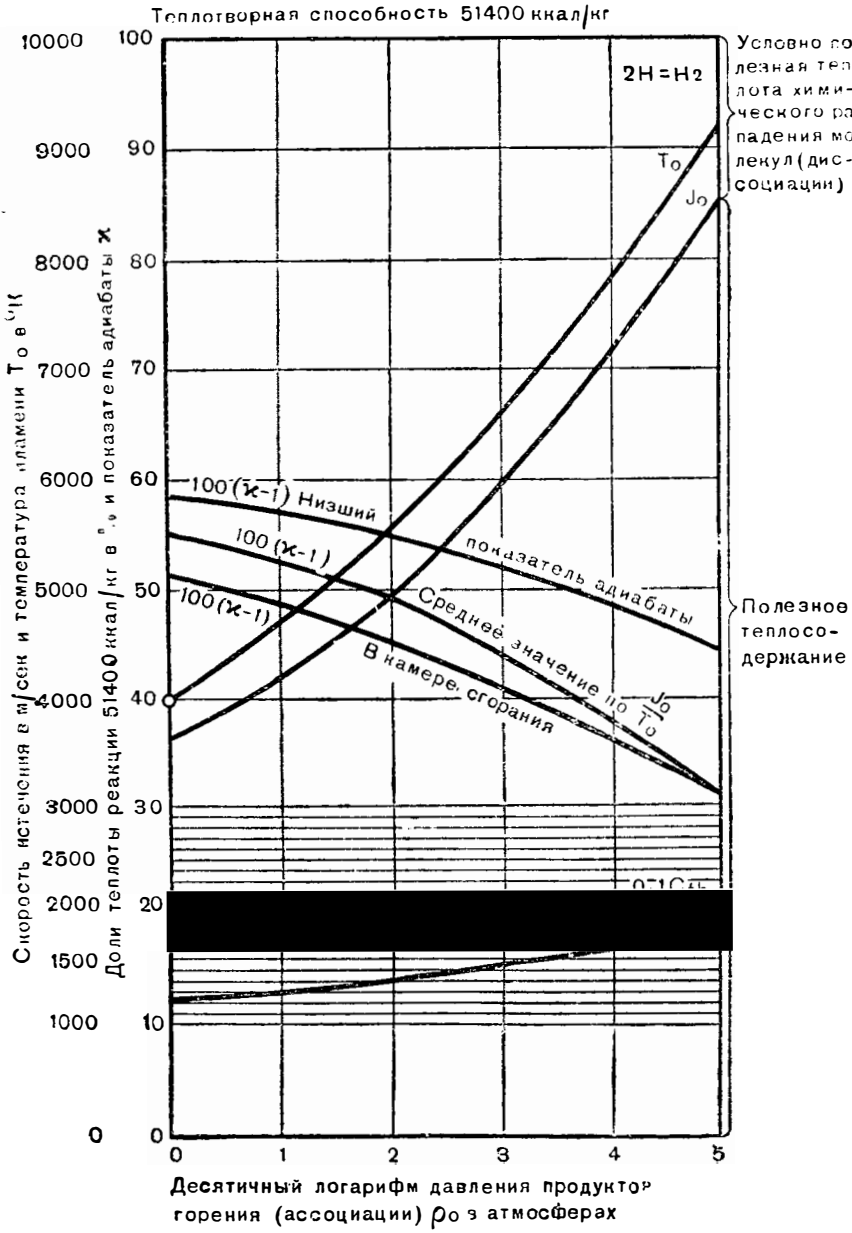


Рис. 32. Теплота диссоциации, теплосодержание, температура, теоретическая и максимальная скорости истечения и показатель адиабаты продуктов реакции ассоциации (соединения) активного (атомного) водорода в молекулярный в статических условиях

части энергии диссоциации путем догорания внутри сопла в этом случае особенно велика.

Наконец, заслуживает упоминания еще одна группа топлив, использующих ядерные реакции. Они дают возможность получить скорости истечения порядка 10^6—10^8 м/сек. Эти топлива вызывают технический интерес в связи с изучением явлений, возникающих при распаде уранового ядра [3].

Подводя итоги теоретическим соображениям, высказанным в этом разделе и подкрепленным вычислениями, можно утверждать, что в ракетном двигателе при сгорании стехиометрической смеси углеводорода с кислородом при давлении в камере сгорания 100 ат, можно достигнуть скорости истечения свыше 3100 м/сек. При избытке топлива над кислородом возможно получение характеристик более высоких, примерно на 5%. При обогащении кислорода озоном возможно дальнейшее повышение скорости истечения до получения значения C=3400 м/сек при стехиометрическом отношении топлива и окислителя. Использованию дисперсии алюминия в углеводороде при горении в жидком кислороде соответствует скорость истечения того же порядка, но при этом можно достигнуть лучших весовых характеристик самолета в связи с большей плотностью топлива. При использовании жидкого водорода с жидким кислородом можно получить скорость истечения 3800 м/сек, а при частичной замене кислорода озоном можно ожидать скорости истечения 4000 м/сек. Наконец, путем присадки к водороду его атомной модификации можно получить еще более высокие величины.

На основании всего изложенного, при подсчете лётных и боевых качеств ракетного бомбардировщика будем вначале исходить из значений C=3000 и 4000 м/сек. Чтобы установить влияние более высоких скоростей истечения, одновременно произведем сравнительные расчеты при скорости истечения C=5000 м/сек.

3. Особенности самолета

Внешние формы ракетного бомбардировщика, обосновываемые в этом разделе, представлены на рис. 33—36. Нос фюзеляжа имеет оживальную форму и образован кривой с радиусом закругления в 9,6 калибра. Нижняя поверхность фюзеляжа образована плоскостью, проходящей через его продольную ось. Между крыльями полуоживальная часть переходит в широкую призму с вертикальными боковыми стенками.

Далее по направлению к хвостовой части фюзеляж постепенно суживается, причем сечение его остается подобным среднему сечению. Большая, тупая торцовая поверхность кормовой части фюзеляжа обусловлена габаритами выходного сечения сопла ракетного двигателя. Сравнительно малые крылья-плавники служат главным образом для придания устойчивости в полете и для посадки. Их профиль имеет известную из предыдущих работ треугольную клинообразную форму с максимальной толщиной в $^1/_{20}$ на $^2/_3$ хорды [18, стр. 170].

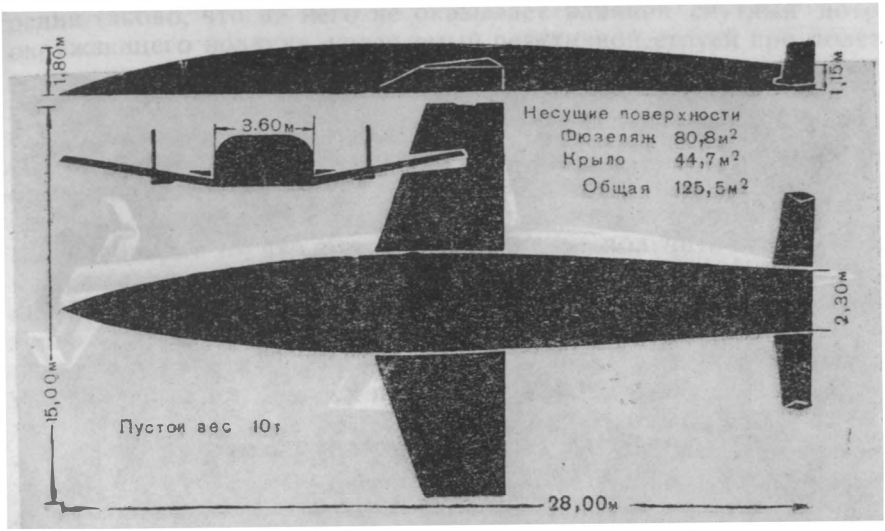


Рис. 33. Силуэты ракетного бомбардировщика

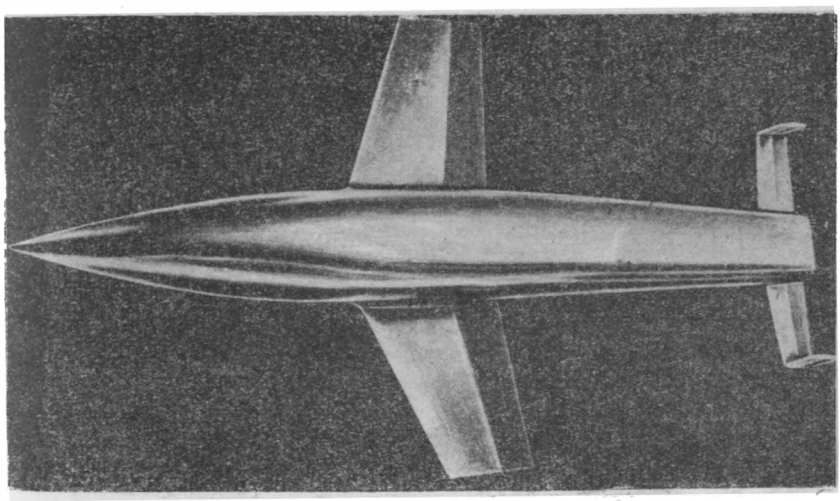


Рис. 34. Ракетный бомбардировщик, вид сверху

Эта своеобразная форма самолета соответствует законам, управляющим потоком при очень больших числах Маха. Установочный угол крыльев по отношению к фюзеляжу равен нулю, так что

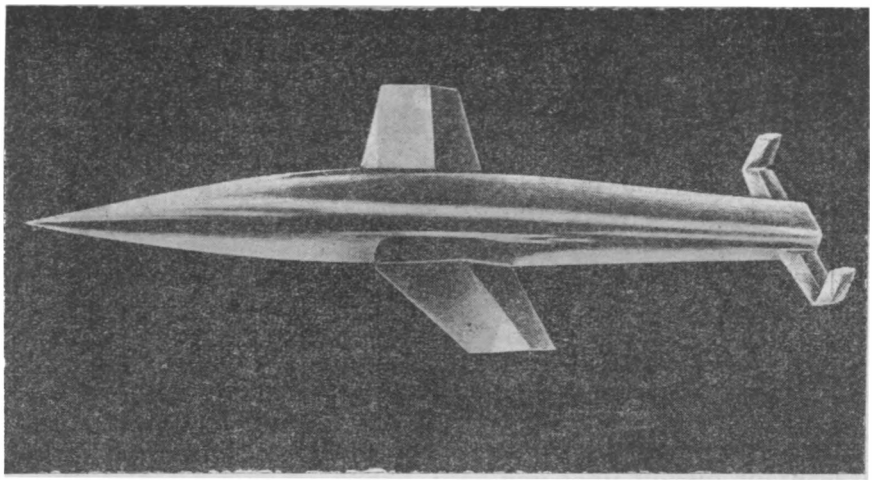


Рис. 35. Ракетный бомбардировщик, вид спереди, сверху

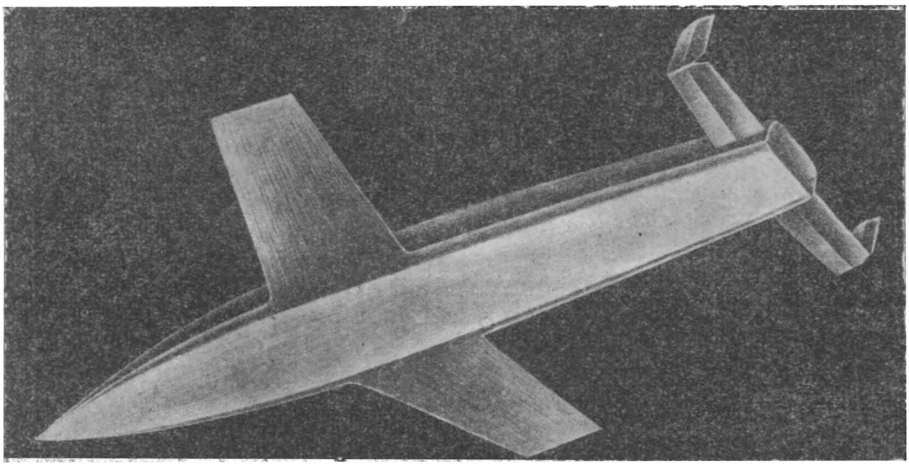


Рис. 36. Ракетный бомбардировщик, вид сзади, снизу

выбранная конструкция низкоплана облегчает сопряжение несущих поверхностей: плоской поверхности фюзеляжа с крылом. Это особенно отчетливо видно на рис. 36. Для поверхностей хвостового оперения выбран симметричный четырехугольный профиль, максимальная толщина которого тоже находится у задней трети хорды

и составляет $^1/_{20}$ последней. Общее расположение хвостового оперения таково, что на него не оказывает влияния спутный поток окружающего воздуха, увлекаемый реактивной струей при полете со сверхзвуковой скоростью.

Оперение и ракетный двигатель таким образом не мешают одно другому.

Целесообразные размеры ракетного бомбардировщика должны быть выбраны на основе согласования между собой ряда противоречивых требований. В пользу выбора максимально больших размеров говорит то, что в этом случае можно получить более благоприятное отношение нагрузки к пустому весу; кроме того, сооружение больших ракетных двигателей проще, чем малых. Помимо этого, боевая мощь соединения ракетных бомбардировщиков растет с ростом размеров последних, в то время, как необходимое количество весьма ценных пилотов на единицу транспортируемого груза уменьшается. С другой стороны, примерный расчет в области взлетных весов от 10 до 1000 т показывает, что аэродинамическая подъемная сила фюзеляжа при посадке с возрастанием полетного веса составляет все меньшую часть от общего веса, что ясно из геометрических соображений. Таким образом, при увеличении веса требуются крылья относительно большей площади. В конечном счете вес самих крыльев выступает на первый план без существенного улучшения аэродинамического качества в области высоких чисел Маха. Подобные соображения приводят к выбору взлетного веса в 100 т, которому отвечает посадочный вес в 10 т. При этом количество горючего, которое может взять самолет, составляет в пределе 90 т. Это соответствует объему баков 76 м^3, что в свою очередь определяет размеры фюзеляжа, изображенные на рис. 33.

Размеры крыльев определяются выбранной для бомбардировщика нагрузкой на квадратный метр несущей поверхности. Упомянутый ранее старт с помощью ракетной катапульты допускает практически сколь-угодно высокую нагрузку на несущую поверхность. Таким образом, если принять, что перед посадкой в результате израсходования всего запаса горючего и сбрасывания остальной полезной нагрузки (бомб) посадочный вес составляет $^1/_{10}$ веса при взлете, то в конечном счете размеры крыльев определяются посадочной скоростью.

Несмотря на то что в особых случаях уже применяются посадочные скорости свыше 200 км/час, нами выбрано пока предельное значение посадочной скорости в 150 км/час. Это объясняется тем, что посадка ракетных бомбардировщиков мыслится вообще как планирующая посадка. Кроме того, при передаче самолетов в эксплоатацию в большом количестве нужно будет считаться с уровнем подготовки среднего летчика.

Такой скорости отвечает скоростной напор $q=110$ кг/м^2. Очень тонкий и мало изогнутый профиль крыла не дает возможности, даже в случае применения посадочных приспособлений (щитки и т. д.), рассчитывать на величину максимального коэфициента

подъемной силы большую $c_{y\,max}=1{,}25$. Таким образом, нагрузка на несущую поверхность ограничивается при посадке величиной

$$q \cdot c_{y\,max}=137{,}5 \text{ кг/м}^2.$$

Кроме этой величины, размеры крыльев определяются еще тем обстоятельством, что существенную часть полной подъемной силы самолета составляет подъемная сила фюзеляжа. Согласно данным следующего раздела общий вес всего самолета при высоких значениях числа Маха уравновешивается на $^2/_3$ подъемной силой фюзеляжа и только на $^1/_3$ подъемной силой крыльев.

При посадочной скорости коэфициент подъемной силы фюзеляжа при угле атаки, соответствующем максимальной подъемной силе всего самолета, составляет около $c_y=0{,}45$. Уже установленная величина несущей поверхности фюзеляжа составляет $F_R=80{,}8$ м^2. Таким образом, общая подъемная сила фюзеляжа составляет

$$F_R \cdot c_y \cdot q=4000 \text{ кг}.$$

Остаток посадочного веса 6000 кг должен быть уравновешен подъемной силой крыльев.

Отсюда следует, что необходимая площадь крыльев составляет в круглых цифрах 44 м^2. Общая величина площади несущих поверхностей составляет (в соответствии с рис. 33) 125,5 м^2 и средняя удельная нагрузка на несущую поверхность равна

$$\frac{10000}{125{,}5}=79{,}7 \text{ кг/м}^2.$$

Коэфициент подъемной силы при посадке в соответствии с рис. 39 составляет

$$c_y=\frac{A}{qF}=0{,}74.$$

При старте средняя нагрузка на несущую поверхность в 10 раз больше, чем при посадке, и составляет 797 кг/м^2. При выбранной скорости взлета 500 м/сек начальный динамический напор составляет 15 930 кг/м^2, а используемый коэфициент подъемной силы $c_y=0{,}05$, что отвечает углу атаки $\alpha=3°$. В то же время коэфициент подъемной силы c_y при наилучшем коэфициенте планирования и числе Маха $\frac{V}{a}=1{,}5$ составляет около 0,173. При угле атаки в 3° общий вес самолета 100 000 кг уравновешивается подъемной силой фюзеляжа на 38% и подъемной силой крыльев на 62%. Удельная нагрузка на несущую поверхность крыльев составляет таким образом 1390 кг/м^2. После того как самолет примет положение с углом атаки в 8°, соответствующим наилучшему качеству, коэфициент подъемной силы c_y становится равным 0,173. Подъемная сила, необходимая для поддержания самолета в воздухе при $\frac{V}{a}=1{,}5$, составит 346 000 кг, из которых на долю крыльев при $c_y=0{,}083$ прихо-

дится в круглых цифрах 48%. Это соответствует нагрузке на квадратный метр 3720 кг/м², которую надо принять как эксплоатационную с точки зрения запаса прочности для крыльев в этой фазе полета.

Для остальных элементов ракетного бомбардировщика решающими в смысле возникающих нагрузок являются другие фазы полета. Так, например, для баков с горючим решающим является ускорение при старте, для фюзеляжа, а также для пилота—ускорение в конце восходящей ветви траектории, для фюзеляжа и шасси—посадка.

Интересно сравнить отношение веса G ракетного бомбардировщика после использования всего топлива и сбрасывания бомб к весу G_0 непосредственно после отрыва от земли с обычными весовыми пропорциями перегруженного бомбардировщика дальнего действия.

Для подобного бомбардировщика в лучшем случае имеем: конструкция самолета—18%, двигательная установка—13%, вооружение—3%, полезная нагрузка—66%. Для обычного бомбардировщика дальнего действия

$$\frac{G}{G_0} = 0{,}34.$$

Основные элементы конструкции ракетного бомбардировщика имеют следующие веса: кабина 500 кг, ракетный двигатель 2500 кг, крылья 2500 кг, что соответствует весу квадратного метра крыла, равному 56 кг, фюзеляж 3250 кг, хвостовое оперение, шасси, бомбовый отсек и т. д. 1250 кг. Общий вес конструкции самолета составляет таким образом 7000 кг, в то время как вес обычного бомбардировщика таких же размеров составляет около 3000 кг. Таким образом, конструкция ракетного бомбардировщика всего в 2,3 раза тяжелее конструкции обычного бомбардировщика, при взлетном весе, превышающем взлетный вес последнего в 10 раз. Это объясняется прежде всего тем, что тяжелые несущие поверхности, в частности крылья, рассчитаны не на 10-кратный, а на 3—4-кратный взлетный вес. Остальная часть стартового веса поддерживается воздухом непосредственно, без каких-либо дополнительных конструктивных элементов. Принятые весовые соотношения ракетного бомбардировщика, благодаря особо благоприятным условиям старта и набора высоты, на много превосходят соответствующие соотношения обычного бомбардировщика. Общий вес ракетного бомбардировщика складывается из элементов следующим образом: конструкция самолета 7%, двигательная установка 2,5%, вооружение 0,5%, полезная нагрузка 90%. Таким образом получается величина $\frac{G}{G_0} = 0{,}1$. Все вытекающие из этого факта выводы сохраняют свою справедливость также и при большем весе конструкции бомбардировщика. В этом случае можно без дальнейших расчетов притти к правильным исходным данным в смысле соотношения

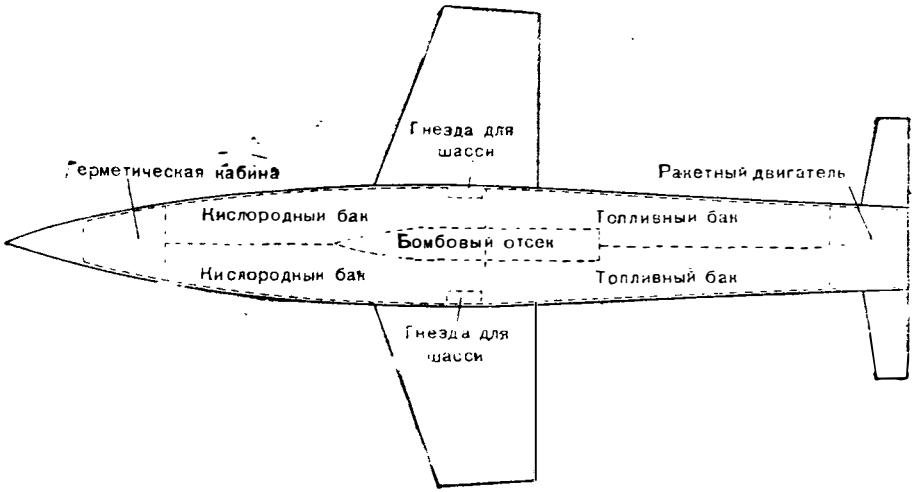


Рис. 37. Схема использования объема ракетного бомбардировщика

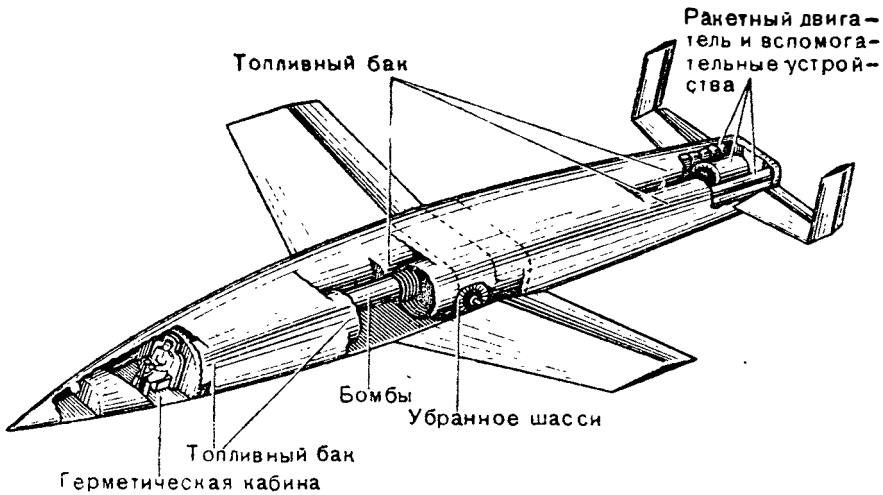


Рис. 38. Общее устройство ракетного бомбардировщика

весов простым уменьшением бомбовой нагрузки настолько, насколько увеличился вес самолета сверх 10 т.

На рис. 37 и 38 представлен окончательный эскиз устройства ракетного бомбардировщика.

В носу самолета расположено не показанное на эскизе убираемое носовое колесо, работающее во взаимодействии с главными колесами, убираемыми в фюзеляж, и убираемым в хвостовую

часть костыльным колесом, тоже не показанным на эскизе. Носовое колесо предохраняет самолет при посадке от удара заостренной носовой частью удлиненного фюзеляжа о землю, под влиянием случайного продольного момента, что может вызвать аварию самолета. Кроме того, оно помогает быстро затормозить самолет, который, совершая посадку при скорости 150 км/час, вследствие малых размеров крыльев испытывает очень малое сопротивление воздуха.

За носовым колесом расположена герметическая кабина для одного пилота. Герметическая кабина рассчитана на внутреннее давление 0,4—0,5 ат при отсутствии давления (вакууме) снаружи. Кроме того, она должна позволять пилоту быстро покинуть самолет в случае опасности (например после старта). В связи с требованием гладкой обтекаемой внешней формы видимость из кабины очень плоха. При свободном полете с большими скоростями достаточны боковые зрительные щели и в крайнем случае оптические вспомогательные приборы.

Для посадки следует предусмотреть специальные откидные ставни с защитой от ветра. В этой фазе полета ни герметичность кабины, ни соблюдение строго оживальной формы не обязательны и от них можно отказаться.

Из существенных элементов оборудования кабины следует также упомянуть сиденье пилота, позволяющее ему воспринять большие ускорения, действующие по оси самолета, при наиболее удобном положении своего тела. При этом не только корпус и голова, но также ноги и руки должны покоиться на соответствующих опорных поверхностях, допуская и при этом положении некоторые важнейшие манипуляции для управления. Остальное оборудование кабины пилота—приборы, пеленгаторную установку, радиоустановки, систему обеспечения воздухом и т. п.—нет надобности описывать подробно.

К герметической кабине сзади примыкают баки, представляющие две большие трубы, образующие несущую (рабочую) конструкцию фюзеляжа и имеющие в длину 20,5 м; наибольший диаметр каждой 1,8 м. Каждая из труб непосредственно образует внешней верхней частью своего контура обшивку соответствующих участков самолета. Нижняя половина контура и верхнее пространство между трубами покрыты обшивкой так, что она образует принятую форму призматического фюзеляжа, напоминающего сундук. Трубы из конструктивных соображений и из соображений устойчивости разделяются поперечными стенками на несколько отдельных баков. Назначение этих поперечных перегородок следующее.

Во-первых, они образуют отдельные расположенные один за другим баки для топлива и кислорода, имеющие соответствующую емкость. Каждый из компонентов горючего располагается при этом симметрично относительно оси самолета. Это в свою очередь способствует уменьшению термических напряжений, а следовательно, препятствует искривлению (короблению) и возникновению несим-

метричности. Перегородки, подразделяя «высоту» жидкости на отдельные части, уменьшают давление жидкости на заднюю стенку бака, возникающее в результате ускорения самолета. Кроме того, они устраняют перевес хвостовой части самолета, который иначе мог бы возникнуть при постепенном опорожнении баков. Наконец, перегородки придают необходимую жесткость тонкостенному остову фюзеляжа, позволяя ему надежно воспринимать корневые моменты лонжеронов крыльев.

При этом следует рекомендовать размещать кислородные баки в передней части самолета. Это способствует увеличению давления притекающего к насосу кислорода.

В центроплане в пространстве между обеими трубами расположен бомбовый отсек, приспособленный для бомб общим весом до 30 т. При сбрасывании бомб дно отсека должно на короткое время полностью открываться, чтобы ось бомбы осталась параллельной оси самолета, так как поперечное положение по отношению к направлению полета может вызвать преждевременно чрезмерный нагрев (накал) бомбы. Впереди лонжерона в главных баках сделаны гнезда для колес шасси.

Наконец, в задней части фюзеляжа (см. рис. 38) располагается ракетный двигатель.

4. Аэродинамическое качество самолета

В полете ракетный бомбардировщик проходит области скоростей, в которых действуют различные законы. Полет протекает в следующих областях скоростей:

— область обычных дозвуковых скоростей;

— область скоростей, превышающих скорость звука не более, чем в три раза;

— область очень больших чисел Маха, при которых все же в основном действительны законы Ньютона о развивающихся при движении аэродинамических силах, согласно которым сопротивление возрастает пропорционально квадрату скорости полета и углу атаки;

— наконец, область газо-кинетических потоков с очень большой длиной свободного пробега молекул воздуха, в которой действуют своеобразные, хотя и сходные с ньютоновскими, законы.

Во всех этих областях самолет должен сохранять достаточную устойчивость.

Однако аэродинамическое качество играет роль главным образом в той области скоростей, в которой применимы законы Ньютона как в плотной, так и в разреженной среде. Это вытекает из того обстоятельства, что с самого начала своего планирующего полета при числе Маха, равном 30, ракетный бомбардировщик расходует свою кинетическую энергию на 99% внутри области скоростей, для которой действительны законы Ньютона, и только 1% при скоростях, меньших трех скоростей звука.

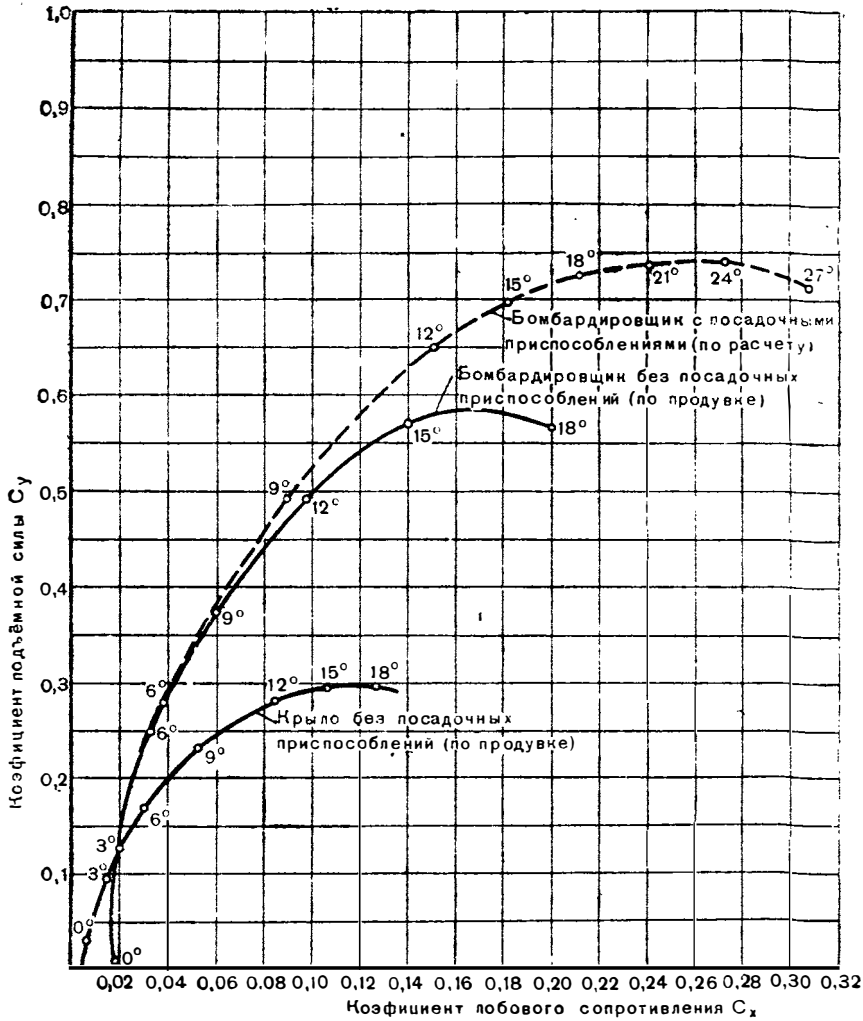


Рис. 39. Поляры бомбардировщика и его крыла по продувкам в аэродинамической трубе при посадочном числе Маха и числе Рейнольдса $Re = 4 \cdot 10^6$. Отдельно изображена поляра бомбардировщика при использовании приспособлений, облегчающих посадку по данным прикидочного подсчета (аэродинамические коэфициенты отнесены ко всей несущей поверхности крыла и фюзеляжа вместе)

В области плотного воздуха аэродинамическое качество можно определить для отдельных значений числа Маха, например, при V_a, равном 0,1; 1,5; 3 и ∞, а в области разреженного воздуха можно получить окончательные формулы при помощи газо-кинетических соотношений.

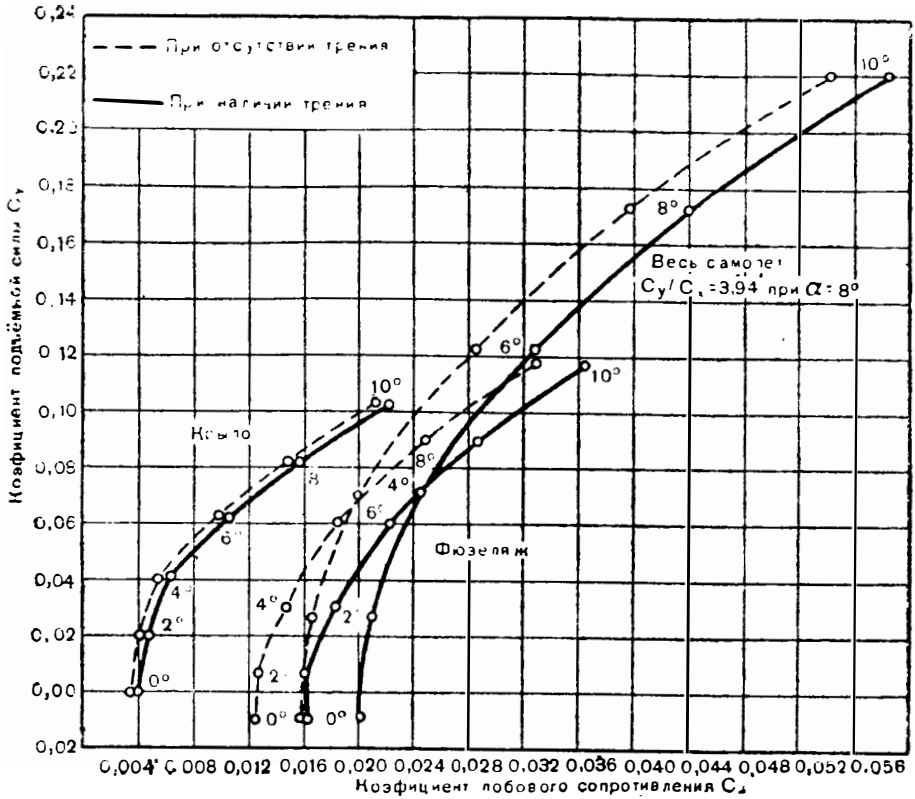


Рис. 40. Расчетные поляры крыла, фюзеляжа и всего ракетного бомбардировщика в области газо-динамических потоков при числе Маха $\frac{V}{a} = 1{,}5$ (аэродинамические коэфициенты отнесены ко всей несущей поверхности крыла и фюзеляжа вместе)

Поляры бомбардировщика и его крыла при посадочной скорости 150 км/час или числа Маха $\frac{V}{a} = 0{,}12$, изображенные на рис. 39, были получены продувкой моделей в $^1/_{20}$ натуральной величины в аэродинамической трубе. Наилучшее значение качества оказалось равным $\frac{1}{\varepsilon} = 7{,}75$ при угле атаки $\alpha = 5°$, максимальная величина коэфициента подъемной силы $C_{y\,max} = 0{,}575$ при $\alpha = 16{,}5°$.

При $\frac{V}{a}$, лежащем между 1 и 3, отношение давления на плоско обтекаемое тело к давлению в невозмущенном воздухе при малом угле атаки выражается, согласно Аккерету и Буземану формулой

$$\frac{\Delta p}{q} = \pm \frac{2\alpha}{\sqrt{\frac{V^2}{a^2} - 1}}.$$

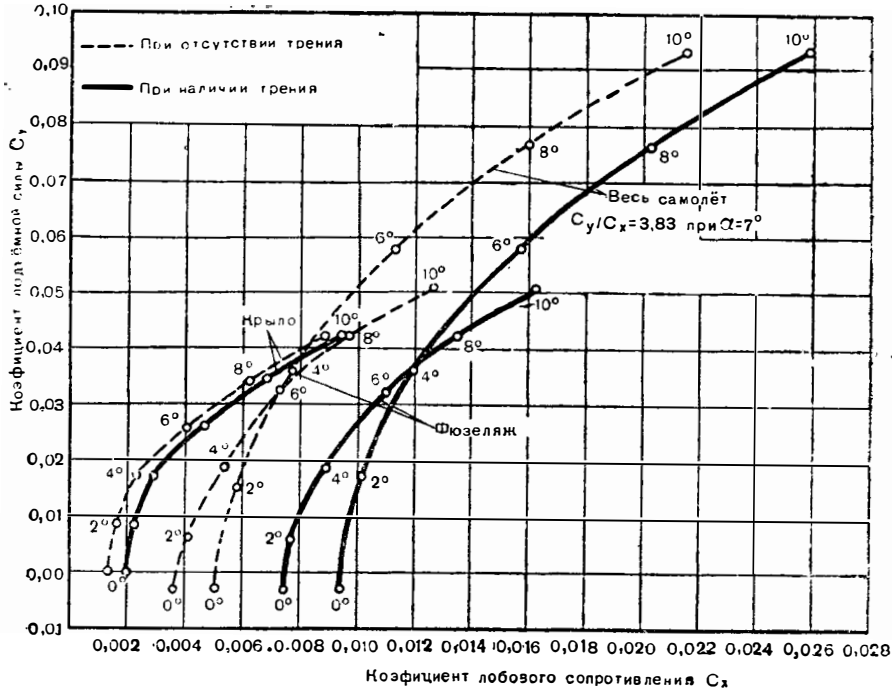


Рис. 41. Расчетные поляры крыла фюзеляжа и всего ракетного бомбардировщика в области газо-динамических потоков при числе Маха $\frac{V}{a} = 3$ (аэродинамические силы отнесены ко всей несущей поверхности крыла и фюзеляжа вместе)

При пространственном потоке, обтекающем острие, имеющее форму симметричного кругового конуса, это отношение согласно Буземану и Карману равно:

$$\frac{\Delta p}{q} = 2\alpha^2 \ln \frac{2 \operatorname{tg} \operatorname{arc} \sin \frac{a}{V}}{\alpha}.$$

Параллельные стенкам силы трения дают, согласно Карману, отношение

$$\frac{\tau}{q} = 0{,}072 \left(\frac{1}{Re}\right)^{0,2}$$

На рис. 39, 40 и 41 изображены поляры, подсчитанные на основе этих зависимостей для крыла, фюзеляжа и всего самолета при числах Маха $\frac{V}{a}=1{,}5$ и $\frac{V}{a}=3$.

Из графиков можно видеть, что оптимальная величина качества $\frac{1}{\varepsilon}=3{,}94$ при $\frac{V}{a}=1{,}5$ имеет место при $\alpha=8°$. При $\frac{V}{a}=3$ и $\alpha=7°$ эта величина $\frac{1}{\varepsilon}=3{,}83$. Технически осуществимое в этой

области определение поляры путем продувки в аэродинамической трубе до сих пор осуществить не удалось. При расчете принималось, что у тупой кормовой поверхности фюзеляжа возникает полный вакуум. Фактически эта поверхность в рассматриваемой области скоростей при неработающем двигателе, не будучи омываемой продуктами сгорания, может испытывать заметное давление воздуха.

Это давление может явиться причиной кажущегося уменьшения сопротивления воздуха, по сравнению с тем сопротивлением, которое возникает при работающем ракетном двигателе. Это обстоятельство следует учитывать при продувках.

При $\frac{V}{a} \to \infty$ скоростью теплового движения молекул воздуха и, следовательно, давлением спокойного невозмущенного воздуха можно пренебречь по сравнению с соответствующим скорости полета динамическим давлением на поверхность, находящуюся в потоке. Из этого направленного по нормали к поверхности давления можно поэтому выделить часть p_1, соответствующую импульсу удара молекул, по известному ньютоновскому соотношению для удара неупругих тел $\frac{p_1}{q} = 2\sin^2\alpha$. В зависимости от того, как происходит удаление этих молекул от поверхности, может возникнуть или не возникнуть добавочная часть давления; при плотном воздухе это удаление совершается вдоль поверхности. Если поверхность гладкая и плотность сбегающих слоев воздуха бесконечно велика, то молекулы воздуха после удара не получат никакого дополнительного ускорения, перпендикулярного к пластинке, и никакого дальнейшего увеличения давления не произойдет. Согласно Карману, отношение приращения плотности воздуха $\Delta\rho$ к его первоначальной плотности до удара равно

$$\frac{\Delta\rho}{\rho} = \frac{2}{\varkappa - 1}.$$

При величине соответствующего отношения для плотности, равного бесконечности ($\frac{\Delta\rho}{\rho} = \infty$), упомянутый случай возможен только при $\varkappa = 1$.

При $\varkappa = 1{,}4$ отношение $\frac{\Delta\rho}{\rho} = 5$, т. е. плотность воздуха у пластинки в шесть раз больше плотности невозмущенного воздуха, слой стекающего воздуха имеет конечную толщину, угол, под которым воздух встречается с пластинкой, больше угла атаки, и давление воздуха p больше, чем p_1. По Буземану в этом случае

$$\frac{p}{q} = (\varkappa + 1)\sin^2\alpha.$$

При выборе величины $\varkappa$ следует иметь в виду, что число ударов молекул при обтекании с уплотняющим ударом в соответствии с опытом достаточно для полного возбуждения вращательного движения (ротации) молекул.

В этом случае фактически $\varkappa = 1{,}4$. При достижении высокой температуры торможения, необходимой для возбуждения вибрации молекул воздуха, например при больших углах атаки, вибрация молекул за время обтекания поверхности достигает заметной величины. При этом величина $\varkappa$ приближается к 1,29.

При $\varkappa = 1{,}4$ давление на плоскую поверхность должно, следовательно, удовлетворять равенству $\frac{p}{q} = 2{,}4 \sin^2 \alpha$. Соответствующее давление на поверхность аксиально обтекаемого конуса, согласно Буземану-Гудерлею, удовлетворяет соотношению

$$\frac{p}{q} = 2{,}1 \sin^2 \alpha.$$

Если поверхность искривлена в направлении потока, протекающий вдоль нее слой воздуха следует по этому искривлению. При этом он испытывает ускорение, перпендикулярное касательной плоскости, так что при выпуклой форме получается отрицательное добавочное давление p_2. При $\varkappa = 1$ согласно Буземану его можно вычислить при любой кривизне. В важнейшем из возможных случаев, при постоянном радиусе кривизны, выведенные им соотношения поддаются интегрированию. Для профиля в виде линзы при этом получается

$$-\frac{p_2}{q} = \sin^2 \alpha_s - \sin^2 \alpha$$

и для оживального профиля

$$-\frac{p_2}{q} = \frac{1}{3} \sin^2 \alpha_s + \frac{1}{3}(1 - \cos \alpha_s \cdot \cos \alpha) - \frac{2}{3} \sin^2 \alpha,$$

где α_s — угол атаки самого переднего элемента поверхности.

Таким образом, в этом случае давление воздуха $p = p_1 + p_2$ по мере перехода от острия тела назад, очень быстро уменьшается по сравнению с величиной, соответствующей формуле Ньютона. Оно совсем пропадает, становясь равным нулю в первом случае, при местном угле атаки, равном $\frac{\alpha_s}{\sqrt{3}}$, а во втором случае несколько позже—при $\frac{\alpha_s}{\sqrt{8}}$.

Таким образом, среднее давление воздуха на кривую поверхность значительно меньше, чем на плоскую.

При $\varkappa > 1$ центробежный эффект, согласно Буземану-Гудерлею, несколько больше, так что давление на линзообразный профиль при $\varkappa = 1{,}4$ приблизительно на 7% меньше, чем при $\varkappa = 1$.

Что касается параллельных профилю сил трения между твердой поверхностью и воздухом, то на них распространяются обычные закономерности сопротивления трению, состоящие в том, что в плотном воздухе параллельный поверхности импульс передается только тонкому пограничному слою, состоящему из молекул, находящихся вблизи поверхности. Поэтому многие склоняются к

тому, чтобы придавать ламинарным процессам трения при очень высоких сверхзвуковых скоростях преобладающее значение, определяя его в согласии с Карманом соотношением

$$\frac{\tau}{q} = \frac{1{,}3}{\sqrt{\mathrm{Re}}}.$$

Для решающих с точки зрения расходования энергии самолетом участков «впадин» траектории следует исходить из числа $\mathrm{Re}=10^8$.

Тогда для плоской поверхности при нулевом угле атаки получается $\frac{\tau}{q}=0{,}00013$.

При конечном угле атаки плотность, а вместе с ней и эффект трения и температуры на стороне поверхности, противоположной потоку, равны нулю. В то же время на стороне поверхности, обращенной навстречу потоку, плотность воздуха в шесть раз больше плотности воздуха в свободном потоке.

Одновременно вязкость воздуха возрастает вместе с температурой торможения $\frac{V^2\sin^2\alpha}{2000}$ в соответствии с уравнением

$$\eta = 1{,}753\cdot 10^{-6}\left[\frac{273+\frac{V^2\sin^2\alpha}{2000}}{273}\right]^{0{,}76}.$$

Отсюда силы трения на обращенной навстречу потоку поверхности удовлетворяют следующей приближенной зависимости:

$$\frac{\tau}{q} = 6\,\frac{1{,}3}{\sqrt{6\mathrm{Re}\left[\frac{273+\frac{V^2\sin^2\alpha}{2000}}{273}\right]^{0{,}76}}}.$$

С помощью этих соотношений можно вычислить аэродинамические силы, действующие на любое тело при $\frac{V}{a}\to\infty$. На рис. 42 изображены поляры:

а) бесконечно тонкой плоской пластинки, являющейся, конечно, теоретически оптимальным профилем для сверхзвуковых скоростей;

б) клиновидного профиля с плоской стороной, обращенной навстречу потоку, и с относительной толщиной $^1/_{20}$ на двух третях хорды [8, стр. 170];

в) для симметричного двояковыпуклого профиля, составленного из двух дуг окружности с относительной толщиной, тоже равной $^1/_{20}$.

Как известно, в области чисел Маха от 1 до 3, в которой справедлива выведенная Аккеретом линейная зависимость аэродинамических сил от угла атаки рассматриваемой поверхности и в которой избыточное давление на поверхности, обращенной к потоку, представляет величину того же порядка, что и уменьшение давле-

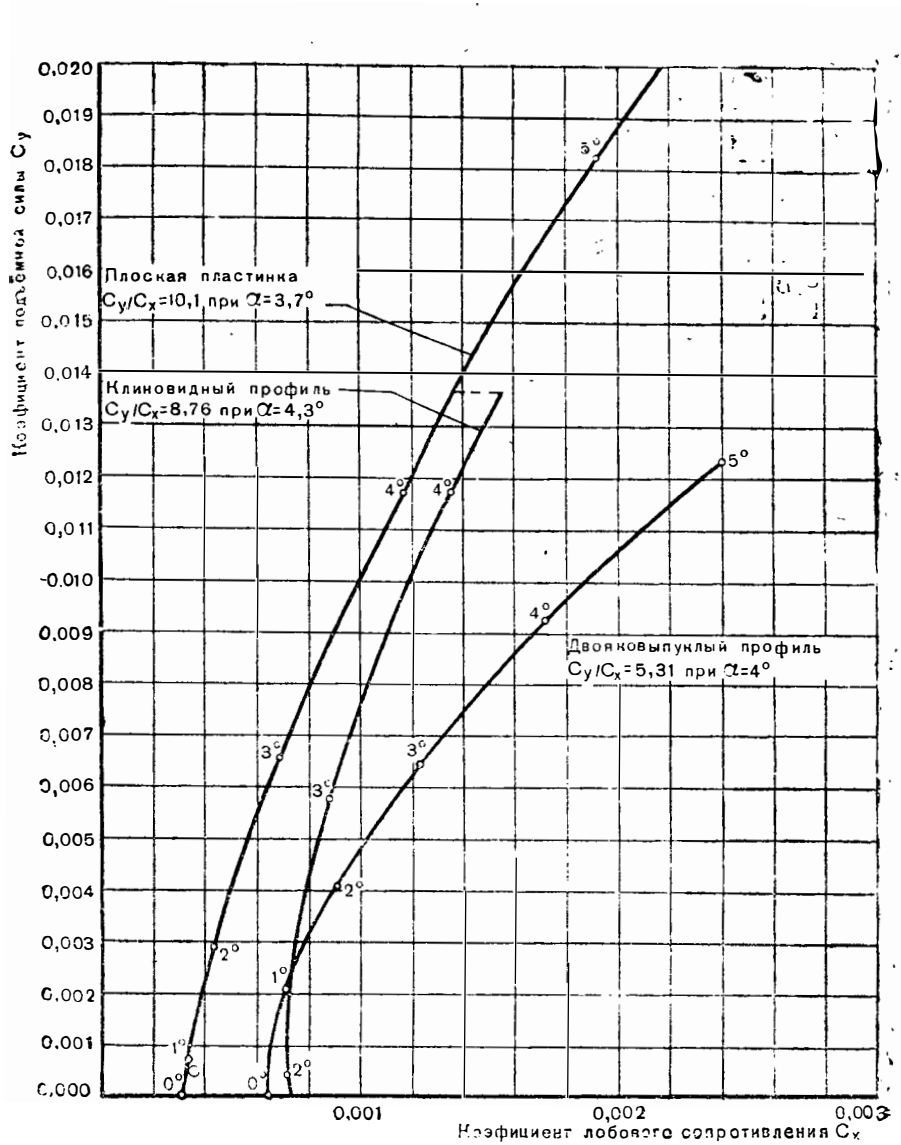


Рис. 42. Поляры пластинки, клиновидного профиля и линзообразного профиля в области газо-динамических потоков при числе Маха, равном бесконечности

ния на поверхности, противоположной потоку, наилучшим является двояковыпуклый линзообразный профиль, дающий наибольшее значение качества. В то же время в ньютоновской области, в которой действует квадратичная зависимость аэродинамических сил от местного угла атаки и где в области аэродинамической тени давление воздуха становится равным нулю, клиновидный профиль значительно лучше двояковыпуклого.

Для углов атаки, бо́льших чем угол у носика клиновидного профиля, последний оказывается даже лучшим, чем плоская, бесконечно тонкая пластинка. Кроме того, клиновидный профиль обладает в этой области скоростей еще одним замечательным свойством. Это свойство дает возможность смягчить строгие требования в смысле возможно меньшей толщины профиля.

Заключается оно в том, что предельная толщина профиля определяется условием, чтобы верхняя поверхность крыла в предельном случае еще оставалась в аэродинамической тени.

То обстоятельство, что в рассматриваемой области скоростей линзообразный профиль уступает клинообразному, основывается на том, что первый при больших углах атаки дает худшие значения качества. При квадратичной зависимости давления от угла атаки большие местные углы атаки передней части профиля оказывают большее влияние, чем малые местные углы атаки задней части профиля, так что в целом качество получается хуже, чем при постоянном угле атаки плоской нижней поверхности клиновидного профиля. Кроме того, на кривой поверхности линзообразного профиля, при прочих равных условиях, под влиянием центробежного эффекта возникает меньшее нормальное давление, а трение приблизительно такое же, как и в случае плоского клиновидного профиля.

Вследствие этого, для достижения той же подъемной силы, крылья линзообразного профиля должны быть больше, что в свою очередь вызовет не только увеличение веса, но и увеличение трения.

Учитывая все вышеизложенное, можно притти к выводу, что ракетный бомбардировщик для достижения наилучшего качества при больших скоростях должен иметь крылья с клиновидным профилем.

Подобные же соображения в основном распространяются на пространственно обтекаемые тела. На рис. 43 приведены поляры трех пространственно обтекаемых тел с одинаковой площадью миделя и с одинаковой высотой, форма которых могла бы быть использована для носовой части фюзеляжа. Тела эти следующие:

1) круговой конус с высотой, равной учетверенному диаметру основания:

2) тело оживальной формы с высотой и основанием такими же, как у предыдущего, с радиусом кривизны образующей, равным 16,25 калибра, и, наконец,

3) тело полуоживальной формы с такой же высотой, с миделем, имеющим форму полукруга той же площади, что и у предыдущих тел вращения, и с радиусом кривизны образующей в 8,25 калибра. Аэродинамические коэфициенты отнесены к одной и той же площади миделя.

В то время как качества конуса и оживального тела мало различаются между собой, полуоживальное тело с плоско срезанной нижней поверхностью обладает существенным преимуществом, обеспечивая наилучшее аэродинамическое качество $\frac{1}{\varepsilon} = 4{,}12$.

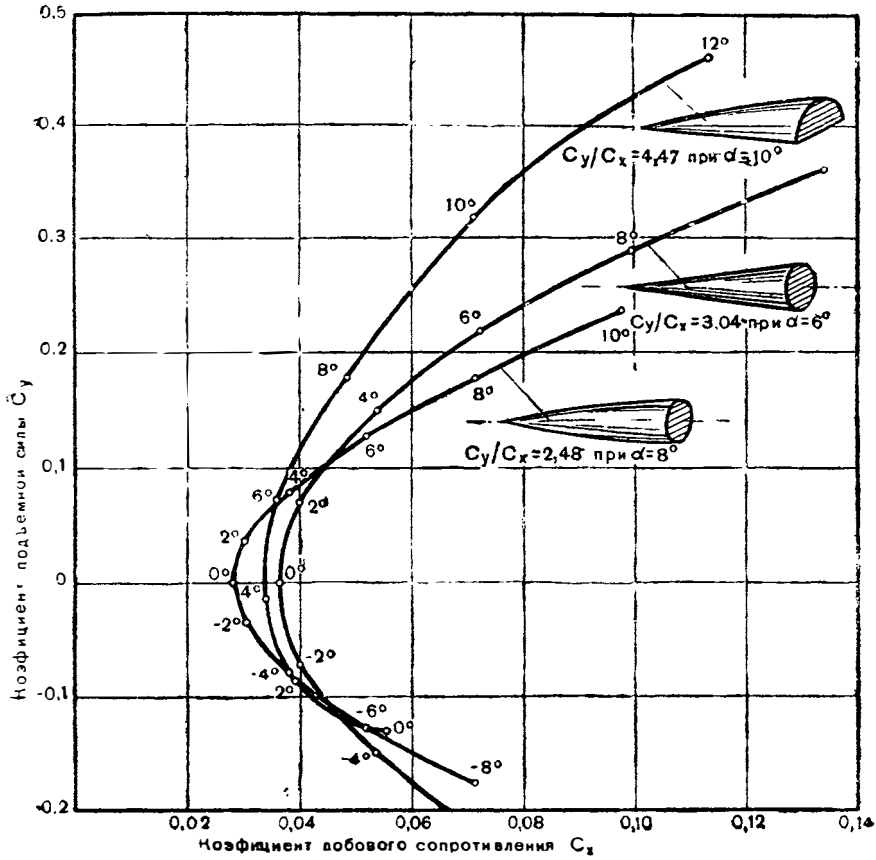


Рис. 43. Поляры тел с одинаковой высотой и одинаковой площадью миделя в области газо-динамических потоков при числе Маха, равном бесконечности. Прямой круговой конус, оживальное и полуоживальное тело (аэродинамические коэффициенты отнесены к площади миделя)

Это обстоятельство имеет решающее значение для выбора формы фюзеляжа ракетного бомбардировщика. В пределах скоростей, характеризующихся числами Маха $\frac{V}{a}$ от 1 до 3, оживальное тело, так же как линзообразный профиль крыла, оказывается оптимальным. При бо́льших значениях числа Маха, так же как и в случае крыла, сила давления воздуха на нижнюю поверхность пространственного тела, величина которой определяет величину и направление полной аэродинамической силы, должна быть как можно больше и одновременно составляющая сопротивления — как можно меньше.

Нижняя сторона должна на всем своем протяжении представлять поверхность, повернутую к встречному потоку. При данной средней величине угла атаки всей нижней поверхности и при квадратичной зависимости давления потока на каждый элемент поверхности от угла атаки наилучшая величина отношения составляющей сопротивления к составляющей подъемной силы на нижней поверхности достигается в том случае, когда эта поверхность имеет наименьшую кривизну. Оптимальное значение отвечает случаю, когда кривизны вовсе нет, т. е. когда нижняя поверхность плоская.

С другой стороны, на верхней поверхности движущегося тела, роль которой в образовании полной аэродинамической силы при правильно выбранной форме отступает на задний план, аэродинамические силы должны быть возможно меньше. Поэтому представляется наилучшим, чтобы верхняя сторона тела состояла из поверхностей, направленных от потока. Поскольку это невозможно, направленные навстречу потоку элементы верхней поверхности должны встречать поток под минимальным возможным углом атаки и должны иметь выпуклую кривизну в направлении потока, чтобы в результате центробежного действия отклоняющихся после удара вдоль кривой поверхности воздушных масс давление потока было возможно меньшим.

Подводя итоги, можно высказать следующее. Тело, предназначенное для движения при высоких числах Маха, должно обладать острым концом (носом) или ножеобразной (заостренной) передней кромкой. Нижняя его поверхность, развивающая подъемную силу, не должна иметь кривизны в направлении потока. Верхняя его сторона должна состоять из поверхностей, не имеющих с потоком угла встречи, или, по меньшей мере, части поверхности, которые не могут быть направлены иначе, как только навстречу потоку, должны быть выпуклыми в направлении потока.

В соответствии с этими требованиями запроектирован фюзеляж ракетного бомбардировщика, поляра которого при $\frac{y}{a} \to \infty$ изображена на рис. 44.

Из нее видно, что наивыгоднейший угол атаки крыла $\alpha = 4°20'$, а для фюзеляжа $\alpha = 8°30'$. Так как поверхность крыла меньше поверхности фюзеляжа, наилучшее значение качества для всего самолета ближе подходит к соответствующему значению для фюзеляжа.

Оптимальное значение установочного угла крыла по отношению к фюзеляжу равно $-2°$. При этом наилучшее качество $\frac{1}{\varepsilon} = 6{,}51$ получается при угле атаки крыла $\alpha = 5°30'$ и, следовательно, при угле атаки фюзеляжа $\alpha = 7°30'$. Из конструктивных соображений, а также для получения более ясной картины потока у корня крыла установочный угол был выбран равным нулю. Соответствующая поляра всего самолета, изображенная на рис. 41, дает наибольшую величину качества $\frac{1}{\varepsilon} = 6{,}4$ при $\alpha = 7°$. Такое вы-

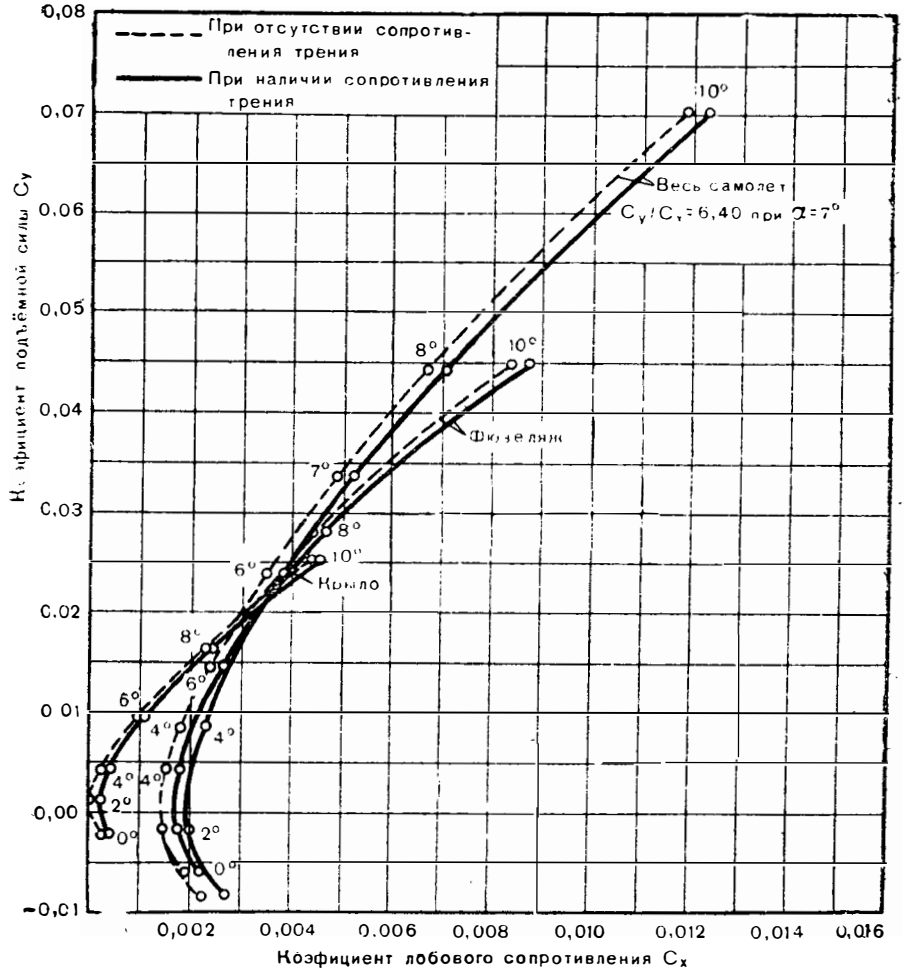


Рис. 44. Расчетные поляры крыла, фюзеляжа и всего ракетного бомбардировщика в области газо-динамических потоков при числе Маха, равном бесконечности (аэродинамические коэфициенты отнесены к несущей поверхности крыла и фюзеляжа вместе)

сокое значение качества всего самолета при сверхзвуковых скоростях полета, объясняющееся целесообразным выбором формы фюзеляжа и крыльев, почти одинаково с качеством самолетов, летающих при дозвуковых скоростях.

Не внося существенной ошибки, мы можем принять, что соотношения при $\frac{V}{a}\to\infty$ действительны также для чисел Маха в пределах 30—10. За этими пределами происходит постепенный переход к соотношениям, действующим в области чисел Маха $\frac{V}{a}$ от 1 до 3.

На основе всего вышесказанного можно построить график (рис. 45), позволяющий проследить изменение качества ракетного бомбардировщика при различных углах атаки в плотном воздухе при всевозможных скоростях. Сначала хорошее значение качества при дозвуковых скоростях $\frac{1}{\varepsilon} = 7{,}75$ при угле атаки $\alpha = 5°$ быстро падает при приближении к скорости звука и при небольших сверхзвуковых скоростях становится равным $\frac{1}{\varepsilon} = 3{,}8$ при $\alpha = 8°$. При значениях чисел Маха, больших 3, качество снова улучшается и быстро достигает величины $\frac{1}{\varepsilon} = 6{,}4$ при $\alpha = 7°$.

Во всех предыдущих исследованиях величины аэродинамических сил воздух рассматривался обычным образом, как непрерывная среда. Как вытекает из последующих разделов, траектория ракетного бомбардировщика простирается до высот свыше 1000 км. На таких высотах плотность воздуха исключительно мала. Мала настолько, что динамический напор даже при очень высоких скоростях не в состоянии породить аэродинамические силы, которые заслуживали бы внимания по сравнению с другими внешними силами, действующими на самолет. С другой стороны, для подсчета аэродинамических сил, возникающих в этой среде, законы, действительные для воздуха, рассматриваемого как непрерывная среда, неприменимы.

На рис. 46 на график нанесена плотность ρ воздуха в зависимости от высоты H в пределах до 200 000 м. График составлен на основе известных соотношений изотермической атмосферы постоянного состава, которые определяются зависимостью

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = 1{,}6839\, e^{-\frac{H}{6341}}$$

(см. также германский стандарт Динорм 5450 и (337). На основе этой зависимости была вычислена плотность атмосферы для больших высот. При этом было принято, что атмосфера на больших высотах имеет тот же состав, что и у земли, т. е. что она состоит в основном из азота и кислорода. Кроме того, было принято, что молекулы воздуха в большей или меньшей степени диссоциированы на атомы. Пунктирные кривые на рис. 46 соответствуют плотностям при полной диссоциации молекул на атомы (левая кривая) и при частичной диссоциации, например, по Годфрею (средняя кривая).

Длина свободного пробега молекулы при постоянном составе воздуха находится в следующей зависимости от его плотности:

$$l\,[\text{m}] = 10^{-7}\,\frac{\gamma_0}{\gamma}.$$

Это приближенное соотношение действительно также и для пунктирных кривых, поскольку влияние диссоциации на длину свободного пробега проявляется в виде величины того же по-

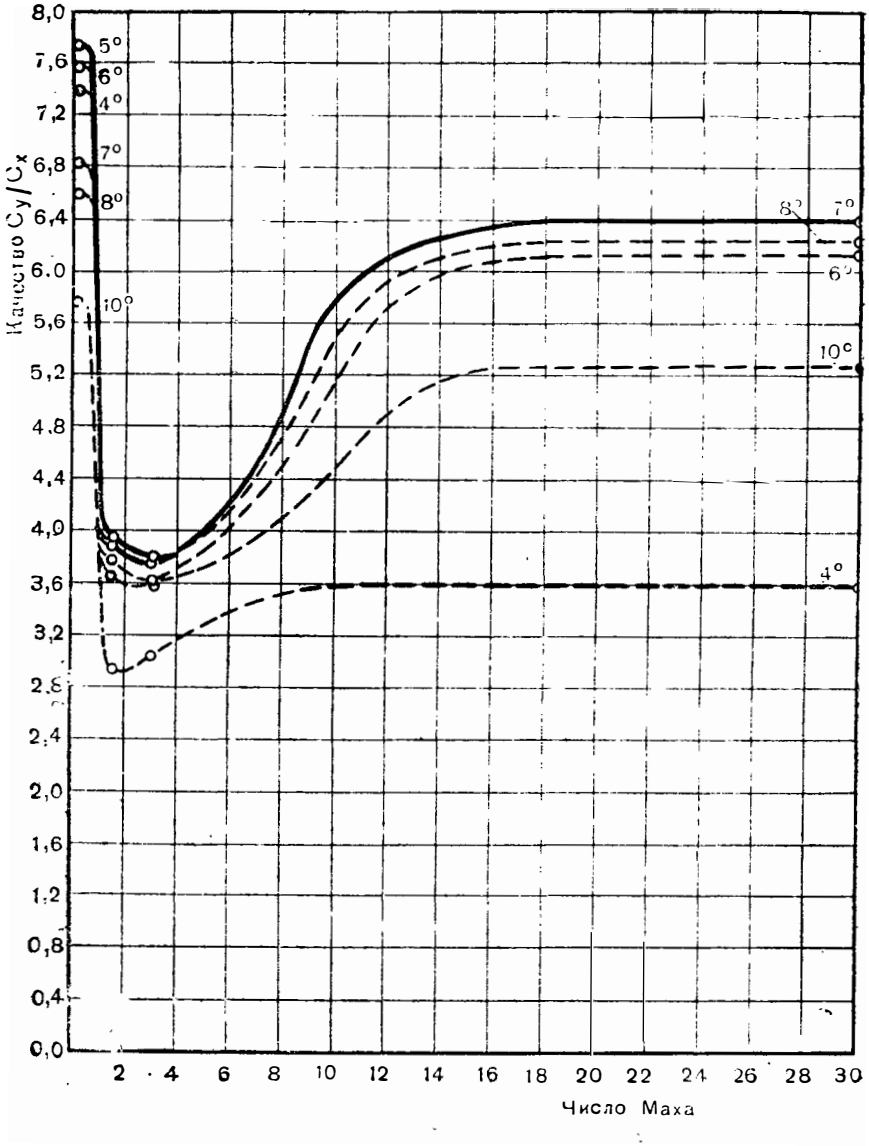


Рис. 45. Вероятная зависимость аэродинамического качества и наивыгоднейшего угла атаки от числа Маха в пределах от Ма = 0,1 до Ма = 30 для ракетного бомбардировщика в области газо-динамических потоков

рядка, что и самая точность длины свободного пробега. Длина свободного пробега уже на высоте 40 км превышает толщину ламинарного пограничного слоя (10^{-4}—10^{-5} м). На высоте 120 км она достигает величины того же порядка, что и измерения самолета, а на высоте 200 км доходит до 1000 км.

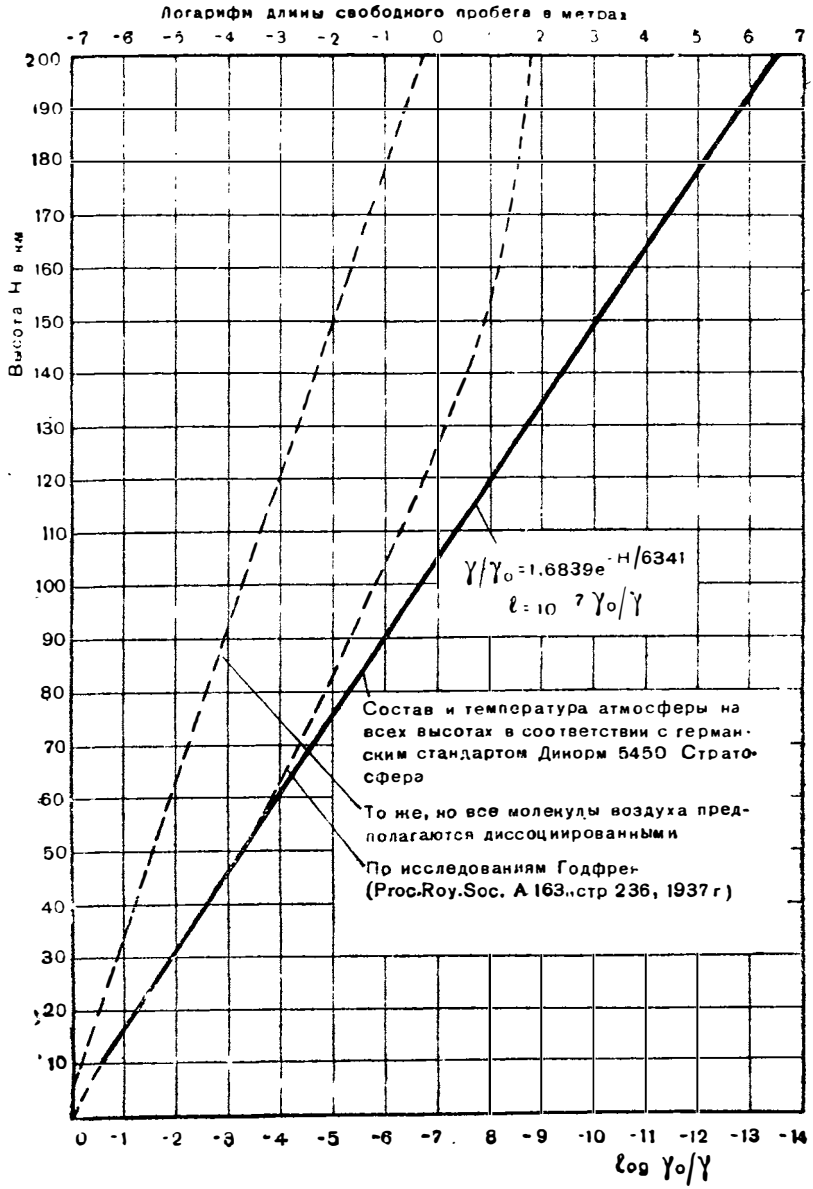


Рис. 46. Плотность воздуха и длина свободного пробега молекулы в зависимости от высоты

Для предельной скорости по параболической траектории, равной 12 000 м/сек, величина динамического напора на высоте 100 км составляет 1 кг/м². Это значит, что на высотах свыше 100 км аэро-

динамические силы практически отсутствуют, и движение ракетного бомбардировщика происходит по почти чистой инерционной траектории. Уже на высотах свыше 40 км соотношения, выведенные в предположении о существовании гомогенной среды, становятся недействительными, так как расстояние между молекулами воздуха делаются больше, чем величины, положенные в основу расчета обтекания движущегося тела, например толщина пограничного слоя.

Метода расчета для определения сил, возникающих в потоке разреженного до такой степени воздуха, пока не существует. Только на высоте свыше 100 км, когда длина свободного пробега достигает величины одного порядка с измерениями движущегося тела, соотношения снова настолько упрощаются, что становится возможным произвести почти точный расчет сил, возникающих в потоке [28].

В этой области газо-кинетических потоков действительны следующие соотношения для аэродинамических сил, возникающих при движении тела с любой скоростью V на высоте свыше 100 км. Верхние знаки относятся к поверхностям с отрицательным углом атаки, нижние—к положительным:

$$\frac{p}{q} = \frac{i_{pH} + i_{pR}}{q};$$

$$\frac{i_{pH}}{q} = \mp \sin\alpha \frac{C_H}{V} \cdot \frac{e^{-\frac{V^2}{C_H^2}\sin^2\alpha}}{\sqrt{\pi}} +$$

$$+ \left(\sin^2\alpha + \frac{1}{2}\frac{C_H^2}{V^2}\right)\left(1 \mp \frac{2}{\sqrt{\pi}}\int_{x=0}^{\frac{V}{C_H}\sin\alpha} e^{-x^2} dx\right);$$

$$\frac{i_{pR}}{q} = \pm \frac{\sqrt{\pi}}{2} \cdot \frac{C_R}{V} \cdot \frac{C_H}{V} \cdot \frac{e^{-\frac{V^2}{C_H^2}\sin^2\alpha}}{\sqrt{\pi}} \mp$$

$$\mp \frac{\sqrt{\pi}}{2} \cdot \frac{C_R}{V}\sin\alpha \left(1 \mp \frac{2}{\sqrt{\pi}}\int_{x=0}^{\frac{V}{C_H}\sin\alpha} e^{-x^2} dx\right);$$

$$\frac{i_\tau}{q} = \pm \cos\alpha \frac{C_H}{V} \cdot \frac{e^{-\frac{V^2}{C_H^2}\sin^2\alpha}}{\sqrt{\pi}} \mp \sin\alpha \cdot \cos\alpha \left(1 \mp \frac{2}{\sqrt{\pi}}\int_{x=0}^{\frac{V}{C_H}\sin\alpha} e^{-x^2} dx\right).$$

В этих формулах:

V—скорость полета;

$C_R = \sqrt{2gRT_G}$ —наиболее вероятная (наиболее часто встречающаяся) скорость молекулы газа перед ударом о стенку (поверхность);

$C_R = \sqrt{2gRT_w}$ —наиболее вероятная скорость диффузии молекулы в обратном направлении после ее удара о поверхность с температурой T_w °K.

При очень больших скоростях V величина $\frac{i_{pH}}{q}$ стремится к $2\sin^2\alpha$ (так как $\int_0^\infty e^{-x^2}\,dx = \frac{1}{2}\sqrt{\pi}$), а величина $\frac{i_{pR}}{q}$ стремится к нулю. Это значит, что все более и более вступает в силу ньютоновское соотношение $\frac{p}{q} = 2\sin^2\alpha$. Выразить эти аэродинамические силы в виде функции числа Маха в конечном виде невозможно. Величина C_H может быть легко подсчитана при известном a по формуле

$$C_H = a\sqrt{\frac{2}{\varkappa}},$$

но соответствующая зависимость между C_R и a отсутствует.

Все приведенные формулы действительны только для двухатомных газов и их смесей. Кроме того, они требуют знания характеристических температур Θ, необходимых для возбуждения молекул в пределах их степеней свободы. Таким образом, эти формулы являются гораздо более приемлемыми с точки зрения осуществления принятых допущений, чем закономерности аэродинамических сил газовой динамики, в которых природа газа определяется только числом атомов в молекуле и скоростью звука в нем. (В уравнениях газовой динамики природа газа отображается величинами $\varkappa$ и a).

Обоснование формул, определяющих величины ударного импульса молекулы по направлению к поверхности i_{pH} и передаваемого стенке параллельного поверхности импульса i_τ, можно найти в одной из работ [28]. Что касается обратного ударного импульса i_{pR}, то его следует рассмотреть подробнее.

Прежде чем рассмотреть обратный ударный импульс, необходимо составить себе конкретное представление об обратном ударе (отражении) молекул от плоской пластинки. Эти молекулы обладают не имеющей определенного направления скоростью теплового движения C и добавочной, направленной под углом α к пластинке, относительной скоростью V.

Необходимо выяснить, что происходит с дискретным молекулярным лучом, когда он встречается с пластинкой под углом, характеризующимся нормальным к пластинке компонентом скорости.

$$V\sin\alpha + C_x\cos\varphi.$$

Луч может отразиться от пластинки под каким-нибудь определенным углом, характеризующим упорядоченное движение, или под произвольным углом, характеризующим беспорядочное отражение. Далее, скорости, при которых происходит удар, могут или сохраниться при отражении, или же скорости удара и отражения могут находиться в какой-либо определенной зависимости одна от другой, или, наконец, скорость отражения может оказаться совершенно неопределенной. В последнем случае функциональная зависимость может быть установлена только на основе энергетических соображений для средней или вероятной скорости.

В частности, нужно выяснить следующие возможности:

1) скорости C_x и V при отражении сохраняются;

2) происходит частичный или полный обмен кинетической энергии между этими скоростями;

3) в происходящем обмене энергии принимают участие внутренние степени свободы молекул воздуха или даже молекул вещества стенки.

Для этих вопросов должно быть найдено основательное решение на базе работы Френкеля [4]. Взгляды Френкеля могут быть уяснены из следующей дословной цитаты: «Как бы мало ни было замедление молекул при встрече с поверхностью, они не просто отскакивают обратно, а скорости их подвергаются полной перетасовке. При этом вновь приобретенные скорости не имеют ничего общего с первоначальной ни по величине, ни по направлению. Обычные представления, из которых исходит кинетическая теория газов при выводе формул для давления газа на стенки сосуда, по существу неверны, так как они исходят из предположения об упругом отражении молекул. Если при этом удается получить правильные результаты, то это объясняется тем, что твердое тело и газ неподвижны друг относительно друга и имеют одинаковую температуру.

При этих условиях перетасованные по-новому молекулы обладают таким распределением скоростей, как если бы произошло действительное отражение от поверхности. Картина, конечно, получилась бы совсем другой в том случае, если бы поверхность подверглась бомбардировке молекулярной струей, имеющей определенное направление».

Таким образом, из этого высказывания следует, что при выводе формулы для обратного импульса при ударе газа о поверхность, его вероятную обратную скорость молекулы C_R можно вывести на основе чисто энергетических соображений из вероятной скорости молекул газа C_H перед ударом, из относительной скорости системы V и температуры стенки (поверхности) T_W.

Масса газа, встречающаяся с единицей поверхности системы в течение одной секунды, равна

$$\bar{\rho} = \frac{\rho}{2\sqrt{\pi}} C_H \left[e^{-\frac{V^2}{C_H^2}\sin^2\alpha} + \frac{V}{C_H}\sin\alpha \left(2\int_{x=0}^{\frac{V}{C}\sin\alpha} e^{-x^2}\,dx \pm \sqrt{\pi} \right) \right] = \frac{\rho}{2\sqrt{\pi}} C_H k.$$

В обычном случае, рассматриваемом в кинетической теории газов при $V = 0$ и $C_R = C_H$, перетасовка молекул при уходе от стенок должна происходить, как при квазиотражении. Соответствующий импульс в обратном направлении

$$i_{pR} = \rho \frac{C_H}{4} C_H,$$

а отражаемая в секунду масса молекул

$$\bar{\rho} = \frac{\rho}{2\sqrt{\pi}} C_H.$$

Если пластинка движется со скоростью $V \neq 0$, то в течение одной секунды с пластинкой встречается в k раз больше молекул, чем в том случае, когда пластинка находится в покое. Такое же количество молекул покидает пластинку после удара, если ни одна из них не прилипает к стенке на бесконечно большой промежуток времени. В соответствии с результатами исследования, проведенного в цитируемой работе, явление обратного удара совершенно независимо от прямого удара и протекает в точности так же, как его представляют себе при $V = 0$. Поэтому различие между обоими явлениями проявляется только в виде множителя k, появляющегося в формуле импульса прямого удара:

$$i_{pR} = \frac{\rho C_H k}{4} C_H,$$

поскольку

$$C_R = C_H.$$

На том же основании отклонение температуры при обратном ударе от температуры при прямом ударе тоже не вызывает каких-либо структурных изменений в формуле импульса обратного удара, но при $C_R \neq C_H$ получаем

$$i_{pR} = \frac{\rho C_H k}{4} C_R.$$

Вероятная поступательная скорость обратного удара нуждается в более подробном рассмотрении. В соответствии с законом сохранения энергии, в замкнутой системе сумма энергии, уносимой молекулами от стенки при обратном ударе E_R, и энергии, оставленной стенке молекулами E_W, должна быть равна начальной энергии молекул E_A:

$$E_A = E_W + E_R;$$

$$E_A = E_{A\,trans} + E_{A\,rot} + E_{A\,osc} = A\bar{\rho}\left[\frac{V^2}{2} + \frac{C_H^2}{2}\left(\frac{3}{2} + \frac{1}{2} + \frac{\Theta}{e^{\frac{\Theta}{T_G}} - 1}\right)\right];$$

$$E_W = E_{W\,trans} + E_{W\,rot} + E_{W\,osc} =$$

$$= A\rho \left[\frac{3}{4} C^2 W_{trans} + \frac{1}{2} C^2 W_{rot} + \frac{1}{2} \frac{\Theta}{T_{W_{osc}} \left(e^{\frac{\Theta}{T_W}} - 1 \right)} C^2 W_{osc} \right],$$

$$E_R = E_{R_{trans}} + E_{R_{rot}} + E_{R_{osc}} =$$

$$= A\rho \left[\frac{3}{4} C^2 R_{trans} + \frac{1}{2} C^2 R_{rot} + \frac{1}{2} \frac{\Theta}{T_{R_{osc}} \left(e^{\frac{\Theta}{T_R}} - 1 \right)} C^2 R_{osc} \right].$$

Схематические величины C_{rot} и C_{osc} имеют чисто расчетное значение и при дальнейших преобразованиях пропадают.

В дальнейшем придется часто прибегать к отношению потери энергии газа при ударе к избытку энергии газа перед ударом по сравнению с температурным уровнем стенки после удара. Величину этого отношения α будем называть коэфициентом аккомодации. Так, например, средний коэфициент аккомодации всего процесса равен

$$\alpha = \frac{E_A - E_R}{E_A - E_W}.$$

Коэфициенты аккомодации по отдельным степеням свободы могут быть записаны следующим образом:

$$\alpha_{trans} = \frac{E_{A\,trans} - E_{R\,trans}}{E_{A\,trans} - E_{W\,trans}} = \frac{V^2 + \frac{3}{2} C^2_H - \frac{3}{2} C^2_{R\,trans}}{V^2 + \frac{3}{2} C^2_H - \frac{3}{2} C^2_{W\,trans}};$$

$$\alpha_{rot} = \frac{E_{A_{rot}} - E_{R_{rot}}}{E_{A_{rot}} - E_{W_{rot}}};$$

$$\alpha_{osc} = \frac{E_{A_{osc}} - E_{R_{osc}}}{E_{A_{osc}} - E_{W_{osc}}}.$$

Из этих коэфициентов аккомодации по отдельным степеням свободы можно составить средний коэфициент аккомодации

$$\bar{\alpha} = \alpha_{trans} \frac{E_{A_{trans}} - E_{W_{trans}}}{E_A - E_W} + \alpha_{rot} \frac{E_{A_{rot}} - E_{W_{rot}}}{E_A - E_W} + \alpha_{osc} \frac{E_{A_{osc}} - E_{W_{osc}}}{E_A - E_W}.$$

Данные о коэфициенте аккомодации, имеющиеся в различных физических источниках, по существу сводятся к тому, что при молекулярных процессах в обмене энергией сразу же и полностью принимают участие внешние степени свободы. В то же время внутренняя молекулярная энергия при таком обмене очень сильно заторможена и становится действенной только по истечении значительного времени релаксации.

Поэтому трансляционный коэфициент аккомодации можно безоговорочно принять равным единице. Ротационный коэфициент аккомодации тоже можно принять приближенно равным единице

$\alpha_{rot} \approx 1$. Отсюда ясно, что практически наблюдаемое отклонение полного коэфициента аккомодации α от единицы должно быть приписано главным образом инерции, препятствующей изменению колебательного (вибрационного) движения молекул.

При $\alpha_{trans} = 1$ непосредственно вытекает

$$C_{R\,trans} = C_{W\,trans} = \sqrt{2gRT_W},$$

где $C_{R_{trans}}$ представляет искомую наиболее вероятную скорость диффузно отраженных от стенки молекул, а T_w — температуру стенки в ° К.

Раньше чем обратиться к подсчету аэродинамической силы, нужно коснуться еще одной возможной оценки температуры поверхности. Это соответствует случаю, который имеет место, если приравнять количество энергии, излучаемой в секунду с единицы поверхности

$$E_S = \varepsilon_a \frac{4{,}96}{3600} \left(\frac{T_W}{100}\right)^4$$

энергии E_W, передаваемой в течение того же времени единице поверхности молекулами воздуха.

Вводя вышеобоснованные допущения

$$\alpha_{trans} = 1;\ \alpha_{rot} = 1;\ \alpha_{osc} = 0,$$

получаем

$$E_W = A\rho \left[\frac{V^2}{2} + \frac{5}{2} gR\,(T_G - T_W)\right],$$

где ρ, как уже говорилось раньше, представляет секундную массу молекул, встречающихся с единицей поверхности.

Эти зависимости использованы для построения графика, изображенного на рис. 47. При построении графика в основу положены следующие данные: температура спокойного воздуха $T_G = 320°K$, плотность спокойного воздуха $\rho = 10^{-7}$ кгсек^2/м^4 (соответствует высоте $H = 90$ км), состав воздуха 14% O_2 и 86% N_2. Ионизация и диссоциация воздуха во внимание не приняты. На всем протяжении земной поверхности атмосферный воздух принят неподвижным. Оптический коэфициент поглощения стенки (поверхности) принят равным $\varepsilon_a = 0{,}80$. Тепловым облучением стенки из мирового пространства (солнце), из воздуха и с земной поверхности пренебрегаем. Точно так же исключается из рассмотрения нагрев стенок за счет внутренней теплоты самолета.

Рис. 47 показывает, что температура равновесия при неподвижной пластине составляет около 136° К. Эта температура равновесия поверхности самолета возрастает с увеличением скорости и угла атаки, пока последний остается положительным, т. е. пока рассматриваемая поверхность обращена к встречному потоку. У обращенных от потока поверхностей, наоборот, равновесная температура падает, доходя в конечном счете до абсолютного нуля, когда вместе с прекращением встречи молекул прекращается подвод тепла.

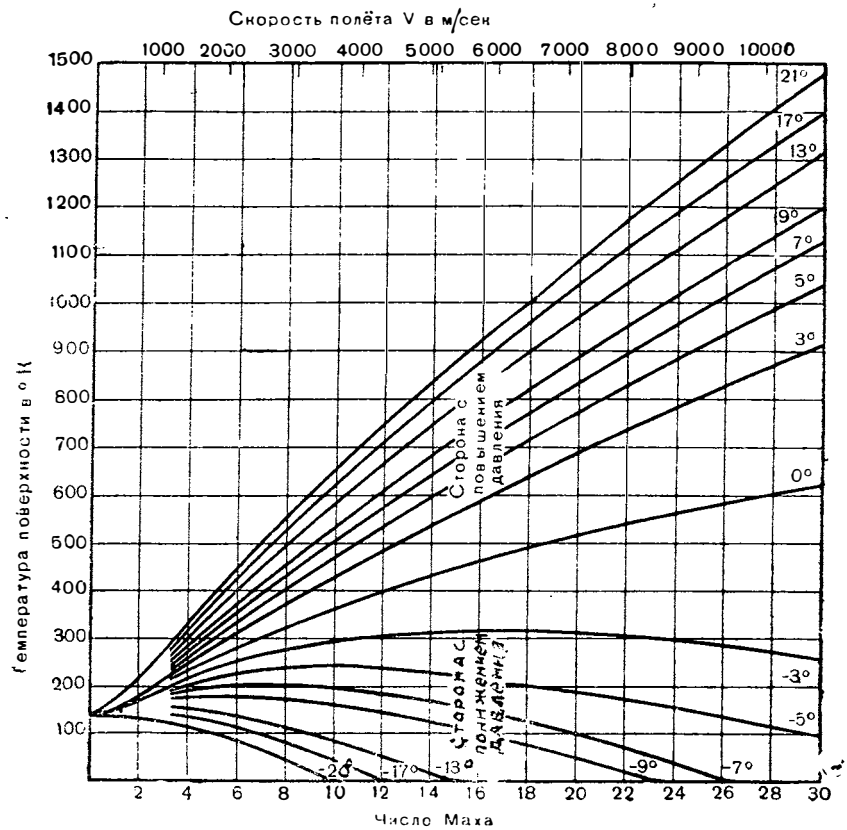


Рис. 47. Температура поверхности плоской пластинки в атмосфере, состоящей из 86% N_2 и 14% O_2 с плотностью $\rho = 10^{-7}$ кгсек^2/м^4 (область газо-кинетических потоков) при различных скоростях и различных углах атаки

В общем можно сказать, что при всех имеющих практическое значение углах атаки, при всех скоростях температура остается в весьма умеренных пределах. На больших высотах следует ожидать еще меньших температур поверхностей. На малых высотах происходит переход к температурам, которые могут быть определены на основе закономерностей газовой динамики.

С помощью выведенных соотношений сначала определим аэродинамические силы для выбранных нами атмосферных условий, т. е. при температуре 320° К, плотности 10^{-7} кгсек^2/м^4 и составе воздуха 14% O_2 и 86% N_2.

Величина импульса прямого удара $i_{0н}$ воздуха о плоскую пластинку при различных углах атаки и различных скоростях полета V изображена на рис. 48. Величина соответствующего обратного импульса приведена на рис. 49, а величина соответствующего импульса параллельно поверхности i_τ на рис. 50.

Так как $i_\tau = \tau$, то рис. 50 дает одновременно величины

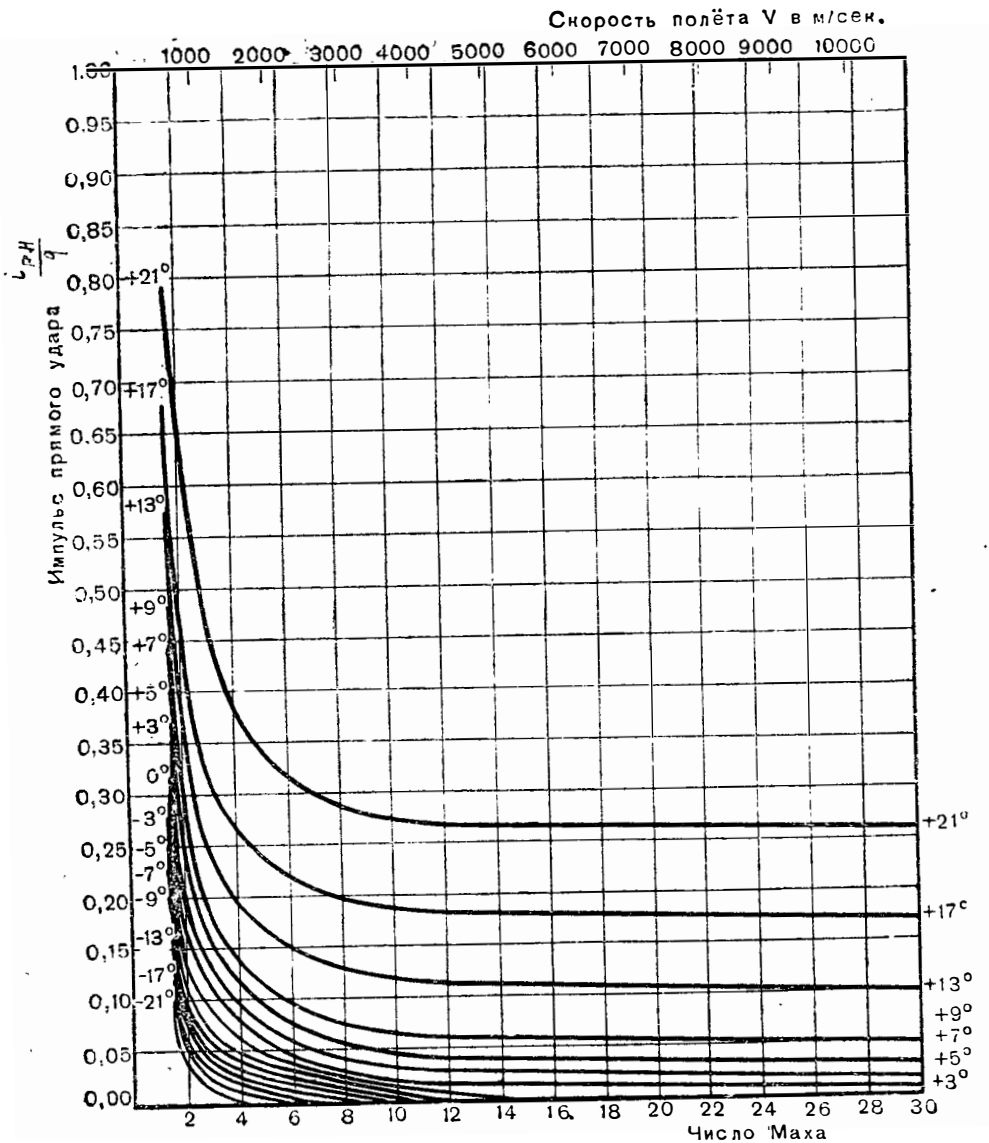


Рис. 48. Коэфициенты $\frac{i_{pH}}{q}$ импульса прямого удара, перпендикулярного к поверхности плоской пластинки при различных скоростях полета V и различных углах атаки α. Атмосфера состава 86% N_2 и 14% O_2 и с плотностью $\rho = 10^{-7}$ кгсек^2/м^4 (область газо-кинетических потоков)

коэфициента $\frac{\tau}{q}$ для трения воздуха о плоскую пластинку при всех углах атаки в той же области скоростей полета. На этом рисунке особенного внимания заслуживает исключительная величина трения воздуха в области газо-кинетических потоков.

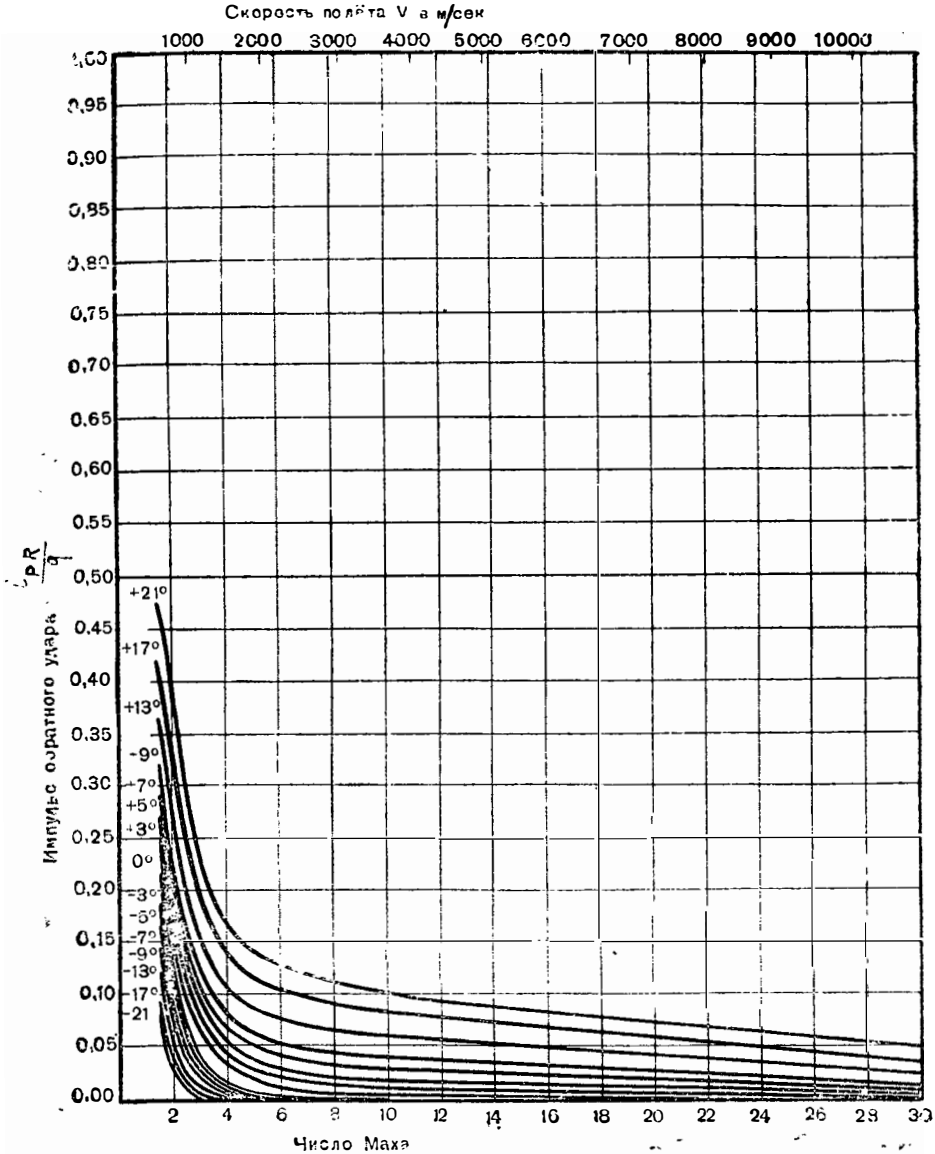


Рис. 49. Коэфициенты $\frac{i_{pR}}{q}$ импульса обратного удара, перпендикулярного к поверхности плоской пластинки при различных скоростях полета V и различных углах атаки α. Атмосфера состава 86% N_2 и 14% O_2 с плотностью $\rho = 10^{-7}$ кгсек²/м⁴ (область газо-кинетических потоков)

В то время как в аэродинамике величина отношения $\frac{\tau}{q}$ имеет порядок 0,001—0,003, в рассматриваемой области потоков приходится иметь дело с величинами коэфициента трения, в 300—1000 раз

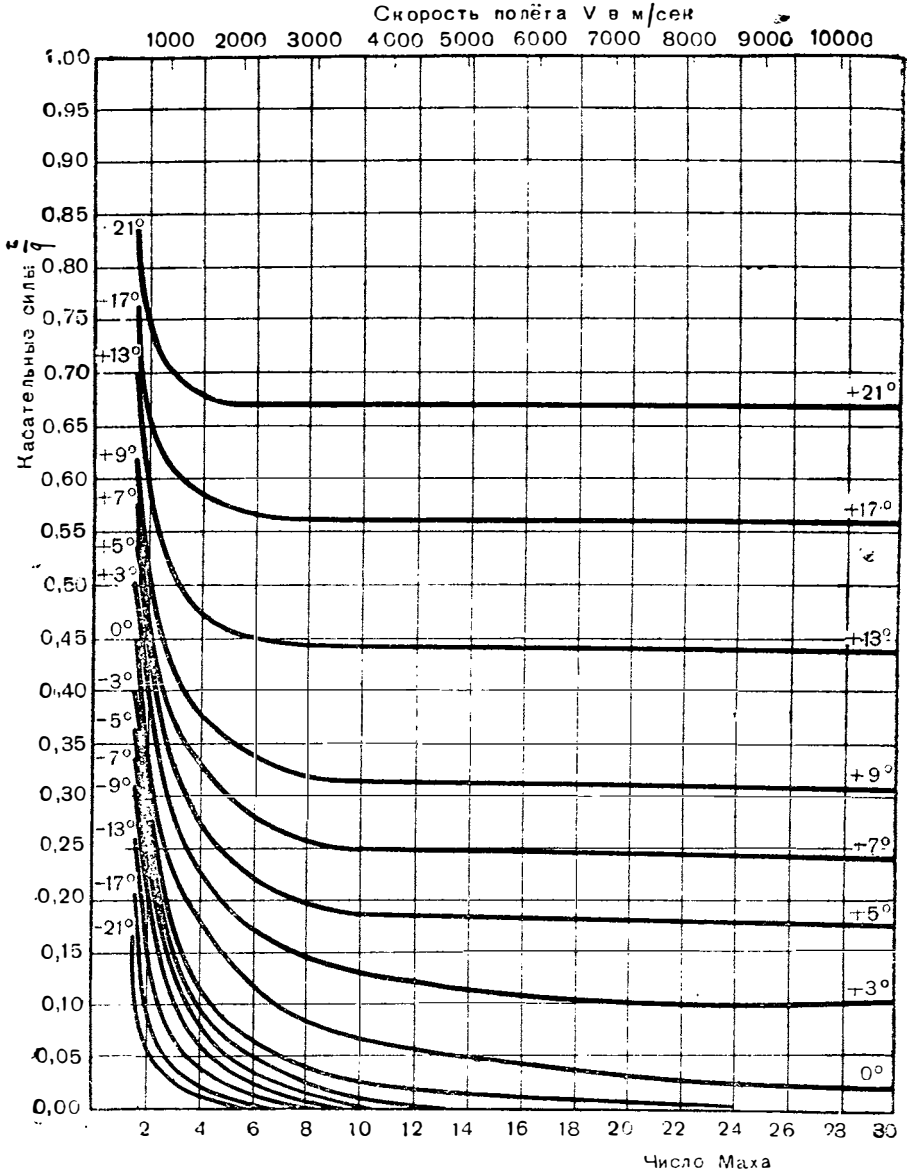


Рис. 50. Коэфициенты $\frac{\tau}{q}$ касательных сил, возникающих между воздухом и пластинкой при различных скоростях полета V и различных углах атаки α. Атмосфера состава 86% N_2 и 14% O_2 с плотностью $\rho = 10^{-7}$ кгсек²/м⁴ (область газокинетических потоков)

большими. При этом соответствующего увеличения нормальных к пластинке аэродинамических сил не происходит. Причиной этого поразительно высокого трения является то обстоятельство, что в

области газо-кинетических потоков на поверхности движущегося тела защитный пограничный слой не возникает. Вследствие этого для всех молекул сохраняются благоприятные условия для того, чтобы, сообщая поверхности нормальную к стенке составляющую импульса, одновременно передать ей и составляющую параллельную поверхности.

Как известно, в области аэродинамических потоков передача тангенциального импульса ограничена очень небольшой вероятностью, пробиться через молекулы, находящиеся внутри пограничного слоя. Это крайне неблагоприятное соотношение аэродинамических сил в высоких разреженных слоях атмосферы сделало бы полет на таких высотах совсем невозможным, если бы, как уже упоминалось выше, динамическое давление, а вместе с ним вообще аэродинамические силы, не испытывали бы сильного снижения и в конечном счете совсем не пропадали бы. Само собой разумеется, что на этих высотах приспособленная к аэродинамическим требованиям форма самолета тоже до некоторой степени теряет свое значение. Ньютоновский же характер изменения давления воздуха, т. е. возрастание его вместе с квадратом скорости полета и углом атаки, особенно отчетливо проявляется при более высоких скоростях. То же самое относится к исчезновению аэродинамических сил на повернутых от потока поверхностях.

Таким образом, все выводы о планирующем теле распространяются также и на область газо-кинетических потоков, т. е. и в этом случае нижняя его сторона должна обладать наименьшей кривизной в направлении потока, верхняя сторона должна по возможности состоять из поверхностей, направленных от потока, т. е. иметь выпуклую кривизну, что же касается толщины тела, то она не имеет существенного значения.

На основе данных рис. 48, 49 и 50 на рис. 51 и 52 показаны качество и поляры для плоской пластинки.

Эти графики, иллюстрирующие соотношения аэродинамических сил, действующих на плоскую пластинку бесконечно малой толщины, имеют непосредственное практическое значение, так как любой профиль крыла конечной толщины с плоской нижней поверхностью и с верхней поверхностью, обращенной от потока, при высоких скоростях подвергается действию совершенно одинаковых аэродинамических сил, какова бы ни была форма верхней стороны профиля и какова бы ни была его толщина.

Далее, на основе данных рис. 48, 49 и 50 построены графики, изображенные на рис. 53 и 54, дающие величины аэродинамических сил в области газо-кинетических потоков для ракетного бомбардировщика. Так же как и ранее в области газо-динамических потоков, и здесь верхние поверхности самолета, частично обладающие кривизной, были разбиты на большое число малых плоских поверхностей, причем были определены аэродинамические силы, действующие на каждый такой элемент поверхности.

Наконец, рис. 55 дает возможность сопоставить аэродинамические силы в области газо-динамических и газо-кинетических

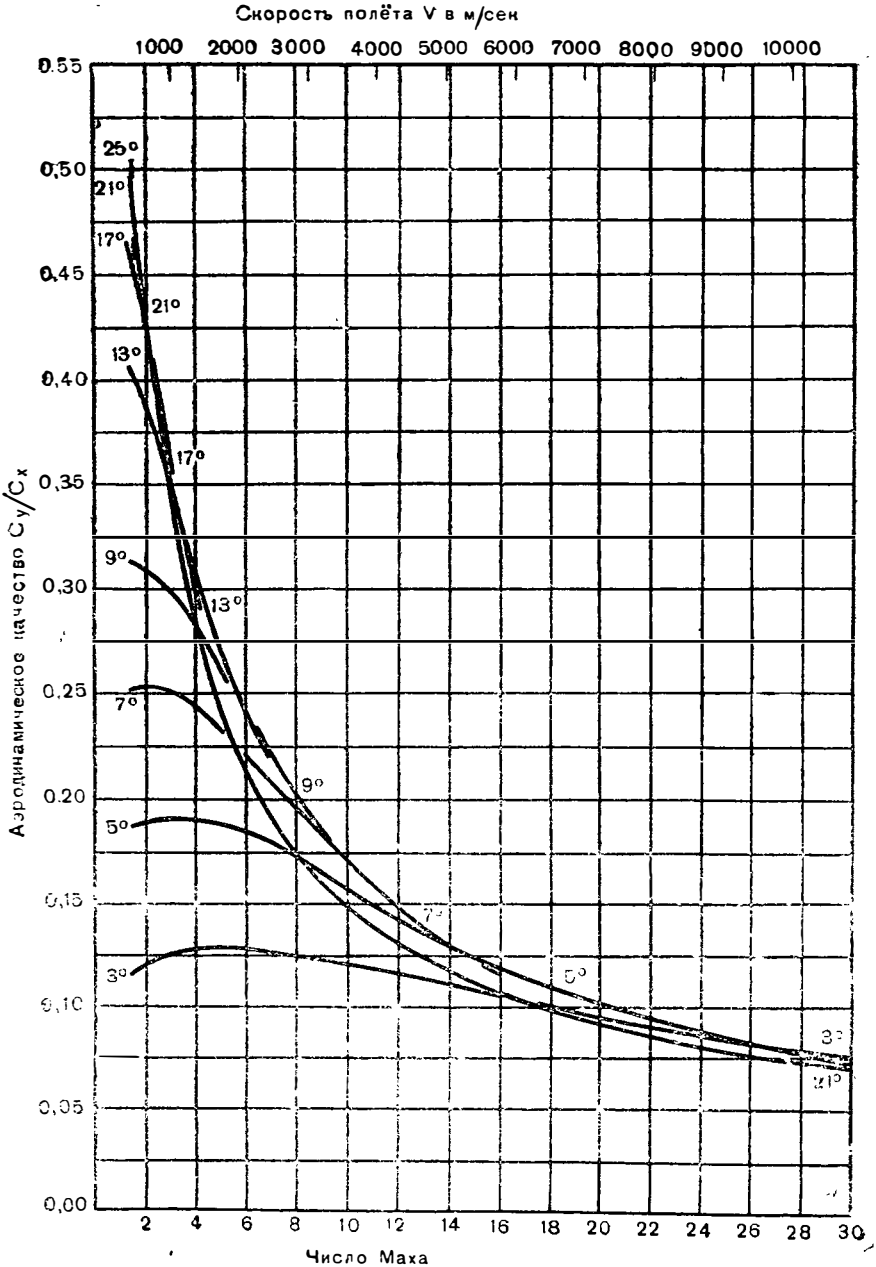


Рис. 51. Аэродинамическое качество пластинки с бесконечно малой толщиной в области газо кинетических потоков

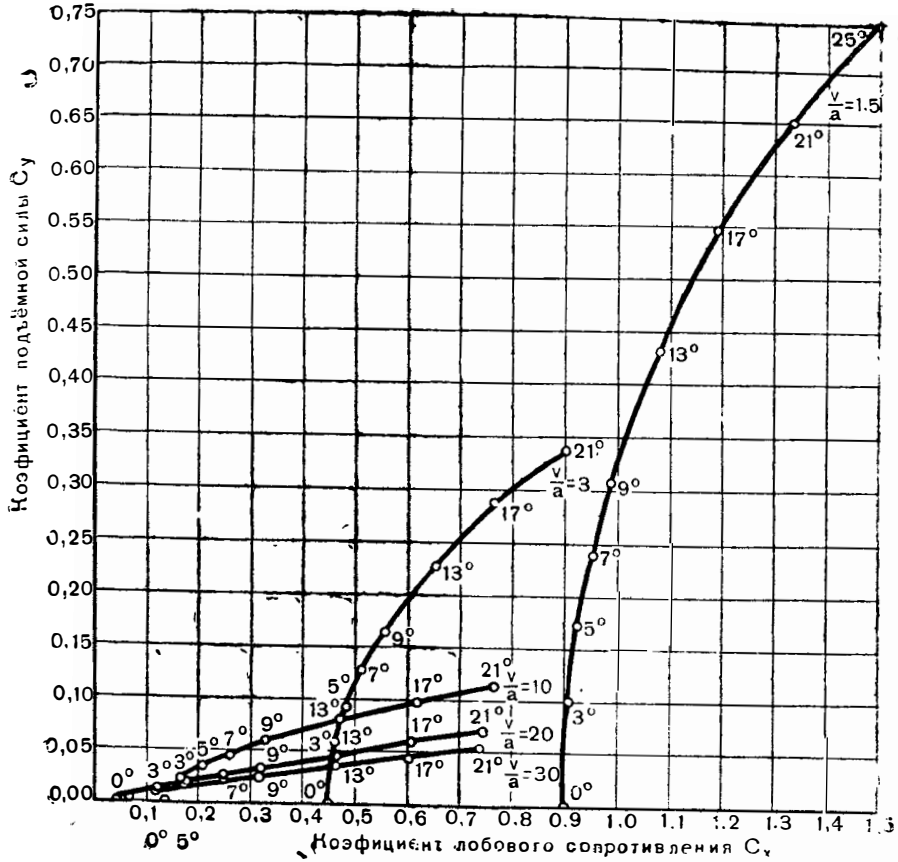


Рис. 52. Поляры плоской пластинки бесконечно малой толщины в области газо-кинетических потоков при различных скоростях

потоков на различных высотах и при различных скоростях. Изображая зависимость отношения $\frac{p}{q}$ плоской пластинки при постоянном угле атаки в 7°, наиболее выгодном в газо-кинетической области, от высоты полета при различных числах Маха, этот график дает возможность убедиться в том, что аэродинамические коэффициенты в этой области еще более уменьшаются. Это происходит от того, что с увеличением высоты полета температура пластинки уменьшается, а следовательно, уменьшается при прочих равных условиях скорость отражения молекул, а вместе с ней и импульс.

Для области высот от 40 до 90 км, также представляющей значительный интерес, аэродинамические силы не поддаются точному расчету. Результаты приближенной интерполяции в этой области нанесены на график пунктиром.

Рис. 56 представляет окончательный результат всего раздела. Он изображает зависимость качества ракетного бомбардировщика

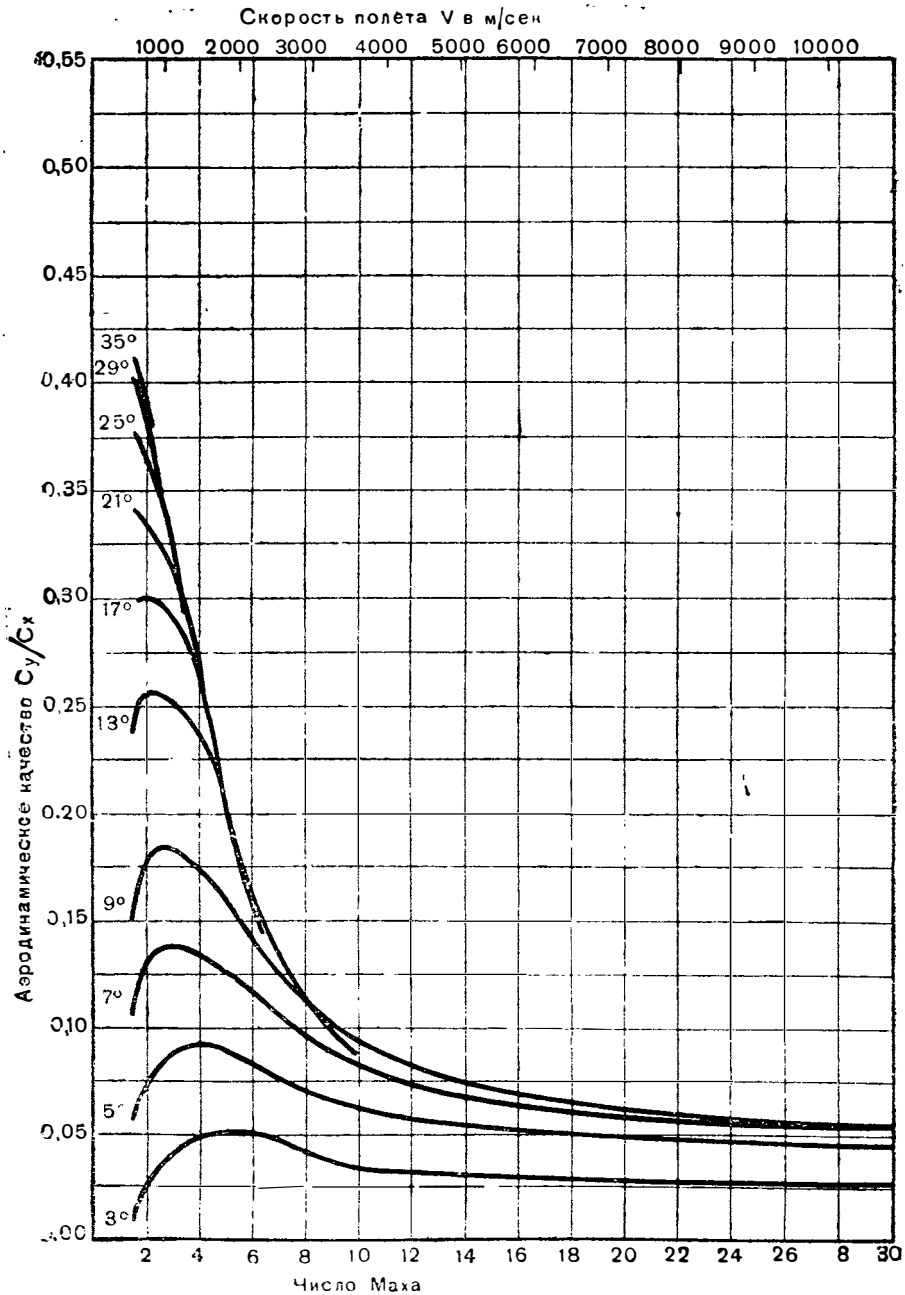


Рис 53. Аэродинамическое качество в области газо-кинетических потоков

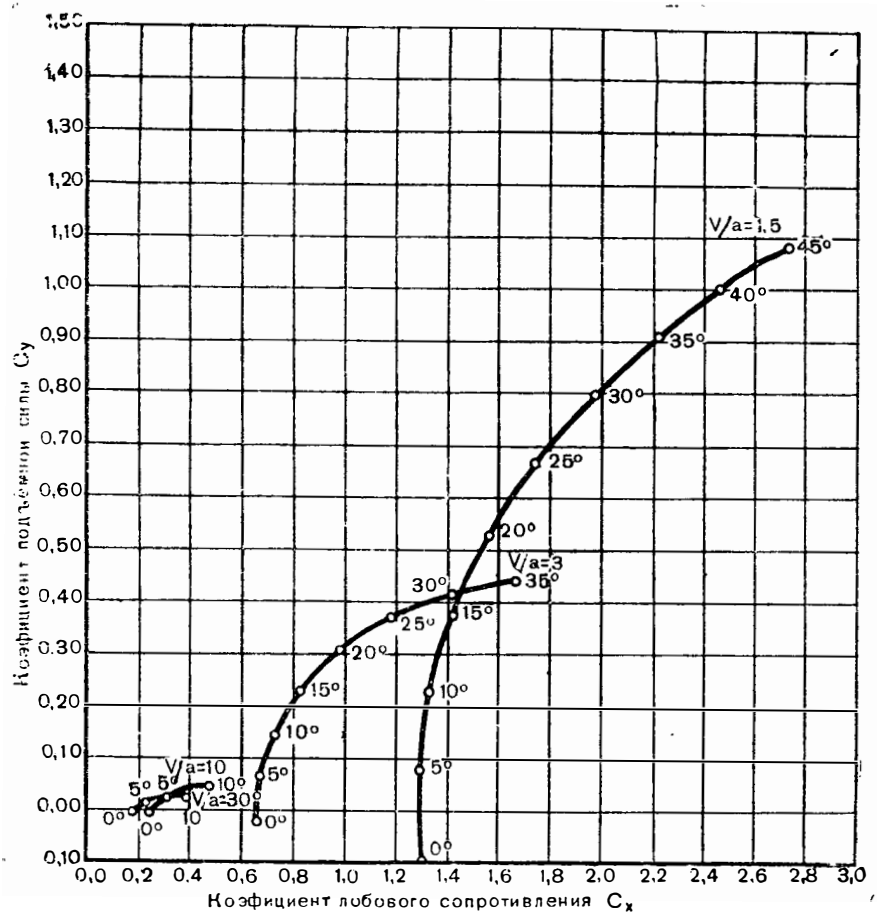


Рис. 54. Поляры ракетного бомбардировщика в области газо-кинетических потоков при различных скоростях полета

от высоты и скорости полета. На этом исследование, посвященное качеству ракетного бомбардировщика, заканчивается.

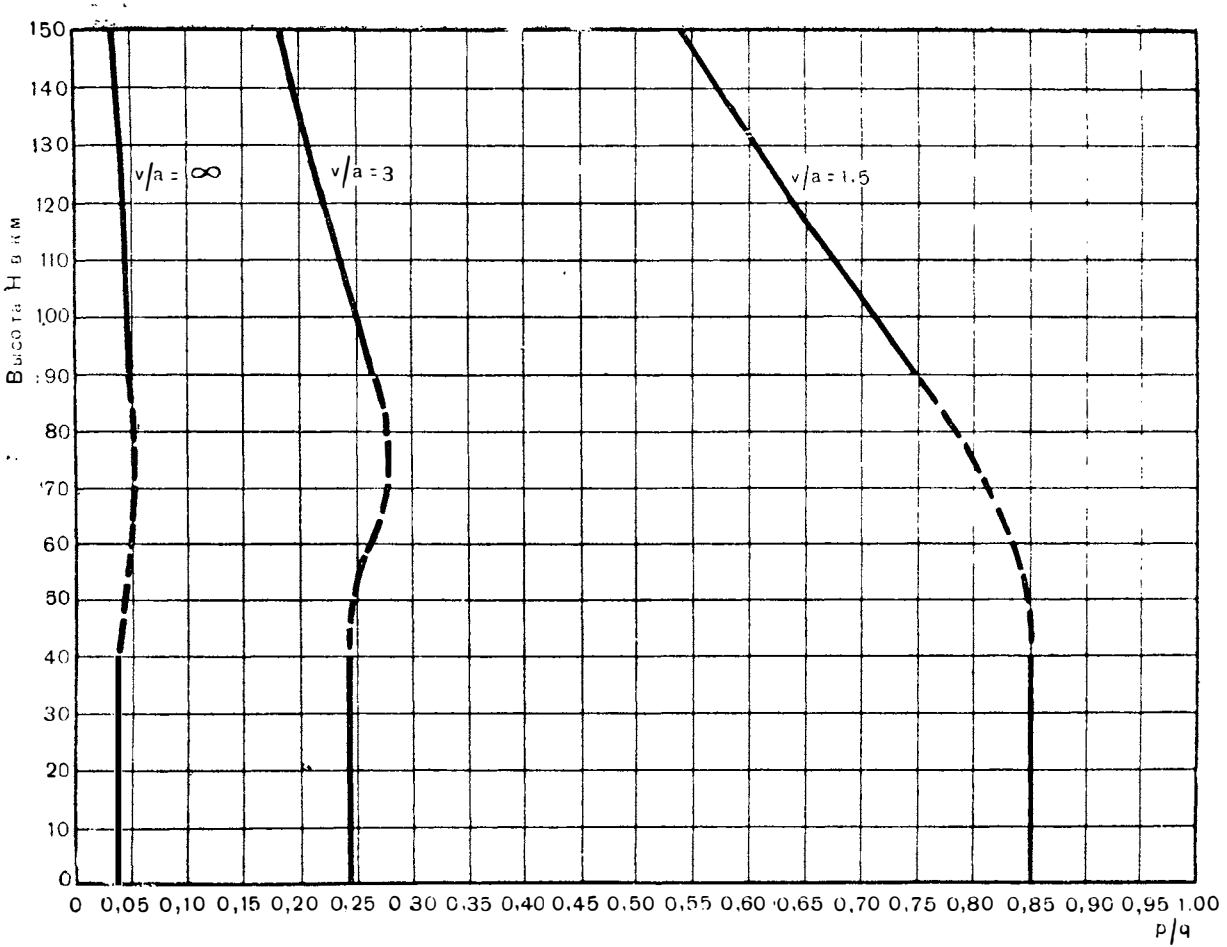


Рис. 55. Изменение коэфициента $\frac{p}{q}$ давления воздуха перпендикулярно к плоской пластинке *при угле атаки* $\alpha = 7°$ *в зависимости от скорости полета и высоты* (области газо-динамических потоков, газо-кинетических потоков и переходные)

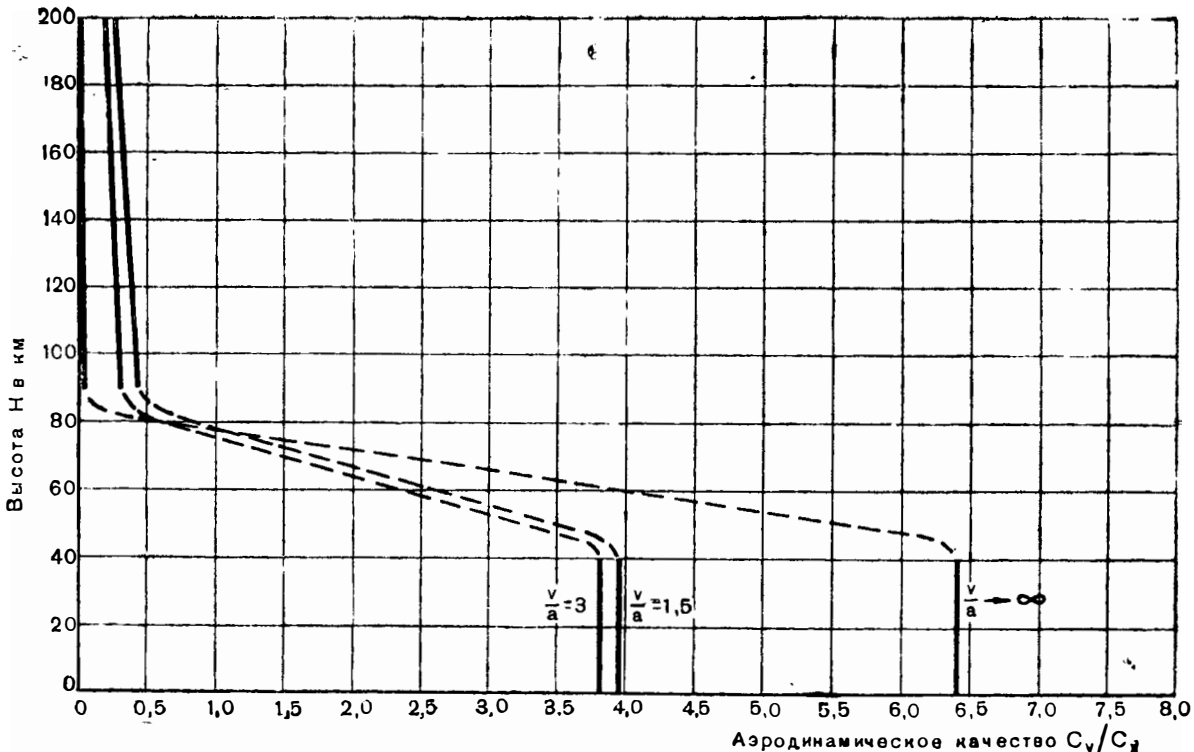


Рис. 56. Изменение наибольшего аэродинамического качества ракетного бомбардировщика в зависимости от высоты и скорости полета (области газо-динамических потоков, газо-кинетических потоков и переходная)

III. СТАРТ И ПОДЪЕМ

1. Ускорение самолета

Старт и подъем ракетного бомбардировщика имеют своей целью сообщить ему при минимальном расходе горючего скорость, достаточную для прохождения всей остальной части его огромной траектории. Начальная часть траектории, соответствующая старту и подъему, проходится за счет кратковременного импульса, действующего во всяком случае не больше нескольких минут.

Однако даже при таком небольшом промежутке времени функциональная зависимость силы, действующей на самолет, от времени может иметь различный характер. Нашей задачей является найти наиболее выгодную зависимость, т. е. такую, которая обеспечивала бы необходимую конечную скорость при минимальном расходе горючего.

На рис. 57 в качестве меры полезного содержания энергии в единице массы горючего снова выбрана соответствующая ему действительная скорость истечения C. Достигаемая в каждый момент скорость полета V отнесена к этой величине. Расход горючего $G_0 - G$ дается в виде отношения к стартовому весу G_0 или же к весу ускоряемой массы G. Если бы можно было полезную энергию продуктов сгорания

$$\frac{(G_0 - G)\ C^2}{2g}$$

целиком отнести к ускоряемому телу, как это можно себе представить, по крайней мере теоретически, при выстреле из ствола, то было бы действительным соотношение

$$\frac{V}{C} = \sqrt{\frac{G_0}{G} - 1}.$$

Это соотношение, имеющее место при идеальном выстреле, изображается на рис. 57 кривой *1*.

В случае ракетного двигателя изменение ускорения происходит по другому закону. Если принимать во внимание только инерцию самолета и отвлечься от таких сил, как сопротивление воздуха, земное притяжение и т. д., то, интегрируя уравнение

$$C\,dm + m\,dV = 0,$$

выражающее теорему о сохранении центра тяжести (количества

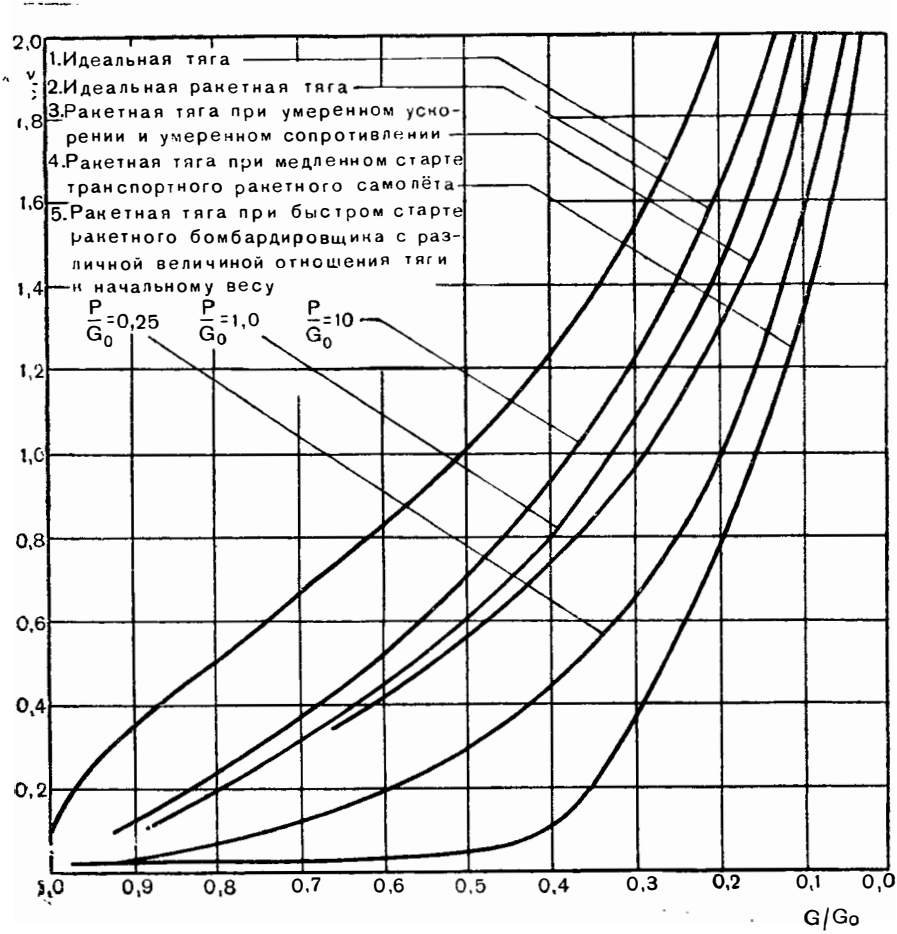


Рис. 57. Характеристические кривые ракетной тяги

движения), получаем так называемое основное уравнение ракеты (уравнение Циолковского)

$$\frac{V}{C} = \ln \frac{G_0}{G}.$$

Соответствующая этому уравнению кривая 2, характеризующая идеальное ускорение ракеты, дает возможность обнаружить, что в этом случае при равных расходах горючего достигаются значительно меньшие конечные скорости, чем в первом случае.

Потеря энергии в процессе разгона идет на сообщение продуктам сгорания движения относительно стартовой площадки. Она часто учитывается внешним к. п. д. ракетного двигателя. Эта характеристическая кривая, таким образом, не может дать ничего, кроме ускорения ракетного двигателя в идеальном случае.

В действительности ускорение бомбардировщика под влиянием сопротивления воздуха и силы тяжести или по крайней мере её составляющей будет меньше. Это влияние будет сказываться тем сильнее, чем меньше развиваемое ускорение.

Если принять, что сумма сопротивления воздуха и направленной параллельно траектории составляющей веса постоянно составляют определенную долю, например $^1/_5$ полетного веса, и что ускорение вдоль траектории остается постоянным, то отношение разности между реактивной тягой, уменьшенной на силу сопротивления и слагающую веса, к тяге будет равно некоторой величине K.

Вводя эту величину в диференциальное уравнение, получаем:

$$KCdm + mdV = 0.$$

Из этого уравнения вытекает измененная форма основного уравнения ракеты:

$$\frac{V}{C} = K \ln \frac{G_0}{G}.$$

Если принять, что реактивная тяга в каждый момент равна полетному весу, то получим:

$$K = \frac{1 - 0{,}2}{1} = 0{,}8.$$

Характеристическая кривая для этого случая изображается уравнением

$$\frac{G}{G_0} = e^{-\frac{V}{0{,}8 \cdot C}}$$

или

$$\frac{V}{C} = 0{,}8 \ln \frac{G_0}{G}.$$

На рис. 57 кривая, соответствующая $K = 0{,}8$, обозначена цифрой *3*. Практически выдержать эту кривую в том случае, когда самолет стартует с земли с обычными небольшими скоростями, нельзя, так как при взятой величине ускорения аэродинамические силы в дозвуковой области слишком быстро возрастают.

Кривая *4* соответствует условиям подъема гражданского ракетного самолета, к которому предъявляются высокие требования в смысле безопасности и удобства. Для соблюдения этих требований необходимо обеспечить малую взлетную и посадочную скорость и малое и притом почти постоянное ускорение на восходящей ветви траектории. Эта кривая построена на основании одной из предыдущих работ [18].

Продолжительный и тягостный характер подъема до достижения сверхзвуковой скорости, а также его исключительная неэкономичность бросаются в глаза. Кривая иллюстрирует, как дорого обходится малая величина скорости, развиваемой на земле, и связанная с ней малая начальная скорость ракетного самолета.

В основу построения следующей группы кривых, иллюстрирующей другой возможный случай сообщения ускорения ракетному бомбардировщику и обозначенной цифрой *5*, были положены следующие предпосылки. Принято, что реактивная тяга в a раз больше, чем начальный полетный вес G_0, и что она остается постоянной в продолжение всего периода подъема. При этом вместе с уменьшением массы самолета ускорение возрастает до пределов, допускаемых либо конструкцией самолета, либо самочувствием экипажа.

В этом случае секундное уменьшение массы постоянно и равно

$$aG_0 \frac{g}{C}.$$

Отсюда вес по истечении времени t будет равен

$$G = G_0\left(1 - ag\frac{t}{C}\right).$$

Приравнивая реактивной тяге силу инерции и силу сопротивления, беря последнюю при тех же предположениях, что и в случае 3, получаем

$$\frac{V}{C} = \ln\frac{G_0}{G} - 0{,}2\frac{1-\frac{G}{G_0}}{a}.$$

Результаты приближенного расчета на основе этих формул изображаются на рис. 57 тремя кривыми, соответствующими трем значениям величины $a = \frac{P}{G_0}$

$$a = 0{,}25;\ a = 1{,}0 \text{ и } a = 10.$$

В случае, характеризуемом кривой $a = 0{,}25$, ускорение возрастает от 0,5 до 25 м/сек². Благодаря таким небольшим ускорениям эта кривая значительно отклоняется от кривой, соответствующей идеальному случаю.

В случае если $\frac{P}{G_0} = 1$, при тяге, равной начальному полетному весу, ускорение изменяется от 10 до 100 м/сек² и соответствующая кривая подходит к кривой *2* идеального случая ближе всех остальных рассмотренных кривых.

Наконец, при $\frac{P}{G_0} = 10$, т. е. когда тяга в десять раз больше начального полетного веса, ускорения находятся в пределах 100—1000 м/сек², что, конечно, превышает предел, который может выдержать человеческий организм.

Из всего сказанного становится очевидным, какое большое влияние оказывает выбор ускорения при подъеме на конечную скорость самолета при данной величине отношения $\frac{P}{G_0}$.

Положенные в основу кривых $\frac{P}{G_0} = 1$ и $\frac{P}{G_0} = 10$ предпосылки

очевидно, настолько целесообразны, что едва ли можно найти более благоприятные режимы для подъема. В связи с этим всякие дальнейшие исследования процессов старта и подъема отпадают.

Кривые отличаются одна от другой только соответствующими им ускорениями.

Ускорение ограничивается прочностью самолета и выносливостью человеческого организма. В соответствии с современными данными по физиологии человека, подвергающегося большим ускорениям, следует признать, что ракетный самолет без экипажа может летать при бо́льших ускорениях, чем самолет с экипажем.

Однако и самолет без экипажа вскоре подходит к пределу, при котором преимущества высоких ускорений сходят на-нет из-за сильного увеличения веса конструкции, неразрывно связанного с увеличением ускорения. В связи с большой дальностью и высокими требованиями, предъявляемыми к точности навигации и сбрасывания бомб, ракетный бомбардировщик должен иметь на борту пилота. Поэтому допустимое ускорение ограничено величиной перегрузки, безопасной для тренированного летчика.

Рис. 58 дает в соответствии с самыми последними исследованиями [2, 12, 15, 31] максимальную величину ускорения, которое может выдержать человек при различных положениях корпуса в зависимости от времени. В сидячем положении предел наступает из-за расстройства кровообращения. В результате разницы в гидростатическом давлении в кровеносной системе мозга и в сердце возникает недостаток крови.

В лежачем положении эта опасность отодвигается, и предел наступает, вероятно, вследствие затруднения дыхания из-за сильного увеличения веса грудной клетки. Это наиболее благоприятное положение (лежачее) и принимается в ракетном бомбардировщике, где изображенное на рис. 38 специальное сиденье пилота сконструировано так, что ускорения, развивающиеся при работе ракетного двигателя, направлены перпендикулярно к оси тела пилота.

При опытах на центрифуге обезьяны, находящиеся под наркозом, выдерживали в лежачем положении ускорение в 20 g более 60 секунд, а люди могли перенести ускорения до 17 g в течение 180 секунд.

В период старта и подъема существует две фазы, при которых ускорение может достигнуть критического значения: катапультирование при старте и конец подъема. Катапультный старт продолжается только несколько секунд, причем ускорение может быть выбрано по желанию. Нарастание избранного ускорения сначала имеет ударный характер, полная его величина остается неизменной примерно в продолжение 11 секунд, и затем так же быстро ускорение прекращается. Таким образом, приспособление кровеносной системы к этим условиям едва ли возможно. В связи с таким ударным и довольно продолжительным действием ускорения, даже принимая во внимание благоприятное поперечное положе-

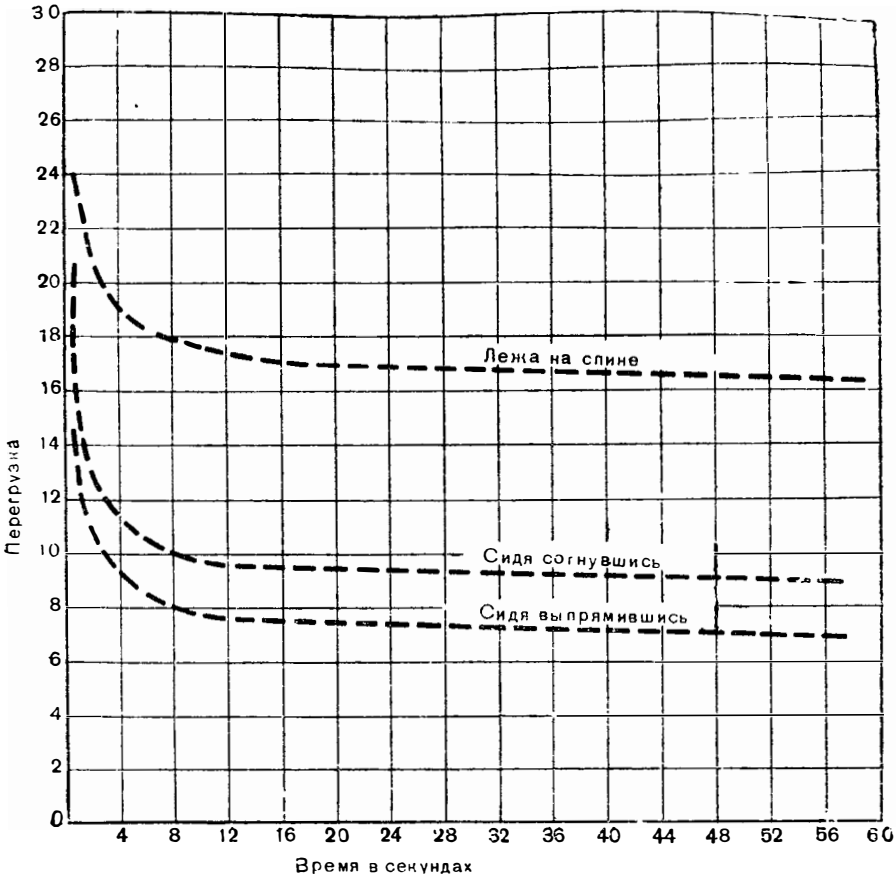


Рис. 58. Пределы ускорения, выдерживаемого тренированным летчиком, в зависимости от времени действия. Ускорение силы тяжести принято за единицу

ние корпуса, для старта следует исходить из ускорения, не превышающего 5g

К этому следует прибавить, что более высокие значения ускорения при старте, делая возможным уменьшение стартовой дорожки и, пожалуй, небольшое уменьшение стартовых ракет, нежелательны еще и потому, что требуют усиления конструкции баков.

С совсем другой картиной мы встречаемся в конце подъема. Как известно, в процессе подъема ускорение непрерывно возрастает в отношении $\frac{G_0}{G}$ благодаря тому, что масса самолета уменьшается, в то время как тяга остается постоянной. При взлете без полезной нагрузки конечная величина этого отношения при принятых ранее весах равна десяти.

Подъем продолжается несколько минут, причем максимальное ускорение возникает только в последнюю секунду. Организм

человека, находящегося на борту, располагает достаточным временем, чтобы приспособиться к большим ускорениям.

Кроме того, максимальные ускорения длятся только короткое время.

Удовлетворительные условия для человека сочетаются при этом с благоприятными летными качествами. Таким образом, с учетом лежачего (поперечного) положения пилота мы приближаемся к допустимым границам, принимая величину конечного ускорения равной 10 g

При величине отношения $\frac{P}{G_0} = 0{,}1$ фактор a оказывается равным единице, т. е. тяга двигателя равняется начальному полетному весу. Если бомбардировщик берет с собой полезный груз, то предельная величина ускорения в 10g при этом не достигается. Например, если бомбовый груз, находящийся на борту самолета, составляет 5 т, то отношение $\frac{G}{G_0} = 0{,}15$ и конечное ускорение будет равно только 6,67 g. При $P=G_0$ ускорение в начале подъема равно 1g, а возрастание его до величины 6,67 g происходит за время

$$t = \frac{C}{g}\left(1 - \frac{G}{G_0}\right) = 340 \text{ секунд},$$

а до величины 10 g за 360 секунд. При этом расчете сопротивление воздуха не принимается во внимание, и предполагается, что ускорение изменяется по закону

$$b = \frac{g}{1 - \frac{gt}{C}}.$$

Последняя, критическая часть подъема, при которой ускорение возрастает от 6,67 до 10 g занимает, таким образом, всего 20 секунд. Пилот подвержен критическим ускорениям только в течение этих 20 секунд, причем в продолжение предыдущих 340 секунд организм пилота имеет возможность приспособиться к продолжительному и постепенному нарастанию ускорения. Кроме того, подъем в этой критической области происходит только в том случае, если самолет стартует без бомб—случай, не представляющий практического интереса. Тем самым можно считать, что принятое нами допущение о том, что ускорение в период подъема не превзойдет соответствующих пределов, будет соблюдено.

2. Старт с помощью катапульты

При взлете ракетного бомбардировщика следует стремиться к тому, чтобы конечная скорость при подъеме, которую можно достигнуть при имеющемся на борту запасе горючего, была возможно больше. Этому требованию можно удовлетворить путем сообщения самолету стартовой скорости 500 м/сек с помощью связанных с землей средств. При таком старте уменьшаются трудности,

связанные с высокой удельной нагрузкой на квадратный метр при взлете (800 кг/м^2), а область недостаточно изученных условий полета при переходе с ускорением через скорость звука совершенно исключается. Для такого старта необходима катапультная рельсовая стартовая дорожка, строго прямолинейная и горизонтальная, длиной в несколько километров. По такой дорожке скользят стартовые салазки, несущие на себе разгоняемый самолет. Самые салазки приводятся в движение с помощью ракетной установки, развивающей большую тягу при малой скорости истечения.

На рис. 59 представлен эскиз ускоряющего устройства. На стартовую дорожку действует направленная вертикально вниз сила веса

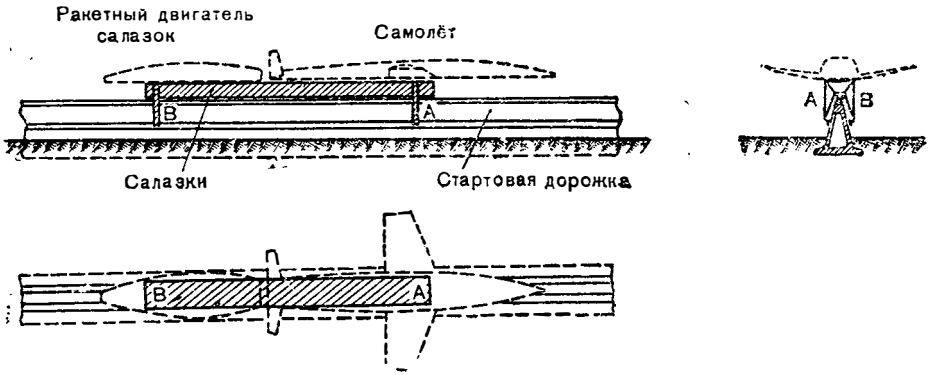


Рис. 59. Стартовые салазки для ракетного бомбардировщика

бомбардировщика, салазок и стартовой ракеты, равной 150 т. Кроме того, на стартовую дорожку действуют силы, достигающие значительной величины и направленные вертикально вверх и горизонтально вдоль дорожки. Эти силы возникают под влиянием силы тяги стартовой ракеты и торможения.

Наличие этих сил, а также требование очень точной укладки несущих рельсов подсказывают необходимость выполнения дорожки в виде непрерывного несущего тела из железобетона. При однорельсовом пути целесообразной формой его поперечного сечения является равнобедренный треугольник, изображенный на рис. 59. Основание треугольника служит для крепления сооружения к земле, а салазки с самолетом скользят по направляющей, уложенной по его вершине.

Верхнее строение стартовой дорожки состоит из уложенного поверху несущего рельса и двух боковых направляющих рельсов. Несущий рельс воспринимает вертикальные силы и, кроме того, передает бетону очень большие горизонтальные тормозные силы. Направляющие рельсы уложены по бокам на половине высоты бетонного тела. Они воспринимают только небольшие, случайно возникающие силы, препятствуя всей движущейся системе, состоящей из салазок и самолета, поворачиваться вокруг продольной оси. Как несущий, так и направляющие рельсы, должны быть покрыты слоем

смазочных веществ, имеющих соответствующую вязкость, чтобы скользящие поверхности салазок испытывали минимальное трение. Салазки опираются о поверхности скольжения в двух местах и, кроме того, для предотвращения опрокидывания снабжены двумя парами подкосов. Вес салазок, включая вес незаряженной ракеты, принимается равным 5 т.

Самолет весом 100 т устанавливается на передней части несущей конструкции салазок, ракетный двигатель на задней части в кильватере самолета. Высокая стартовая тяга передается несущей конструкцией салазок самолету. К ракетам необходимо предъявить требования очень высокой надежности полной безопасности работы и тяги: 610 т в течение 11 секунд. Скорость истечения из ракеты должна быть умеренной во избежание вредного влияния на бомбардировщик.

При расходе горючего на каждый старт в 40 т из соображений безопасности и экономичности обычным унитарным горючим, развивающим умеренную скорость истечения (как, например, порох или перекись водорода), следует предпочесть более дешевое комбинированное горючее. Таким горючим может быть жидкий кислород с водной эмульсией газойля.

Для расчета разбега примем скорость истечения связанной с землей стартовой ракеты C=1500 м/сек. Тогда секундный расход горючего окажется равным

$$\frac{P_g}{C} = 4000 \text{ кг/сек.}$$

При постоянной тяге P вес участвующей в старте системы в каждый момент будет равен

$$G_s = G_{os} - P_g \frac{t}{C}.$$

Сопротивление воздуха всей движущейся системы при $\frac{V}{a}=1{,}5$, оценивается величиной в 75 000 кг. Это сопротивление в процессе старта должно возрастать по следующему закону:

$$w = 0{,}3\,V^2.$$

Сопротивление от трения салазок о рельсы настолько мало по сравнению с обеими основными силами, что им вполне можно пренебречь.

С помощью основных уравнений динамики мгновенное ускорение во время старта может быть записано следующим образом:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g\,(P - 0{,}3V^2)}{G_{os} - P_g \frac{t}{C}}.$$

Если ускорение в конце старта ограничить величиной 50 м/сек², то при весе в конце старта 105 000 кг получаем величину постоянной тяги P=610 000 кг.

При однократном интегрировании уравнения ускорения получаем зависимость между достигнутой скоростью и протекшим временем:

$$t = \frac{G_{os}}{3990} \cdot \left[1 - \left(\frac{428 - 0{,}3V}{428 + 0{,}3V}\right)^{0{,}48}\right].$$

При V=500 м/сек формула дает продолжительность старта

$$t_1 = 7{,}37 \cdot 10^{-5} \cdot G_{os}.$$

Зависимость, определяющая расход топлива стартовой ракетой, предоставляет в наше распоряжение второе уравнение:

$$G_s = 105\,000 - G_{os} - Pg\frac{t_1}{C}.$$

Решая их совместно, получаем окончательно

$$t_1 = 10{,}96 \text{ сек. и } G_{os} = 148\,700 \text{ кг.}$$

Пройденный путь проще всего определить с помощью графического интегрирования.

Подводя итоги всему, что мы получили из выведенных нами соотношений, имеем:

Стартовые ракеты должны развивать постоянную тягу P=610 т в течение 11 секунд.

Количество сжигаемого при этом горючего 43,7 т при скорости истечения C = 1500 м/сек, причем самолет с тележкой весит 105 т и получает скорость 500 м/сек, а ускорение возрастает от начального 40,2 м/сек² до допустимой величины в конце старта 50 м/сек² при разбеге длиной 2750 м.

Прикидочный расчет при условии, что величина среднего ускорения b принята равной 45 м/сек², дает:

$$t = \frac{V}{b} = \frac{500}{45} = 11 \text{ сек.};$$

$$s = \frac{1}{2} bt^2 = 2750 \text{ м.}$$

Зависимость мгновенной скорости и соответствующего веса от величины пройденного участка старта представлена графически на рис. 60. Там же приведены некоторые величины, связанные со скользящей поверхностью стартовых салазок. Оба ползуна, обозначенные буквами A и B, могут иметь квадратную форму и размеры 0,25×0,25 м и быть выполнены из бронзы или из закаленной стали. Крепление их должно быть подвижным наподобие крепления основной плиты подшипника Митчеля. Плоская нижняя поверхность ползунов на переднем конце должна быть приподнятой по кривой вверх, чтобы обеспечить надежное поступление смазки в этот клиновидный зазор.

Работа Гюмбель-Эверлинга [7, стр. 150—151] дает некоторые основные зависимости для скользящей поверхности, имеющей форму квадрата со стороной t, при условии приложения силы в

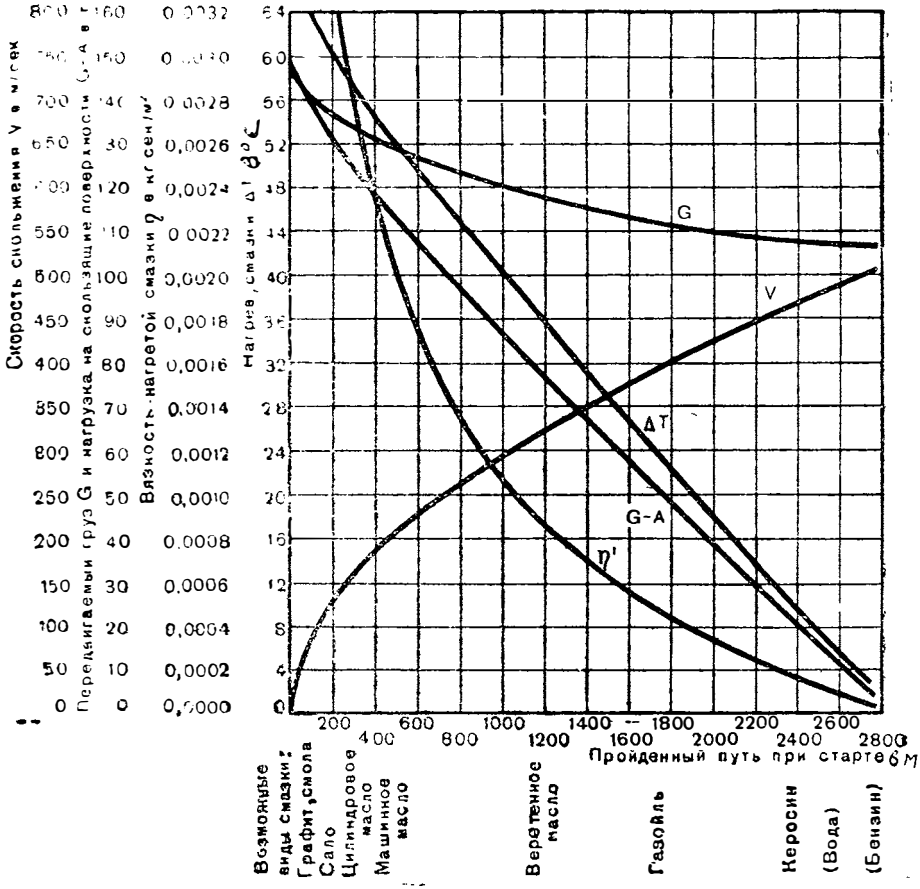


Рис. 60. Скорость скольжения V, передвигаемый груз G, нагрузка на скользящие поверхности G—A, нагрев слоя смазки Δ T, вязкость нагретой смазки η' и вид смазки по длине стартовой дорожки

точке, соответствующей наиболее выгодной толщине слоя смазки (χ_1=0,8). В этом случае коэфициент трения

$$\mu = 2{,}37\sqrt{\frac{\eta V}{p t'}},$$

где p —среднее давление, равное $\frac{P}{t^2}$.

Минимально необходимая толщина слоя смазки

$$h_{\min} = 0{,}30\, t\sqrt{\frac{\eta_1 V}{pt}}.$$

Угол наклона скользящей поверхности относительно рельса

$$\alpha = 0{,}37\sqrt{\frac{\eta V}{pt}}.$$

Отсюда вытекает, что

$$\mu = 7{,}97\frac{h_0}{t}.$$

Это означает, что для того чтобы сделать возможным скольжение большого груза P с малым сопротивлением трения, наименьшая толщина h_0 слоя смазки между наклоненной под углом α скользящей поверхностью и поверхностью рельса должна быть возможно меньше. В случае чисто жидкостного трения, к которому следует стремиться, h_0 ограничено шероховатостью обеих скользящих поверхностей. Учитывая большую длину скользящих поверхностей, их грубую обработку и подверженность влиянию атмосферных условий, следует ожидать наличие неровностей от 10^{-4} до 10^{-3} м. Тогда минимальная толщина слоя смазки, обеспечивающая надежное динамическое проплывание скользящих поверхностей, составит $h_0 = 10^{-4}$ м, а соответствующий ей коэфициент трения

$$\mu = 0{,}00316.$$

Наивысшее в течение всего времени разгона среднее давление на каждую из двух скользящих поверхностей составляет

$$p = \frac{75000}{625} = 120 \text{ кг/см}^2.$$

Понижаясь в процессе старта, оно доходит до 4 кг/см^2.

Из вышеприведенных соотношений вытекает, что наименьшую величину слоя смазки h_0 и вместе с ней наименьшую величину μ можно выдержать только в том случае, если вязкость смазочного материала η будет уменьшаться в том же отношении, в котором увеличивается отношение $\frac{V}{p}$, т. е. если величина $\frac{\eta V}{p}$ остается постоянной.

Когда салазки трогаются с места, скорости скольжения настолько малы, что получить такое значение η, чтобы это произведение оставалось постоянным, нельзя. Поэтому скользящие поверхности салазок должны сначала целиком прилегать к рельсам и только по достижении надлежащей скорости устанавливаться под соответствующим углом наклона.

На рис. 60 нанесено значение уменьшающейся разности G — A, приходящейся на каждую из направляющих поверхностей в зависимости от времени. При этом принимается квадратичная зависимость подъемной силы A от скорости V, в пределах от A=0 при V=0 до A =100 т при V=500 м/сек.

Зная эту величину, можно подсчитать $P = \frac{G-A}{2}$ и далее величину вязкости смазки в каждой точке стартовой дорожки

$$\eta' = 11{,}1\frac{P}{V}\cdot\frac{h_0^2}{\sqrt{t}}.$$

Величина η' представляет вязкость горячей смазки в слое минимальной толщины h_0. Величина нагрева (повышения температуры) ΔT этого масляного слоя может быть определена, если принять, что вся работа трения идет на нагревание масла. Вследствие очень малого времени, в течение которого происходит это нагревание, теплоотдача от самого масла крайне мала.

Из равенства

$$AP\mu V = th_0V\gamma C_s\Delta T$$

вытекает, что нагревание не зависит от скорости скольжения. При принятых нами соотношениях величин и при $\gamma = 900$ кг/м^3 и $C_s = 0{,}5$ ккал/кг град. получаем

$$\Delta T = 0{,}000834\ P.$$

В процессе разгона вместе с изменением P величина нагрева падает, как это видно на том же рис. 60, от 60° в начале старта до 2° С в конце его.

Если окружающая температура равна +15° С, то для заключительной стадии старта требуется смазочное вещество, обладающее при +17° С вязкостью $\eta = 0{,}00002$. Вязкостью такого порядка обладают такие вещества, как бензин, вода, керосин и др.

В то же время в трех метрах от начальной точки старта требуется смазочное вещество, обладающее при температуре 75° С $\eta = 0{,}1$. Этому требованию удовлетворяют такие вещества, как, например, смола. В промежутке между начальным и конечным участками старта должны быть использованы самые разнообразные смазочные вещества с различной вязкостью.

Для первых трех метров подобрать чистую жидкую смазку вообще невозможно. На этом участке придется использовать смеси графита со смолой.

Приведенные соотношения справедливы в первую очередь при умеренной скорости скольжения. В рассматриваемом нами случае скорость движения достигает предельной величины 500 м/сек, что составляет около 1/3 величины скорости звука в смазочном веществе. Поэтому, несмотря на сильное возрастание коэфициента трения, ожидать какой-либо принципиально новой физической картины явления трения не приходится, тем более, что высокие скорости возникают в том случае, когда нагрузка на скользящую поверхность сильно понижается.

Безупречное состояние смазки поверхностей скольжения, имеющих длину 3 км, поддерживается и контролируется с помощью специальной смазочной вагонетки, совершающей обкатку всей стартовой дорожки по имеющимся на ней рельсам.

Используя опыт железнодорожной техники, можно для торможения применить чугунные колодки, прижимаемые соответствующими силами к тормозным поверхностям рельса. После того как самолет оторвется, колодки прижимаются к направляющим, и салазки останавливаются при минимальной длине тормозного участка.

Для проверки принципиальной возможности скольжения при очень высоких скоростях Р. Шмидтом были проведены опыты над скольжением пули вдоль изогнутой стенки, смазанной вазелином. Установка для опытов представляла собой стальную трубку чистовой протяжки с внутренним диаметром 10 мм. Вдоль всей своей длины трубка имела прорез, придававший ей вид желоба U-образного сечения. Трубка была уложена в виде замкнутого круга радиусом 8 м, так чтобы дно желобка приходилось снаружи и служило направляющей для скользящей по нему под действием центробежной силы пули.

Через конец желоба касательный к круговому желобу производился выстрел из немецкой винтовки, утяжеленной остроконечной пулей калибра 98К с начальной скоростью 800 м/сек. Пуля плавно переходила в собственно круговую часть траектории. По окончании опыта, после многократного обегания круговой траектории и остановки пулю можно было обнаружить лежащей в желобе неповрежденной (рис. 61, 62, 63). Тонкое омеднение стальной оболочки пули в большинстве случаев стиралось в области

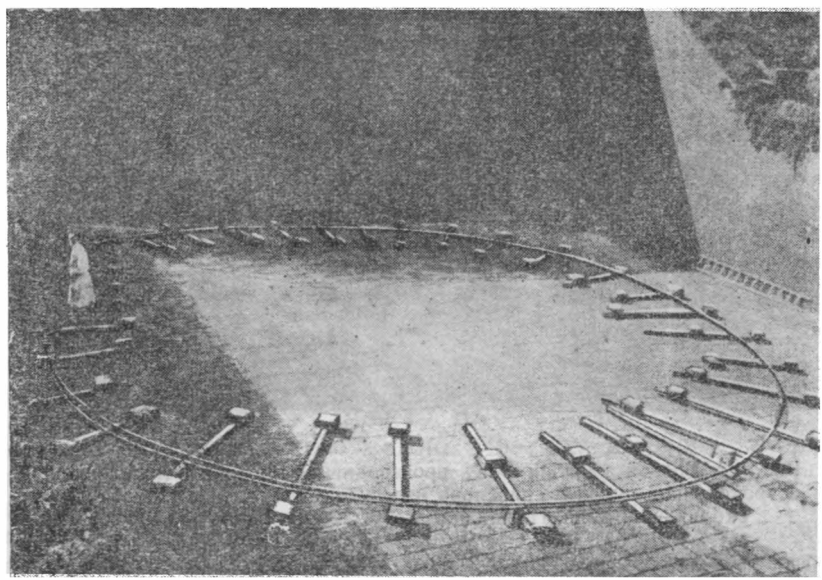


Рис. 61. Установка для исследования трения скольжения при очень высоких скоростях, состоящая из боевого карабина 98К и кругового желоба для скольжения остроконечной утяжеленной пули. Желоб смазан и уложен в замкнутый круг радиусом 8 м

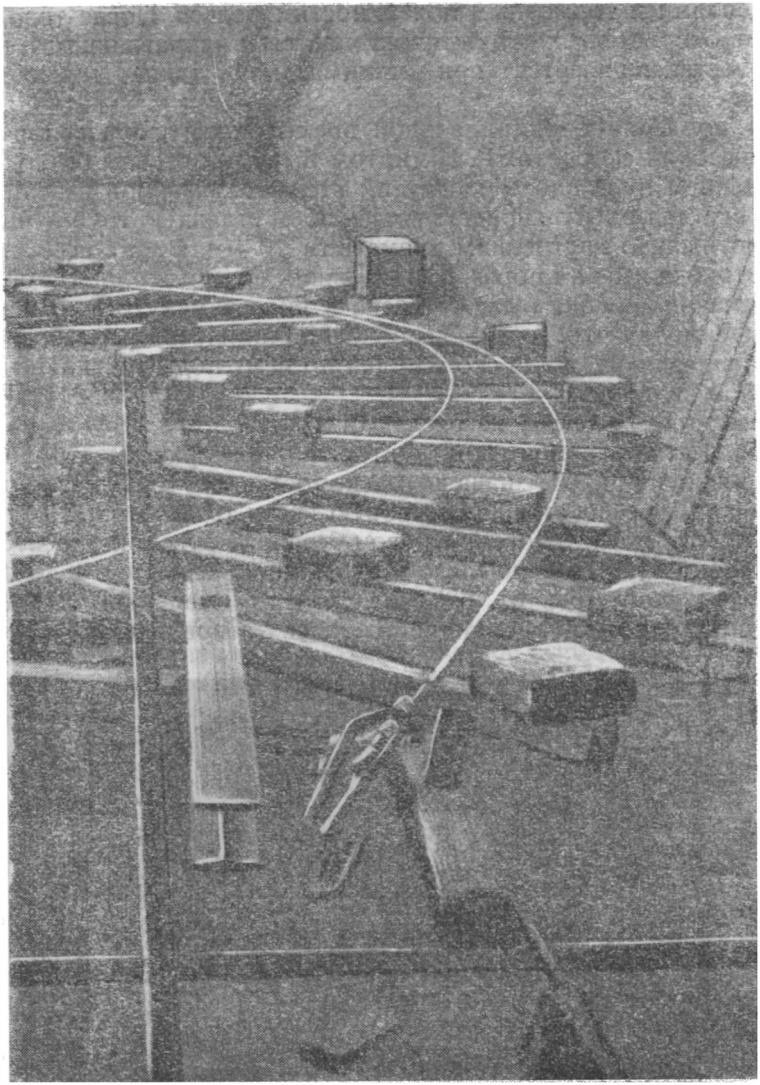


Рис. 62. Боевой карабин 98К, производящий выстрел утяжеленной остроконечной пулей в спирально изогнутое ответвление желоба для скольжения пули. Начальная скорость пули около 800 м/сек

максимального диаметра пули. На самой стальной оболочке можно было наблюдать единичные царапины, которые, очевидно, следует приписать опилкам и заусенцам в трубке. Непосредственно после нахождения пуля была теплой, но не горячей.

Далее следует отметить, что пули были несколько сдавлены в поперечном направлении. Это, вероятно, объясняется тем, что вращение пули вскоре прекращалось, и центробежная сила, начальная величина которой составляет около 100 кг, вызывала в свинцовом сердечнике явление текучести. После прекращения вращения и небольшой деформации вместо точки контакта возникает целая поверхность соприкосновения со стенкой, имеющая площадь около 1 см^2.

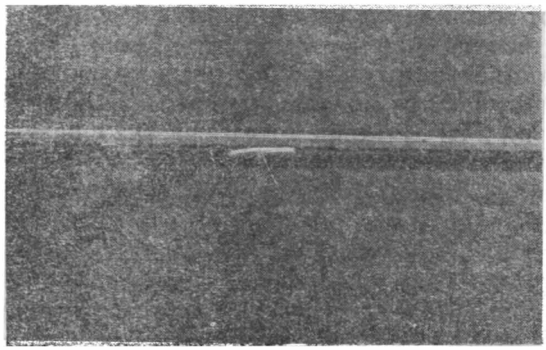


Рис. 63. После многократного обегания круговой траектории скольжения пуля останавливается без повреждения

Таким образом, давление на поверхность под влиянием центробежной силы составляет 100 кг/см^2, т. е. приблизительно равно давлению на скользящие поверхности рассмотренных нами стартовых салазок.

В связи с тем, что утяжеленная остроконечная пуля, состоящая из свинца с тонкой мягкой стальной оболочкой, при скольжении на пути 150 м проходит без повреждений все степени скорости от 800 м/сек до полного покоя, произведенные опыты следует считать доказательством того, что достижение скорости салазок 500 м/сек при скольжении по тщательно обработанным и смазанным рельсам вполне возможно.

Чтобы ускорение самолета при старте оставалось в допустимых для самолета и его экипажа границах, необходима стартовая дорожка длиной около 3 км. Сделать такое сооружение подвижным и тем самым сообщать самолету требуемое направление на цель уже в период старта невозможно. Поэтому стартовую дорожку следует строить таким образом, чтобы ее, во-первых, можно было использовать в обоих направлениях и, во-вторых, ее следует располагать по азимуту, соответствующему наиболее вероятному направлению предполагаемых боевых полетов. Этим требованиям удовлетворяет направление с запада на восток. Более точное корректирование направления полета выпадает на долю пилота. Он совершает выход на курс в самой начальной стадии подъема, когда скорость и ускорение самолета еще невелики и управление самолетом не затруднено.

Когда самолет отрывается от тележки со скоростью, в полтора раза превышающей скорость звука (500 м/сек), его коэфициент подъемной силы $c_y = 0{,}05$.

Между тем оптимальная величина качества достигается при величине коэфициента подъемной силы $c_y = 0{,}173$, т. е. при значительно большем угле атаки.

Если ограничить величину нормальной к траектории составляющей ускорения первой, проходимой по инерции, части траектории подъема величиной 20 м/сек^2, то начальный радиус траектории, лежащей в вертикальной плоскости и составляющей угол 30° с горизонтальным направлением старта, будет равен около 12 500 м. Этот примыкающий к старту кривой отрезок траектории имеет длину 6540 м и простирается до высоты около 1700 м при наклоне в конце траектории в 30°. В конце этого участка в результате сопротивления воздуха и набора высоты скорость успевает понизиться до 370 м/сек, а коэфициент подъемной силы возрасти до $c_y = 0{,}093$, т. е. всё ещё меньше, чем при оптимальном качестве. Затем бомбардировщик продолжает подъем за счет своей скорости под углом 30°. Этот прямолинейный участок траектории длиной 4000 м заканчивается на высоте 3675 м при скорости по траектории $V = 284$ м/сек и при угле атаки, соответствующем оптимальной величине качества.

В этот момент включается ракетный двигатель, и на смену инерционному подъему приходит моторный подъем. На этом, следующем непосредственно за стартом, участке безмоторного инерционного подъема продолжительностью 25 секунд можно внести исправление в траекторию, направив ее на намеченную цель.

Такой режим подъема для дальности полета ракетного бомбардировщика выгоднее, чем взлет при оптимальном качестве со скоростью 250 м/сек и немедленном включении двигателя после старта. Это легко уяснить, если принять во внимание, что небольшой избыток скорости используется для подъема и что на первых километрах набора высоты полета сберегается некоторое количество топлива.

3. Траектория подъема

Траектория подъема ракетного бомбардировщика определяется силами, приложенными к его центру тяжести. Исключая пока из рассмотрения вращение земли, имеем следующие силы.

Вес самолета. Величина: $G = \left(G_0 - \frac{P_{уд} t}{C}\right)\left(\frac{R}{R+H}\right)^2$.

Направление—к центру земли.

Аэродинамическая подъемная сила. Величина: $A = c_y F \frac{\rho V^2}{2}$.

Направление—перпендикулярно касательной к абсолютной траектории в плоскости, проходящей через эту касательную и центр земли.

Сопротивление воздуха.	Величина: $w = \varepsilon \cdot A$.
	Направление—по касательной к абсолютной траектории.
Тяга двигателя.	Величина: $P = 100$ т.
	Направление—под углом к касательной к абсолютной траектории, равном углу атаки самолета, в плоскости, проходящей через эту касательную и центр земли.
Д'Аламберова сила инерции.	Величина T: Та же, что у результирующей всех предыдущих сил.
	Направление—противоположное этой результирующей.
Составляющая	касательная к траектории равна $m\frac{dV}{dt}$.
Составляющая	нормальная к ней равна $\frac{mV^2_a}{\rho}$.

Эти пять сил лежат в одной плоскости, совпадающей с плоскостью траектории.

Действительные величины вследствие вращения земли оказываются более сложными. Если бы земная атмосфера была неподвижной, т. е. не вращалась вместе с землей, то относительную траекторию самолета по отношению к земной поверхности можно было бы определить, приложив к центру тяжести самолета некоторую шестую силу. Эта сила имеет неопределенное направление и величину

$$C = 2[\vec{\omega} \cdot w] \cdot \left(\frac{G_0}{g} - \frac{Pt}{C}\right)$$

и представляет собой так называемую силу Кориолиса. Благодаря своему неопределенному направлению в пространстве, действие этой силы проявляется так, что наблюдателю, находящемуся на земле, относительная траектория уже не представляется плоской кривой.

Связанная в действительности с землей, т. е. вращающаяся вместе с ней, атмосфера создает силы, действующие на самолет, и искривляющие, т. е. превращающие в пространственную кривую (двоякой кривизны) его **абсолютную** траекторию. Самолет во время полета подобно флюгеру подвергается воздействию вращения атмосферы, воспринимаемому как действие бокового ветра. Если направление его полета не совпадает с направлением запад—восток, то этому кажущемуся воздействию ветра следует противопоставить некоторый поворот самолета ему навстречу. Это становится очевидным при рассмотрении полета от полюса по меридиану.

Если самолет должен придерживаться абсолютной траектории, предварительно рассчитанной приемами астрономической навигации, то летчик при пилотировании должен учесть это отклоняющее

флюгерное действие как некоторую седьмую силу, направленную перпендикулярно касательной к траектории. При расчетах мы принимаем, что действия, предпринимаемые пилотом для создания боковой силы, уравновешивающей флюгерное действие, не оказывают заметного влияния на коэфициент планирования самолета. Поскольку эта боковая аэродинамическая сила направлена перпендикулярно к плоскости траектории и только препятствует отклонению самолета от этой плоскости, в дальнейшем при расчете траектории можно с ней не считаться.

Для того чтобы сделать наглядным расположение сил, действующих на центр тяжести самолета, совершающего подъем, на рис. 64

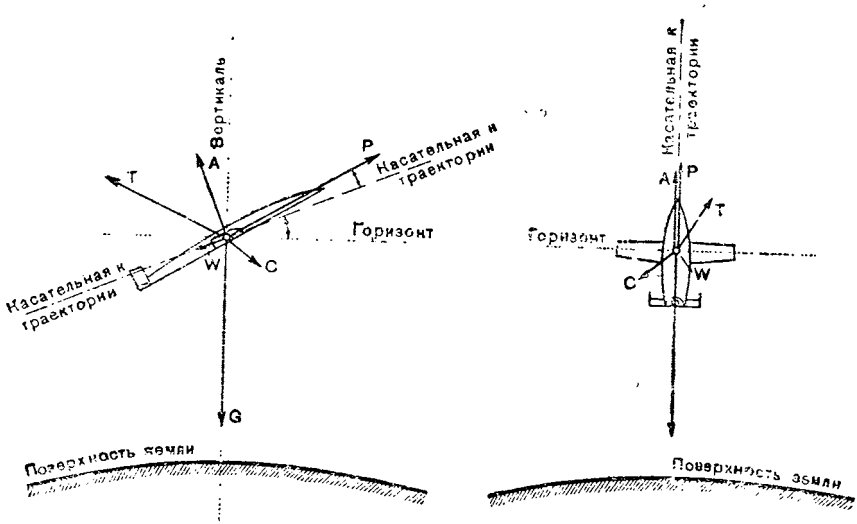


Рис. 64. Внешние силы, действующие на ракетный бомбардировщик при подъеме

приведена соответствующая схема в двух проекциях. Направление проектирования в обоих случаях параллельно горизонтальной плоскости, проходящей через самолет.

Для того чтобы представить все зависимости между силами в аналитической форме, достаточно разложить действующие силы на их составляющие по осям связанной с самолетом системы координат и составить основные уравнения динамики для каждого из этих направлений. Тогда мы получим три дифференциальных уравнения для каждой из трех пространственных координат траектории подъема. Интегрирование их, повидимому, невозможно, так как значительно более простые, обычные дифференциальные уравнения внешней балистики не поддаются интегрированию в общем виде.

Значительно проще оказывается нахождение относительной траектории, если вычисление разграничивается на две ступени. Сначала определяется абсолютная траектория, причем принимаются во внимание только пять первых вышеприведенных сил,

а сила Кориолиса совершенно исключается из рассмотрения. Затем определяется путь, пройденный поверхностью земли под самолетом при ее вращении. Наконец, оба полученных компонента (слагающих) пути складываются на глобусе в искомую кривую двоякой кривизны, представляющую собой относительную траекторию.

Плоская абсолютная траектория определяется последовательным методом (по ступеням), подобным методу, применяемому в балистике.*) Кривая траектория (рис. 65) заменяется многоугольником, стороны которого настолько малы, что каждый отрезок дуги может быть заменен соответствующей ей хордой. В вер-

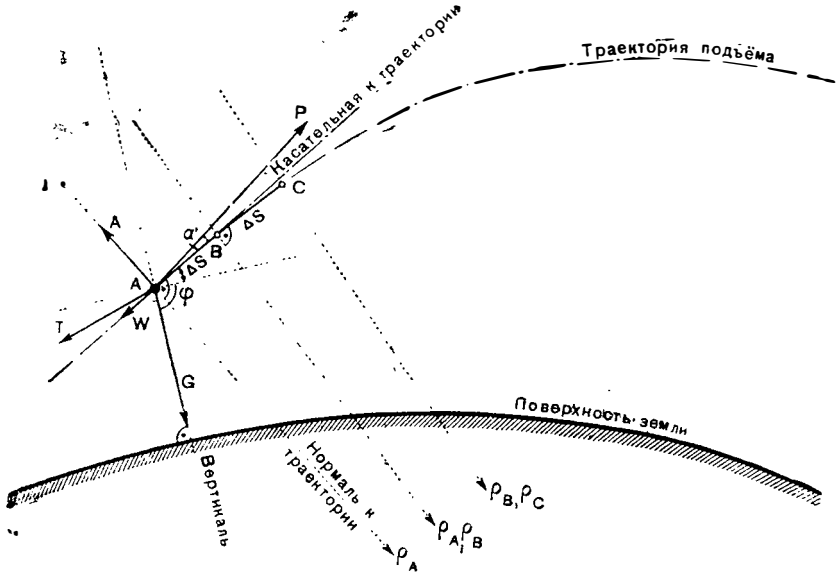


Рис. 65. Приближенное графическое нахождение траектории подъема

шинах углов многоугольника A, B, C и т. д. производится сложение всех сил, действующих на самолет. Кроме того, определяется угол наклона траектории ϑ для каждой стороны многоугольника $\Delta s = \overline{AB}, \overline{BC}$ и т. д., величина которой принимается неизменной.

Приравнивая нулю тангенциальную слагающую суммы сил, получаем

$$b_1 = \frac{g\,(P\cos\alpha - \varepsilon A_A - G_A \sin\varphi_A)}{G_A}.$$

Отсюда величина скорости возрастает в первом приближении от значения V_A до значения

$$V_B = \sqrt{V_A^2 + 2b_1 \Delta s}$$

за время

$$\Delta t_1 = \frac{V_{B_1} - V_A}{b_1}.$$

*) [illegible]

Приравнивая нулю нормальную к траектории слагающую суммы сил, получаем

$$\rho_{A_1} = \frac{G_A V^2_{aA}}{(G_A \cos\varphi_A - P\sin\alpha - A_A)\, g}.$$

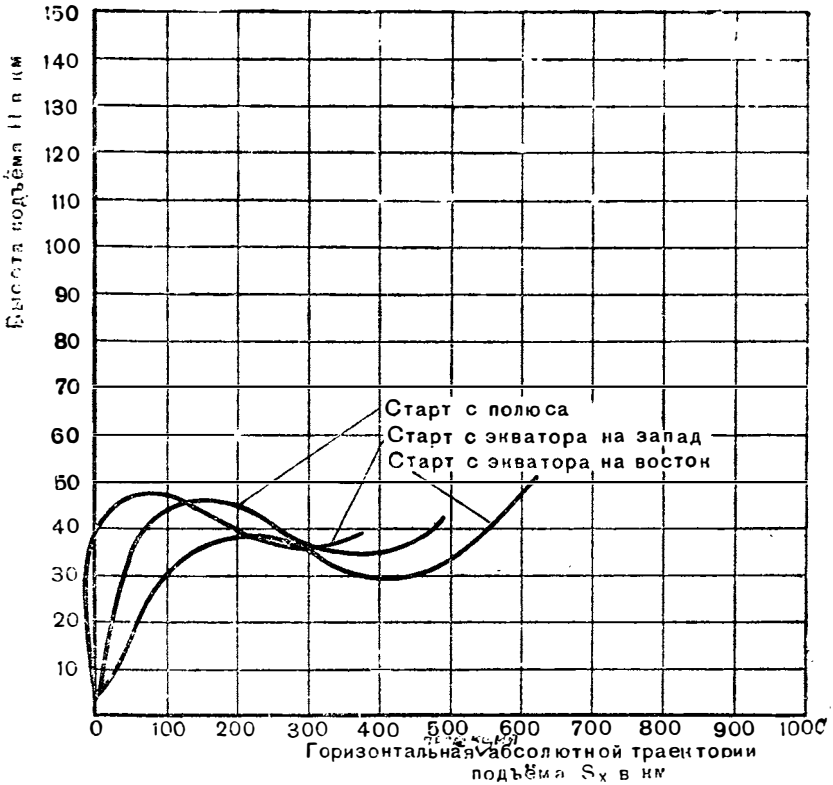


Рис. 66. Абсолютная траектория подъема ракетного бомбардировщика при скорости истечения C = 3000 м/сек, без учета и с учетом вращения земли при старте из точки, находящейся на земном экваторе в восточном и в западном направлениях

Абсолютная скорость V_{aA} в точке A может быть с достаточной точностью определена по скорости полета V_A и скорости вращения земли в точке старта. После этого можно провести дугу $\overset{\frown}{AB}$ и B_1, являющуюся первым приближением.

По известному теперь среднему наклону траектории φ_m и средним значениям сил можно, применяя тот же метод, произвести второй приближенный расчет для определения положения точки B и всех величин, характеризующих траекторию в этой точке.

Тот же процесс повторяется в точке B и т. д. до тех пор, пока вся траектория не будет определена аналитическим или графическим путем.

Применяя этот способ, А. Войцеховский произвел численный расчет траекторий, для каждой из них были приняты следую-

щие исходные данные: высота начальной точки над уровнем моря 36,75 м, начальная относительная скорость 284 м/сек и угол наклона траектории в начальной точке 30°. Каждая из траекторий была исследована до величины $\frac{G}{G_0}=0{,}1$. Расчет производился для скоро-

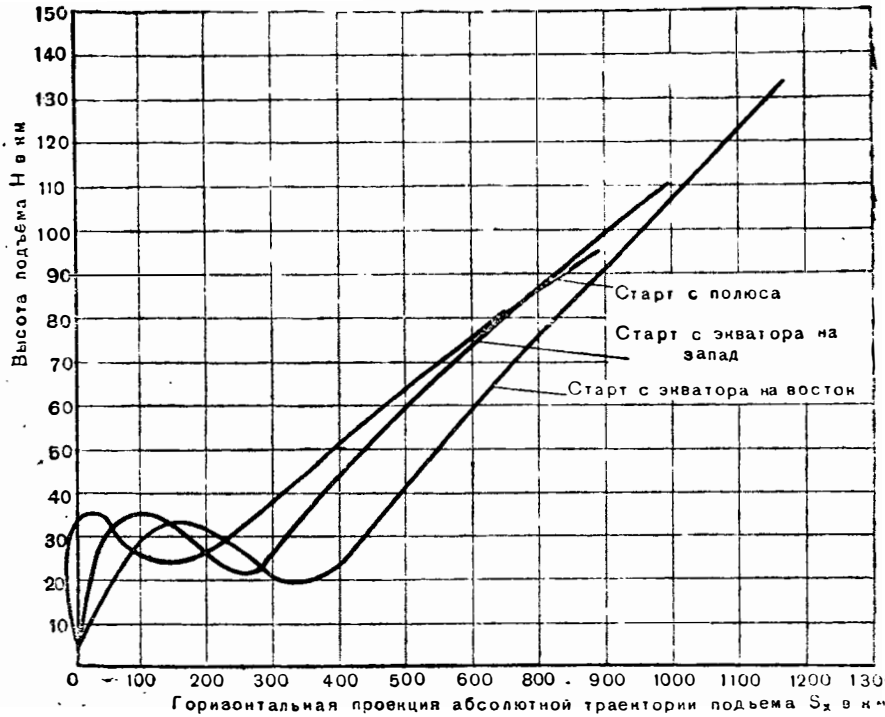


Рис. 67. Абсолютная траектория подъема ракетного бомбардировщика при скорости истечения C = 4000 м/сек, без учета и с учетом вращения земли при старте из точки, находящейся на земном экваторе, в восточном и в западном направлениях

стей истечения C=3000, 4000 и 5000 м/сек, без учета вращения земли и с учетом его максимальной величины, т. е. в последнем случае при старте с экватора в восточном или в западном направлении.

Ниже приводятся некоторые результаты этих расчетов.

На рис. 66, 67 и 68 изображена форма абсолютной траектории, на рис. 69—скорости, развиваемые в различных точках траектории.

Табл. 1 представляет сводку важнейших результатов расчета для всех рассмотренных траекторий, без учета вращения земли.

Конечная скорость подъема является важнейшим результатом расчета траектории. Однако достаточно точные данные можно получить и без точного расчета траектории, на основе ранее приведенной зависимости:

$$\frac{V}{C}=\ln\frac{G_0}{G}-q\left(1-\frac{G}{G_0}\right).$$

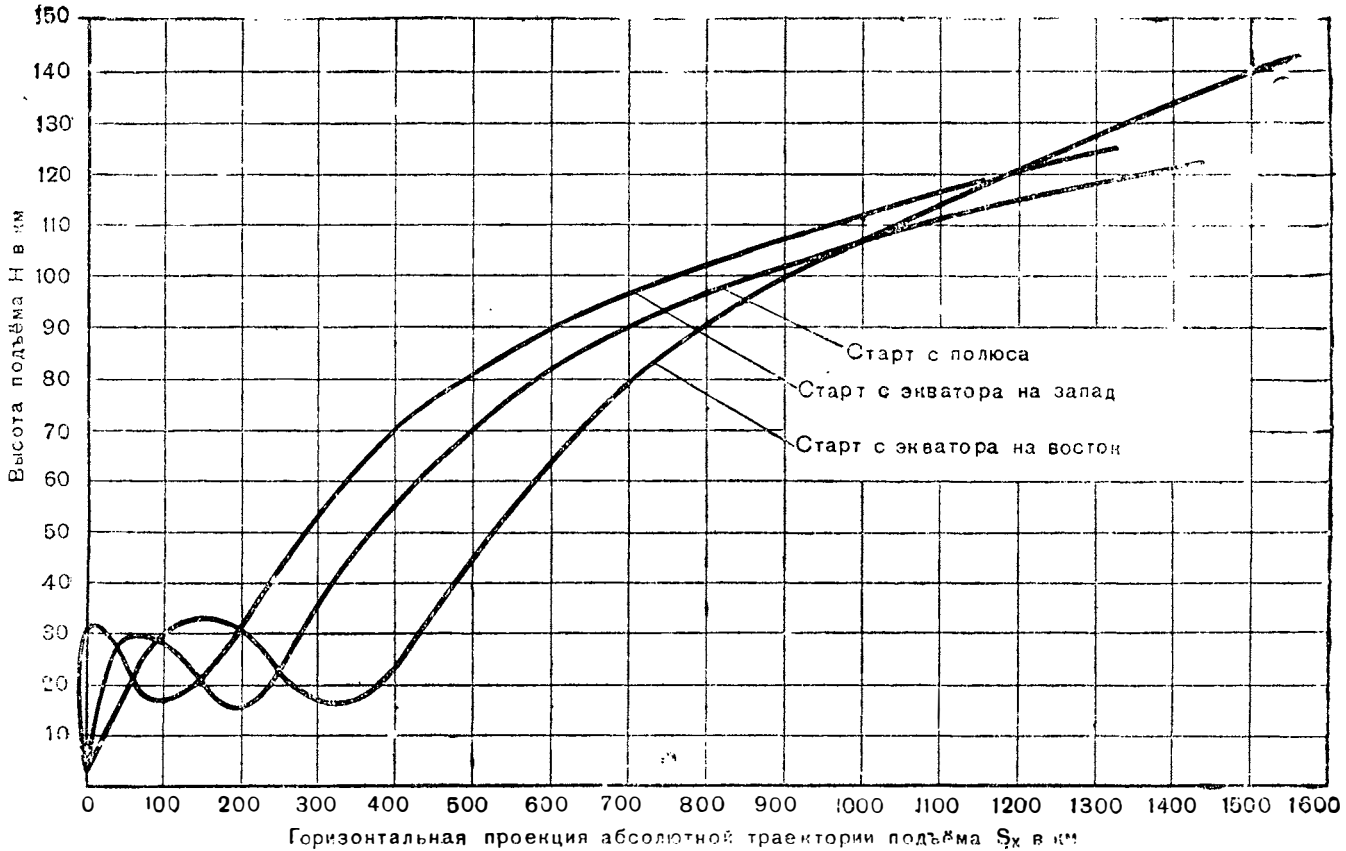


Рис. 68. Абсолютная траектория подъема ракетного бомбардировщика при скорости истечения $C = 5000$ м/сек, без учета и с учетом вращения земли из точки, находящейся на экваторе в восточном и в западном направлениях

В частности, если величину отношения q суммы сопротивления воздуха и направленной по траектории составляющей силы тяжести к переменному полетному весу положить в области от $\frac{G}{G_0}=1$ до $\frac{G}{G_0}=0{,}5$, равной $q=0{,}5$, и в области от $\frac{G}{G_0}=0{,}5$ до $\frac{G}{G_0}=0{,}1$, равной

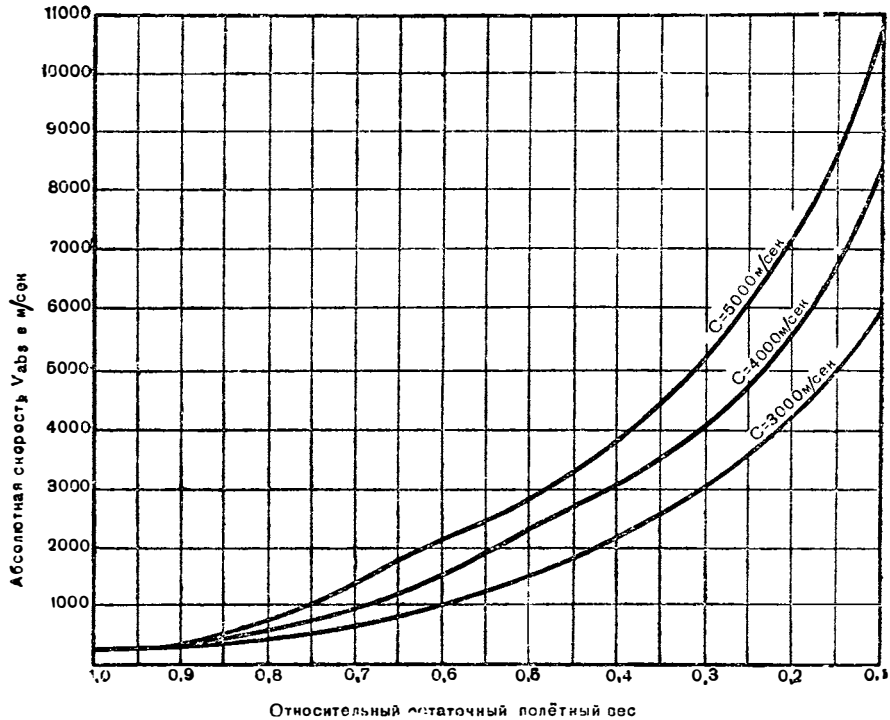


Рис. 69. Абсолютная скорость ракетного бомбардировщика в зависимости от относительного веса G/G_0 при скоростях истечения $C = 3000$, 4000 и 5000 м/сек. Вращение земли не принято во внимание

$q=0$, можно получить очень хорошее приближение к результатам более точного расчета.

Если произвести такой приближенный расчет для бомбардировщика со стартовым весом 100 т и пустым весом 10 т, принимая начальную скорость его равной 284 м/сек и скорость истечения $C=4000$ м/сек, то можно убедиться в следующем.

Ракетный бомбардировщик способен достигнуть скорости, соответствующей обычной скорости сверхдальнобойных снарядов, имея на борту 50 т бомб. Это свидетельствует о несомненном преимуществе ракетного бомбардировщика над сверхдальнобойными снарядами в смысле количества переносимого полезного груза.

В то же время без полезного груза скорость бомбардировщика в состоянии превысить предельную скорость кругового полета по инерции вблизи земной поверхности, равную, как известно,

Характеристические величины трех различных

Скорость истечения C в м/сек	Скорость полета V в м/сек	$\frac{G}{G_0}$	Бомбовая нагрузка в т	Высота полета в км
3000 м сек	1000	0,60	50	37,0
	2000	0,42	31,8	46,5
	3000	0,30	20,0	41,5
	4000	0,22	11,5	36
	5000	0,15	4,8	34,5
	6000	0,10	0,3	40
4000 м/сек	1000	0,69	58,7	33,5
	2000	0,53	43,3	31
	3000	0,40	30,5	44,5
	4000	0,30	20,0	47
	5000	0,23	13,3	68,5
	6000	0,18	8,0	84
	7000	0,14	3,8	98,2
	8000	0,11	1,0	109
5000 м/сек	1000	0,75	65,0	31
	2000	0,62	51,7	18,5
	3000	0,48	37,5	43,5
	4000	0,38	28,1	71
	5000	0,30	20,1	87,5
	6000	0,25	15,0	98,5
	7000	0,20	10,5	106
	8000	0,17	6,5	112,3
	9000	0,14	3,5	117
	10 000	0,11	1,0	121,5

Таблица 1

траекторий подъема ракетного бомбардировщика

Длина горизонтальной проекции траектории подъема в км	Угол касательной в конце траектории с горизонтом в градусах	Касательная составляющая ускорения в м/сек²	Нормальная составляющая ускорения в м/сек²	Время подъема в сек.
55	+15,5	12,8	— 6,8	121
135	+ 0,4	22.0	— 6,5	178
230	— 4,1	30,4	— 4,8	214
320	— 3,7	41,0	+ 3,7	240
405	+ 1,2	55.8	+37,0	261
485	+ 7,3	77,3	+39,1	274
60	+8.2	12,1	— 7,1	124
150	- 8,1	19,1	— 5,5	189
280	+7,6	18,3	+26,8	243
425	+9,5	28,3	— 2,4	283
560	+8,1	37,3	— 4.0	313
675	+7,4	47.5	— 3,0	333
785	+7,3	61,3	— 0,8	350
860	+7,6	81,6	+ 1,6	362
60	+ 3,1	11,5	—7.3	128
155	—10,6	16,3	+5,0	196
335	+11,9	16,7	—3,9	267
505	+ 7,3	22,3	—6,3	315
665	+ 4.4	28,8	—5,8	351
830	+ 2,9	34,8	-5,1	380
975	+ 2,6	41,0	—4,1	404
1135	+ 1,8	49,5	—2,9	424
1275	+ 2,0	60,3	—1,3	440
1400	+ 2,3	73.3	0.4	452

7900 м/сек. Между этими пределами находится область всевозможных промежуточных значений скорости и бомбовой нагрузки.

Не менее замечателен тот факт, что в пределах бомбовых нагрузок, представляющих тактический интерес, т. е. от 5 до 40 т, скорость истечения оказывает на конечную скорость самолета не очень большое влияние.

Это означает, что при проектировании ракетного бомбардировщика нет необходимости дожидаться осуществления безопасного в эксплоатации ракетного двигателя со скоростью истечения C=4000 м/сек или более. Уже при скорости истеченияC=3000 м/сек можно осуществить бомбардировщик, который будет представлять собой очень внушительное оружие.

На рис. 70 и 71 приведены для сравнения кривые скорости в зависимости от оставшегося полетного веса, подсчитанные по приближенному способу, по последовательным элементам траектории и точного определения в случае идеального изменения тяги ракетного двигателя. Во всех случаях за начальную скорость полета была принята величина 284 м/сек, вытекающая из условий старта Сравнение показывает, что приближенный расчет достаточно хорошо отображает действительные соотношения, в особенности при высоких значениях C. В то же время из графиков видно, насколько действительные скорости полета отстают от идеальных, в особенности при больших бомбовых нагрузках. Это объясняется, с одной стороны, тем, что при крутом подъеме величина составляющей силы тяжести, направленной по траектории, составляет значительную часть тяги, и, с другой стороны, сравнительно высоким сопротивлением воздуха в этой области.

Кривая могла бы иметь более выгодную форму, если бы удалось уменьшить сопротивление или увеличить тягу.

Уменьшение начального угла наклона траектории φ, конечно, уменьшило бы величину вредного компонента силы тяжести. Однако оно вызвало бы одновременное сильное повышение сопротивления воздуха в плотных слоях атмосферы, так что от этого способа ожидать хороших результатов не приходится.

Можно было бы также сильно увеличить тягу в начальной области траектории, например так, чтобы касательное ускорение было постоянно и притом равно предельному допустимому ускорению 10 g. Тогда сила сопротивления, которая сначала будет несколько больше половины полетного веса, совершенно исчезнет, раньше чем величина отношения $\frac{G}{G_0}$ сделается равной 0,5. Чтобы осуществить такой режим, мотор должен при включении обеспечивать тягу в 1000 т, дальше тяга с помощью дросселирования постепенно уменьшается и в конце подъема мотор выключается при тяге 100 т.

Принимая

$$V = 284 + 0{,}95\, C \cdot \ln \frac{G_0}{G}$$

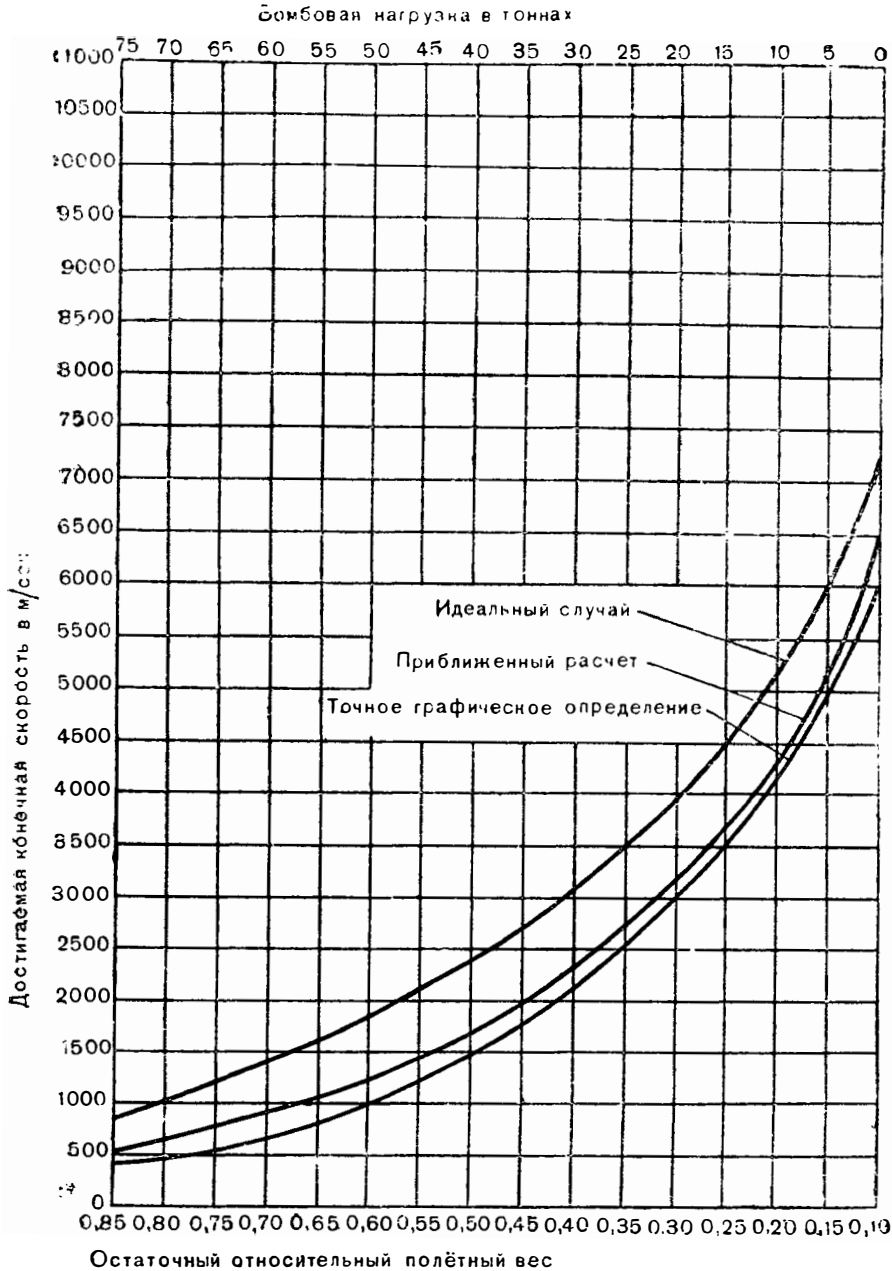


Рис. 70. Зависимость между бомбовой нагрузкой и конечной скоростью полета ракетного бомбардировщика при скорости истечения C = 3000 м/сек и начальной скорости полета V_0 = 284 м/сек на основе точного расчета траектории графическим методом. Для сравнения приведены данные приближенного расчета и кривая для идеального случая

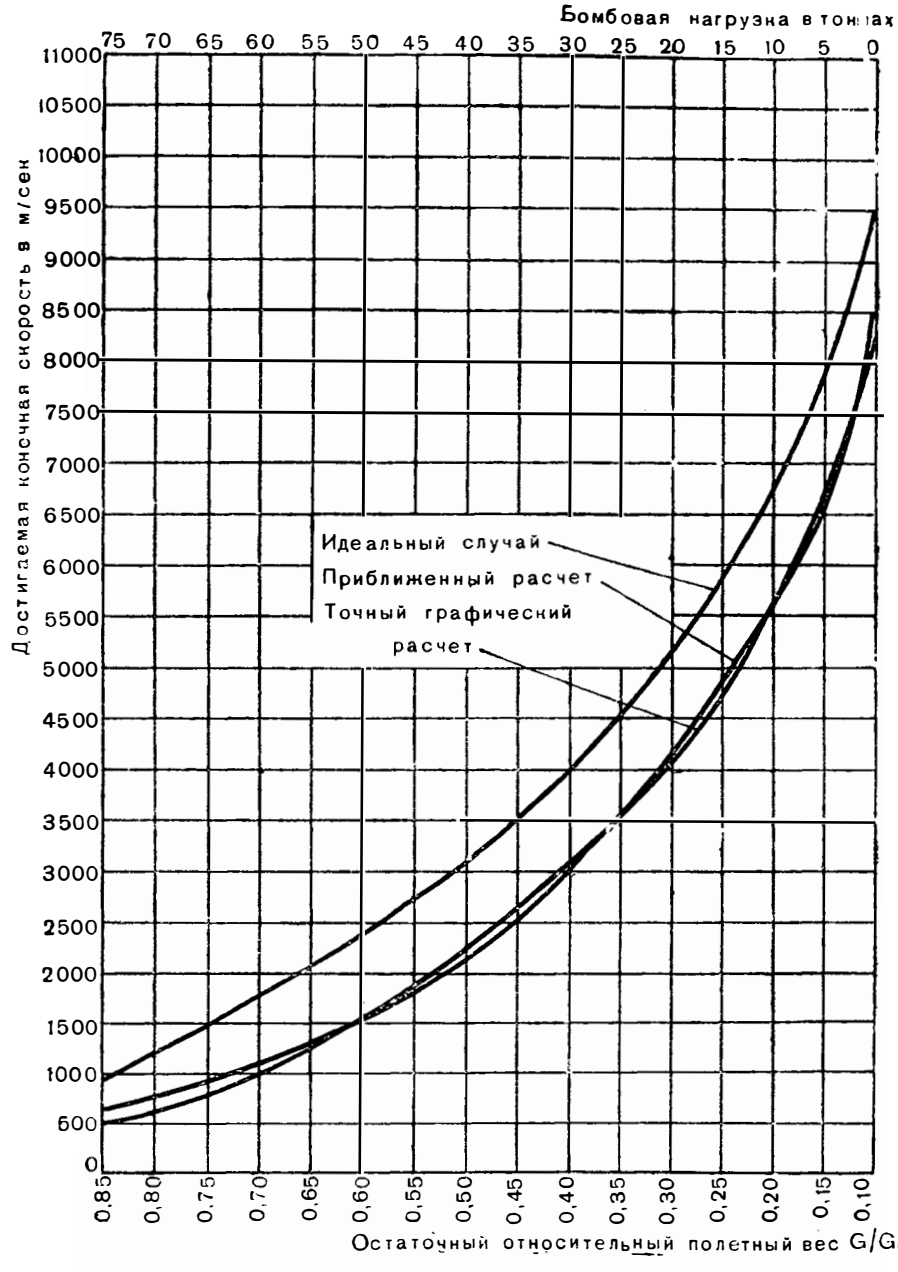


Рис. 71. Зависимость между бомбовой нагрузкой и конечной скоростью полета ракетного бомбардировщика при скорости истечения $C = 4000$ м/сек и начальной скорости полета $V_0 = 284$ м/сек на основе точного расчета траектории графическим методом. Для сравнения приведены данные приближенного расчета и кривая для идеального случая

в области

$$1{,}0 > \frac{G}{G_0} > 0{,}5$$

и

$$V = 284 + 0{,}659\,C + C \ln_2 \frac{G_0}{G}$$

в области

$$0{,}5 > \frac{G}{G_0} > 0{,}1,$$

получаем соотношения, приведенные на рис. 72.

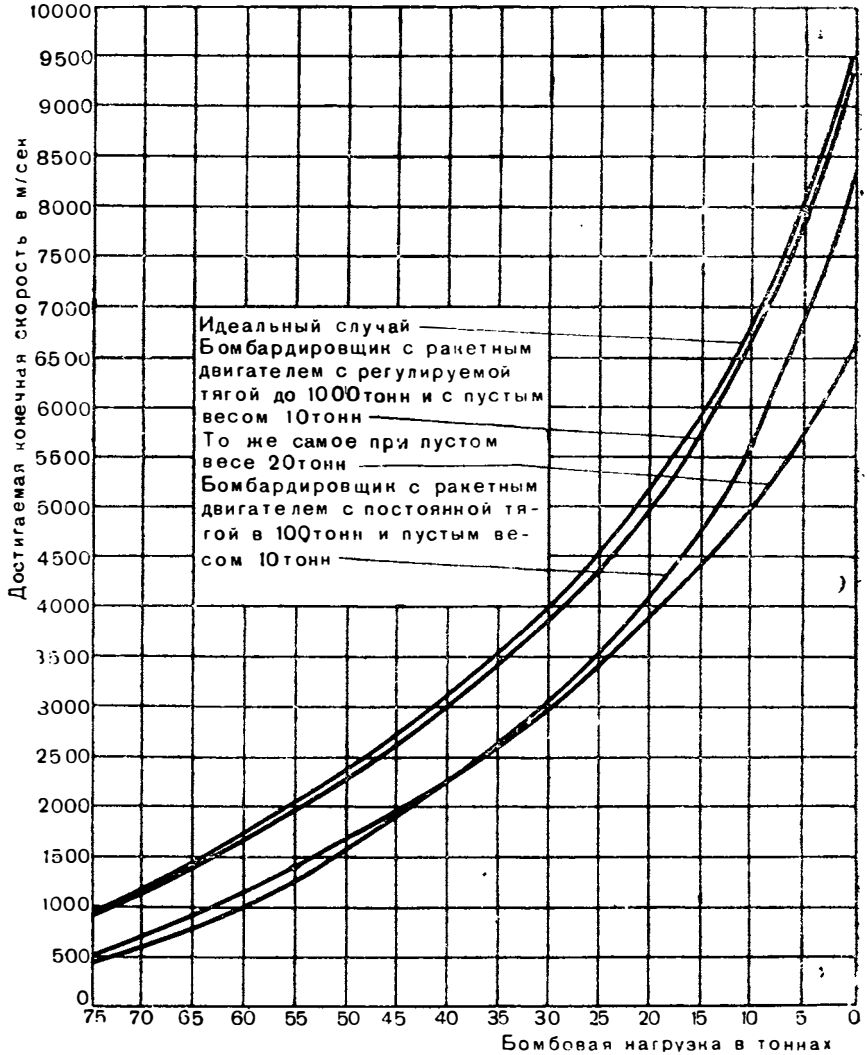


Рис. 72. Подъем бомбардировщика с ракетным двигателем с тягой, регулируемой в пределах от $P = 1000$ т до $P = 100$ т при высоком мало изменяющемся ускорении. Скорость истечения $C = 4000$ м/сек

Если вес ракетного двигателя с тягой 100 т оценен нами в 2500 кг, то для двигателя с удесятеренной величиной максимальной тяги и с широкими пределами регулируемости следует принять по крайней мере в пять раз больший вес, т. е. 12 500 кг. Если при этом, несмотря на увеличение мощности двигателя, веса всех остальных элементов бомбардировщика останутся без изменения, то пустой вес его вместо 10 000 кг окажется равным 20 000 кг. Это означает, что наименьшая величина отношения $\frac{G}{G_0}$ увеличивается при таком двигателе до 0,2, а бомбовая нагрузка, которую сможет нести самолет уже при $\frac{G}{G_0}=5$ станет равной нулю. Поэтому приведенная на рис. 72 кривая для пустого веса в 20 т, отвечающая практическим условиям, оказывается значительно сдвинутой вправо по сравнению с носящей теоретический характер кривой для пустого веса 10 т. Если же сравнить эту кривую, соответствующую пустому весу 20 т, с кривой предлагаемого нами самолета с ракетным двигателем с тягой в 100 т, то легко убедиться в том, что, несмотря на исключительные трудности осуществления регулируемого двигателя с тягой в 1000 т, он обладает только небольшим преимуществом и притом только при небольших дальностях.

При больших дальностях преимущество переходит к самолету, оборудованному двигателем с тягой 100 т. Таким образом, и этот второй путь увеличения конечной скорости при подъеме отпадает, и кривые, изображенные на рис. 70 и 71, остаются наилучшим решением проблемы подъема.

Если ракетный бомбардировщик в любой момент своего полета находится в той области атмосферы, в которой подъемная сила как раз равна его весу, мы будем называть такой полет стационарным. Такое стационарное состояние равновесия возникает, например, в том случае, когда сумма аэродинамической подъемной силы A и центробежной силы F, возникающей при полете на определенной высоте в связи с кривизной земной поверхности, равна мгновенному весу G бомбардировщика.

Во время подъема должна быть учтена также и вертикальная составляющая тяги $P\sin\alpha$.

Если исходить из полетного веса $G_0=100$ т и высоты $H_0=3500$ м, то при начальном значении коэфициента подъемной силы $c_{y_0}=0{,}2$ можно найти величину горизонтальной скорости полета, приравнивая вес подъемной силе:

$$V_0=\sqrt{\frac{2gG_0}{c_{y_0}\gamma F}}=300 \text{ м/сек.}$$

На всех других высотах приравнивание подъемной силы весу дает уравнение

$$\frac{c_y\gamma V^2F}{2g}+\frac{GV^2}{gR}=G,$$

и каждой скорости полета соответствует определенная высота.

Эта зависимость без учета вертикальной составляющей силы тяги изображена графически на рис. 73, причем скорость истечения C принята равной 4000 м/сек.

Как видно из графика, стационарная высота полета сравнительно невелика. Она меньше 60 км вплоть до скоростей свыше 7000 м/сек. Если учесть также и вертикальный компонент тяги двигателя $P \cdot \sin\alpha$, равный 13 920 кг, то получаются данные, изображаемые кривой, которая проходит выше. Эта кривая замечательна тем, что уже при скорости $V=4700$ м/сек она переходит в вертикальную ветвь. Это означает, что на конечных высотах при $V \geq 4700$ м/сек стационарное равновесие уже невозможно. Для первой кривой предельная скорость, при которой невозможно стационарное равновесие $V=7900$ м/сек, представляет скорость свободного инерционного полета вокруг земного шара.

Допущенное нами состояние статического равновесия фактически едва ли когда-либо имеет место при подъеме. Центр кривизны траектории редко совпадает с центром земли, что соответствует полету на постоянной высоте, чаще всего находится вблизи земной поверхности, а по временам даже выше самолета. Радиус кривизны чаще всего бывает много меньше земного радиуса. При этом возникают значительные динамические силы, перпендикулярные направлению полета и сообщающие самолету состояние динамического равновесия далеко за пределами вычисленных стационарных высот. В этом случае действительные высоты полета колеблются, хотя и с очень большим размахом, вокруг стационарных высот полета, причем дополнительные динамические силы стремятся привести самолет в состояние стационарного равновесия. Эти динамические высоты являются таким образом следствием сил, постоянно направленных к стационарному положению и растущих с увеличением расстояния самолета от этого положения, подобно силам упругости.

В случае, изображенном на рис. 73, за время всего подъема происходит неполных два колебания около стационарной оси. Это объясняется следующими соображениями.

Сначала происходит значительное превышение стационарной высоты полета. Это объясняется тем, что вначале плотность воздуха уменьшается медленнее, чем растет скорость, так что самолет принимает $\varphi=45°$ и больше. Из такого положения, уже при сравнительно очень больших скоростях, самолет приходится повернуть вокруг поперечной оси больше чем на 45°, чтобы привести его в состояние горизонтального полета. Вследствие малой величины радиуса кривизны такого поворота возникают очень большие, направленные вверх центробежные силы, выносящие самолет на высоты, большие 100 км, т. е. далеко за пределы высот, соответствующих стационарному равновесию (40—60 км).

Можно было бы предположить, что самолет начинает так же быстро, как и поднимался, опускаться с этих огромных высот сейчас же, как только его траектория станет параллельной поверхности земли, и, следовательно, радиус кривизны траектории

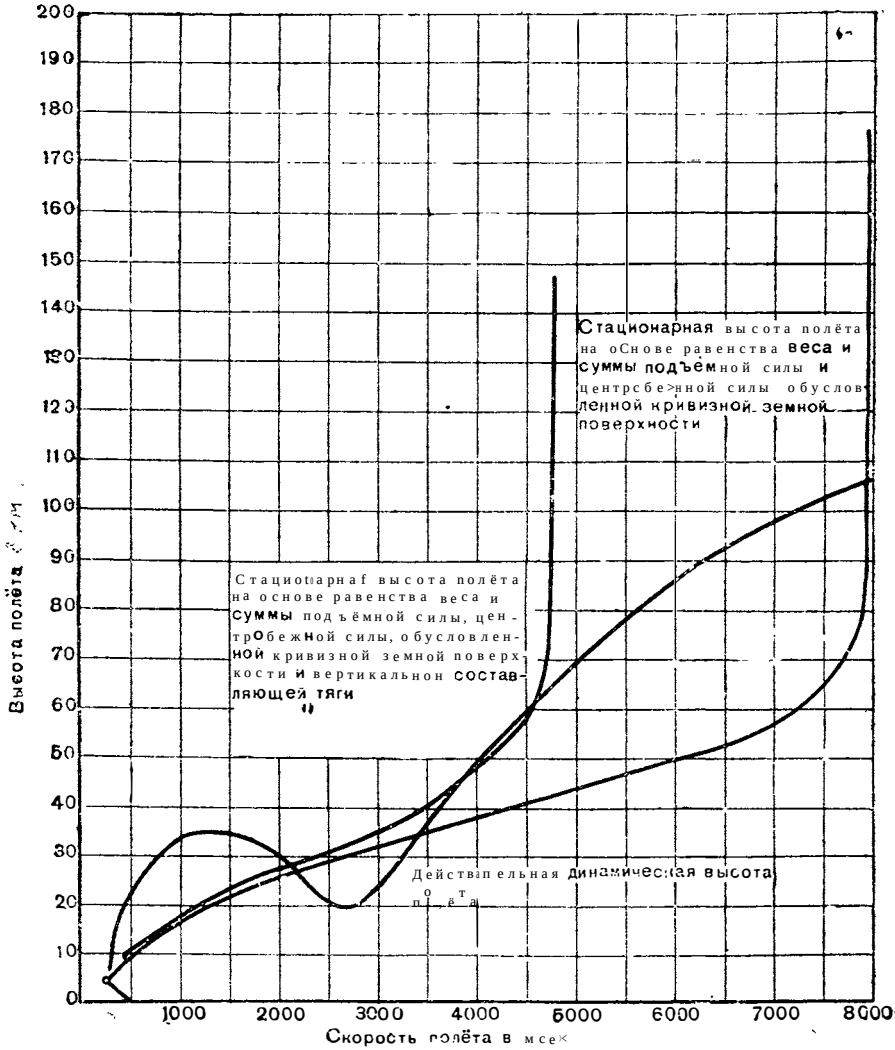


Рис. 73. Сопоставление стационарной высоты полета с действительной динамической высотой полета при подъеме ракетного бомбардировщика. Скорость истечения C = 4000 м/сек

достигнет величины земного радиуса. В действительности же достигнутая при первоначальном быстром подъеме высота остается неизменной или уменьшается очень медленно, в связи с тем, что при этом происходит весьма быстрое повышение скорости, достигающей вскоре значения V= 4700 м/сек, при которой высота статического равновесия бомбардировщика с работающим двигателем становится равной бесконечности. Поэтому бомбардировщик, имея

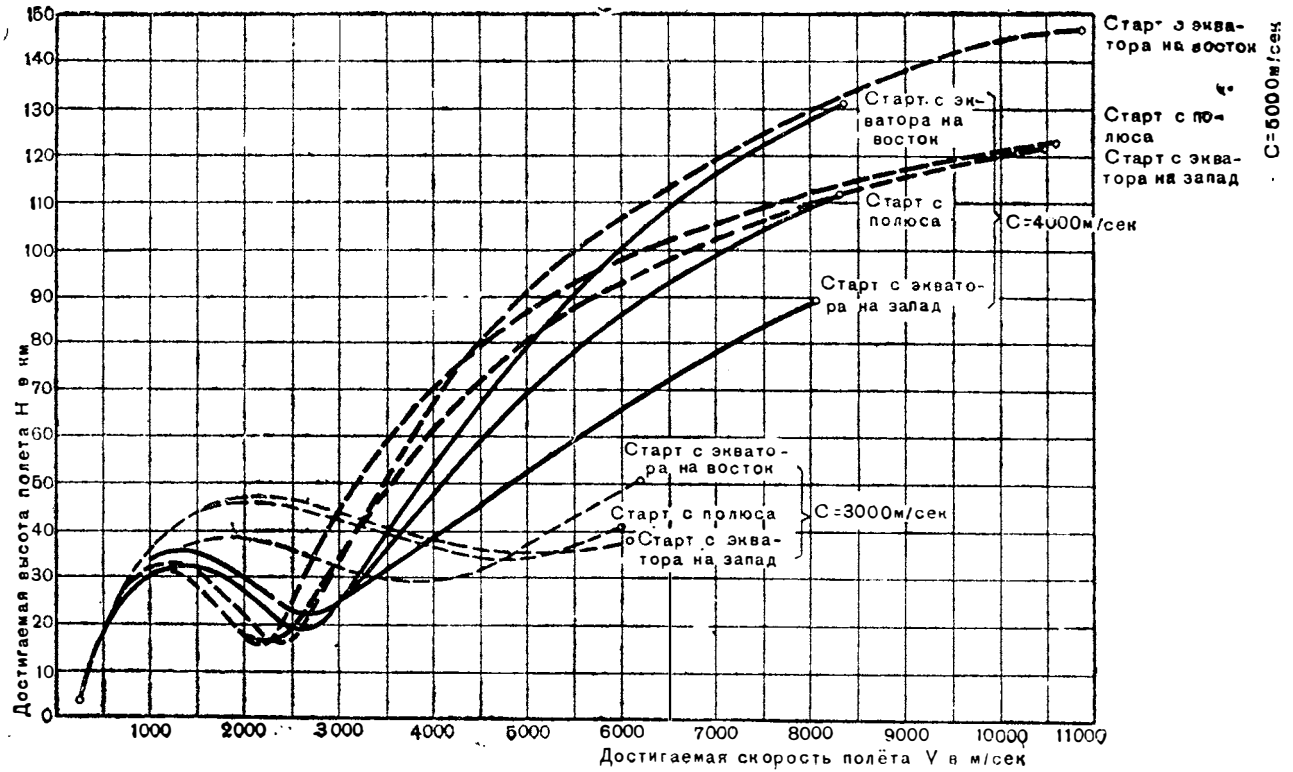


Рис. 74. Достигаемая высота H в зависимости от относительной скорости V полета ракетного бомбардировщика при скоростях истечения C = 3000, 4000 и 5000 м/сек, с учетом вращения земли при старте с полюса и с экватора в восточном и западном направлениях

такую скорость, находится в стационарном равновесии на любой высоте и не нуждается в снижении.

Если же скорость его превысит 4700 м/сек и он окажется ниже высоты стационарного равновесия, то, располагая избыточной несущей поверхностью, снова начнет подниматься, пока будет продолжаться работа двигателя. Такая действительная кривая подъема на основе точного расчета траектории, нанесена на рис. 73.

Активный участок траектории подъема, т. е. участок траектории, пройденный при работающем двигателе, составляет меньшую часть всей траектории подъема. Преобладающую часть последней самолет проходит по инерции подобно снаряду или космическому телу, на высотах, которые практически можно рассматривать как безвоздушное космическое пространство, так как пространство, в котором длина свободного пробега молекул превышает 100 м, с аэродинамической точки зрения нельзя уже принимать как атмосферу.

Высоты активного участка траектории подъема при динамическом полете, полученные на основе точного расчета траектории, приведены на рис. 74.

IV. ПЛАНИРОВАНИЕ И ПОСАДКА

1. Траектория планирования со сверхзвуковой скоростью

Траектория планирования ракетного бомбардировщика со сверхзвуковой скоростью определяется таким же путем, как и траектория подъема, на основе сил, приложенных к его центру тяжести.

На самолет действуют следующие внешние силы:

Вес самолета

$$G = mg_0 \left(\frac{R}{R+H}\right)^2.$$

Аэродинамическая подъемная сила

$$A = c_y F \frac{\rho V^2}{2}.$$

Сопротивление воздуха

$$w = \varepsilon A.$$

Сила инерции Д'Аламбера T.

По поводу влияния вращения земли и связанного с ним вращения атмосферы можно высказать те же соображения, что и в части III, раздел 3. В частности мы предполагаем, что траектория планирования со сверхзвуковой скоростью при наблюдении из мирового пространства представляет плоскую кривую. Отклоняющее действие вращения атмосферы, поскольку в нижних слоях воздуха оно является заметным, парируется пилотированием.

Сила Кориолиса должна быть учтена, и отклоняющее влияние ее должно быть скорректировано пилотированием (т. е. траектория самолета по отношению к земле должна быть приведена к плоской), только в особом случае и на одном только участке. Этот случай имеет место, когда бомбардировщик получает задание совершить беспосадочный кругосветный перелет и снизиться на исходном аэродроме.

Такой кругосветный перелет (без учета вращения земли) при старте с полюса возможен только в том случае, когда траектория абсолютно плоская; если же точка старта лежит на экваторе, плоскость траектории должна, кроме того, совпадать с плоскостью

экватора. В других случаях кругосветных перелетов целесообразно учитывать вращение земли, причем в интересах точной астрономической навигации полет по абсолютно плоской траектории совершается только до момента сбрасывания бомб. При этом корректируется только отклонение под влиянием флюгерного действия атмосферы. После сбрасывания бомб полет продолжается по соответствующим образом проложенному курсу, представляющему плоскую (относительно земли) траекторию.

В этой части траектории при пилотировании приходится учитывать и флюгерное действие атмосферы и ускорение Кориолиса.

Взаимное расположение сил, действующих на самолет на участке планирования, взятое за основу при расчете траектории полета, представлено на рис. 75. Для обеих проекций направление проектирования взято параллельным горизонтальной плоскости, проходящей через самолет.

Метод расчета в точности совпадает с принятым при расчете траектории подъема методом последовательных приближений. Сначала, опуская силу Кориолиса, определяют плоскую абсолютную траекторию; затем, определяя отдельно пути, пройденные

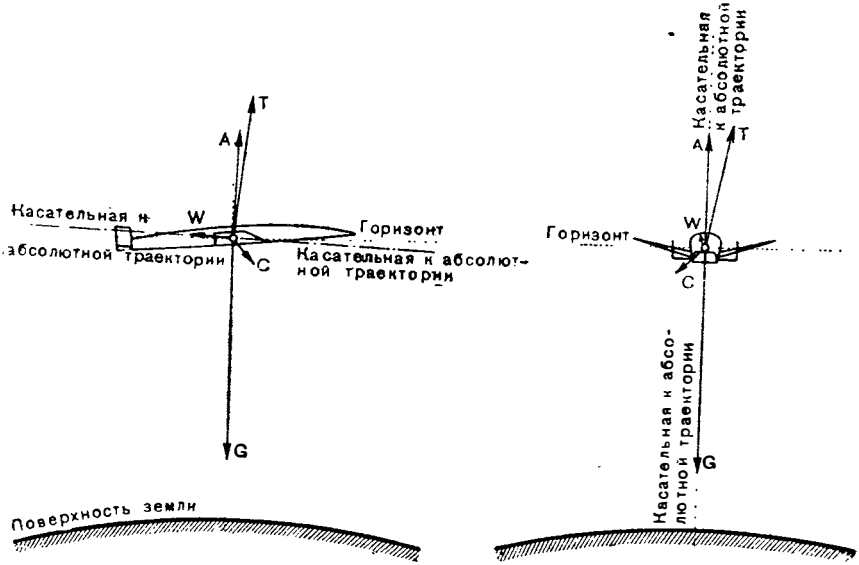


Рис. 75. Внешние силы, действующие на ракетный бомбардировщик при планирующем полете со сверхзвуковой скоростью

землей, и складывая их с абсолютной траекторией, находят искомую относительную траекторию.

Начальные условия траектории спуска совпадают с конечными условиями траектории подъема.

Так как последняя может быть прервана в различных своих точках, мы получаем для каждой отдельной траектории подъема бесконечное множество траекторий спуска.

Мы будем исходить из ранее рассчитанных траекторий подъема со скоростями истечения $C = 3000$, 4000 и 5000 м/сек.

Каждую из этих траекторий подъема мы будем обрывать при скоростях $V_0 = 1000$, 2000, 3000, 4000, 5000, 6000, 7000 и 8000 м/сек (если эти скорости окажутся возможными при данной скорости истечения).

Эти скорости будут представлять начальные скорости траектории спуска. Каждая из этих траекторий будет выдержана до тех пор, пока скорость полета не уменьшится до 300 м/сек.

На рис. 76 приведена траектория, соответствующая скорости истечения $C = 3000$ м/сек и начальной скорости полета $V_0 = 4000$ м/сек, на рис. 77 траектория, соответствующая той же скорости истечения $C = 3000$ м/сек и начальной скорости полета $V_0 = 6000$ м/сек.

В обоих случаях масштаб высоты взят в 6,36 больший, чем масштаб дальности.

При рассмотрении графиков прежде всего бросаются в глаза большие колебания высоты полета, особенно в начальной части траектории. Благодаря значительному наклону траектории, сохранившемуся еще от траектории подъема, бомбардировщик сначала совершает «перелет» за пределы высоты стационарного полета. Затем, приближаясь к ней сверху, снова пересекает ее благодаря инерции и направляется дальше вниз. Под влиянием сильно возросших аэродинамических сил он снова вынуждается к полету вверх.

После большого количества таких колебаний амплитуда настолько уменьшается, что самолет вступает на уровень стационарной высоты полета и продолжает дальнейший полет на этой высоте. Такое рикошетирование весьма выгодно с точки зрения дальности полета самолета. Кроме того, оно обладает еще тем преимуществом, что термические нагрузки обращенных к потоку внешних поверхностей самолета при очень больших скоростях являются переменными величинами, изменяющимися со временем. Поэтому препятствовать волнообразному полету самолета с помощью органов управления и переводить его в полет на постоянной высоте следует только в том случае, если для этого имеются особые основания, например для прицеливания перед бомбометанием.

Важнейшие элементы обеих рассмотренных траекторий, дающие возможность более детального ознакомления с ними, приведены на рис. 78 и 79. Легко убедиться, что рис. 79 имеет определенную связь с рис. 77. На рис. 79 изображена та же траектория, что и на рис. 77, только высота полета H нанесена на график в

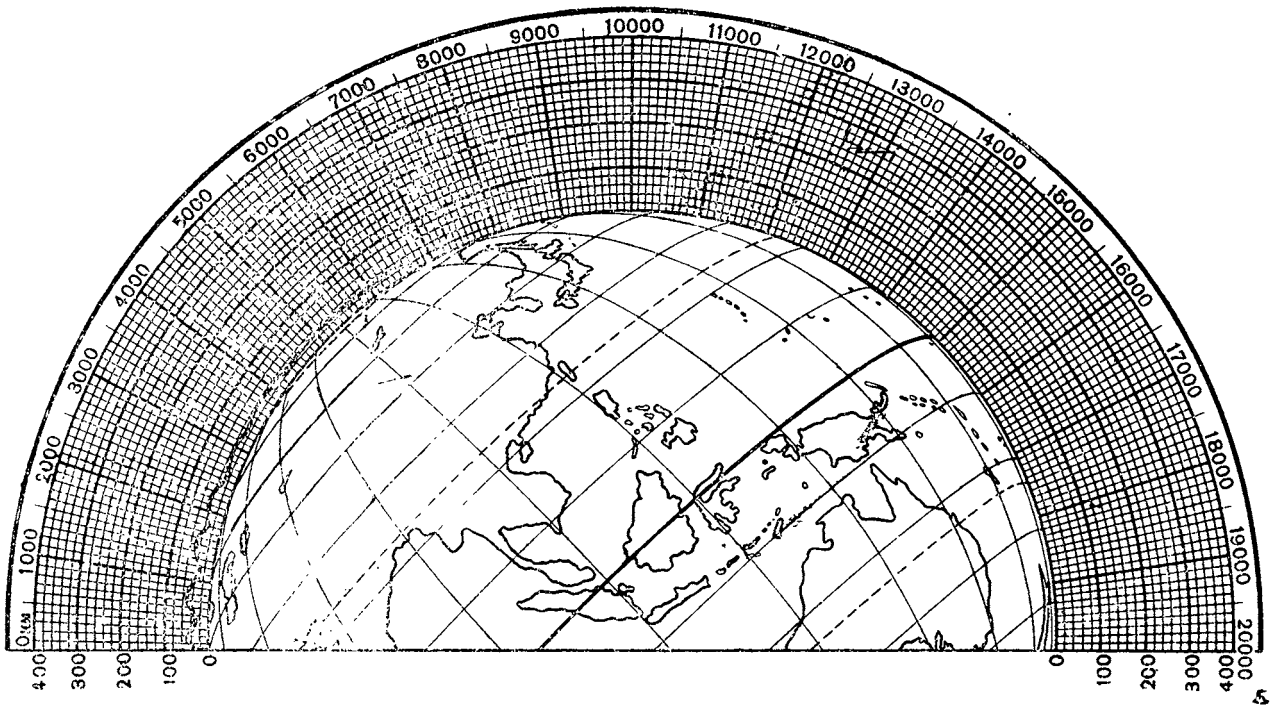


Рис. 76. Траектория полета ракетного бомбардировщика при $C = 3000$ м/сек и $V_0 = 4000$ м/сек. Бомбовый груз 11,5 т

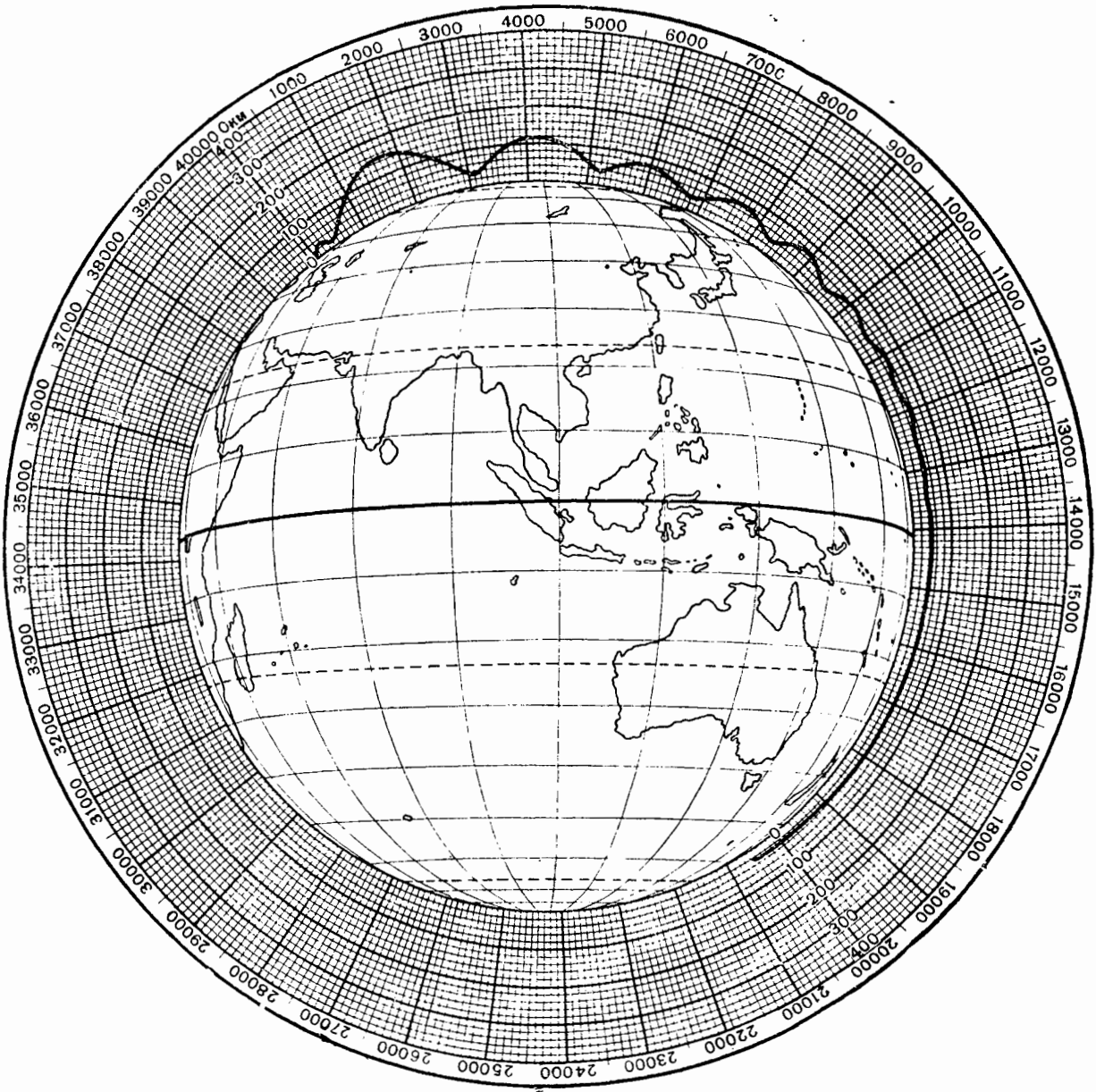


Рис. 77. Траектория полета ракетного бомбардировщика при $C = 3000$ м/сек и $V_0 = 6000$ м/сек. Бомбовый груз 0,3 т

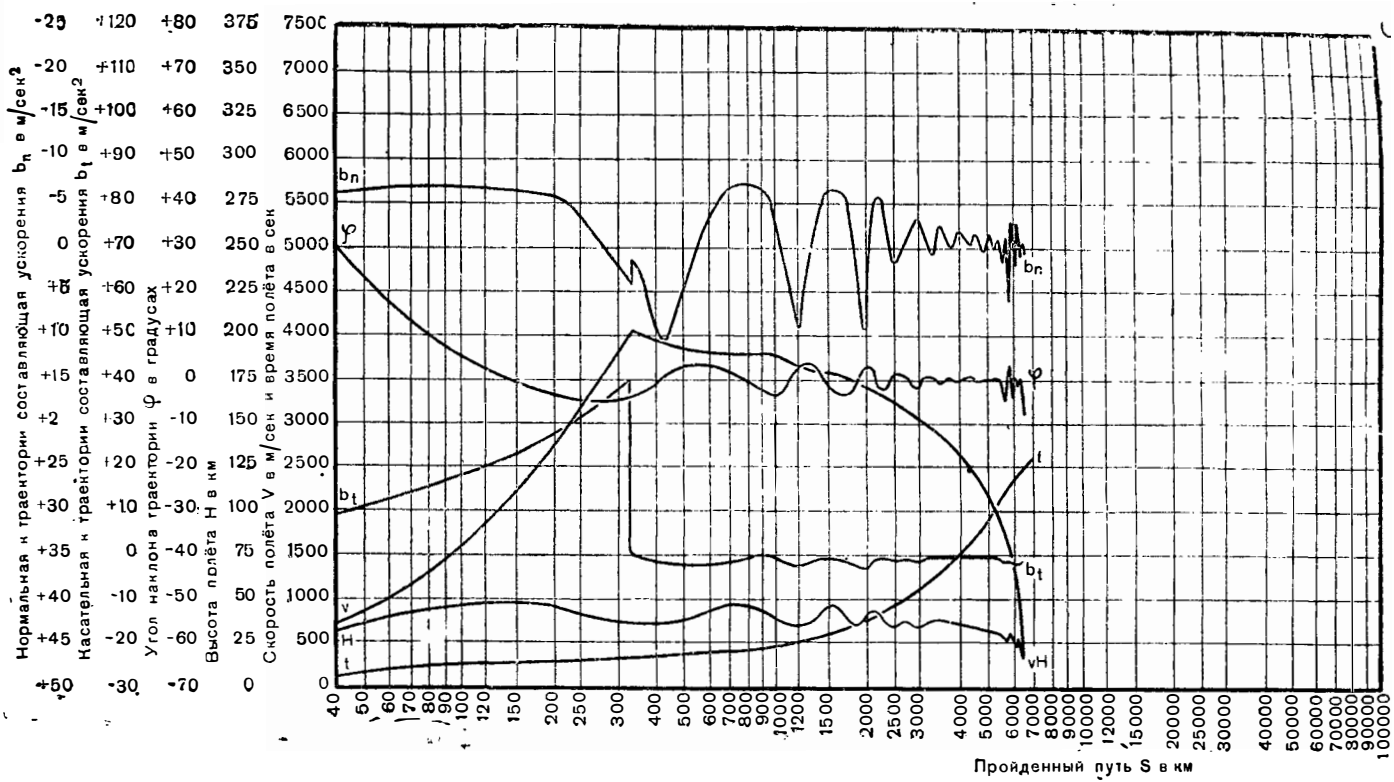


Рис. 78. Скорость полета V, высота H, угол наклона траектории φ, касательная составляющая ускорения b_t, нормальная составляющая ускорения b_n и время полета t ракетного бомбардировщика. Скорость истечения C = 3000 м/сек, начальная скорость V_0 = 4000 м/сек, бомбовая нагрузка 11,5 т

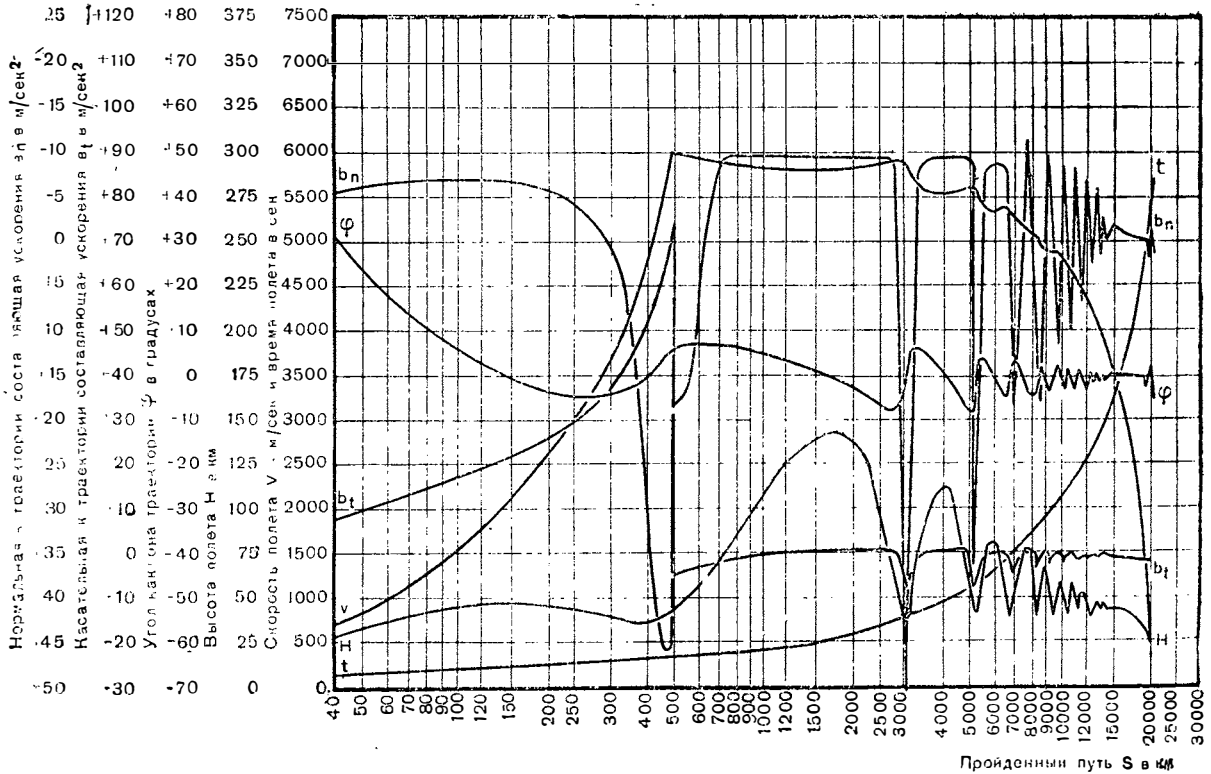


Рис. 79. Скорость полета V, высота H, угол наклона траектории φ, касательная составляющая ускорения b_t, нормальная составляющая ускорения b_n и время полета ракетного бомбардировщика t. Скорость истечения C = 3000 м/сек, начальная скорость V_0 = 6000 м/сек, бомбовая нагрузка 0,3 т

зависимости от логарифма пути. Сопоставляя эти графики, нетрудно найти на обеих кривых соответствующие друг другу вершины и впадины.

Траектория подъема кончается в круглых цифрах по истечении времени $t = 300$ секунд на высоте $H = 41{,}2$ км при угле наклона траектории $\varphi = 6{,}2°$.

В этот момент достигается скорость полета $V_0 = 6000$ м/сек. В момент прекращения работы ракетного двигателя величина составляющей ускорения касательной к траектории падает от значения $b_t = +75{,}5$ м/сек² до $b_t = -5{,}5$ м/сек².

В связи с продолжающимся подъемом траектории самолет начинает тотчас же испытывать довольно значительное замедление. Одновременно уменьшается и нормальная к траектории составляющая ускорения.

В результате того что нормальная к траектории составляющая тяги двигателя пропадает, вместо прижимающего к сиденью ускорения $b_n = +44$ м/сек² получаем $b_n = +18{,}5$ м/сек². Этот положительный остаток ускорения обусловлен тем, что в это время мгновенный центр кривизны траектории находится над самолетом.

На первом участке своего безмоторного полета со сверхзвуковой скоростью самолет продолжает подниматься до высоты $H = 143{,}8$ км. На этом участке угол наклона достигает своего максимального значения $\varphi = +8{,}5°$.

Далее, составляющая ускорения, касательная к траектории, постепенно падает, пока не достигает значения $b_t = 0$ м/сек², на вершине волны. Нормальная к траектории составляющая ускорения (пройдя через нуль) возрастает (по абсолютной величине) до значения $b_n = -10$ м/сек², так что предметы, находящиеся на самолете, в течение продолжительного времени кажутся невесомыми. Одновременно уменьшается скорость полета, доходящая на вершине волны до минимума $V = 5800$ м/сек. На этой первой вершине, находящейся на расстоянии $s = 1700$ км, значение угла наклона траектории φ проходит через нуль. То же самое практически происходит в связи с малой плотностью воздуха с кривой b_t. В то же время кривые b_n и V проходят в этом месте через минимум.

Дальше происходит первый переход к впадине траектории за счет потери 108,8 км высоты в течение 250 секунд. При этом скорость снова возрастает до 6000 м/сек. Максимальный угол наклона траектории составляет $-8°$, максимальная величина касательной к траектории составляющей ускорения $b_t = +1$ м/сек².

В самой нижней точке впадины траектории высота $H = 35$ км, максимальная величина, нормальной к траектории составляющей ускорения, $b_n = +58$ м/сек².

При повторении таких прыжков самолет все ближе подходит к своей цели, причем экстремальные значения величин постепенно уменьшаются и полет становится все равномернее и все ближе к высоте стационарного полета.

Общая длина проекции траектории на поверхность земного шара составляет 20 371 км, продолжительность полета 5830 секунд.

Таким же путем рассчитаны всевозможные другие траектории. Важнейшие их элементы: длина траектории, время полета, максимальная высота и максимальное положительное нормальное ускорение сведены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристические данные для 22 различных траекторий планирования ракетного бомбардировщика

Скорость истечения C в м/сек	Начальная скорость V_0 в м/сек	Бомбовая нагрузка в т	Длина траектории в км	Время полета в секундах	Максимальная высота полета в км	Максимальное положительное нормальное ускорение в м/сек²
3000 м/сек	**1000**	50,8	303	490	40	38,5
	2000	31,8	1528	1300	46	21,7
	3000	20,0	3639	2180	45	17.4
	4000	11,5	6692	2620	47	10,5
	5000	4,8	12171	4330	76	34,9
	6000	0,3	20371	5800	143	46,5
4000 м/сек	**1000**	58.7	295	530	34	28,7
	2000	43.3	1367	1160	37	15,2
	3000	30,5	3177	2100	49	26.0
	4000	20,0	6959	3040	80	35.6
	5000	13,3	12592	4400	104	45,3
	6000	8,0	21139	5820	160	48.8
	7000	3,8	39363	8840	283	50.3
	8000	1,0	91870	16015	1296	58,7
5000 м/сек	**1000**	65,0	291	455	30	22.0
	2000	51,7	1254	1120	31	19.2
	3000	37,5	3847	2225	68	37,3
	4000	28,1	7454	3200	87	37,0
	5000	20,1	12180	4290	102	46,5
	6000	15,0	21531	5990	111	35,9
	7000	10,5	42091	9120	128	36,3
	8000	6,5	293720	41600	778	2,5

При расчете этих траекторий вращение земли во внимание не принималось. На рис. 80 и 81 изображены совместно относительные и абсолютные траектории полета ракетного бомбардировщика со сверхзвуковой скоростью. В обоих случаях скорость истечения $C = 3000$ м/сек, а конечная скорость подъема $V_0 = 6000$ м/сек.

Рис. 80 относится к старту из пункта, находящегося на экваторе в восточном направлении, рис. 81—в западном направлении.

При полете в восточном направлении скорость вращения земли в месте старта вокруг земного центра прибавляется к скорости самолета относительно этого места, так что уравновешивание

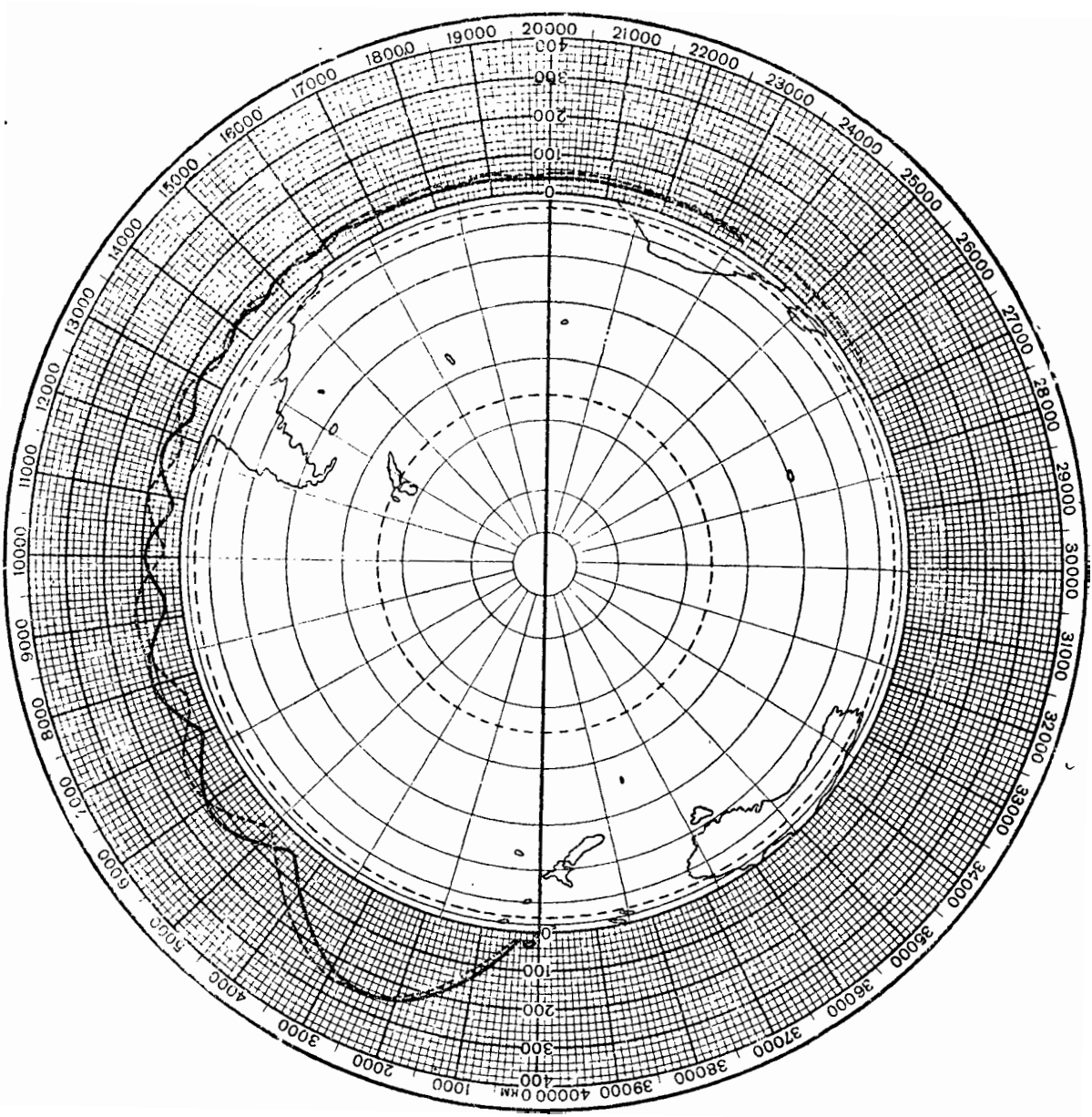


Рис. 80. Абсолютная (пунктирной линией) и относительная (сплошной линией) траектории ракетного бомбардировщика при старте в восточном направлении из пункта, расположенного на экваторе, с учетом вращения земли: $C = 3000$ м/сек; $V_0 = 6000$ м/сек; бомбовая нагрузка 0,3 т

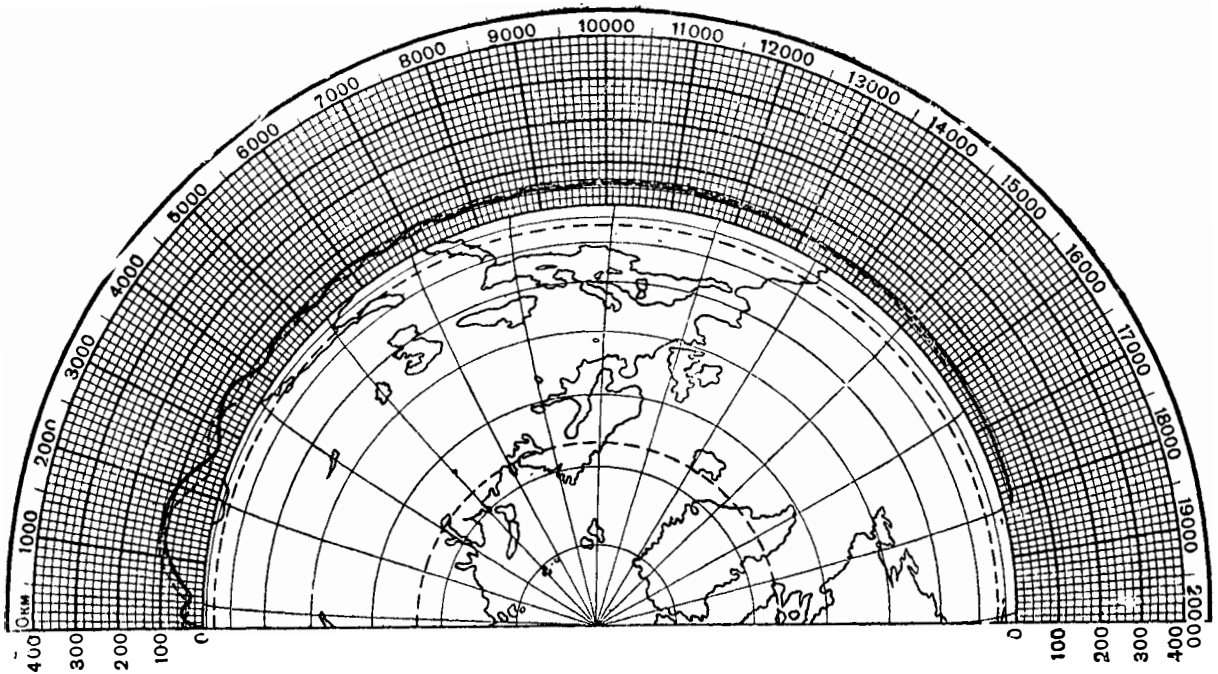


Рис. 81. Абсолютная (пунктирной линией) и относительная (сплошной линией) траектории ракетного бомбардировщика при старте в западном направлении из пункта, расположенного на экваторе, с учетом вращения земли: $C = 3000$ м/сек; $V_0 = 6000$ м/сек; бомбовая нагрузка 0,3 т

центробежной силы возрастает. Дальность траектории рис. 77, равная 20 370 км, увеличивается под влиянием вращения земли до величины s = 23 470 км, т. е. больше чем на 13%. Эта траектория сверхзвукового полета относительно земли полностью изображена на рис. 80. При сравнении этой траектории с траекторией, изображенной на рис. 77, обращает на себя внимание, особенно на первой волне, значительно бо́льшая высота полета и бо́льшая длина волн. Пунктирная линия на рис. 80 изображает ту же траекторию при наблюдении из межпланетного пространства, т. е. абсолютную траекторию. Она имеет еще бо́льшую длину, а именно s = 26 410 км.

При старте в западном направлении скорость вращения места старта вычитается из относительной скорости полета, уравновешивание центробежной силы уменьшается, дальность снижается с 20 370 км до 18 200 км, т. е. больше чем на 10%. Одновременно уменьшается высота и длина первой волны.

Все это можно видеть на рис. 81, на котором для сравнения нанесена пунктиром соответствующая абсолютная траектория.

Влияние вращения земли на дальность и высоту сверхзвуковой траектории сказывается тем сильнее, чем больше приближается максимальная скорость полета V к скорости вращения земли. Наоборот, оно становится меньше, если при стартовом пункте на экваторе полет совершается не в восточном или западном, а в промежуточном направлении или же при удалении пункта старта от экватора по направлению к полюсу.

При C = 4000 м/сек и V_0 = 7000 м/сек дальность полета равна:

При старте с экватора на запад . .	32 340 км
При старте с экватора на восток . .	50 440 »
При старте с полюса	39 363 »

При C = 5000 м/сек и V_0 = 7000 м/сек дальность полета равна:

При старте с экватора на запад . .	32 660 км
При старте с экватора на восток . .	58 880 »
При старте с полюса	42 091 »

Если во время планирования со сверхзвуковой скоростью будут сброшены бомбы, полетный вес самолета внезапно уменьшится от величины G до 10 т. Стационарная высота полета тоже получит приращение:

$$\Delta H = 6341 \ln \frac{G}{10}.$$

В связи с этим, а также в связи с уменьшением балистической поперечной нагрузки самолета действительная волнообразная траектория должна претерпеть изменение. Такая измененная траектория для определенных условий полета показана на рис. 82. В представленном на этом рисунке случае начальный участок траектории характеризуется величинами C = 4000 м/сек и V_0 = 7000 м/сек. Бомба весом 3,8 т сбрасывается с высоты 40 км при горизонтальной скорости полета 6060 м/сек, таким образом она достигает земли в точке земного шара, противоположной (антиподной) месту старта.

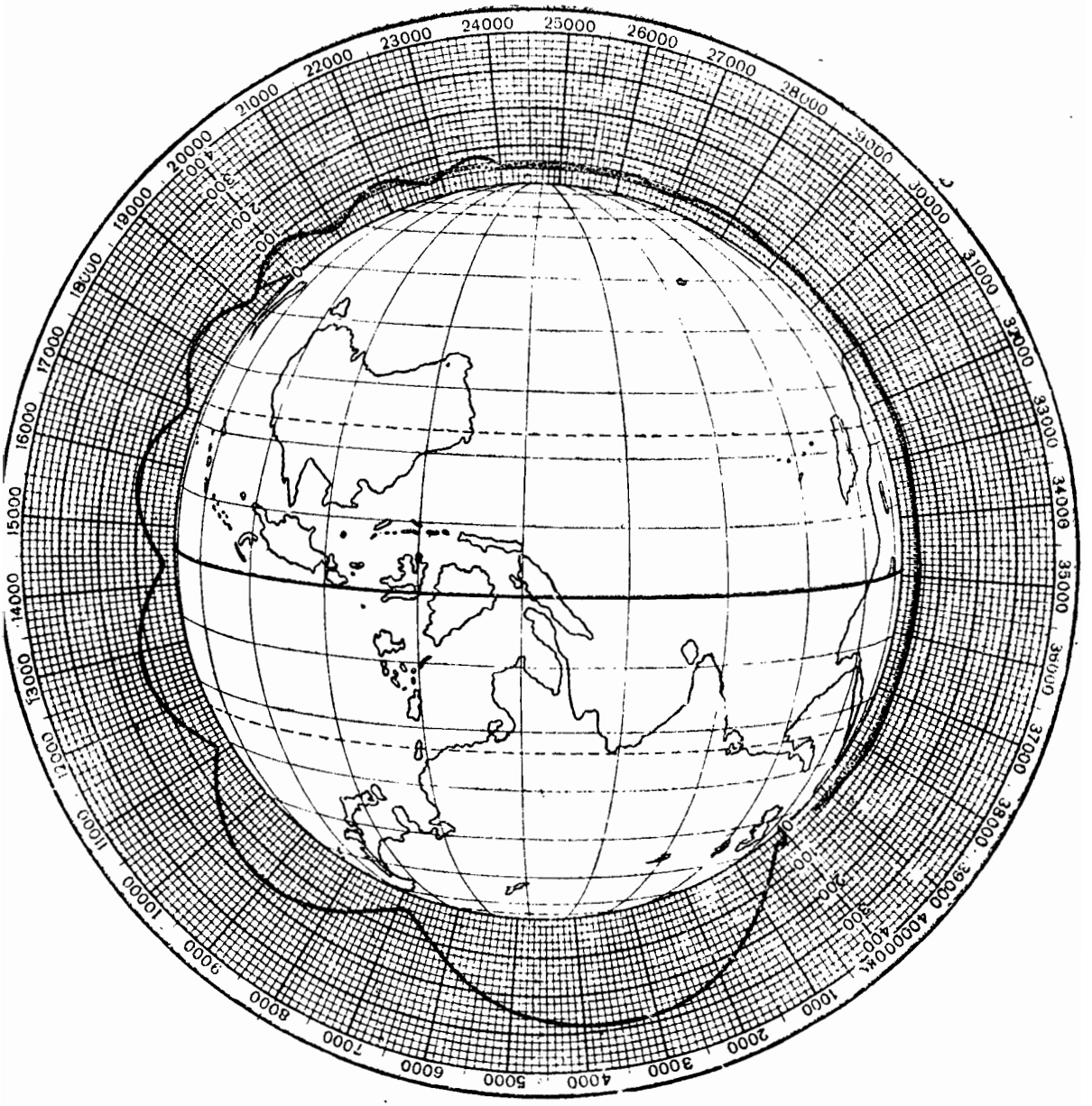


Рис. 82. Влияние сбрасывания бомбы весом 3,8 т с высоты 40 км при скорости 6060 м/сек на траекторию ракетного бомбардировщика:
$C = 4000$ м/сек; $V_0 = 7000$ м сек.

При дальности полета бомбы 850 км сбрасывание должно быть произведено после прохождения самолетом пути 19 150 км. В этом пункте изображенная на чертеже кривая распадается на три ветви: траектория падения бомбы отклоняется вниз, пунктирная линия изображает траекторию самолета, если бомба не была сброшена, и сплошная линия представляет траекторию самолета после сбрасывания бомбы. Волны последней траектории несколько выше, чем волны предыдущей, и несколько длиннее их, так что после нескольких колебаний обнаруживается отчетливый сдвиг фаз. Стационарный участок траектории пролегает на 1670 м выше, а конечная скорость 300 м/сек достигается на несколько десятков километров ближе к началу траектории. Разница в дальности настолько мала, что можно отказаться от специального расчета траектории после сбрасывания бомбы и использовать в качестве приближенной кривой расчетную траекторию с полной бомбовой нагрузкой.

Элементы рассматриваемой траектории изображены на рис. 33. Обращает на себя внимание, что в пункте сбрасывания бомбы нормальная к траектории составляющая ускорения, испытывая разрыв непрерывности, совершает скачок от $+7$ м/сек^2 до $+19{,}5$ м/сек^2. Это объясняется тем, что самолет находится как раз во впадине траектории и, значит, перед сбрасыванием бомб, т. е. при полетном весе 13,8 т, он находится в динамическом равновесии с подъемной аэродинамической силой воздуха.

Дальность ракетного бомбардировщика определяется главным образом длиной пути, проходимого со сверхзвуковой скоростью. Эта важнейшая величина может быть определена независимо от точного расчета траектории. Первое приближение величины дальности можно получить, если положить силу инерции массы равной сопротивлению воздуха, т. е.

$$\frac{G}{g} \cdot \frac{dv}{dt} = -G\varepsilon.$$

Отсюда

$$V = V_0 - \varepsilon gt \quad \text{и} \quad s = \frac{V_0^2 - V^2}{2\varepsilon g}.$$

Этот простой расчет является удовлетворительным вплоть до значения $V_0 = 2000$ м/сек. За этим пределом уже нельзя пренебрегать подъемным эффектом центробежной силы, возникающей вследствие кривизны траектории бомбардировщика, совершающего свой путь вокруг земной поверхности.

При втором приближении можно положить

$$\frac{G}{g}\frac{dV}{dt} = -\left(G - \frac{GV^2}{gR}\right)\varepsilon.$$

Отсюда следует

$$V = \sqrt{Rg} \cdot \frac{\frac{\sqrt{Rg}+V_0}{\sqrt{Rg}-V_0} - e^{2\varepsilon t\sqrt{\frac{g}{R}}}}{\frac{\sqrt{Rg}+V_0}{\sqrt{Rg}-V_0} + e^{2\varepsilon t\sqrt{\frac{g}{R}}}}.$$

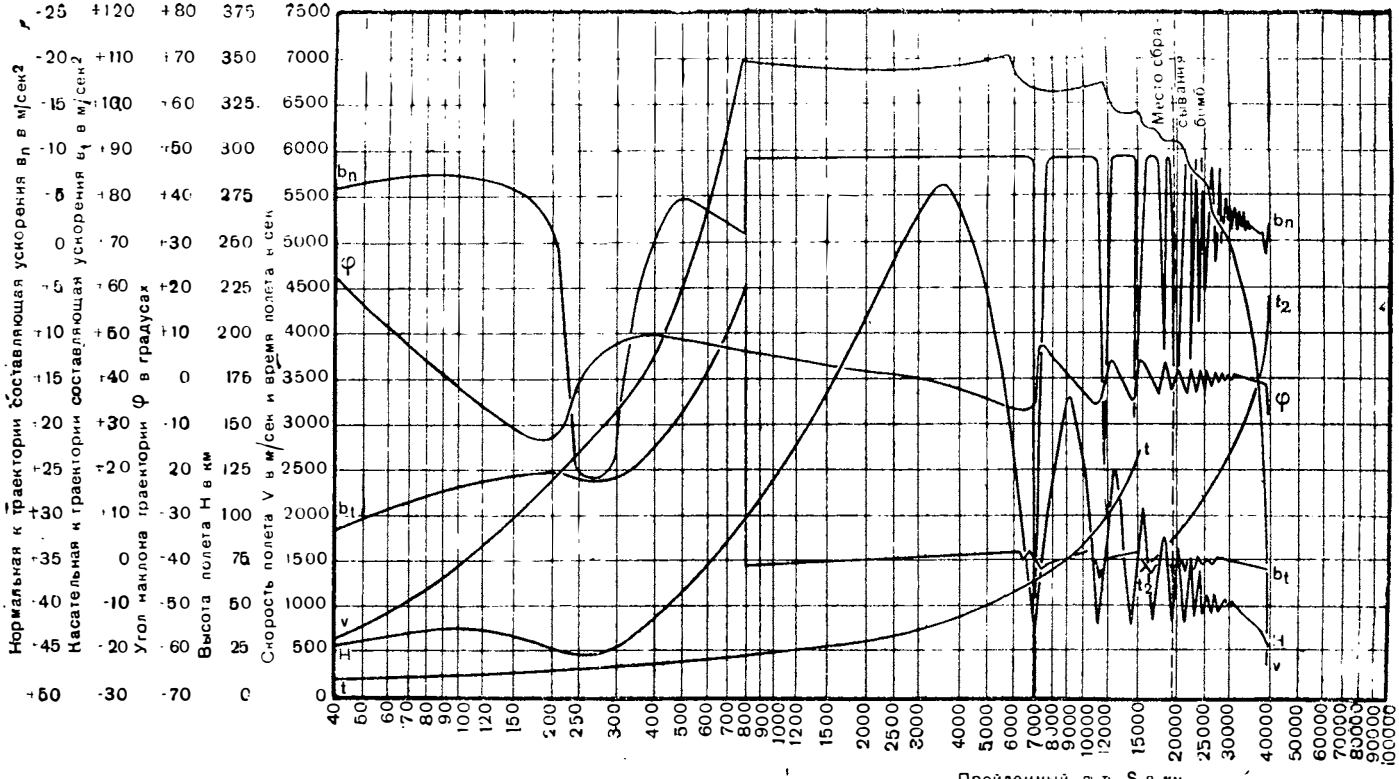


Рис. 83. Скорость полета V, высота полета H, угол наклона траектории φ, касательная, составляющая ускорения b_t, нормальная, составляющая ускорения b_n и время полета ракетного бомбардировщика t. Скорость истечения C = 4000 м/сек, начальная скорость V_0 = 7000 м/сек. Бомбовая нагрузка B весом 3,8 т сбрасывается с высоты 40 км при скорости полета 6060 м/сек на расстоянии от точки старта 19 200 км

$$t = 2\frac{R}{\sqrt{Rg}} \ln \frac{(\sqrt{Rg} + V_0)(\sqrt{Rg} - V)}{(\sqrt{Rg} - V_0)(\sqrt{Rg} + V)}.$$

$$s = t\sqrt{Rg} + \frac{R}{\varepsilon} \ln \frac{1 + \frac{\sqrt{Rg} + V_0}{\sqrt{Rg} - V_0}}{e^{\frac{2\varepsilon\sqrt{Rg}}{R}} \frac{\sqrt{Rg} + V_0}{\sqrt{Rg} - V_0}}.$$

Эти соотношения дают хорошие результаты для стационарных траекторий полета, пока скорость не окажется близкой к скорости кругового инерционного полета вокруг земного шара. Они дают, кроме того, возможность учесть влияние вращения земли и получить характеристики абсолютной траектории V_0, t и s. Для этого достаточно подставить в вышеуказанные формулы вместо относительной скорости V_0 абсолютную начальную скорость в месте старта V_{a_0}. Последняя найдется с помощью скорости вращения земли в месте старта V_e и азимутного угла начальной относительной скорости ξ из уравнения

$$V_{a_0}^2 = V_0^2 + V_e^2 + 2V_0 V_e \sin \xi.$$

Влияние вращения земли в наименее благоприятных случаях, начиная от начальной скорости $V_0 = 2500$ м/сек, вызывает изменение длины траектории полета более чем на 1%. Однако в действительности это влияние при пересчете абсолютной длины траектории в относительную заметно уменьшается.

Найденные таким способом дальности полета можно сравнить с дальностями стрельбы с такой же начальной скоростью V_0. Сравнение показывает, что при принятой нами величине аэродинамического качества $\frac{1}{\varepsilon} = 6{,}4$, в пределах до $V\frac{1}{\varepsilon} = 6000$ м/сек, полет имеет более чем трехкратное (около 3,2) преимущество перед выстрелом.

При дальнейшем приближении к скорости кругового инерционного полета вокруг земли это преимущество еще увеличивается. Это означает, что при одинаковой начальной скорости дальность полета может быть значительно больше, чем дальность выстрела.

На рис. 84 представлены результаты второго приближения. Для сравнения там же изображены результаты ступенчатого расчета волнообразной динамической траектории. Причина того, что при одинаковой начальной скорости динамическая траектория полета обеспечивает бо́льшую дальность, чем стационарная, лежит главным образом в том, что при стационарном планирующем полете энергия расходуется на всем протяжении траектории равномерно. При полете же по динамической траектории расход энергии концентрируется в наиболее низких участках (впадинах) траектории, соответствующих началу и концу каждого прыжка. Наиболее длинный первый прыжок простирается на протяжении от 15 до 30% общей дальности. Так как на всем этом протяжении имеется только

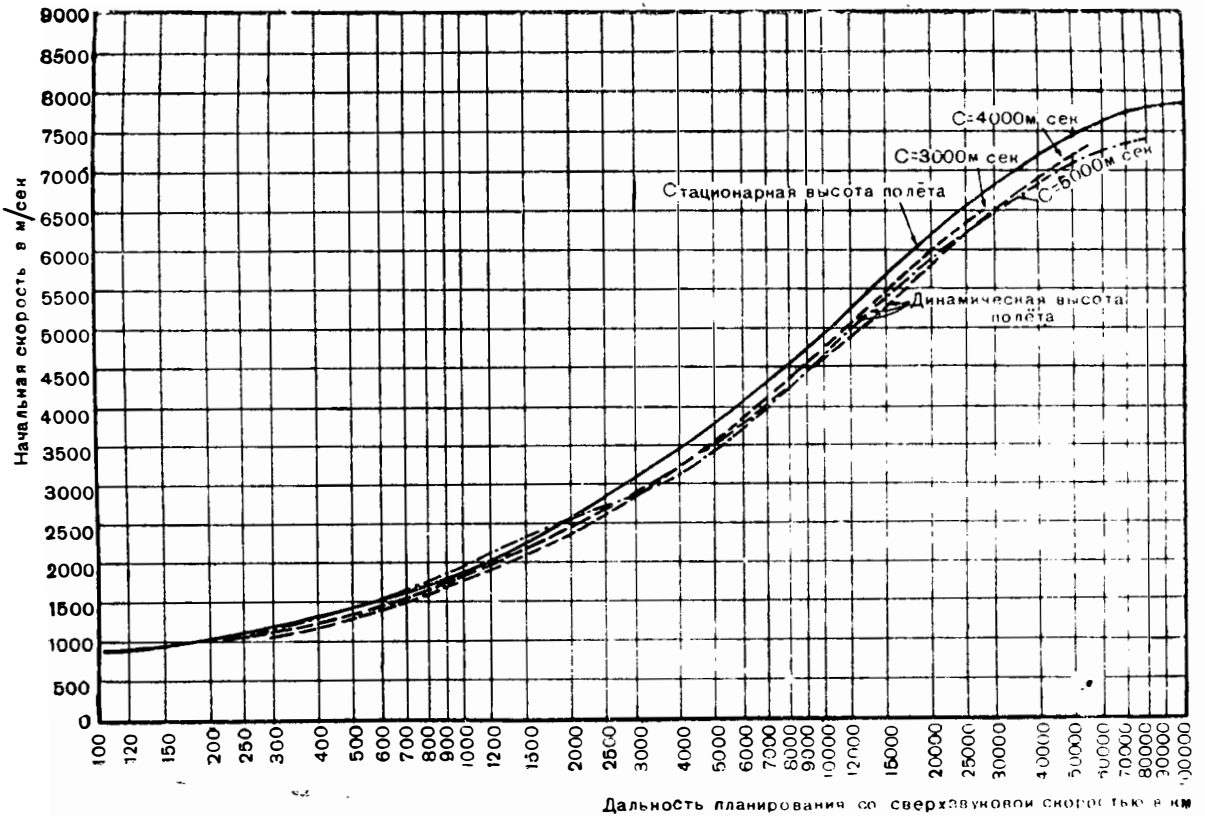


Рис. 84. Сопоставление дальностей при планировании со сверхзвуковой скоростью при одинаковой начальной скорости по числовому расчету для стационарной высоты полета и по графическому расчету траектории для динамической высоты полета при C = 3000, 4000 и 5000 м/сек

одна впадина траектории в конце первого прыжка, то на нем затрачивается менее половины той энергии, которая при полете на стационарной высоте составила бы от 15 до 30% общего запаса энергии. Увеличению дальности полета по динамической траектории способствует также то обстоятельство, что низкие участки, на которых происходит наибольшая затрата энергии, проходятся при хорошем газо-динамическом коэфициенте планирования при высоких значениях числа Рейнольдса. Высокие же участки траектории с низкими значениями числа Рейнольдса и плохим газодинамическим коэфициентом планирования проходятся в пространстве с разреженным воздухом или даже в безвоздушном пространстве. Кроме того, маневр для перехода с восходящей ветви траектории к стационарной траектории планирующего полета происходит при менее благоприятных углах атаки и, следовательно, требует большего расхода энергии на одинаковом пути.

Еще более удобными для практических целей являются рис. 85 и 87, на которых дальность полета со сверхзвуковой скоростью дается в зависимости от бомбовой нагрузки или же от отношения весов. При составлении обоих последних графиков вращение земли во внимание не принималось.

При эксплоатации ракетных бомбардировщиков имеет значение также и тот случай, когда самолет после сбрасывания бомб переходит на свою первоначальную сверхзвуковую траекторию и возвращается на аэродром старта.

Если атакуемый пункт является антиподным по отношению к пункту старта или же лежит в противоположном полушарии на еще большем расстоянии, самолет может прибыть к месту вылета, продолжая свой путь после сбрасывания бомб в «прямом» направлении, т. е. совершая кругосветный перелет.

В случае если цель расположена ближе, возникает мысль о возможности возвращения после сбрасывания бомб в обратном направлении.

При этом следует рассмотреть три возможных способа.

Первый способ заключается в том, что после подъема полет направляется не по большому кругу, а по кругу земной поверхности, диаметром которого (2 r) является расстояние между пунктом старта и целью. При полете вдоль такой ограничивающей шаровой сегмент окружности сопротивление воздуха под влиянием направленных под углом центробежных сил увеличивается в отношении:

$$\frac{\sqrt{\cos^2\left[\frac{r}{R}\left(1-\frac{2V^2}{Rg}\right)\right]+\frac{V^4}{R^2g^2}}}{\cos\left[\frac{r}{R}\left(1-\frac{V^2}{Rg}\right)\right]}$$

в то время как проходимый путь сокращается только в отношении $\frac{r}{R}$.

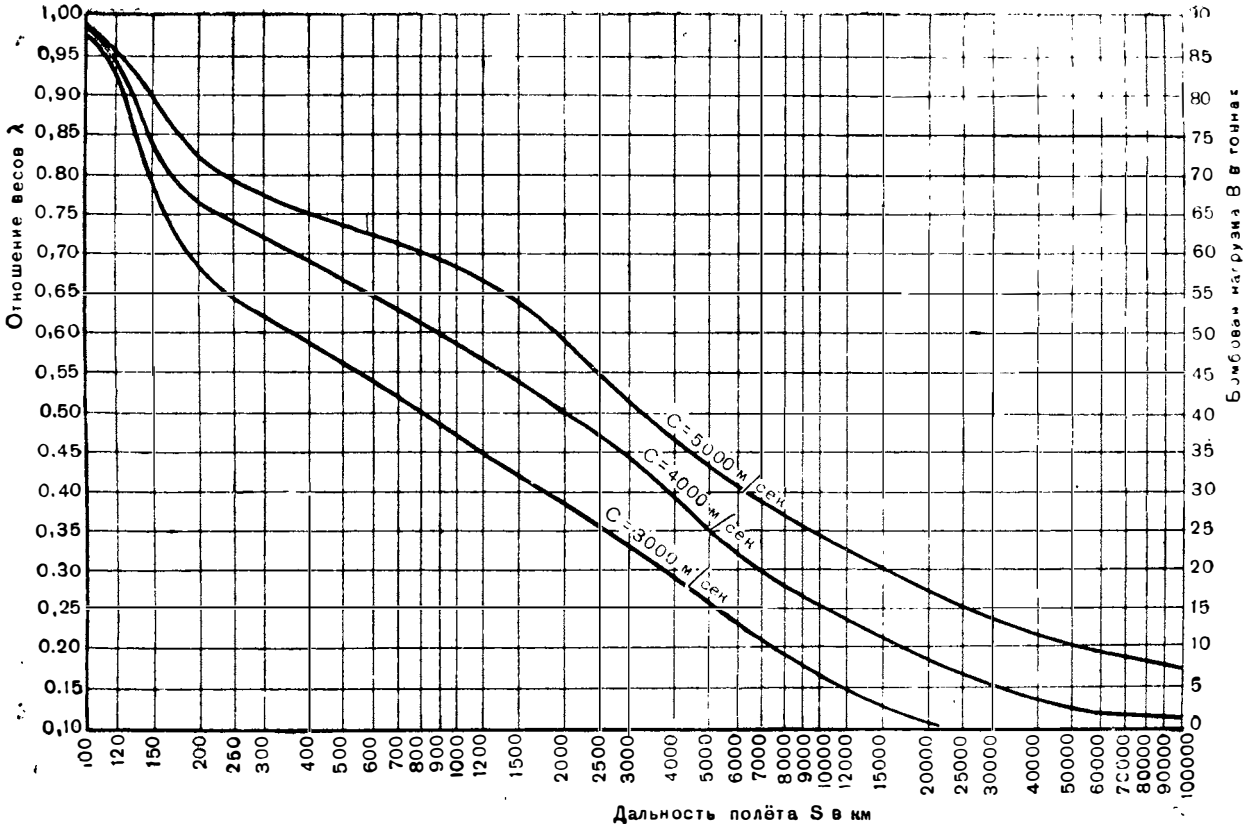


Рис. 85. Зависимость между отношением весов $\lambda = \frac{G}{G_0}$, бомбовой нагрузкой B и дальностью полета s для ракетного бомбардировщика при вылете в направлении цели. Скорость истечения C = 3000, 4000 и 5000 м/сек

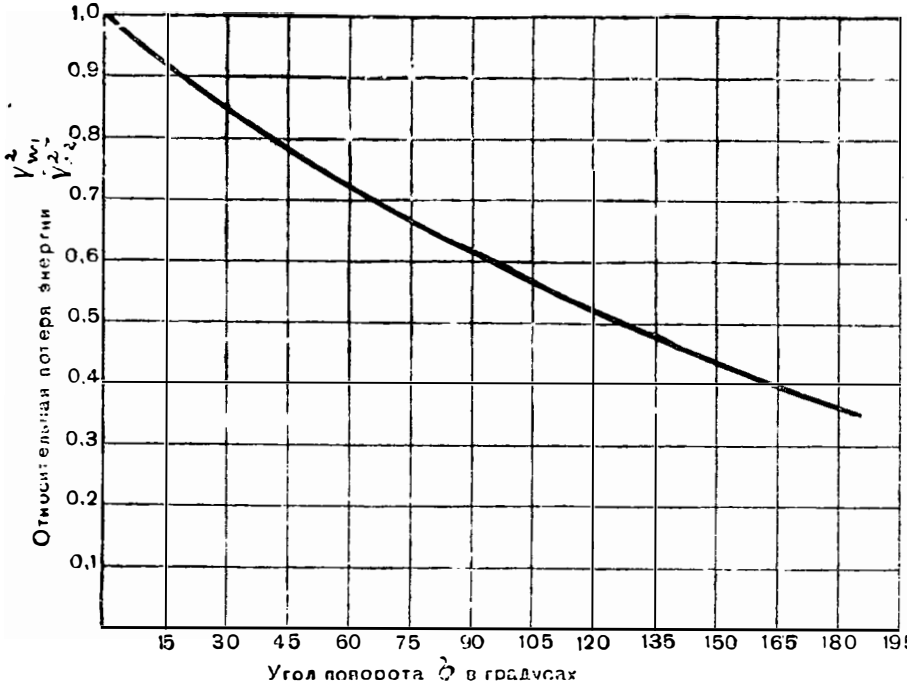


Рис. 86. Потеря кинетической энергии при угле поворота по спирали, равном σ

Поэтому полет по окружности малого круга выгоднее, чем полет по большому кругу, только при скоростях меньших, чем 5600 м/сек. Такой способ возвращения, повидимому, является подходящим для нападения на мало отдаленные пункты.

Однако в большинстве случаев при нападении на мало отдаленные цели более благоприятным окажется второй способ, который состоит в следующем.

Бомбардировщик направляется к цели по дуге большого круга и по достижении ее совершает возможно более крутой поворот и возвращается обратно тоже по дуге большого круга. Если бомбардировщик отклоняется от своего первоначального пути на небольшой угол dσ, то отношение работы, затрачиваемой на отклонение по дуге rdσ, к кинетической энергии бомбардировщика в начале этого отклонения определяется выражением

$$2\,\varepsilon\,d\,\sigma\sqrt{1-\frac{g^2}{b^2}}\,.$$

Эта величина может быть снижена до допустимых пределов путем увеличения центробежного ускорения

$$b = \frac{V^2}{r}\,.$$

При этом кривая, по которой происходит отклонение, превращается в спираль, во всех точках которой как касательное, так и

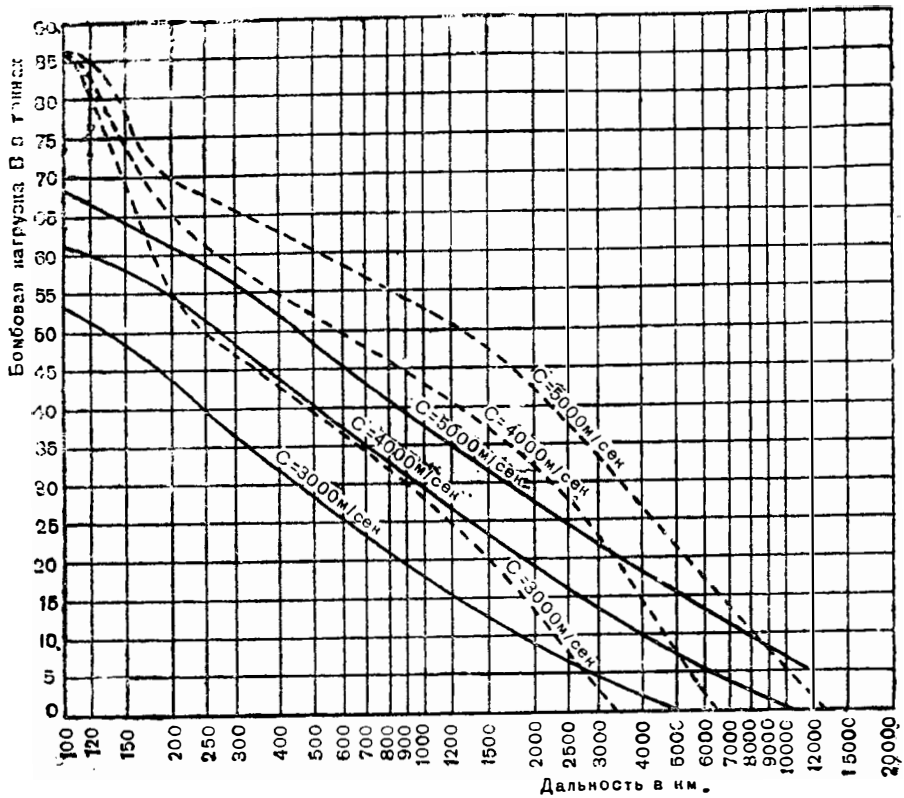


Рис. 87. Сравнение дальностей ракетного бомбардировщика с одинаковой бомбовой нагрузкой при возвращении в исходный пункт по спирали (сплошная линия) и со вторичным разгоном (пунктирная линия). Скорость истечения C = 3000, 4000 и 5000 м/сек

нормальное ускорение является постоянной величиной. Эта кривая не поддается интегрированию и тоже должна быть вычислена по отрезкам. Вышеприведенное выражение говорит о том, что относительная потеря энергии при отклонении не зависит от скорости в начале отклонения и может быть раз навсегда определена для всех таких спиралей. На рис. 86 приведен график относительной потери энергии для спирали отклонения с величиной отрицательного касательного ускорения (замедления) 1,75 м/сек² и центростремительного ускорения 50 м/сек². При повороте на 90° остаток энергии составляет 60% начальной энергии, а при повороте на 180° только 37%. Это значит, что крутой поворот все же совершается только за счет высокой затраты энергии.

В качестве промежуточного между двумя описанными способами возвращения можно упомянуть способ, при котором крутой поворот комбинируется с траекторией, проходящей по дуге малого круга. Расход энергии в этом случае будет несколько меньше, чем при первом способе, который можно рассматривать, как пре-

дельный по отношению к промежуточному способу, но который один только допускает полет по волнообразной траектории.

Третий способ состоит в том, что самолет при подъеме получает количество энергии, достаточное только для достижения цели. Он поворачивает обратно при небольшой остаточной скорости и с помощью оставшегося на борту запаса топлива, путем вторичного включения двигателя получает энергию, необходимую для совершения обратного пути. Этот способ с дважды включаемым двигателем отличается от предыдущих еще и тем, что самолет подходит к цели на небольшой высоте и с малой скоростью. При этом, с одной стороны, может быть обеспечена большая точность попадания бомб в цель, с другой стороны, кинетическая энергия, содержащаяся в них при падении,—меньше, чем при других способах. Наконец, сам бомбардировщик, имея малую скорость над целью, попадает в сферу действия средств противовоздушной обороны противника.

В отношении высоты полета при планировании со сверхзвуковой скоростью действительны те же основные соображения, которые были высказаны ранее по поводу траектории подъема. В частности, это относится к определению понятий «стационарная» и «динамическая» высота полета. Стационарная высота полета, определяемая равновесием между постоянным полетным весом, с одной стороны, и суммой подъемной силы с центробежной силой, зависящей от кривизны земной поверхности,—с другой, изображена графически на рис. 88. В основу графика положены, таким образом, те же предпосылки, что и при подсчете второго приближения дальностей сверхзвуковых траекторий. Сплошная часть кривых простирается до пределов, которые действительно достижимы при указанной бомбовой нагрузке и скорости истечения $C = 4000$ м/сек. Динамические высоты полета на основе динамической сверхзвуковой траектории при любых начальных условиях постепенно приближаются к стационарным высотам полета. Это наглядно видно на рис. 89, на котором изображены графически стационарная и динамическая высота полета, при траектории, характеризуемой величинами $C = 4000$ м/сек и $V_0 = 7000$ м/сек.

2. Траектория планирования с дозвуковой скоростью и посадка

Мы принимаем, что планирование с дозвуковой скоростью начинается при скорости полета $V = 300$ м/сек и полетном весе $G = 10$ т. Коэфициент подъемной силы при наиболее выгодном угле атаки $c_y = 0{,}2$, соответствующая высота $H = 20$ км. Запас энергии потенциальной и кинетической составляет при этом 24 580 кгм/кг, откуда при аэродинамическом качестве в дозвуковой области $\frac{1}{\varepsilon} = 4$, может быть покрыт путь, равный $\frac{24580}{\varepsilon} = 98\,200$ м.

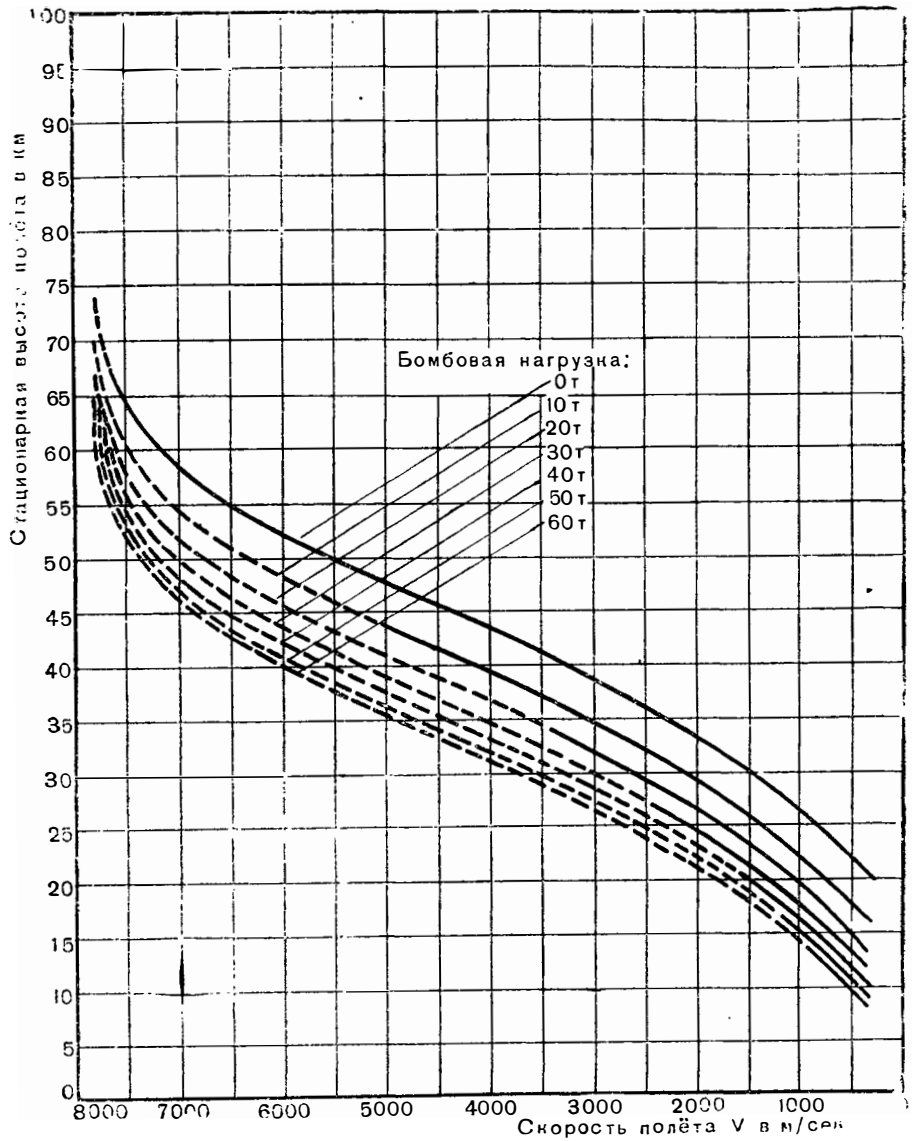


Рис. 88. Стационарная высота полета ракетного бомбардировщика при планировании со сверхзвуковой скоростью с различной бомбовой нагрузкой

Вся траектория планирования может быть легко подразделена при постоянном динамическом давлении на отдельные ступени скорости V_1, V_2, V_3 и т. д. Для этого достаточно принять во внимание, что уменьшение кинетической энергии

$$\frac{V_1^2 - V_2^2}{2}$$

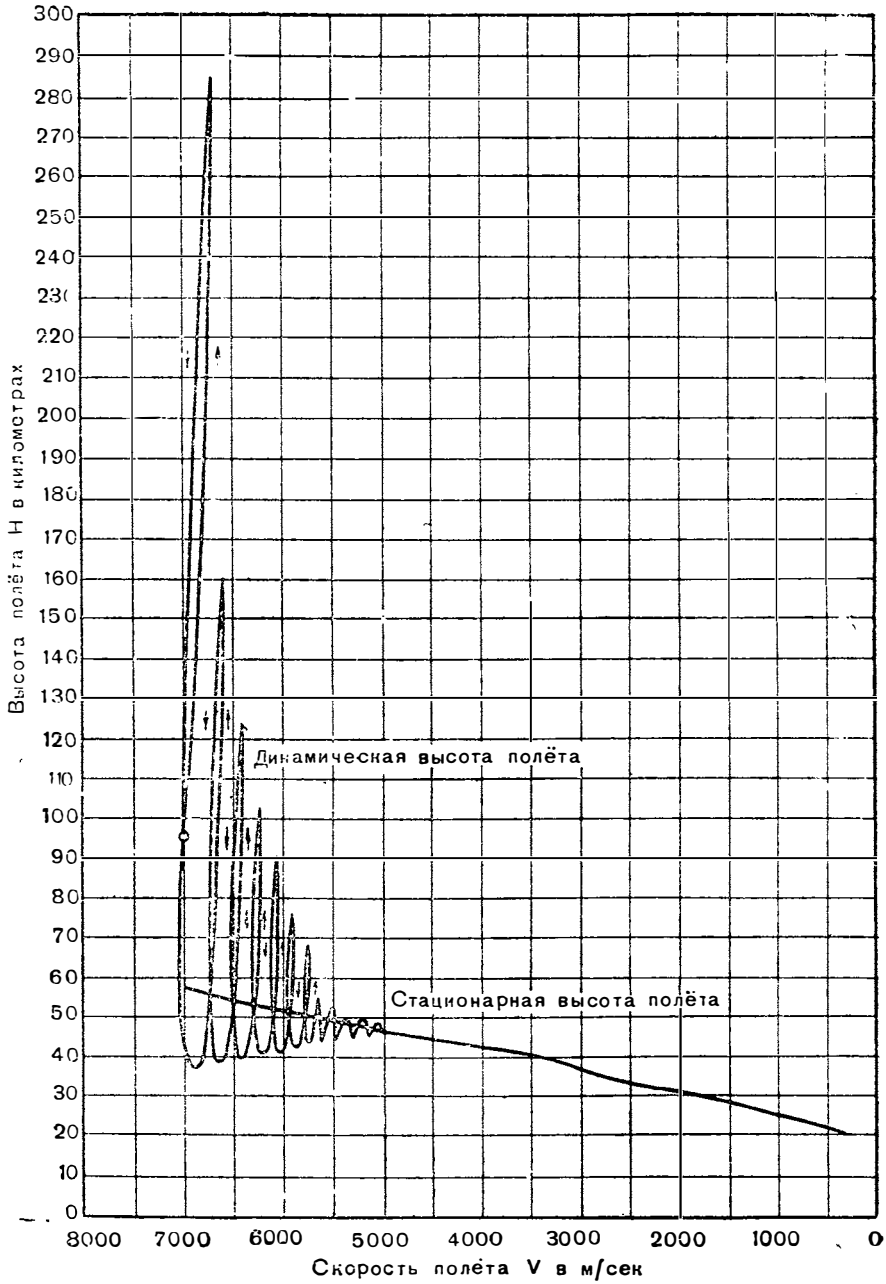


Рис. 89. Сравнение действительной и стационарной высоты полета ракетного бомбардировщика при планировании со сверхзвуковой скоростью (C = 4000 м/сек, V_0 = 7000 м/сек)

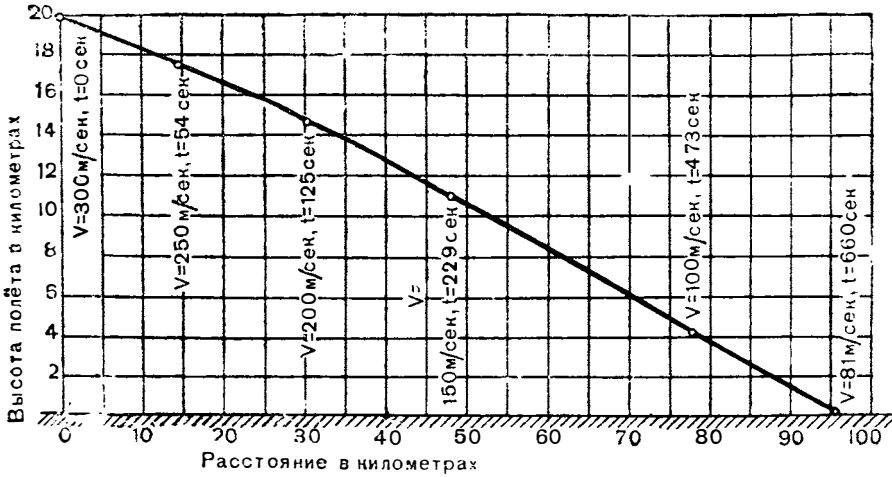


Рис. 90. Траектория снижения ракетного бомбардировщика с дозвуковой скоростью при израсходованной полезной нагрузке и постоянном среднем аэродинамическом качестве $\frac{1}{\varepsilon} = 4$

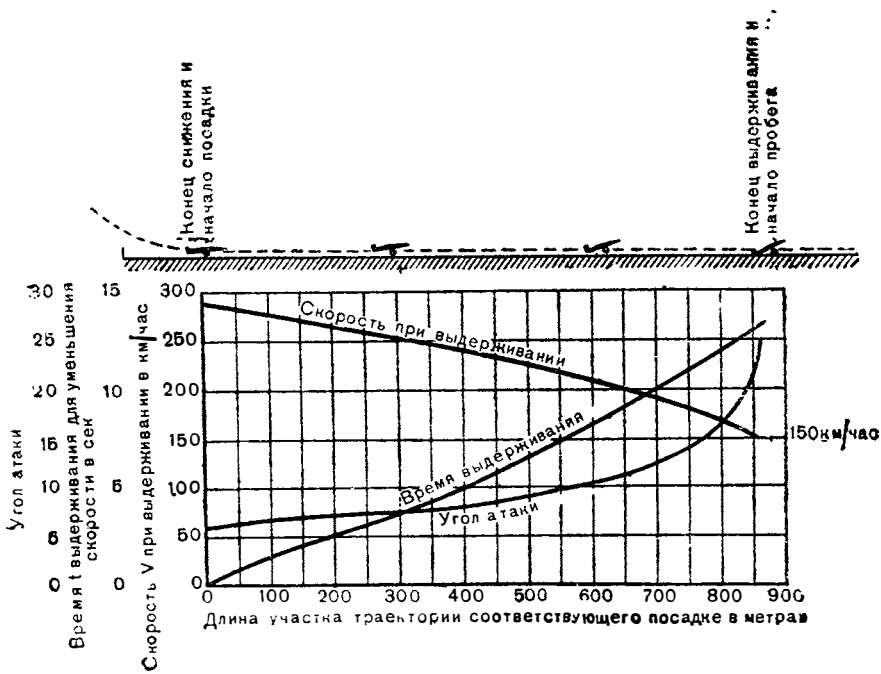


Рис. 91. Посадка ракетного бомбардировщика

в сумме с уменьшением энергии положения (H_1—H_2) всегда должно быть равно работе силы сопротивления воздуха Δs.

В соответствии с этим для стратосферы получаем зависимость

$$\Delta s = \frac{V_1^2 - V_2^2}{2\varepsilon g} + \frac{6341}{\varepsilon} \ln \frac{V_1^2}{V_2^2}$$

и

$$\Delta H = 6341 \ln \frac{V_1^2}{V_2^2}.$$

Для тропосферы имеем:

$$\Delta s = \frac{V_1^2 - V_2^2}{2\varepsilon g} + \frac{H_1 - 44250}{\varepsilon} \left[1 - \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^{0,47}\right]$$

и

$$H = (H_1 - 44250)\left[1 - \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^{0,47}\right].$$

С помощью этих зависимостей была определена траектория планирования с дозвуковой скоростью, изображенная на рис. 90. Из графика можно видеть, что вся фаза снижения с дозвуковой скоростью продолжается в общем 11 минут и заканчивается у земли при скорости планирования 288 км/час, после чего можно перейти к посадке. Фактически аэродинамическое качество при дозвуковой скорости изменяется, что может внести некоторое изменение в форму приведенной кривой.

Посадка начинается при $V = 288$ км/час и $c_y = 0,2$. Аэродинамические силы, действующие на самолет после выравнивания, соответствуют верхней поляре рис. 34, так что при выдерживании для потери скорости можно довести ее с помощью посадочных приспособлений до величины

$$288 \sqrt{\frac{0,2}{0,74}} = 150 \text{ км/час},$$

удовлетворяющей требованиям, предъявляемым к планирующей посадке в боевой обстановке. Эта поляра дает возможность определить для всех скоростей между 288 и 150 км/час величину соответствующих углов атаки при посадочном весе $G = 10$ т, а следовательно, и величину сопротивления воздуха. Таким образом, с помощью основных уравнений динамики можно проследить весь процесс посадки. Графически он представлен на рис. 91.

V. БОМБОМЕТАНИЕ

1. Различные виды бомбометания

Ракетный бомбардировщик может применять для нападения два, коренным образом отличающихся один от другого, вида бомбометания: бомбометание по сосредоточенной цели и бомбометание по площади. Отличие их состоит в способе сбрасывания бомб и точности попадания.

Бомбометание по сосредоточенной цели производится при умеренной высоте и скорости полета. Как прицеливание, так и бомбометание производятся в точно таких же условиях, как при атаке небольшой «точечной» цели обычными бомбардировщиками. Практически ракетный бомбардировщик может осуществлять те же разновидности бомбометания, что и другие бомбардировщики, как, например, бомбометание с горизонтального полета, с пикирования, с подъема, с малых высот и т. д.

Известные соотношения и проблемы, как, например, достигаемая точность попадания, необходимость достаточной видимости у цели, в существенной части сохраняют свою силу и для ракетного бомбардировщика. Таким образом, об этом виде бомбометания ничего нового сказать нельзя.

Совсем иначе обстоит дело с бомбометанием по площади. В этом случае бомбы сбрасываются с больших высот (50—150 км) и при очень большой скорости полета (до 8000 м/сек), т. е. при условиях, далеко выходящих за пределы, достигаемые артиллерийскими дальнобойными снарядами.

Так как при тех расстояниях от цели, которые будут иметь место, цель чаще всего будет оставаться невидимой, поэтому при бомбометании по площади придется использовать косвенные методы прицеливания, например, с помощью астрономической навигации. Таким образом, прицеливание в этом случае не зависит от погоды и видимости над целью.

Соответственно всему сказанному этот вид бомбометания далеко не достигает точности бомбометания по сосредоточенной цели и должен учитывать вероятное рассеивание на многие километры. Поэтому при бомбометании по площади можно с достаточной вероятностью поразить большую площадь, но не одиночную сосредоточенную цель. Если на всей этой площади должно быть достигнуто заранее предопределенное действие, то одного

метания недостаточно. На выбранную цель должно быть сброшено большое количество бомб, которые распределятся по поражаемой площади по законам теории вероятностей.

Распределение попаданий внутри намеченной площади опять-таки не будет равномерным, а наоборот, вблизи цели попадания будут расположены более часто, чем на большом удалении от нее, и наряду с этим неизбежно некоторые попадания окажутся далеко за пределами намеченной площади.

Вообще же, используя законы теории вероятностей, можно наметить такое распределение попаданий, чтобы добиться требуемого результата с такой же и даже с большей достоверностью, чем при бомбометании по сосредоточенной цели.

2. Траектория падения бомбы

Для вычисления траекторий сброшенных с ракетного самолета бомб необходимо прежде всего сделать некоторые допущения об их внешней форме.

Условиям, в которых приходится лететь такой бомбе, повидимому, лучше всего удовлетворяет чисто оживальная форма с плоским дном, без цилиндрической или суженной сзади части, с возможно большей величиной отношения высоты (хорды) оживальной образующей h к калибру d. При отношении $\frac{h}{d} = 8$ на основе известных газо-динамических зависимостей, касающихся сопротивления воздуха при высоких числах Маха, получаем величину коэфициента лобового сопротивления равной

$$c_{x_1} = 0{,}014 + 1{,}43 \frac{a^2}{V^2},$$

причем доля сопротивления трения

$$c_{x_2} = 0{,}004.$$

При этом стабилизирующие поверхности не учитываются, так как они, вероятно, могут служить только для того, чтобы в самом начале траектории падения привести бомбу во вращательное движение вокруг оси, подобное вращению артиллерийского снаряда, раньше чем температура, развивающаяся от трения, разрушит их тонкие стенки.

Если положить, что 50% веса бомбы приходится на взрывчатые вещества, то бомбы весом в 30, 5 и 1 т будут иметь длину соответственно 11,20; 6,16 и 3,60 м и поперечную нагрузку соответственно 19,5; 10,7 и 6,2 т/м². Из бомб этих трех размеров в каждом конкретном случае может быть составлен бомбовый груз требуемой величины. Значительный объем пространства, необходимого для размещения бомб на самолете, требует, чтобы бомбовый груз и объем баков были согласованы между собой при любом калибре и количестве бомб, поскольку при большом запасе горючего возможен только небольшой бомбовый груз, и наоборот. Это

условие будет соблюдено, если рассматриваемый самолет будет приспособлен к бомбе первого из трех предлагаемых размеров.

Траекторию бомбы можно определить тем же способом, который был использован при нахождении траектории подъема и планирования самолета. Однако между силами, действующими на самолет при планировании, и силами, действующими на сброшенную бомбу, нет полной аналогии. Различие заключается в том, что, во-первых, предполагается, что на бомбу не действует аэродинамическая подъемная сила, и, во-вторых, бомба, не управляемая пилотом, не летит по определенной плоской траектории. Боковые силы, действующие на бомбу под влиянием вращения атмосферы (флюгерное действие) и вращения земли (сила Кориолиса), превращают траекторию в кривую двоякой кривизны. Флюгерное действие, как уже было указано, состоит в том, что бомба при полете над пунктами с различной географической широтой, попадает в слои воздуха с различной, изменяющейся с широтой абсолютной скоростью.

Это равносильно постоянному действию бокового ветра, порождающего горизонтальную, направленную поперек оси бомбы аэродинамическую силу. Точка приложения этой силы, вообще говоря, не находится в центре тяжести бомбы, а лежит позади него, особенно если бомба имеет стабилизаторы. На самолете эта сила, так же, как и сила Кориолиса, уравновешивается соответствующей, равной по величине и противоположной по направлению силой, возникающей в результате пилотирования. Противоположные аэродинамические силы взаимно уничтожаются. Для бомбы такое уравновешивание не предусмотрено, вследствие чего под влиянием флюгерного действия она будет подвергаться боковому дрейфу. Кроме того, под влиянием вращающего момента действующей в поперечном направлении силы она будет поворачиваться вокруг вертикальной оси, проходящей через ее центр тяжести. Траектория бомбы определяется, следовательно, пятью внешними силами, из коих четыре проходят через центр тяжести, а пятая позади него. Силы эти следующие: вес бомбы, сопротивление воздуха, поперечная аэродинамическая сила, сила Кориолиса и сила инерции Д'Аламбера.

Поперечная аэродинамическая сила действует перпендикулярно касательной к траектории по направлению бокового «ветра». Она пропорциональна сопротивлению воздуха и квадрату угла, под которым невозмущенный поток встречается с плоскостью симметрии самолета. Этот угол в свою очередь определяется силой бокового «ветра», т. е. курсовым углом бомбы и ее собственной скоростью относительно земли, кроме того, величиной бокового момента «ветра» относительно центра тяжести бомбы и, наконец, инерцией бомбы.

От инерции бомбы зависит, насколько она реагирует на собственно боковой ветер и на возникающий под влиянием его момент, т. е. насколько она поворачивается своей передней частью навстречу боковому ветру. Эта инерция должна быть возможно

большей, так как поворачивающее действие продолжается до тех пор, пока бомба не окажется в плоскости параллельного круга.

Чтобы составить представление о порядке величины этой силы, рассмотрим случай сбрасывания бомбы из пункта, находящегося над полюсом, на цель, отстоящую на расстоянии 300 км. Разность скоростей ветра в точке сбрасывания и в точке падения будет равна в этом случае абсолютной скорости вращения земли в точке падения, составляющей 22 м/сек. Отсюда угол, под которым боковой ветер обдувает бомбу при средней скорости поступательного движения последней, равной 3000 м/сек, составляет около ½ градуса. При таком угле встречи в области ньютоновских скоростей отклоняющая сила будет иметь величину того же порядка, что и сопротивление бомбы. Она вызовет быстрое отклонение бомбы, несмотря на высокое значение момента инерции. Таким образом, допускать возрастание боковой силы до такой величины нельзя.

Остальные силы, сила Кориолиса и Д'Аламберовы силы инерции могут быть определены так же, как и в предыдущем изложении. При этом следует иметь в виду, что система сил, действующих на бомбу, является пространственной и не может быть уравновешена одной силой инерции Д'Аламбера, а только пространственным «крестом» сил инерции.

Если принять, что бомба вращается вокруг своей оси симметрии, то, кроме перечисленных выше сил, возникают еще: гироскопический эффект, эффект Магнуса и эффект Пуассона, оказывающие влияние на траекторию бомбы.

Чтобы получить диференциальные уравнения траектории бомбы, следует, как и в предыдущих случаях, разложить действующие силы на их составляющие по осям координат, из которых две совпадают с главными направлениями аэродинамических сил, а третья направлена по вертикали; после этого составляются основные уравнения динамики для каждого из этих пространственных направлений.

Путем интегрирования этих уравнений можно было бы получить точное представление о траектории падения бомбы, имеющей вид кривой двоякой кривизны. При таком широком обобщении известная основная задача внешней балистики непосредственному решению не поддается.

Чтобы все же составить представление о форме траектории бомбы, дальности ее полета, скорости падения, продолжительности полета, угле встречи и т. д., можно применить известный простой способ графического построения траектории по отрезкам, принадлежащий Понселе и Дидиону. Этот способ дает возможность учесть кривизну земной поверхности, сходимость вертикальных направлений и изменяемость плотности воздуха и силы тяжести с высотой.

Поэтому он является наиболее подходящим для определения траектории сброшенной с ракетного самолета бомбы, по сравнению со всеми другими методами балистики.

При фактическом расчете траектории бомбы этим способом обнаруживается, что влияние сопротивления воздуха на траекторию исключительно мало. Это объясняется, с одной стороны, очень малой плотностью воздуха на преобладающей части траектории падения, с другой стороны, очень малым коэфициентом сопротивления удлиненного оживального тела.

Поэтому можно с большой степенью приближения изобразить траекторию как эллипс Кеплера и определить по ней дальность и угол встречи. Одна только действительная скорость при падении бомбы на землю окажется на несколько процентов меньше расчетной вследствие сопротивления воздуха.

Дальность полета бомбы, падающей по траектории, представляющей собой эллипс Кеплера, определяется уравнением

$$W = R \arccos\left[\frac{1}{\varepsilon} \cdot \frac{1-(R+H)}{R(1-\varepsilon)}\right],$$

где

$$\varepsilon = 1 - \frac{V_0^2 (R+H)}{gR^2},$$

представляет численный эксцентриситет эллипса.

На основе этих соотношений построен график, изображающий зависимость между высотой сбрасывания бомбы H, ее начальной скоростью V_0 и дальностью полета W (рис. 92). Продолжительность падения может быть определена путем интегрирования длины траектории или путем расчета по участкам траектории. Оба способа дают хорошо согласующиеся результаты, приведенные на рис. 93. При больших скоростях бросания вращение земли оказывает большое влияние на дальность. Так как точка бросания лежит вне земной поверхности, за начальную скорость бомбы можно принять абсолютную скорость бомбы в точке бросания.

По этой скорости на рис. 93 находим абсолютную дальность, по которой обычным путем можно подсчитать относительную дальность.

Вопрос о том, насколько сильно нагревается бомба при быстром падении через нижние слои атмосферы, подлежит особому рассмотрению.

В отношении самого бомбардировщика, передвигающегося с высокой скоростью в разреженном воздухе, т. е. при умеренных динамических давлениях, принимается, что благодаря высокой излучательной способности его внешней обшивки равновесие между поглощением тепла и лучеиспусканием достигается при достаточно низкой температуре поверхности. Поэтому во впадинах траектории критические тепловые нагрузки внешней обшивки покрываются теплоемкостью последней. При падении бомбы через плотные слои атмосферы теплопередача через единицу ее поверхности сильно возрастает. Однако падение бомбы происходит в течение значительно меньшего времени, следовательно и здесь приходится считаться с теплоемкостью оболочки бомбы.

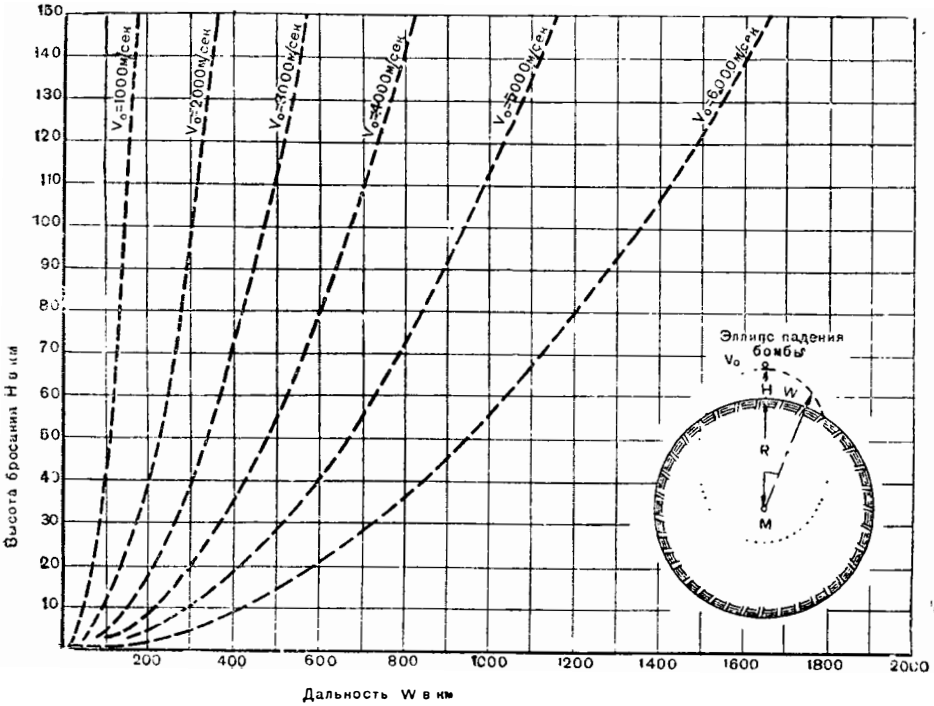


Рис. 92. Дальность бомбы при бомбометании по площади. Второе приближение (траектория по эллипсу Кеплера) с учетом кривизны земной поверхности, сходимости вертикалей, уменьшения силы тяготения и (приближенно) сопротивления воздуха

Если считать, что при очень высокой температуре воздуха в пограничном слое вибрационная степень свободы молекул полностью возбуждается, но диссоциации молекул при этом не происходит, то динамическая температура, а также приближенная температура трения могут быть найдены из уравнения энергии газовой динамики. Эта температура определяется равенством

$$\Delta T = \frac{V^2}{2600} .$$

Законы теплопередачи от пограничного слоя, нагретого до таких температур, к твердым стенкам неизвестны.

Однако приближенный баланс энергии может быть составлен на основе приближенной величины коэфициента трения в ламинарном пограничном слое $C_f = 0{,}0003$.

Секундная работа трения на единицу поверхности

$$\tau \cdot V = C_f \cdot q \cdot V = 0.5\, C_f \cdot \rho V^3.$$

При скорости у поверхности земли $V = 6000$ м/сек получаем величину 5,4 л. с./см^2.

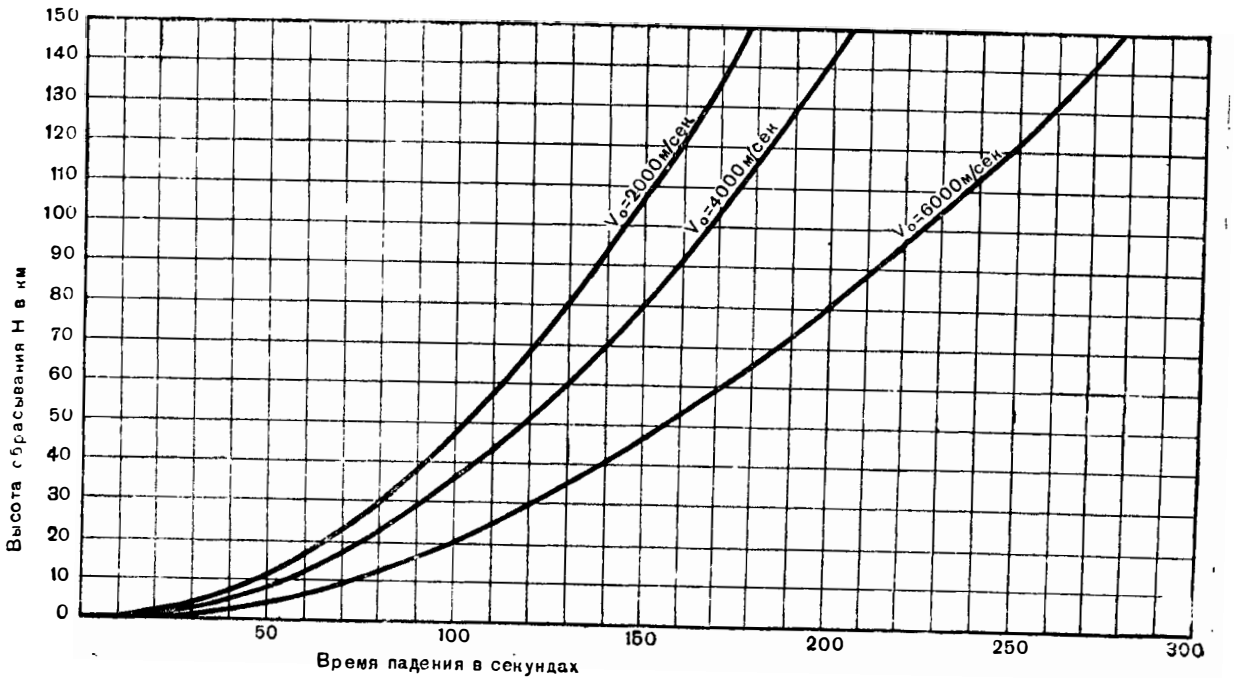


Рис. 93. Зависимость времени падения бомбы от высоты сбрасывания и начальной скорости

Если допустим, что только одна треть этого тепла проходит через твердую оболочку, то придем к условиям, соответствующим условиям критического сечения сопла пороховой ракеты. При таком тепловом потоке железная оболочка толщиной 2 см начинает плавиться только по истечении 10 секунд.

В соответствии с некоторыми новейшими исследованиями теплопередачи при высоких числах Маха она возрастает, повидимому, медленнее, чем работа трения, а именно приблизительно пропорционально $\rho^{0,5} \cdot V^{2,5}$. Отсюда следует, что бомба в состоянии пройти наиболее опасные в смысле нагрева нижние слои воздуха без применения огнеупорных защитных покрытий с высоким коэфициентом излучения.

Наконец, необходимо высказать некоторые общие соображения о точности попадания, которая может быть достигнута при бомбометании с больших высот и при больших скоростях.

В балистике диаметр площади рассеивания, включающей 50% попаданий, принимается равным 1% дальности стрельбы. За дальность стрельбы в нашем случае мы будем принимать длину траектории падения бомбы. Если бы точность бомбометания не отличалась от точности стрельбы артиллерийских орудий, то при средней дальности 600 км величина вероятного рассеивания составила бы 6 км.

Действительное отклонение в попадании складывается из ошибки курса самолета и отклонения траектории падения бомбы. Первая из них складывается из неточностей в определении положения, скорости и направления самолета в точке бросания.

Отклонение траектории вызывается главным образом несимметричностью формы бомбы и изменением плотности воздуха и воздушных потоков со временем.

Навигация ракетного бомбардировщика до пункта сбрасывания бомб разделяется на три фазы. Первая фаза—направление самолета на цель—осуществляется еще в процессе старта, так как катапультная стартовая дорожка по возможности направляется на вероятные цели. Однако при такой неподвижной установке возможны все же отклонения от требуемого направления до 90°. Вторая фаза—навигация, частично устраняющая эту ошибку, осуществляется непосредственно вслед за стартом. Во время безмоторного подъема или в самом начале активного участка можно с помощью компаса придать самолету направление на цель с точностью до нескольких угловых минут. В период планирования самолет нуждается в очень точном пилотировании, так как систематические влияния вращения земли и земной атмосферы и различные случайные влияния, как, например, несимметрия, ошибки управления, колебания плотности воздуха и воздушных потоков, стремятся нарушить курс самолета.

Во время этого планирования за пределами тропосферы осуществляется третья фаза навигации, от которой зависит окончательная точность попадания бомб. Для этой третьей фазы напрашивается метод астрономической навигации, не зависящий ни от

погоды, ни от влияния противника. Этот способ может обеспечить устойчивую против нарушений стационарную траекторию до самого пункта сбрасывания бомб с точностью до нескольких секунд. Это соответствует ошибке в определении этого пункта немногим более 100 м.

Для определения видимого горизонта при благоприятных условиях видимости следует использовать визирование трех точек истинного горизонта, при этом по углу понижения горизонта определяется высота полета. Когда видимый горизонт установлен, то можно обеспечить определенную, заранее предписанную траекторию полета, найдя в плоскости, перпендикулярной к горизонту и проходящей через цель, одну или несколько звезд, кажущееся движение которых пилот может проследить с помощью теодолита. Тогда, даже при полете по динамической траектории, если звезда остается на вертикальной нити нитяного креста прибора, пилот убеждается, что траектория полета находится в заранее предписанной плоскости. При полете по стационарной траектории по скорости перемещения звезды по вертикальной нити можно определить стационарную скорость полета, а по высоте звезды местонахождение самолета, а, следовательно, и заранее намеченное место сбрасывания бомб. При этом степень видимости цели в момент сбрасывания бомб не имеет значения. Определение пункта сбрасывания бомб совершается с точностью до нескольких сот метров, зависящей от ошибки углового измерения.

На рис. 94 представлены геометрические соотношения этой третьей фазы навигации.

Гораздо большее значение имеют ошибки, возникающие во время падения бомбы. Факторы, влияющие на рассеивание снарядов, следующие: неодинаковость метательного заряда, колебания ствола орудия, изменения атмосферных условий, неодинаковость самих снарядов и ошибки прицеливания. В данном случае имеют значение только два последних фактора. Если принять, что каждый из перечисленных факторов играет одинаковую роль в величине общего рассеивания, то рассеивание должно уменьшиться на $^2/_5$ от 1%, т. е. должно составить 0,6%. При дальности сбрасывания бомб 600 км получаем диаметр сердцевины рассеивания 3,6 км. К этому следует прибавить ошибку навигации самолета, так что вероятное отклонение единичного попадания от цели будет равно

$$w_2 = 2 \text{ км}.$$

На основе этой величины произведены дальнейшие приближенные расчеты.

3. Балистика бомбометания

Бомбометание по сосредоточенной цели и бомбометание по площади отличаются одно от другого главным образом различными конечными скоростями и различными углами падения.

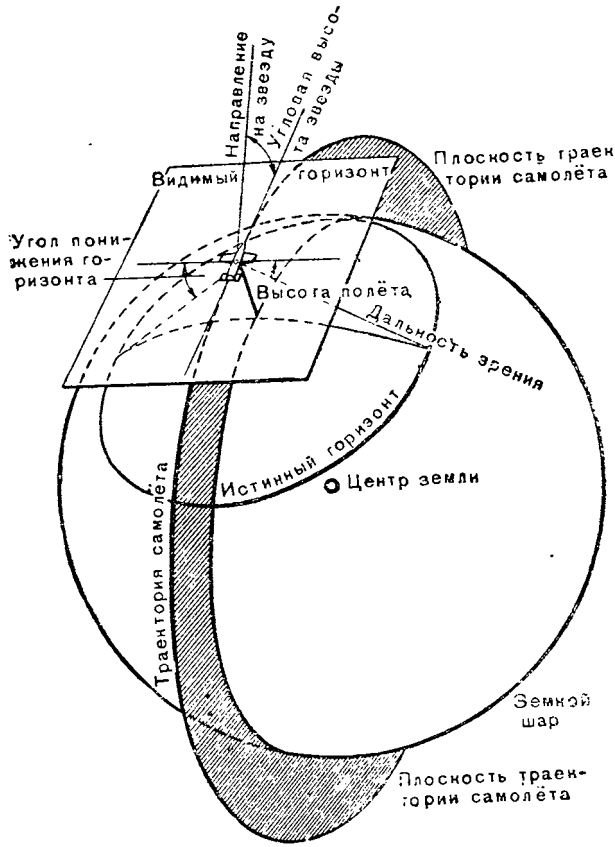


Рис. 94. Третья фаза навигации перед бомбометанием

Явления, возникающие при бомбометании по сосредоточенной цели, сходны с явлениями, возникающими при применении обычных авиабомб или при стрельбе гранатами из тяжелых мортир. Так, например, при бомбометании бомбами весом в 30 т, 5 т или в 1 т с конечной скоростью соответственно 500, 300 и 260 м/сек пробивная способность бомбы, попадающей в земляное покрытие, составляет соответственно 100, 30 и 12 м. Толщина пробиваемых железобетонных покрытий составляет 10% соответствующих чисел. Толщина пробиваемых броневых плит составляет соответственно 200 см (1,43 калибра), 60 см (0,86 калибра) и 25 см (0,553 калибра), что превышает толщину брони всех существующих судов.

При десятикратной скорости падения бомб при бомбометании по площади возникают совершенно новые соотношения. Живая

сила бомбы при падении во много раз больше, чем содержание энергии во взрывчатом веществе, которое несет в себе бомба. Прочность бомбы, конечно, позволяет ей пробить насквозь сооружение, а при малом угле падения в городе—даже многие сооружения, не углубляясь при этом в землю.

В этом состоит преимущество бомбы перед миной.

Дальность действия взрыва определенного количества высоковзрывчатого вещества, на основе опытов, показывающих, что разрушенная поверхность пропорциональна взрывчатому заряду и может быть выражена приближенным соотношением

$$r = \sqrt{kG},$$

где r—радиус разрушительного действия в метрах, а k—фактор, определяющий степень разрушения.

При k=3 давление взрыва составляет около 20 000 кг/м² и причиняет тяжелейшие повреждения постройкам и всем строениям, за исключением специально усиленных сооружений (все строения и сооружения обваливаются). При давлении 5000 кг/м² k = 12, при этом происходят менее тяжелые разрушения: стены опрокидываются, фронтоны разрушаются. При k=25 достигается безопасное расстояние от складов взрывчатых веществ до частновладельческих строений, и, наконец, при k=100 получаем радиус круга, в котором разбиваются оконные стекла и частично разрушаются оконные рамы.

Этот разрушительный эффект распространяется равномерно во всех направлениях от места падения бомбы с очень тонкими стенками.

Он является результатом действия на твердые тела ударной волны, проходящей через неподвижный воздух со сверхзвуковой скоростью.

Подобная ударная волна, как известно, возникает в воздухе перед тупоносыми снарядами, летящими в воздухе со сверхзвуковой скоростью. При взрыве происходит подобное же явление, но вызывается оно только в малой степени осколками бомбы, а в преобладающей степени продуктами разложения взрывчатого вещества. Эти продукты взрыва при адиабатическом расширении от давления и температуры детонации до нормального атмосферного давления и при энергии взрывчатого вещества

$$E = 1400 \text{ ккал/кг}$$

достигают средней радиальной скорости, равной

$$\sqrt{\frac{2gE}{A}} = 3400 \text{ м/сек},$$

между тем как в отдельных местах скорость может быть еще выше за счет уменьшения скорости других частей. Если энергия взрыва частично затрачивается на перемещение оболочки бомбы, составляющей к примеру 50% общей массы, то радиальная скорость взрывной волны уменьшается до величины 2400 м/сек, что хорошо согласуется с опытными измерениями скорости осколков.

С такой скоростью взорвавшаяся масса бомбы ударяет об окружающий неподвижный воздух, порождая разрушительную взрывную волну, действующую на большом расстоянии.

На основе этого представления о процессе взрыва можно составить себе определенную картину влияния высокой скорости падения бомбы при бомбометании по площади на результаты взрыва.

Возьмем для нашего рассмотрения предельный случай, когда скорость падения бомбы равна 8000 м/сек. Это будет тогда, когда самолет приобретает начальную скорость в 8000 м/сек, соответствующую кругосветному перелету, и вскоре после этого сбрасывает бомбы.

При бомбометании по площади, после детонации бомбы на поверхности земли или над ней, возникающая масса раскаленных газов, кроме своей радиальной скорости в 2400 м/сек, обладает еще поступательной скоростью, привносимой при падении бомбы и равной 8000 м/сек. Обе скорости, геометрически складываясь, дают распределение скоростей относительно неподвижного воздуха, изображенное на рис. 95. Передний фронт шара раскаленных газов движется со скоростью

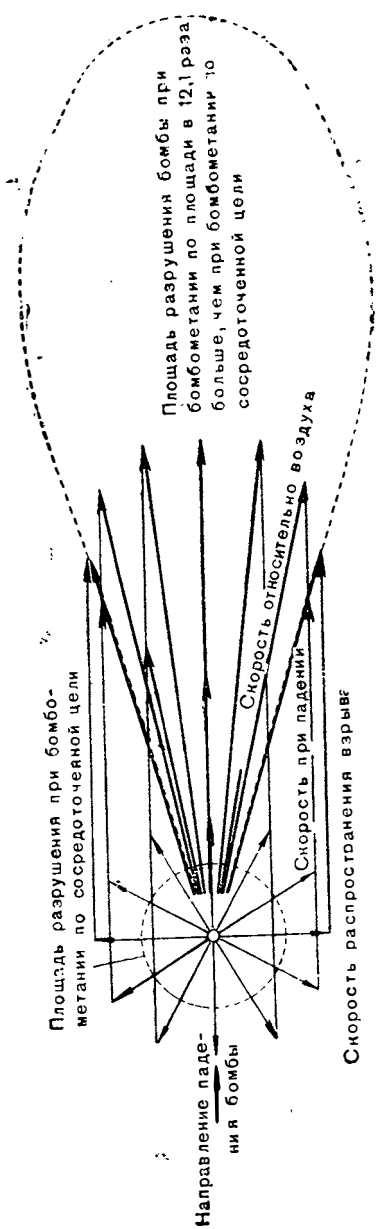


Рис. 95. Сравнение площадей разрушения одним и тем же типом бомб при бомбометании по сосредоточенной цели и при бомбометании по площади при скорости падения 8000 м/сек

$$2400 + 8000 = 10\,400 \text{ м/сек}.$$

Он вызывает в окружающем воздухе ударную волну, которая должна была бы возникнуть при содержании энергии во взрывчатом веществе в 18,7 раза больше, чем в применяемых в действительности.

Это вытекает из соотношения

$$\frac{10400^2}{2400^2} = 18{,}7.$$

Интенсивность взрыва будет, следовательно, более чем в 18 раз больше, чем при взрыве бомбы в неподвижном состоянии. В боковых направлениях эта интенсивность сильно падает, а в обратном направлении становится равной нулю.

Так как площадь разрушения от взрыва заряда пропорциональна весу взрывчатого вещества или, вернее, энергии его, используемой для взрыва, площадь разрушения от взрыва бомбы при бомбометании по площади должна увеличиться в отношении суммы кинетической энергии самой бомбы и энергии взрывчатого вещества к энергии самого взрывчатого вещества. В рассматриваемом случае это отношение равно

$$\frac{2400^2 + 8000^2}{2400^2} = 12{,}1.$$

Площадь разрушения теряет при этом свою круговую форму и принимает форму капли, удлиненной в сторону бросания. Контур ее может быть построен по квадратам результирующих векторов скорости, построенных по скоростям падения и взрыва. Соотношение площадей разрушения одной и той же бомбы при бомбометании по сосредоточенной цели и при бомбометании по площади со скоростью падения 8000 м/сек изображено на том же рис. 95. Разрушительное действие бомбы при бомбометании по площади во много раз больше, чем при обычном способе сбрасывания бомб. Площадь разрушения имеет веерообразную форму, скошенную в направлении бросания.

Таким образом, действие бомбы зависит уже не только от содержания энергии во взрывчатом веществе. Кинетическая энергия, сообщенная бомбе, оказывается тоже полностью использованной.

Подобно интенсивности взрыва возрастает и действие осколков взорвавшейся оболочки бомбы, распределяющихся в пространстве подобно взрывной волне.

Из всего сказанного можно сделать очень важный вывод оценки эффективности ракетного бомбардировщика: для достижения желаемой степени разрушения при бомбометании по площади, вследствие добавочной кинетической энергии, требуется значительно меньшая бомбовая нагрузка, чем при бомбометании по сосредоточенной цели.

VI. РАЗЛИЧНЫЕ ВИДЫ ВОЗДУШНОГО НАПАДЕНИЯ

1. Основные виды нападения

Различные виды воздушного нападения, которые может применять ракетный бомбардировщик в каждом конкретном случае, зависят от характера цели и ее удаления от основной базы.

Всевозможные цели будут более подробно рассмотрены в разделе 9 этой главы. Там же будет итти речь об основных различиях между сосредоточенными и площадными целями, в соответствии с которыми способы бомбометания подразделяются на бомбометание по сосредоточенной цели и бомбометание по площади.

Все виды нападения на сосредоточенную цель характеризуются тем, что при этом, из-за того что бомбардировщик должен оставаться над целью в течение продолжительного времени, значительная часть запасенной им кинетической энергии будет израсходована. Так как самолет должен без промежуточной посадки вернуться на свою основную базу, то после бомбометания ему необходимо вновь включить ракетный двигатель, который должен работать до тех пор, пока бомбардировщик не наберет скорости, при которой кинетической энергии хватило бы для всего обратного пути. Этот случай соответствует нападению на сосредоточенную цель с двойным разгоном и возвращением в исходный пункт. При таком виде нападения бомбардировщик после катапультирования в исходном пункте разгоняется при помощи ракетного двигателя до приобретения скорости, как раз достаточной для достижения цели. Отбомбившись над целью, он совершает поворот при возможно меньшей скорости полета. Затем с помощью оставшегося на борту горючего двигатель снова приводится в действие, пока не будет приобретена кинетическая энергия для обратного пути, совершает этот путь и заканчивает его посадкой на своей исходной базе.

Для такого двойного разгона требуется настолько большое количество топлива, что такой вид нападения применим только при ограниченных дальностях (примерно до 6000 км) и при ограниченных бомбовых нагрузках. Нападения на сосредоточенную цель, отстоящую на большем расстоянии или же при больших бомбовых нагрузках, чем при первом виде нападения, возможно в том случае,

если бомбардировщик имеет возможность совершить посадку на не очень большом расстоянии от цели и взять на борт новое горючее.

При нападении на сосредоточенную цель со вторичным разгоном и частичным возвращением в опорный пункт бомбардировщик, так же как и в предыдущем случае, после катапультного старта совершает разгон до тех пор, пока не запасет кинетическую энергию в количестве, достаточном для достижения цели. После сбрасывания бомб над целью он при возможно меньшей скорости полета поворачивается на требуемый угол.

Затем снова запускается двигатель, бомбардировщик с помощью небольшого количества оставшегося на борту горючего разгоняется и набирает небольшое количество кинетической энергии, достаточное для достижения опорного пункта, расположенного недалеко от цели. Заправившись горючим, он совершает нормальный старт со стартовой дорожки и возвращается на основную базу. При этом представляется возможным произвести еще одно бомбометание на обратном пути.

Если нападение должно быть произведено на сосредоточенную цель, находящуюся на большом отдалении, или же с очень большим бомбовым грузом и возможности посадки в пункте, расположенном сравнительно недалеко от цели, нет, при современном состоянии ракетной техники не существует средств сохранить самолет и доставить его невредимым на исходную базу. Если, однако, нападение на такую цель представляется настолько важным, что ценность бомбардировщика по сравнению с этой задачей является незначительной, то имеется возможность нападения с оставлением бомбардировщика.

Этот способ нападения на сосредоточенную цель с одним разгоном и с оставлением бомбардировщика применим против любого пункта поверхности земного шара. Само собой разумеется, что этот способ может применяться для нападения на цели, имеющие особо важное значение, как, например, для неожиданного разрушения правительственного здания вместе со всем находящимся там правительством, для уничтожения одного единственного, но имеющего совершенно особое значение для неприятеля лица, для потопления большого неприятельского транспортного или военного корабля, для вывода из строя очень важных путей сообщения, (каналов, морских проливов) и для подобных же особых случаев, число которых ограничивается не столько количеством теряемых бомбардировщиков, сколько потерей весьма ценного личного состава экипажей.

При бомбометании по площади отпадает необходимость полета над целью с малой скоростью, так что такой вид бомбометания позволяет достигнуть большей гибкости в смысле дальности.

Бомбометание по площади близко расположенного объекта с одним разгоном и возвращением на базу состоит в следующем.

Самолет после катапультного старта разгоняется с помощью ра-

кетного двигателя до тех пор, пока не запасет кинетическую энергию в количестве, достаточном для полета до цели, поворота по соответствующей кривой и возвращения на стартовую базу. При повороте по кривой расходуется значительная часть запасенной энергии, так что этот вид нападения опять-таки ограничен как в смысле дальности, так и в смысле бомбовой нагрузки.

Бомбометание по площади по целям, находящимся на большом расстоянии, значительно облегчается, если недалеко от цели находится опорный пункт, на котором самолет может совершить посадку, чтобы заправиться горючим для возвращения. В этом случае после бомбометания по площади самолет совершает частичный поворот на угол меньше 180°; при таком повороте расходуется меньше энергии, чем при полном повороте для возвращения. Затем он покрывает путь до опорного пункта за счет сохранившейся у него кинетической энергии.

Такое бомбометание по площади с одним разгоном, частичным поворотом и опорным пунктом применимо против любой земной цели независимо от ее удаления. Однако его применение зависит от наличия на расстоянии от цели, самое большее, нескольких тысяч километров соответствующего опорного пункта для промежуточной посадки, а главное от наличия на нем стартовой дорожки. Однако при большом количестве целей, намеченных для бомбометания по площади, это условие может быть соблюдено только в исключительных случаях.

Достоинство опорного пункта может быть весьма различным и притом не только по своему отдалению от цели, а и в зависимости от величины необходимого угла поворота. Так как большой угол поворота гораздо менее выгоден, чем большая дальность, возникает мысль использовать опорные пункты, расположенные за вероятными целями, т. е. за обеими внеевропейскими областями земного шара с густым народонаселением: Северной Америкой и Юго-восточной Азией. Это могут быть Марианские острова на Тихом океане или же острова у мексиканского побережья того же океана. Наконец, в качестве единого опорного пункта, пригодного при нападении на любую цель, находящуюся на земном шаре, можно использовать пункт, антиподный по отношению к расположенному в Германии месту старта, находящийся вблизи Новой Зеландии или на одном из расположенных восточнее ее островов.

Этот антиподный опорный пункт может быть достигнут без всякого поворота, полетом по прямой линии (точнее, по дуге большого круга), независимо от того, на какую точку земного шара должно быть совершено нападение. Его удаление от цели может быть, конечно, очень большим. Наличие такого опорного пункта обусловливает возможность того вида нападения, которое мы называем бомбометанием по площади с единым разгоном и антиподным опорным пунктом.

Этот вид нападения, требующий наличия единственного опорного пункта, обладает еще тем преимуществом, что этот опорный

пункт может быть полностью оборудован для бомбометания, выполняемого на обратном пути на основную базу. Кроме того, островное положение антиподного опорного пункта обеспечивает возможность легко защищать его от неприятельских нападений и в первую очередь от наиболее опасных нападений военно-морского флота и даже от нападения ракетных бомбардировщиков противника.

При отсутствии такого антиподного опорного пункта бомбометание по площади при нападении на очень отдаленные цели может быть осуществлено, если бомбардировщик после бомбометания продолжает свой полет по прямой и, совершив кругосветный перелет, возвращается на свою базу. Такой вид нападения мы будем называть бомбометанием по площади с единым разгоном и кругосветным перелетом.

Подводя итоги, можно сказать, что все виды нападения с бомбометанием по площади до момента сбрасывания бомб одинаковы и отличаются один от другого только способом возвращения на основную базу после сбрасывания бомб.

2. Бомбометание по сосредоточенной цели с вторичным разгоном и возвращением в исходный пункт

Обозначим последовательные веса бомбардировщика на каждой отдельной фазе рассматриваемого вида нападения следующим образом:

G_0—стартовый вес бомбардировщика с полной нагрузкой, равный 100 т;

G_1—вес бомбардировщика после израсходования горючего на совершение пути в прямом направлении (к цели);

G_2—вес бомбардировщика после сбрасывания бомб;

G_3—вес бомбардировщика после израсходования горючего на совершение обратного пути или вес пустого бомбардировщика, равный 10 т.

Одинаковые дальности полета в прямом и в обратном направлениях определяются одинаковой величиной отношений $\frac{G_1}{G_0}$ и $\frac{G_3}{G_2}$ согласно рис. 85.

Бомбовая нагрузка в этих обозначениях изображается величиной

$$B = G_1 - G_2.$$

Каждому значению бомбовой нагрузки отвечает определенная величина отношений весов $\frac{G_1}{G_0}$ и $\frac{G_3}{G_2}$. Ее можно определить с помощью формулы

$$\frac{G_1}{G_0} = \frac{G_3}{G_2} \frac{\sqrt{\frac{B^2}{4} + 1000} - \frac{B}{4}}{100}.$$

Отсюда можно получить зависимость между бомбовой нагрузкой и дальностью, изображенную на рис. 87. Этот же рисунок можно использовать для определения дальности целей, на которые возможен рассматриваемый вид нападения, при различных бомбовых нагрузках.

На рис. 96, 97 и 98 дальность уязвимых целей изображена на картах с помощью линий, соответствующих одинаковой бомбовой нагрузке. Рисунки составлены с учетом вращения земли для скоростей истечения C=3000, 4000 и 5000 м/сек. Эти рисунки с большой наглядностью иллюстрируют действенность ракетного бомбардировщика как нового вида вооружения.

Несмотря на невыгодные стороны двукратного разгона, бомбардировщик, при средней из рассматриваемых скоростей истечения (C=4000 м/сек), в состоянии охватить круг радиусом в 2000 км с бомбовой нагрузкой 30 т. Внутри этого круга находятся все сколько-нибудь существенные стратегические пункты Европы. Он охватывает собой все цели, находящиеся между Москвой и Мадридом, северной Швецией и Триполи, Ирландией и Анкарой. На всем этом пространстве любой, сколь-угодно малый объект как на земле, так и на воде, может быть подвергнут сосредоточенному бомбометанию с соответствующей степенью точности. Бомбовая нагрузка в 30 т вызовет обвал всех домов на 300 м в окружности, за исключением специально усиленных построек, пробьет земляные перекрытия толщиной до 100 м и стальную броню в метр толщиной. После такого нападения бомбардировщик может вернуться в исходный пункт без промежуточной посадки. С меньшей бомбовой нагрузкой тот же бомбардировщик увеличивает свой радиус действия до 6000 км. В пределы его досягаемости войдут при этом такие области, как центральная Африка, западная Индия и Сибирь и Северная полярная область до Восточного побережья Северной Америки, а также вся северная часть Атлантического океана.

При скорости истечения C=3000 м/сек область досягаемости ракетного бомбардировщика суживается, охватывая только Европу и непосредственно прилегающие к ней зоны. При скорости истечения C=5000 м/сек область досягаемости бомбардировщика, наоборот, расширяется, охватывая площадь, превышающую целое полушарие, в центральной части которого находится Европа.

Таким образом, бомбометание по сосредоточенной цели с двукратным разгоном, повидимому, имеет большое практическое значение и будет применяться против всех пунктов, находящихся в Европе и в смежных с ней областях. В пользу этого предположения говорит также то обстоятельство, что несмотря на то, что при этом виде нападения бомбардировщик, проходящий над целью с сравнительно небольшой скоростью и на небольшой высоте, попадает в сферу действия противовоздушной обороны противника, нападение в большинстве случаев будет настолько внезапным, что даже военный корабль, находящийся в боевой готовности, не будет иметь достаточно времени для того, чтобы оказать какое-либо

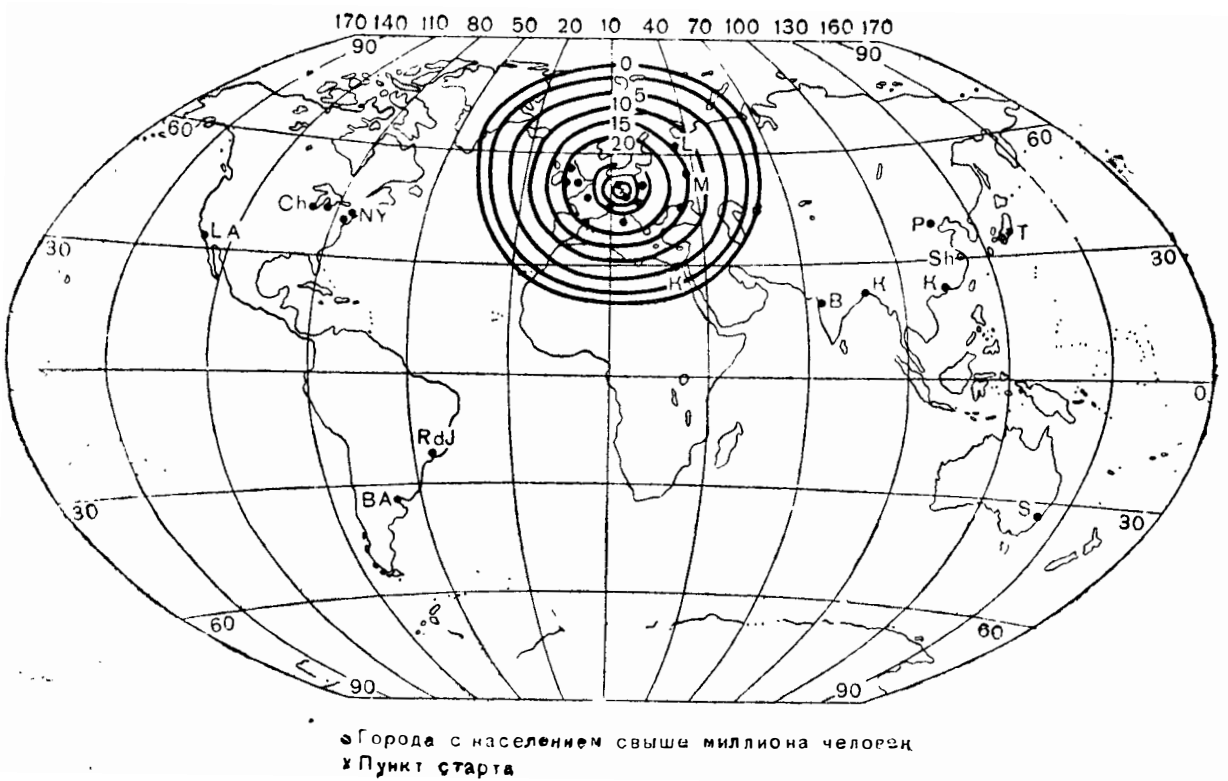


Рис. 96. Бомбовая нагрузка ракетного бомбардировщика в тоннах, она же в процентах от начального веса при бомбометании по сосредоточенной цели с вторичным разгоном и возвращением в исходный пункт. Скорость истечения C = 3000 м/сек

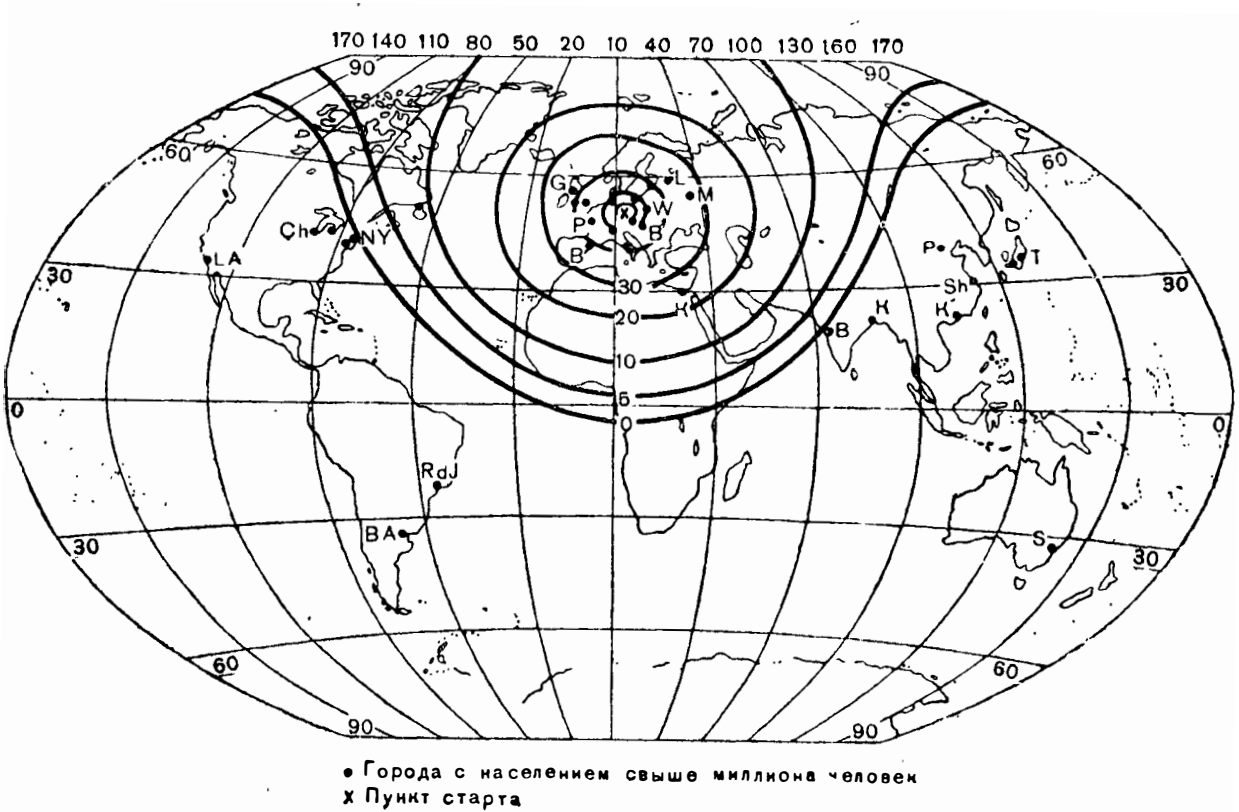


Рис. 97. Бомбовая нагрузка ракетного бомбардировщика в тоннах, она же в процентах от начального веса при бомбометании по сосредоточенной цели с вторичным разгоном и возвращением в исходный пункт. Скорость истечения $C = 4000$ м/сек

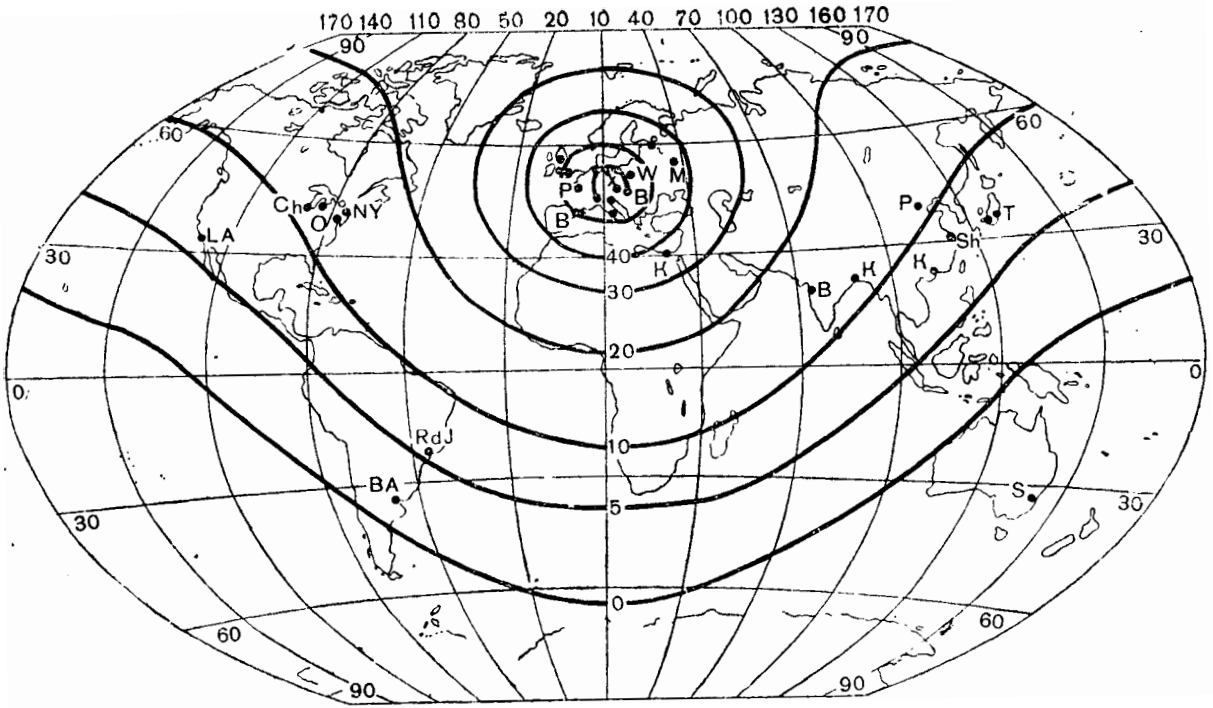


Рис. 98. Бомбовая нагрузка ракетного бомбардировщика в тоннах, она же в процентах от начального веса при бомбометании по сосредоточенной цели с вторичным разгоном и возвращением в исходный пункт. Скорость истечения C = 5000 м/сек

воздействие на бомбардировщик, не говоря уже о том, чтобы отразить атаку.

3. Бомбометание по сосредоточенной цели с вторичным разгоном, частичным поворотом и опорным пунктом

Этот вид нападения с бомбометанием по сосредоточенной цели отличается от предыдущего только тем, что вторая часть пути от цели до посадки короче пути от старта до цели. Такой вид нападения возможен при наличии соответствующим образом расположенного опорного пункта. В связи с малым запасом кинетической энергии при полете самолета над целью угол поворота не играет роли. Важно только расстояние от цели до опорного пункта, которое мы будем задавать в виде доли k расстояния от пункта старта до цели. В обозначениях, принятых в предыдущем разделе, характеристические отношения весов имеют следующий вид: отношение весов при полете до цели $\frac{G_1}{100}$ и отношение весов при полете от цели до опорного пункта $\frac{10}{G_2}$. Для каждой данной дальности до цели a и соответствующего расстояния от цели до опорного пункта ka можно найти соответствующие отношения весов по рис. 85. На основе этих данных можно определить бомбовую нагрузку $B=G_1-G_2$. При $k=0$ получаем кривые, приведенные на рис. 85, при $k=1$ — на рис. 87. Для всех других значений получаем промежуточные величины. График этих величин при скорости истечения $C=4000$ м/сек приведен на рис. 99. Максимальная дальность цели, составлявшая в предыдущем разделе около 5000 км, при рассматриваемом виде нападения делается неограниченной, доходя до 20 000 км, если только в достаточной близости к цели расположен опорный пункт.

На рис. 100 нанесены линии одинаковой бомбовой нагрузки при использовании опорного пункта, расположенного на Марианских островах, т. е. при посадке в этом пункте после бомбометания. В связи с тем, что бомбометание по сосредоточенной цели со вторичным разгоном и использованием опорного пункта имеет смысл только в применении к той части земной поверхности, которая расположена ближе к опорному пункту, чем к стартовой базе, на карте, изображенной на рис. 100, проведена дуга большого круга, отстоящего на одинаковом расстоянии от пункта старта и опорного пункта.

Линии одинаковых бомбовых нагрузок доходят до самых границ противоположного полушария. Площадь досягаемости охватывает в данном случае всю восточную Азию и значительную площадь в западной части Тихого океана. При скорости истечения $C=3000$ м/сек линии одинаковых бомбовых нагрузок суживаются до небольших окружностей с центром в опорном пункте. При скорости истечения $C=5000$ м/сек они расширяются, охватывая практически все противоположное Европе полушарие.

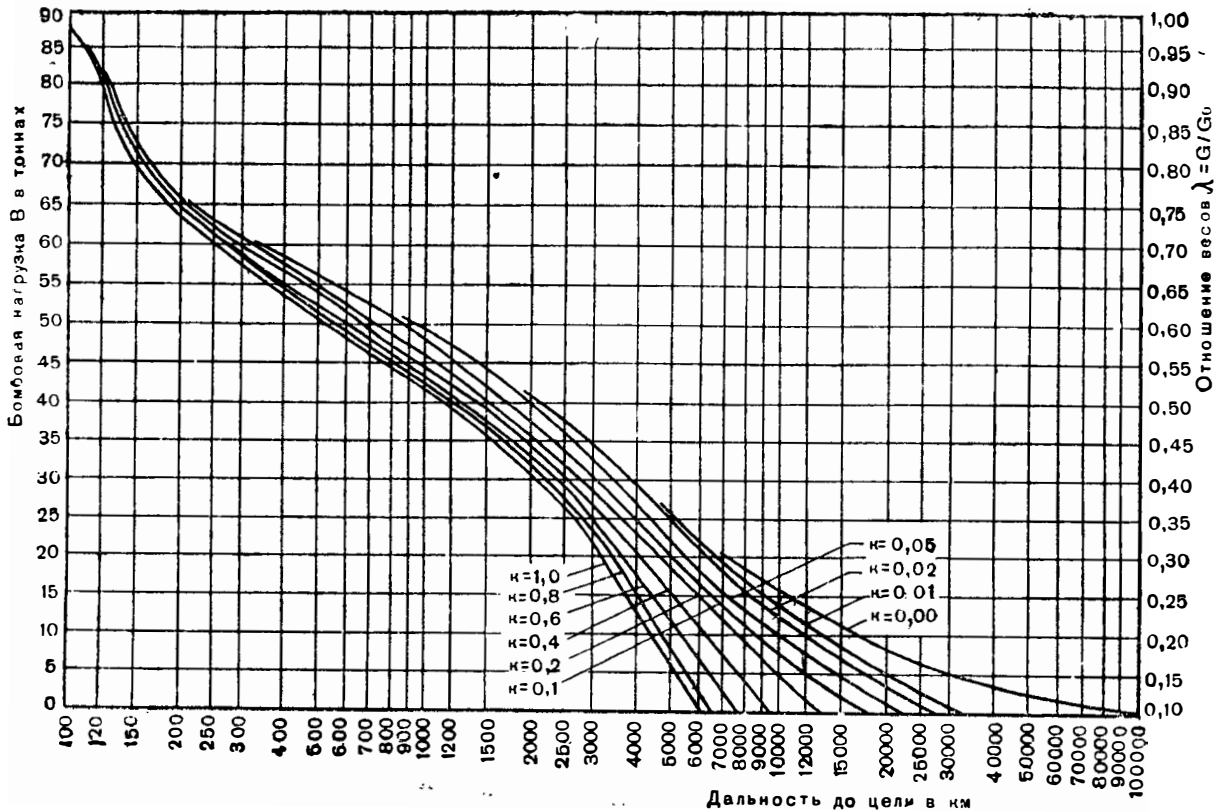


Рис. 99. Зависимость между дальностью до цели а, дальностью от цели до опорного пункта k·a и бомбовой нагрузкой B или отношением весов $\lambda = \frac{G}{G_0}$ при бомбометании по сосредоточенной цели с вторичным разгоном, частичным поворотом и опорным пунктом. Скорость истечения C = 1000 м/сек

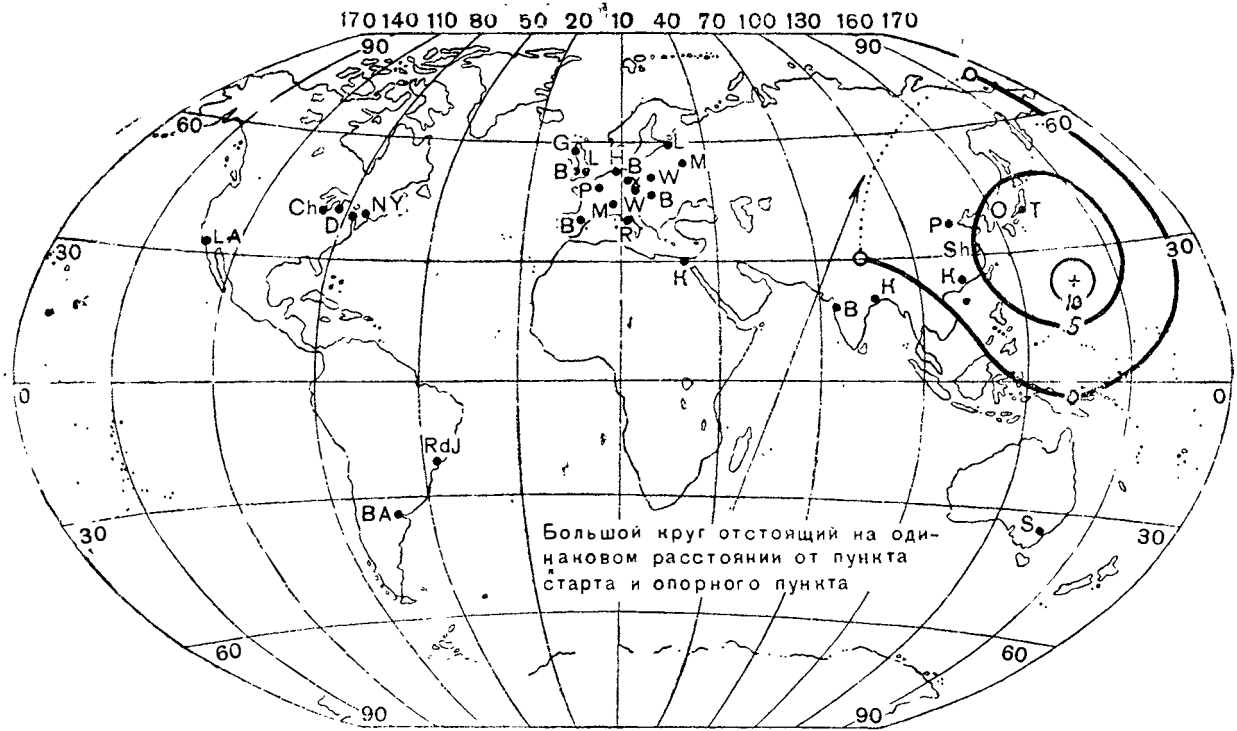


Рис. 100. Бомбовая нагрузка ракетного бомбардировщика в тоннах, она же в процентах от начального веса, при бомбометании по сосредоточенной цели с вторичным разгоном и с использованием опорного пункта на Марианских островах. Скорость истечения $C = 4000$ м/сек

При использовании антиподного опорного пункта имеем

$$a + ka = 20\,000 \text{ км}.$$

Соответствующие бомбовые нагрузки изображены на рис. 101. При скорости истечения C=4000 м/сек самолет может брать с собой бомбы только при очень больших дальностях цели, а именно свыше 17 800 км.

В этом случае уязвимая область или область досягаемости самолета с бомбовой нагрузкой представляет небольшой круг, радиусом в 2200 км, проведенный из опорного пункта, как из центра. Таким образом в то время, как при бомбометании по площади антиподный опорный пункт играет выдающуюся роль, при бомбометании по сосредоточенным целям он может иметь ценность только в особых случаях. Такой случай может представиться, например, если ракетные бомбардировщики должны оборонять антиподный опорный пункт от нападения неприятельского флота, стартуя с основной базы, находящейся в Европе.

В качестве примера нападения на сосредоточенную цель со вторичным разгоном и посадкой в опорном пункте рассмотрим нападение на шлюзы Панамского канала с последующей посадкой на западном побережье Америки.

При скорости истечения C=4000 м/сек бомбовая нагрузка составит 2 т. Характеристические величины полета будут следующие:

Старт

Время	0 сек.
Полетный вес	100 т
Скорость	0 м/сек
Высота	0 км
Пройденный путь	0 км

Взлёт в северо-западном направлении

Время	11 сек.
Полетный вес	100 т
Скорость	500 м/сек
Высота	0 км
Пройденный путь	3 км

Конец взлета по инерции (начало активного участка траектории)

Время	36 сек.
Полетный вес	100 т
Скорость	284 м/сек
Высота	3,7 км
Пройденный путь	12 км

Конец периода подъема

Время	332 сек.
Полетный вес	26 т
Скорость	4560 м/сек
Высота	60 км
Пройденный путь	512 км

Конец планирования со сверхзвуковой скоростью

Время	3882 сек.
Полетный вес	26 т
Скорость	300 м/сек
Высота	14 км
Пройденный путь	9390 км

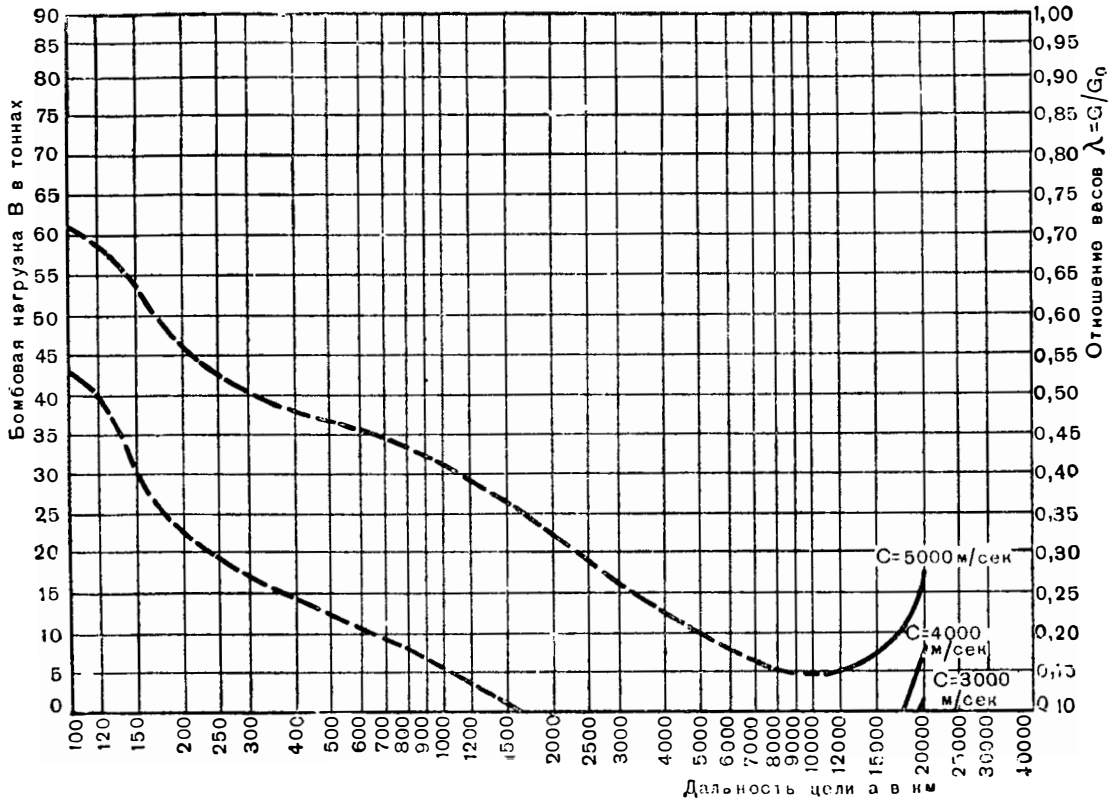


Рис. 101. Зависимость между дальностью цели a и бомбовой нагрузкой B или отношением весов λ при бомбометании по сосредоточенной цели со вторичным разгоном и посадкой в антиподном опорном пункте. Скорость истечения C = 3000, 4000 и 5000 м/сек

Конец планирования с дозвуковой скоростью

Планирование с дозвуковой скоростью заканчивается переходом в пикирование на цель, поэтому конечная высота определяется последующим пикированием. При атаке шлюзов точность попадания имеет большее значение, чем высокая скорость падения бомбы; поэтому конец полета с дозвуковой скоростью определяется высотой 2 км. Данной высотой определяются остальные характеристические величины:

Время	4162 сек.
Полетный вес	26 т
Скорость	142 м/сек
Пройденный путь	9450 км

Конец пикирования

Бомбардировщик переходит в пикирование на высоте 2 км. На высоте около 0,5 км конечная скорость пикирования составляет 200 м/сек. В этот момент сбрасывается бомба, и самолет при незначительной потере скорости выводится из пике. Его высота над поверхностью земли становится при этом настолько малой, что ею можно пренебречь. Отсюда вытекает:

Время	4172 сек.
Полетный вес	24 т
Скорость	200 м/сек
Высота	0 км
Пройденный путь	9450 км

Конец второго периода подъема

Время	4405 сек.
Полетный вес	10 т
Скорость	2800 м/сек
Высота	22 км
Пройденный путь	9710 км

Конец второго периода сверхзвукового планирования

Время	6125 сек.
Полетный вес	10 т
Скорость	300 м/сек
Высота	20 км
Пройденный путь	12 550 км

Конец второго периода планирования с дозвуковой скоростью

Время	6785 сек.
Полетный вес	10 т
Скорость	80 м/сек
Высота	0 км
Пройденный путь	12 648 км

Посадка

Время	6810 сек.
Полетный (посадочный) вес	10 т
Скорость	0 м/сек
Высота	0 км
Пройденный путь	12 650 км

4. Бомбометание по сосредоточенной цели с оставлением бомбардировщика

В рассмотренных до сих пор случаях ракетный бомбардировщик при среднем значении скорости истечения мог атаковать небольшие единичные цели на удалении 6000 км от стартовой базы. При наличии же антиподного опорного пункта к этой площади мог быть присоединен круг радиусом 2000 км с центром в этом опорном пункте. Наконец, при наличии опорных пунктов, расположенных в любых местах поверхности земного шара, следует присоединить соответствующие, вблизи них расположенные площади.

Если же нападение должно быть произведено на сосредоточенную цель, которая не находится достаточно близко от перечисленных пунктов, то остается возможность произвести нападение так, как было описано в предыдущем разделе, с той разницей, что посадка совершается в близком или отдаленном от цели месте, не оборудованном как опорный пункт.

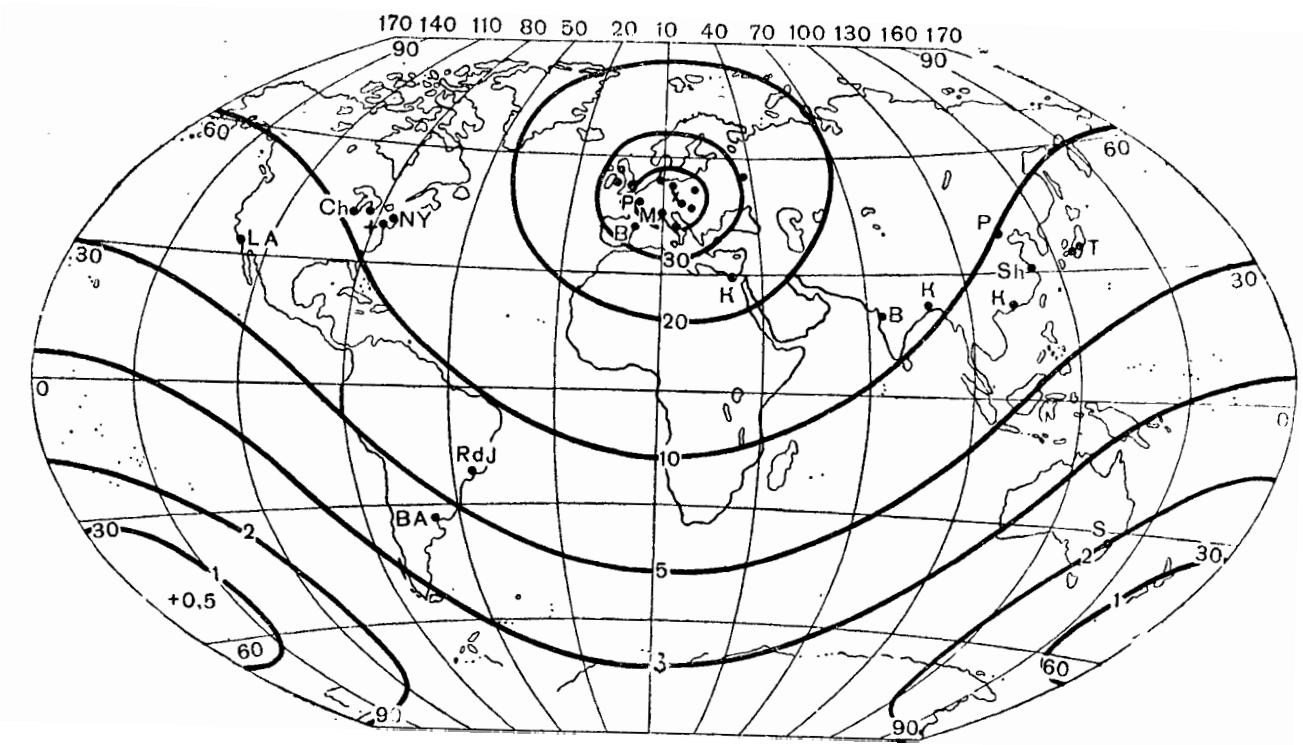
В этом случае самолет не в состоянии самостоятельно покинуть этот пункт. Но это, вообще говоря, не значит, что он будет потерян, если только этот пункт не находится на неприятельской территории. Если ему удается снизиться на своей территории или своем корабле, он может быть доставлен в опорный пункт соответствующими транспортными средствами. Эта возможность, однако, отпадает при посадке на территории, контролируемой вооруженными силами противника.

Тогда остается последняя возможность, которую не следует исключать из рассмотрения. Это — бомбометание по сосредоточенной цели с одним разгоном и с оставлением бомбардировщика.

Благодаря тому что непосредственно вслед за бомбометанием по сосредоточенной цели бомбардировщик набирает значительную высоту, пилот имеет возможность в конце этого, правда, короткого подъема оставить самолет с помощью парашюта. Оставленный на произвол судьбы самолет разбивается и, следовательно, не попадает в руки противника.

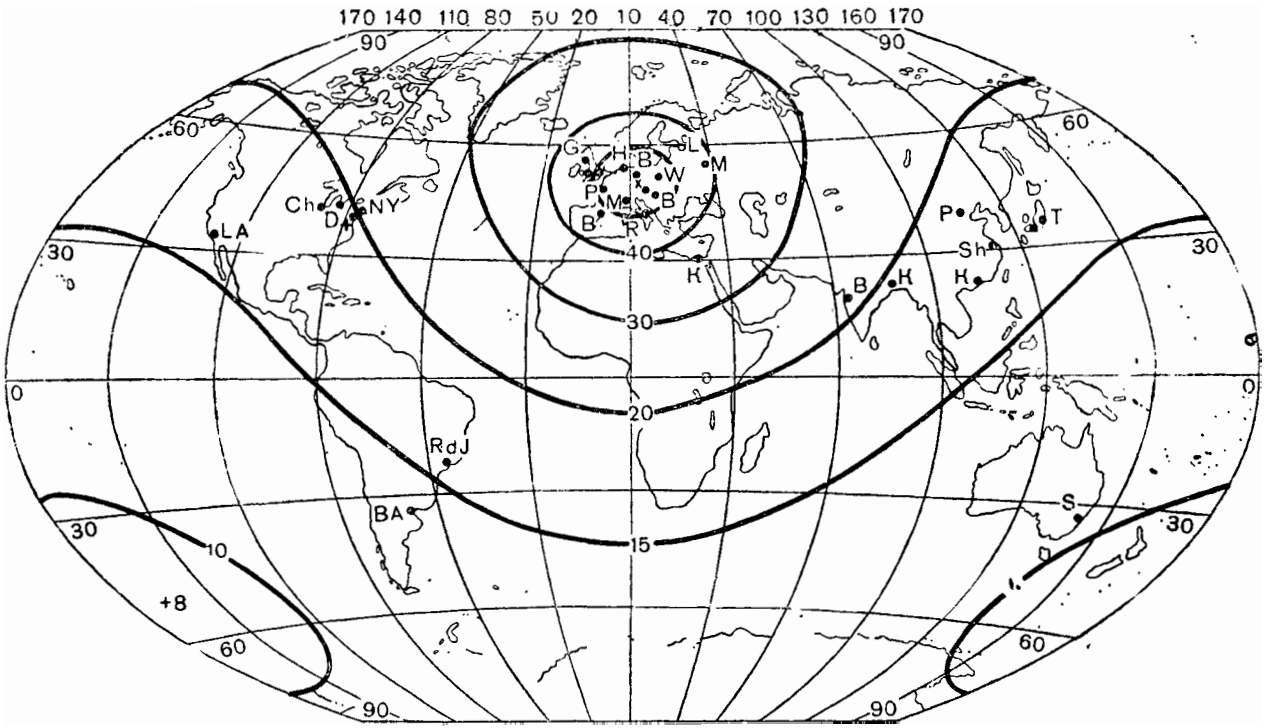
Летчик приземляется на расстоянии нескольких километров от места падения бомбы и попадает в плен.

В смысле принимаемых на борт бомбовых нагрузок, этот вид нападения является пределом предыдущего при $K=0$, т. е. в случае, когда расстояние от цели до опорного пункта равняется нулю. На рис. 102 и 103 изображены линии одинаковых бомбовых нагрузок при этом способе нападения. Во всех трех случаях область досягаемости покрывает всю земную поверхность. При скорости истечения $C=3000$ м/сек в самые отдаленные от места старта точки земной поверхности можно еще донести бомбовый груз в 0,5 т. При скорости истечения $C=4000$ м/сек этот груз может быть увеличен до 8 т и при скорости истечения $C=5000$ м/сек—до 17 т.



• Города с населением свыше миллиона человек
X Пункт старта
+ Антиподный опорный пункт

Рис. 102. Бомбовая нагрузка ракетного бомбардировщика в тоннах, она же в процентах от начального веса, при бомбометании по сосредоточенной цели с одним разгоном и оставлением самолета. Скорость истечения $C = 3000$ м/сек



• Города с населением свыше миллиона человек
X Пункт старта
+ Антиподный опорный пункт

Рис. 103. Бомбовая нагрузка ракетного бомбардировщика в тоннах, она же в процентах от начального веса, при бомбометании по сосредоточенной цели с одним разгоном и с оставлением самолета. Скорость истечения $C = 4000$ м/сек

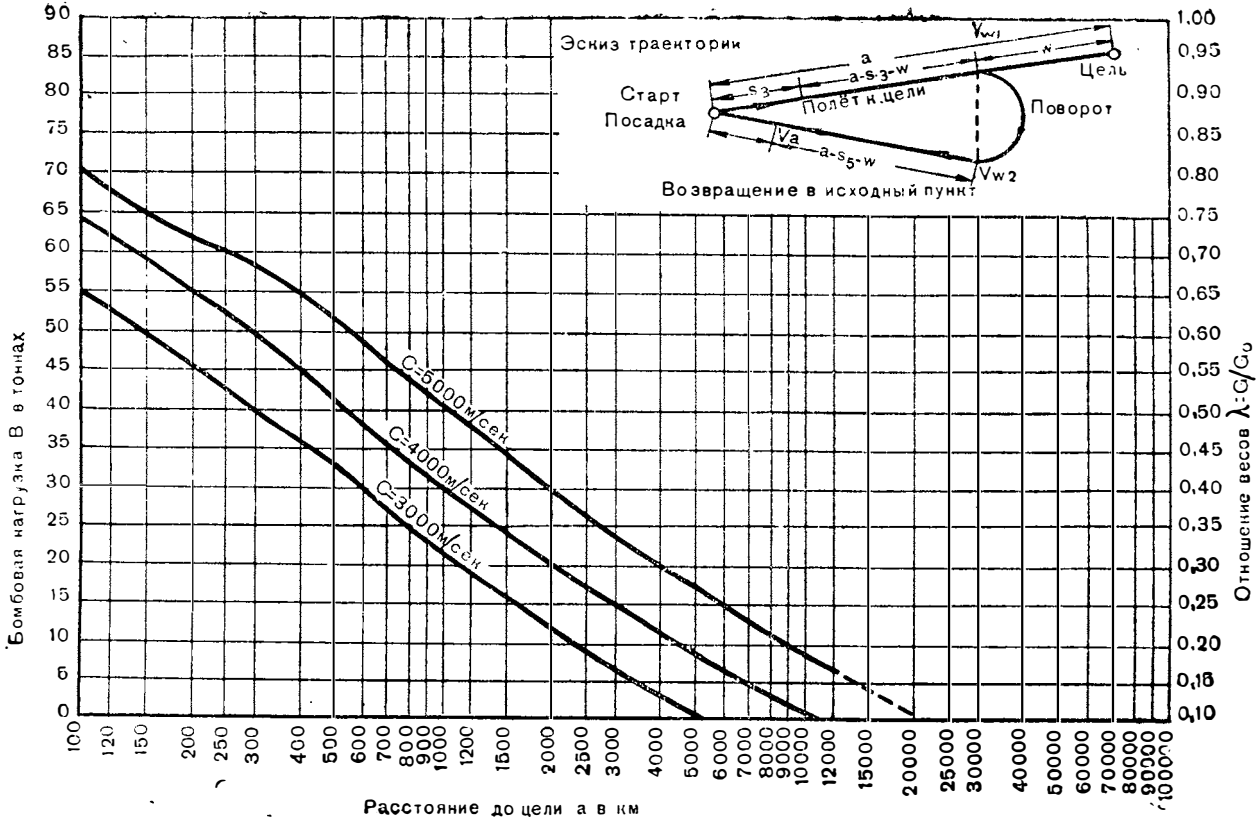


Рис. 104. Зависимость между расстоянием до цели a и бомбовой нагрузкой B или отношением весов $\lambda = \frac{G}{G_0}$ при бомбометании по площади с возвращением в исходный пункт. Скорость истечения C = 3000, 4000 и 5000 м/сек

Разумеется, что этот же вид нападения может быть осуществлен также и с помощью ракетного бомбардировщика без экипажа.

5. Бомбометание по площади с возвращением в исходный пункт

Этот вид нападения соответствует первому из рассмотренных видов нападения с бомбометанием по сосредоточенной цели. Отличие состоит в том, что в рассматриваемом случае самолет должен накопить в начале полета такую кинетическую энергию, которой ему должно хватить на полет к цели и возвращение к месту старта.

Находясь над целью, самолет должен располагать достаточным запасом энергии, с учетом того ее количества, которое затрачивается при повороте.

Эскиз траектории самолета, а также траектория бомбы представлены на рис. 104. Чтобы рассчитать приведенную на той же фигуре зависимость между бомбовой нагрузкой B и дальностью цели a, можно действовать следующим образом.

Из раздела 3 главы IV известна длина траектории планирования с дозвуковой скоростью s_3. Из рис. 84 по величине разности

$$a - s_3 - w$$

находим величину скорости в конце поворота V_{w_2} и далее по рис. 104—скорость в начале поворота V_{w_1}. Далее нужно определить длину активного участка траектории подъема s_3. Задаваясь определенной величиной скорости V_1, определяют по рис. 69 первое отношение $\frac{G}{G_0}$ и вместе с ним первое приближение s_3. Теперь можно определить величину $(a-s_3-w)$, которая равна

$$s_5 + (a-s_5-w)-s_3.$$

Какая начальная скорость V_1 нисходящей ветви траектории планирования со сверхзвуковой скоростью необходима для того, чтобы скорость в начале поворота была равна V_{w_1}, можно определить вышеуказанным путем из рис. 84. Эта величина сравнивается с найденной ранее и в случае надобности исправляется. Далее по рис. 69 определяют G, а следовательно, и

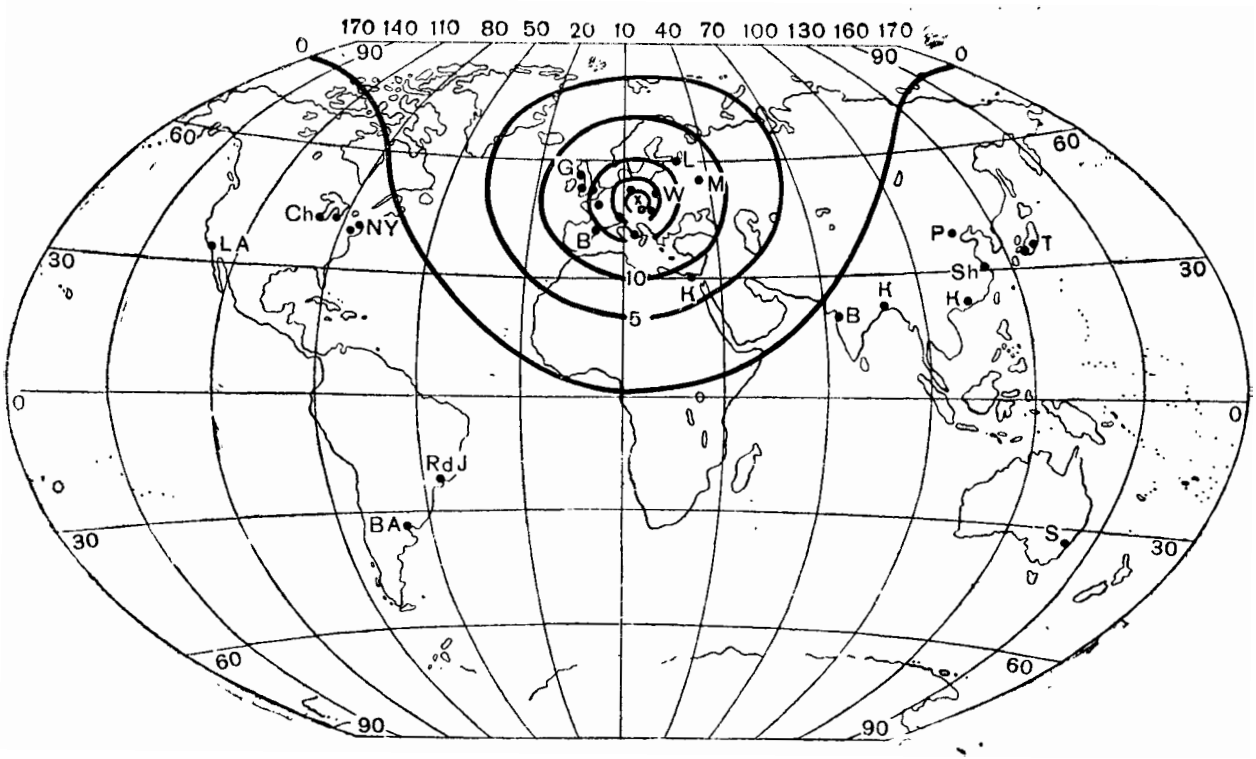
$$B = G - 10.$$

По рис. 88 определяется стационарная высота H по данному весу и скорости V_{w_1}. Наконец, по скорости V_{w_1} и высоте H из рис. 92 определяется дальность полета бомбы.

Искомая дальность цели определится из равенства

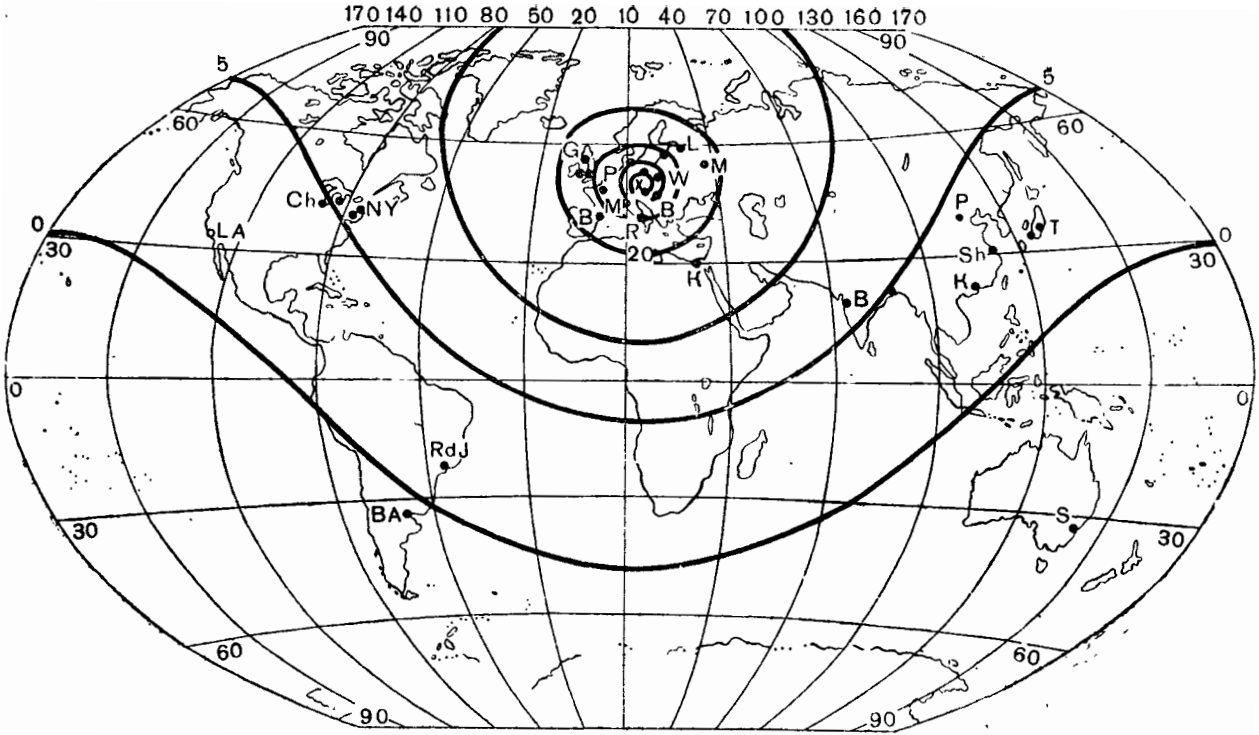
$$a = s_5 + (a - s_5 - w) + w.$$

При проведении расчета этим способом мы делаем некоторые допущения, на которых следует вкратце остановиться. Прежде всего мы воспользовались приближенным допущением, что расчетная зависимость, связывающая между собой скорость и



●Города с населением свыше миллиона человек
XПункт старта

Рис. 105. Бомбовая нагрузка ракетного бомбардировщика в тоннах, она же в процентах от начального веса, при бомбометании до площади с возвращением в исходный пункт. Скорость истечения C = 3000 м/сек



● Города с населением свыше миллиона человек
X Пункт старта

Рис. 106. Бомбовая нагрузка ракетного бомбардировщика в тоннах, она же в процентах от начального веса при бомбометании по площади с возвращением в исходный пункт. Скорость истечения $C = 4000$ м/сек

пройденный путь для вполне определенных траекторий, может быть без изменения распространена на подобные им траектории. Еще более важно допущение, что сверхзвуковая траектория планирования при подходе к месту сбрасывания бомб и при повороте не является резко выраженной волнообразной динамической траекторией, а пролегает на стационарной высоте.

В период третьей, решающей фазы направления самолета на цель это совершенно необходимо для того, чтобы достигнуть необходимой точности бомбометания и сбросить бомбы с горизонтального полета.

Что касается фазы поворота, то в этот период необходимо придерживаться стационарной высоты полета, для того чтобы могли возникнуть аэродинамические силы, необходимые для осуществления поворота.

С последним обстоятельством связан тот факт, что поворот возможен только при определенных скоростях полета, меньших, чем скорость кругового инерционного полета вокруг земного шара. При более высоких скоростях должны применяться другие виды нападения. В связи с этим бомбометание по площади с одним разгоном и возвращением в исходный пункт распространяется только на цели, отстоящие не дальше 12 000 км, как это показано на рис. 104. Внутри площади досягаемости, несмотря на значительные потери, связанные с поворотом, этот вид нападения является исключительно действенным.

На рис. 105 и 106 показаны линии одинаковой сбрасываемой на цель бомбовой нагрузки при рассматриваемом виде бомбометания по площади при скоростях истечения C, соответственно равных 3000 и 4000 м/сек. На первой из них область досягаемости ограничена замкнутой кривой, несколько отличающейся от окружности вследствие влияния вращения земли. Она охватывает районы, расположенные вблизи полюса, остров Нью-Фаундленд, Центральную Африку и Среднюю Азию. На второй соответствующей скорости истечения $C = 4000$ м/сек этот круг увеличивается до таких размеров, что вне его остаются только: Австралия, южные полярные области, южная часть Тихого океана и южная оконечность Южно-Американского материка. При скорости истечения $C = 5000$ м/сек вся земная поверхность оказывается в сфере досягаемости ракетного бомбардировщика.

В качестве примера бомбометания по площади с одним разгоном и возвращением в исходный пункт будет рассмотрено нападение на отстоящий на расстоянии 6500 км Нью-Йорк.

При скорости истечения $C = 4000$ м/сек может быть взят бомбовый груз в 6 т. Единичный полет будет протекать примерно следующим образом.

Ракетный двигатель пускается в действие через 36 секунд после старта, на расстоянии 12 км от места старта. Он расходует весь находящийся на борту запас горючего, составляющий 84 т, в течение 336 секунд. В конце подъема достигается скорость полета

6370 м/сек и высота 91 км. При этом расстояние от места старта составляет 736 км, а полетный вес 16 т.

Дальнейший полет осуществляется только за счет использования энергии движения и положения, вплоть до места сбрасывания бомб, находящегося на расстоянии 5 550 км от места старта и 950 км от цели. В этом пункте, который достигается через 1150 секунд после старта, скорость будет равняться округленно 6000 м/сек, а стационарная высота полета снизится до 50 км. После бомбометания полетный вес самолета составит 10 т. Вслед за бомбометанием самолет переходит на криволинейный участок траектории и в течение 330 секунд описывает спираль поворота диаметром около 1000 км, заканчивающуюся тогда, когда направление полета совпадет с направлением на пункт старта. При повороте высота полета сильно уменьшается, чтобы могли возникнуть необходимые для его осуществления аэродинамические силы. В конце поворота скорость полета составляет 3 700 м/сек, а соответствующая стационарная высота полета равна 38 км. При планировании со сверхзвуковой скоростью в направлении к пункту старта путь 5 450 км покрывается в 2 600 секунд. Этот участок заканчивается на расстоянии 100 км от пункта старта при скорости 300 м/сек на высоте 20 км. Последующее планирование с дозвуковой скоростью и посадка совершаются обычным путем. Весь полет продолжается 4 755 секунд.

6. Бомбометание по площади с частичным поворотом и с опорным пунктом

Этот вид нападения соответствует рассмотренному выше случаю бомбометания по сосредоточенной цели со вторичным разгоном, частичным поворотом и опорным пунктом. Этот вид бомбометания по площади также представляет собой наиболее общий случай в пределах своего класса. Все остальные виды нападения с бомбометанием по площади представляют частные случаи этого вида нападения.

Бомбометание по площади с одним разгоном, частичным поворотом и с опорным пунктом протекает в существенных чертах следующим образом: при первоначальном разгоне бомбардировщик запасает кинетическую энергию в количестве, достаточном для полета до самой посадки в опорном пункте; сбрасывание бомб перед целью производится на большой скорости и с большой высоты приемом бомбометания по площади; непосредственно после бомбометания совершается поворот на большой скорости, пока самолет не примет направление на намеченный для посадки опорный пункт; наконец, за счет остатка кинетической энергии совершается планирование до опорного пункта и посадка в нем.

Сначала следует, так же как и выше, определить зависимость между бомбовой нагрузкой B и расстоянием до цели **a**. На эту зависимость оказывают влияние расстояние ka от цели до опорного пункта, угол σ, на который поворачивает самолет после бомбо-

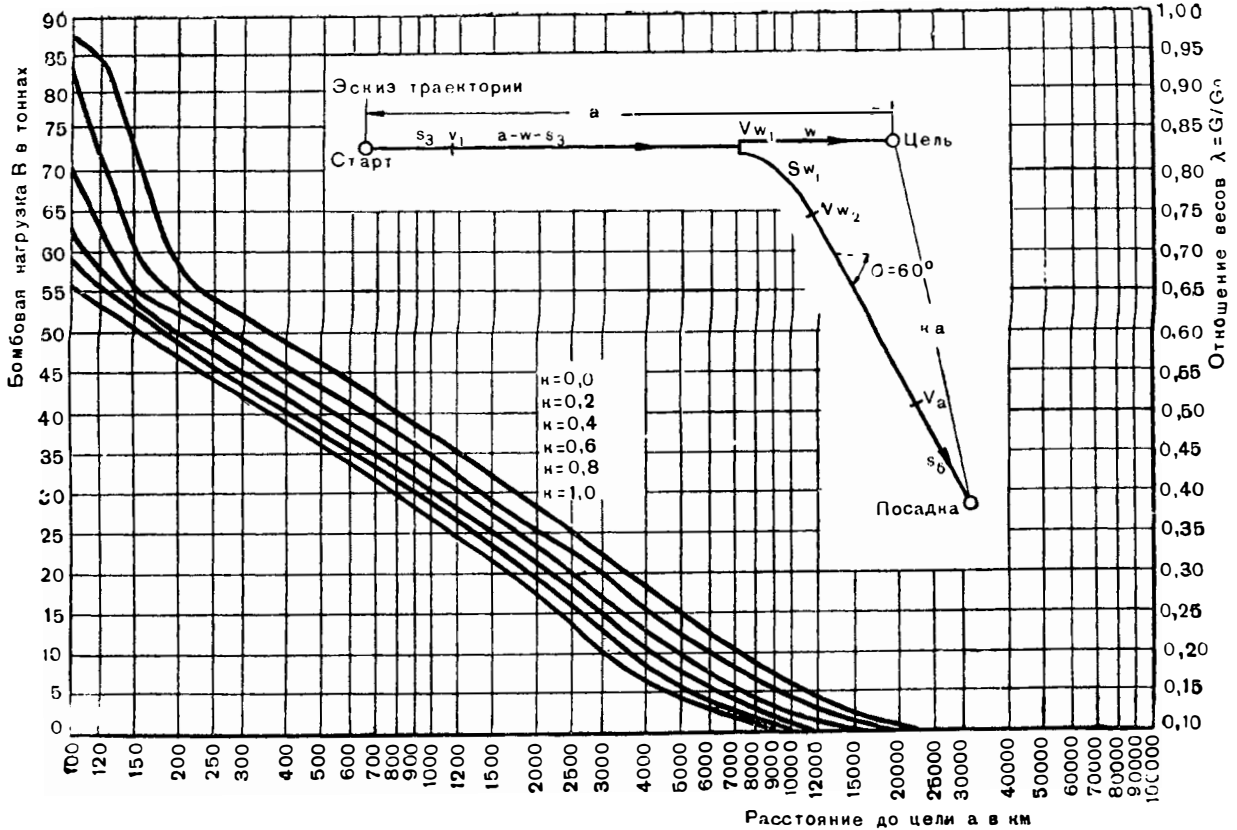


Рис. 107. Зависимость между расстоянием до цели a и бомбовой нагрузкой B или отношением весов $\lambda = \frac{G}{G_0}$ при бомбометании по площади с частичным поворотом и с опорным пунктом, при различных расстояниях от цели до опорного пункта k·a и при угле поворота $\vartheta = 60°$. Скорость истечения C = 3000 м/сек

метания, и скорость истечения C. В связи с большим числом независимых переменных величин получаются очень разносторонние зависимости.

В качестве примера на рис. 107 приведена зависимость между a и B для большого числа различных расстояний до опорного пункта ka, при определенном угле поворота $\sigma = 60°$. Ход расчета, приведшего к построению этих графиков, следующий: задаваясь определенной скоростью истечения C, выбирают некоторую бомбовую нагрузку B; располагая этими данными, определяют отношение весов

$$\frac{G}{G_0} = \frac{10 - B}{100}$$

длину траектории подъема s_3 и по рис. 64 конечную скорость V_1 при этой наивысшей скорости V_1 можно выбрать различные дальности цели

$$a = s_3 + s_4 + w,$$

чтобы при бомбометании в конце полета по направлению к цели, т. е. когда пройден путь $s_1 + s_2 + s_3 + s_4$, сохранилась еще достаточная сверхзвуковая скорость; по этой скорости и различным углам поворота σ можно по рис. 86 определить потерю скорости и путь s_w, пройденный во время поворота; по оставшейся в конце поворота скорости определяется длина обратного пути s_n от места сбрасывания до места посадки. Путем многократного повторения такого процесса расчета и интерполяции между найденными некруглыми значениями величины s_n построены кривые ka рис. 107.

На рис. 108 снова изображены линии одинаковой бомбовой нагрузки для ракетного бомбардировщика, совершающего рассматриваемый вид нападения. Опорный пункт выбран у западного побережья Америки. Особого внимания заслуживает то обстоятельство, что при величине угла поворота $\sigma = 0$ бомбовый груз может быть сброшен в любой точке траектории. Дальность полета при этом не изменяется, если только бомбы сброшены после окончания активного участка. Это означает, что при угле поворота $\sigma = 0$ цель может быть расположена на любом расстоянии между пунктом старта и опорным пунктом.

При скорости истечения $C = 3000$ м/сек эта бомбовая нагрузка составляет в соответствии с рис. 108 5 т. При меньших бомбовых нагрузках область досягаемости простирается на всю Северную Америку и значительную часть Южной Америки и Тихого океана.

7. Бомбометание по площади с антиподным опорным пунктом

Этот вид нападения является частным случаем предыдущего. Он имеет место тогда, когда опорный пункт находится в диаметрально противоположной, антиподной точке поверхности земного шара по отношению к пункту старта. В этом случае угол поворота σ для всех земных целей равен нулю. Поэтому потери энергии,

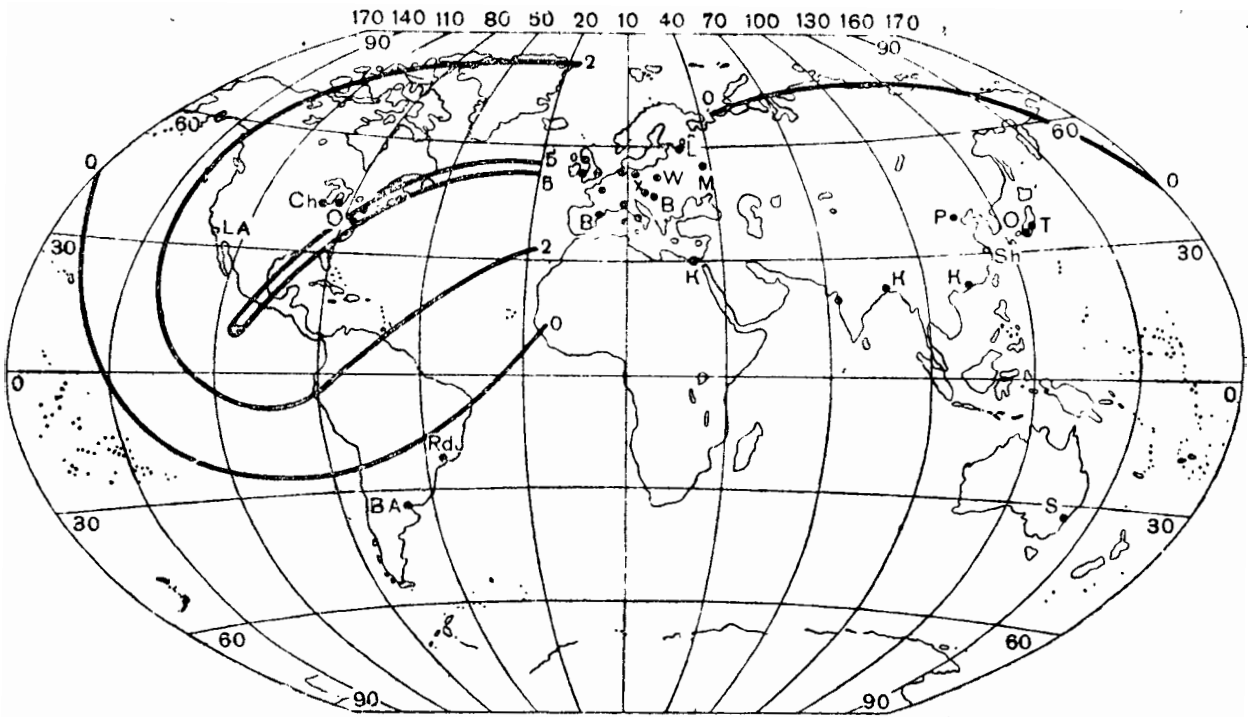


Рис. 108. Бомбовая нагрузка ракетного бомбардировщика в тоннах, она же в процентах от начального веса, при бомбометании по площади с использованием опорного пункта у западного побережья Америки. Скорость истечения $C = 3000$ м/сек

возникающие вследствие поворота при сверхзвуковой скорости, при этом виде нападения отпадают. Зависимость между бомбовой нагрузкой B и расстоянием до цели можно получить из соотношений предыдущего раздела, полагая $\sigma = 0$, и a + ak = 20 000 км.

При прямом полете общей дальностью a (1 + k) = 20 000 км можно считать, сохраняя принятую в наших расчетах степень точности, что безразлично, в какой точке траектории планирования будет сброшен бомбовый груз. Таким образом, расстояние до цели a может быть любым в пределах 20 000 км и не зависеть от бомбовой нагрузки. Возможную бомбовую нагрузку B можно получить из рис. 85. При C = 3000 м/сек она равна 0,7 т, при C = 4000 м/сек B = 8 т и при C = 5000 м/сек B = 17 т.

8. Бомбометание по площади с кругосветным перелетом

Другой частный случай рассмотренного в разделе 6, наиболее общего случая бомбометания по площади, а именно бомбометание по площади с кругосветным перелетом, получается, если принять $\sigma = 0$ и a + ak = 40 000 км.

Зависимость между бомбовой нагрузкой и расстоянием до цели можно определить по рис. 85. На рассматриваемый случай тоже распространяется правило, что место бомбометания не оказывает влияния на дальность полета. Таким образом, расстояние до цели может быть любым независимо от бомбовой нагрузки. Максимальная нагрузка, при которой возможен кругосветный перелет, составляет, согласно приведенному на рисунке графику, при скорости истечения C = 4000 м/сек B = 3 т и при C = 5000 м/сек B = 12 т.

При C = 3000 м/сек кругосветный перелет не может быть осуществлен даже без бомбовой нагрузки.

При этом виде нападения с особой наглядностью проявляются огромные технические преимущества ракетного бомбардировщика, который, не отличаясь ни по величине, ни по весу конструкции от среднего боевого самолета, способен при умеренной величине скорости истечения достигнуть любого пункта земной поверхности с бомбовой нагрузкой в 3 т, покрывая при этом без промежуточной посадки расстояние в 40 000 км, т. е. всю окружность земного шара.

В качестве примера бомбометания по площади с одним разгоном и с кругосветным перелетом рассмотрим нападение из пункта, расположенного в Германии, на наиболее удаленный город с населением свыше миллиона человек, а именно на город Сидней в Австралии.

Полет происходит следующим образом. Старт и первоначальный полет по инерции ничем не отличаются от соответствующих фаз, рассмотренных в предыдущих примерах. Через 36 секунд после старта включается ракетный двигатель, который расходует в течение последующих 348 секунд весь находящийся на борту запас горючего в 87 т.

В конце подъема достигается скорость полета в 7200 м/сек и высота 101 км. При этом расстояние от пункта старта составляет 815 км, а полетный вес 13 т. Эта высокая начальная скорость полета постепенно снижается на протяжении всего пути планирования со сверхзвуковой скоростью длиной 39 185 км и в конце его делается равной 300 м/сек. Уже по прохождении первых 10 000 км пути волнообразный характер траектории сильно затухает. В связи с этим самолет подходит к месту сбрасывания бомб, отстоящему на расстоянии 15 400 км от пункта старта, по такой траектории, которая является достаточно стационарной для точного направления бомб на цель. В месте сбрасывания бомб высота равна 49 км, скорость 6400 м/сек и дальность полета бомбы около 1100 км. После бомбометания самолет продолжает планирование со сверхзвуковой скоростью при полетном весе 10 т. Траектория полета, которая до этого момента выдерживалась в абсолютной плоскости, должна быть несколько отклонена, чтобы обеспечить возвращение на свою базу. Долетев до базы, самолет производит посадку, покрыв путь протяжением в 40 000 км в течение 13 060 секунд.

9. Оценка различных видов нападения

Следующие единичные цели являются вероятными объектами, против которых могут применяться различные виды нападения на сосредоточенную цель: отдельные дома, вокзалы, железнодорожные пути, входы в тоннели, улицы, мосты, плотины, отдельные корабли, каналы, запруды, дамбы, газгольдеры, водонапорные баки, нефтехранилища, склады вооружения, депо, силовые станции, трансформаторные станции, аэропорты, гавани, предприятия, скопления войск и т. д.

Область досягаемости таких целей ограничивается кругом с радиусом в несколько тысяч километров и с центром в точке старта. При наличии соответствующего опорного пункта, а в исключительных случаях при оставлении бомбардировщика она распространяется на всю поверхность земного шара.

Нападения с бомбометанием по площади могут быть направлены по всей поверхности земного шара. Величина вероятного рассеивания, составляющая несколько километров, указывает на то, что при таком способе нападения цели должны иметь соответствующие размеры, например, города с миллионным населением, районы расположения тяжелой индустрии, флоты и т. д.

Если при бомбометании по площади на некоторую цель сброшено Z ккал энергии и вероятное рассеивание $w_2 = 2$ км, т. е. половина всех попаданий лежит в кругу радиусом 2 км, то **средняя** тактическая плотность энергии на этой единичной площади

$$Z = \frac{Z}{2w_2^2 \pi}.$$

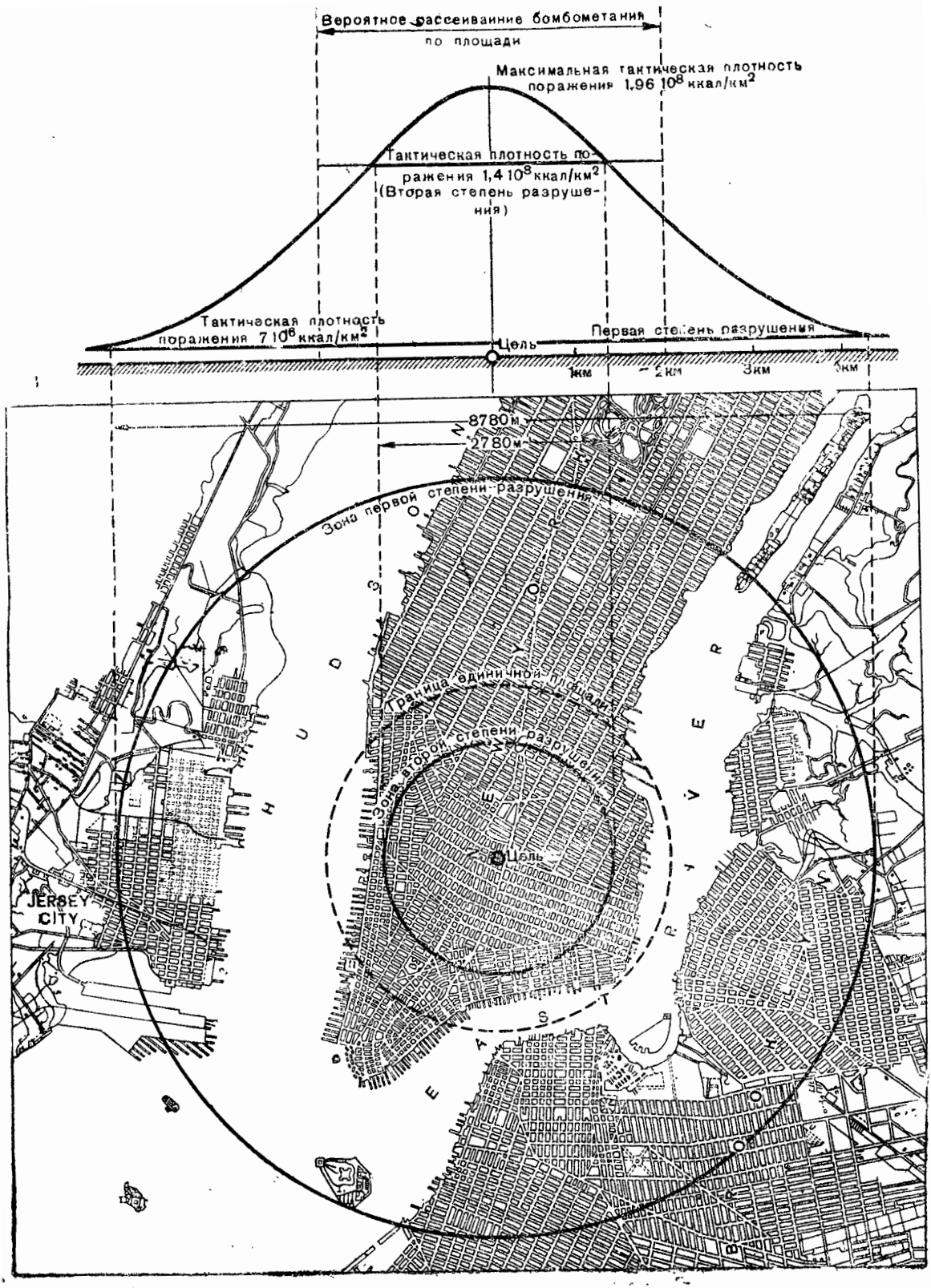


Рис. 109. Бомбометание по единичной площади в центре Нью-Йорка

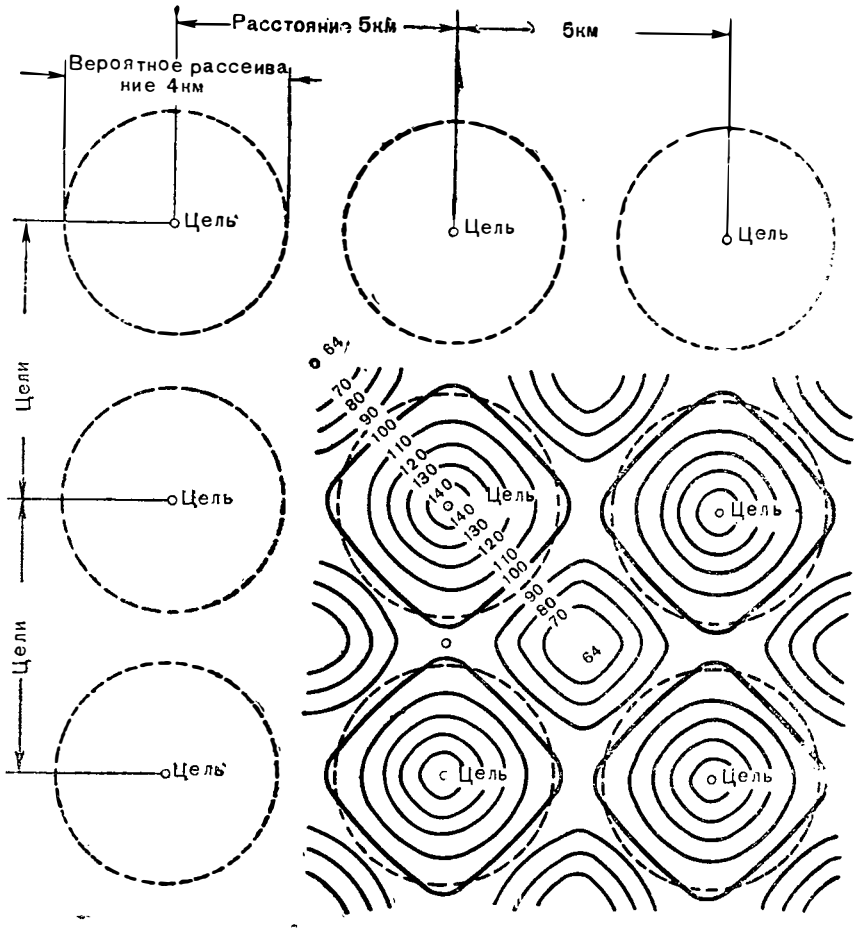


Рис. 110. Распределение целей при бомбометании по очень большой площади и линии одинаковой тактической плотности поражения в процентах от средней тактической плотности

Действительная тактическая плотность поражения распределяется по поверхности вероятности Гаусса и определяется уравнением

$$Z_r = 1{,}398\,\overline{Z} \cdot e^{\frac{-0{,}694 \cdot r^2}{w_2^2}}.$$

В центре цели она равняется таким образом $1{,}4\,\overline{Z}$, а на периферии круга диаметром в 4 км действительная тактическая плотность равна половине этой величины.

Рис. 109 изображает кривую распределения тактической плотности попадания бомб на плане Нью-Йорка. Если нужно совершить нападение на сплошную площадь, бо́льшую по размерам

чем упомянутая единичная площадь, то на ней должны быть намечены отдельные цели таким образом, чтобы соответствующие поверхности Гаусса частично перекрывали друг друга, как это показано на рис. 110. Отдельные цели отстоят одна от другой на этом рисунке на расстоянии

$$w_2 \sqrt{2\pi},$$

так что средняя тактическая плотность на всей площади остается равной $\bar{Z}$. Действительная тактическая плотность в различных местах показана в виде сечений эквипотенциальных поверхностей.

По данным специальной литературы, между средней тактической плотностью разрушительной энергии в ккал/км^2 и ее разрушительным действием существует следующая зависимость.

При $\bar{Z} = 7 \cdot 10^6$ ккал/км^2 промышленные предприятия полностью выходят из строя на продолжительное время (многие дни)—первая степень разрушения.

При $\bar{Z} = 1{,}4 \cdot 10^8$ ккал/км^2 населенные пункты (города) подвергаются такому разрушению, что все строения, за исключением специально усиленных, обрушиваются и убежищами могут служить только подвальные помещения—вторая степень разрушения.

При $\bar{Z} = 1{,}4 \cdot 10^9$ ккал/км^2 населенные пункты подвергаются такому разрушению, что даже подвалы обваливаются и, следовательно, все люди, находящиеся в пределах соответствующей площади, оказываются убитыми. Сохраняются только фундаменты—третья степень разрушения.

При $\bar{Z} = 7 \cdot 10^9$ ккал/км^2 города настолько равняются с землей, что их местоположение можно обнаружить только по цвету (окраске) грунта.

Если содержание энергии в неподвижной бомбе $E_0 = 700$ ккал/кг, то полная энергия движущейся бомбы

$$E = 700 + \frac{AV^2}{2g}.$$

С помощью этой формулы можно определить тактическую плотность в виде веса бомб, приходящихся на один квадратный километр площади.

График, приведенный на рис. 111, дает зависимость тактической плотности бомбометания в тоннах на квадратный километр от скорости падения бомбы.

Для того чтобы вызвать вторую степень разрушения в части большого города, размеры которой соответствуют размерам упомянутой выше единичной площади, на цель необходимо сбросить разрушительную энергию в количестве

$$Z = 2 \cdot 12{,}56 \cdot 1{,}4 \cdot 10^8 = 3{,}52 \cdot 10^9 \text{ ккал.}$$

Такое количество энергии могут с собой принести в зависимости от скорости падения от 420 до 5000 т бомб. При этом, как

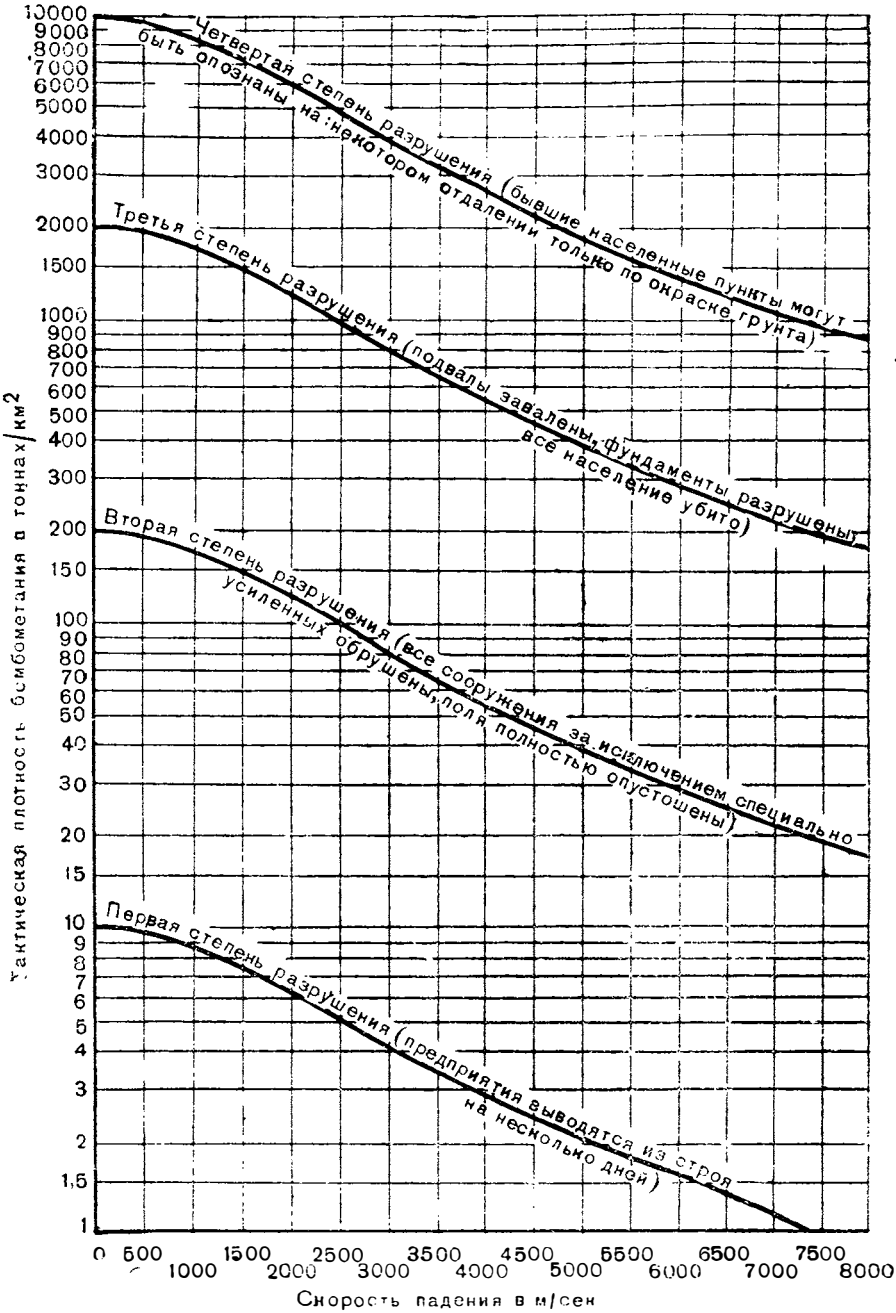


Рис. 111. Тактическая плотность бомбометания (вес бомб, приходящихся на квадратный километр), необходимая для причинения различных степеней разрушения (от первой до четвертой) в зависимости от скорости падения бомб

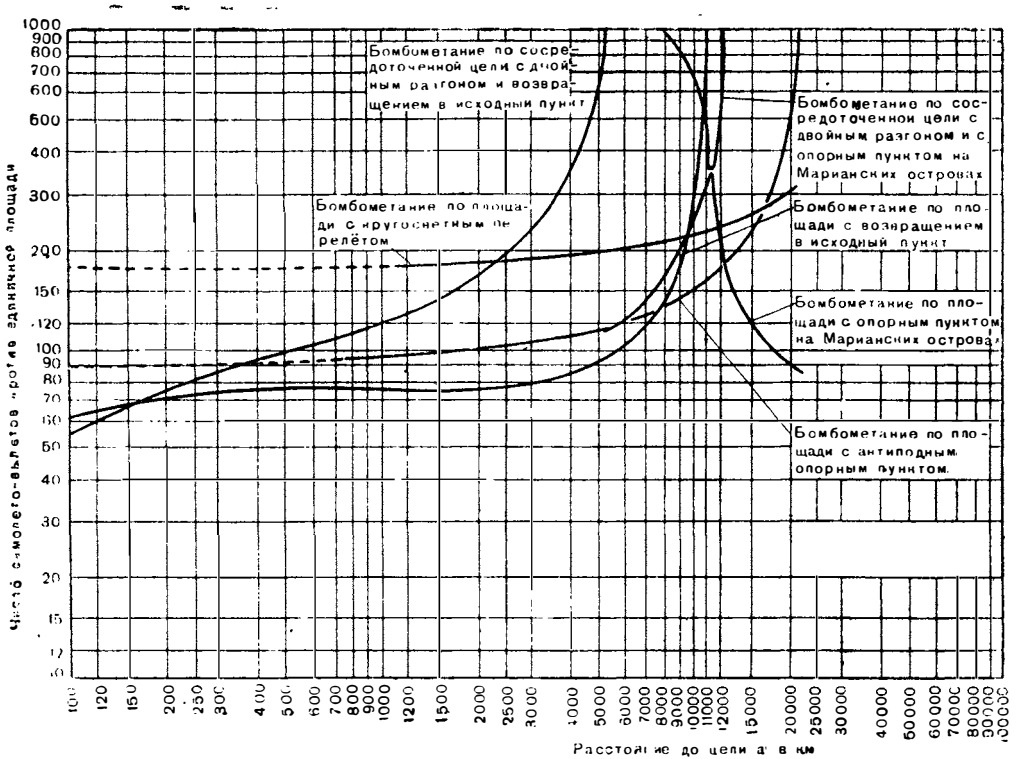


Рис. 112. Число самолето-вылетов, необходимых для поражения единичной площади и ее окрестностей общим количеством разрушительной энергии $3{,}52 \cdot 10^9$ ккал, в зависимости от расстояния от цели при различных видах нападения

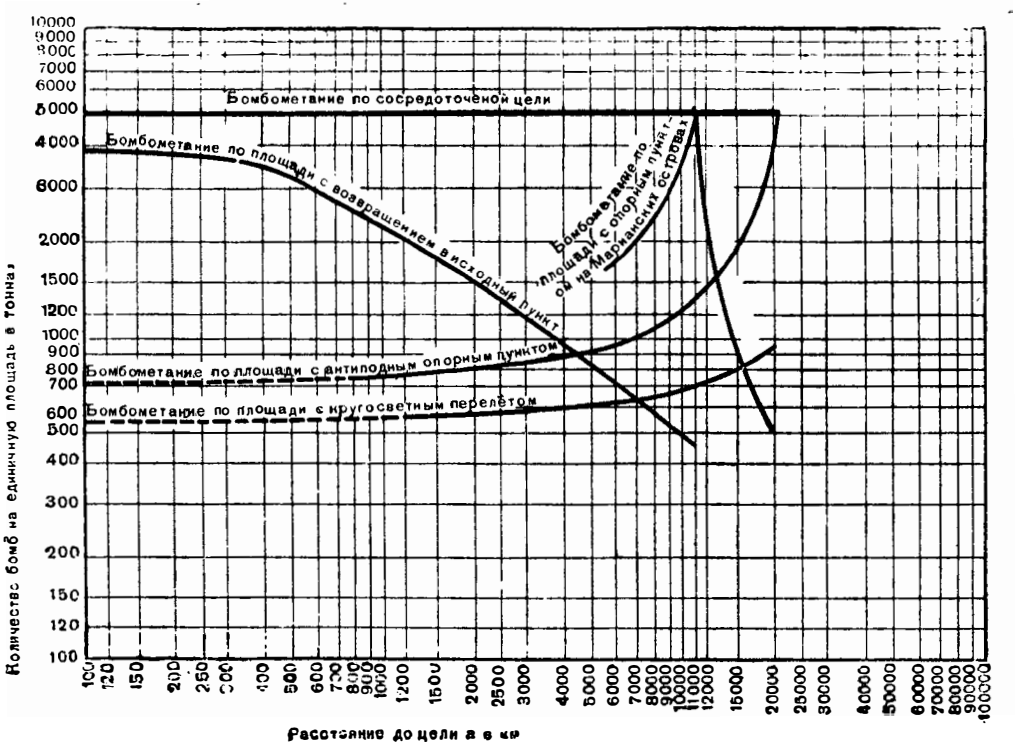


Рис. 113. Количество бомб в тоннах, необходимое для поражения единичной площади и ее окрестностей общим количеством разрушительной энергии в $3.52 \cdot 10^9$ ккал, в зависимости от расстояния до цели a при различных видах нападения

изображено на рис. 109, вблизи цели тактическая плотность будет равна $1{,}96 \cdot 10^8$ ккал/км^2; на периферии круга, ограничивающего единичную площадь, она будет равна $0{,}98 \cdot 10^8$ ккал/км^2 и на удалении 4 км от цели будет равна $0{,}14 \cdot 10^8$ ккал/км^2.

Количество рейсов, которые необходимо совершить, чтобы сбросить на единичную площадь такое количество энергии Z, при малой скорости падения и при бомбовой нагрузке 60 т составляет 84. При бомбовой нагрузке в 1 т и скорости падения в 8000 м/сек это число самолето-вылетов составит 420. На рис. 112 представлено число самолето-вылетов для бомбометания по единичной площади в зависимости от дальности цели при различных видах нападения ракетных бомбардировщиков со скоростью истечения $C = 4000$ м/сек.

Если необходимо поразить единичную площадь при минимальном количестве самолето-вылетов, то при малом расстоянии до цели наилучшим видом нападения является бомбометание по сосредоточенной цели со вторичным разгоном и возвращением в пункт старта. Если площадь, подлежащая нападению, не превышает размеров единичной площади, то такой вид нападения обладает двукратным преимуществом перед бомбометанием по площади, так как вся энергия сброшенных бомб оказывается внутри площади единичного круга, так что равноценный результат может быть достигнут с половинным количеством бомб. При больших дальностях вплоть до 8000 км значительными преимуществами обладает способ бомбометания по площади с одним разгоном и возвращением в исходный пункт

Обращает на себя внимание, что кривая самолето-вылетов этого вида нападения не является монотонно возрастающей с увеличением расстояния до цели. На кривой имеется участок, на котором уменьшение бомбовой нагрузки полностью компенсируется увеличением кинетической энергии бомбы перед ударом. Кривая, проведенная жирной линией, показывает, что число самолето-вылетов при бомбометании по площади возрастает от 64 при дальности цели 100 км и возвращении в исходный пункт до 322 при дальности цели 20 000 км и кругосветном перелете.

При составлении рис. 112 было принято, что общий вес горючего для старта, горючего для полета и бомб составляет постоянную величину 133,7 т на каждый самолето-вылет. При сравнительной оценке различных видов нападения по этому рисунку мы исходим из предположения, что при выполнении определенной тактической задачи наиболее выгоден из них тот, при котором общий вес топлива и бомб, расходуемый на выполнение всей операции, окажется минимальным.

Однако в связи с тем, что единица веса бомбы значительно ценнее, чем единица веса топлива, может потребоваться сравнение по минимальному расходу бомб. Рис. 113 дает возможность произвести сравнение с этой точки зрения. Он показывает, что виды

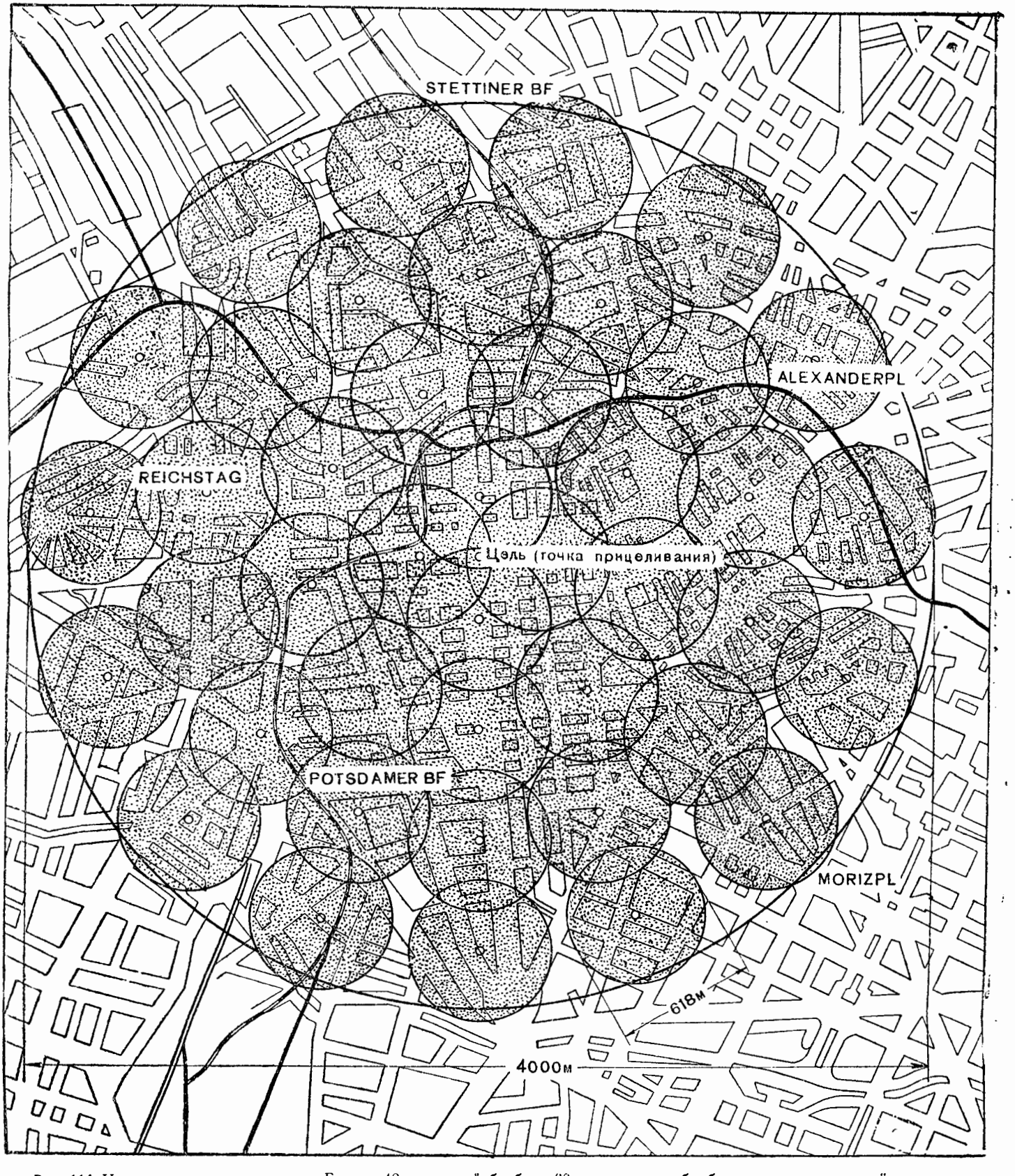


Рис. 114. Идеальное распределение по Гауссу 42 попаданий бомб по 60 т каждая при бомбометании по единичной площади с малой скоростью падения на примере нападения на Берлин. Показана площадь поражения каждой отдельной бомбы

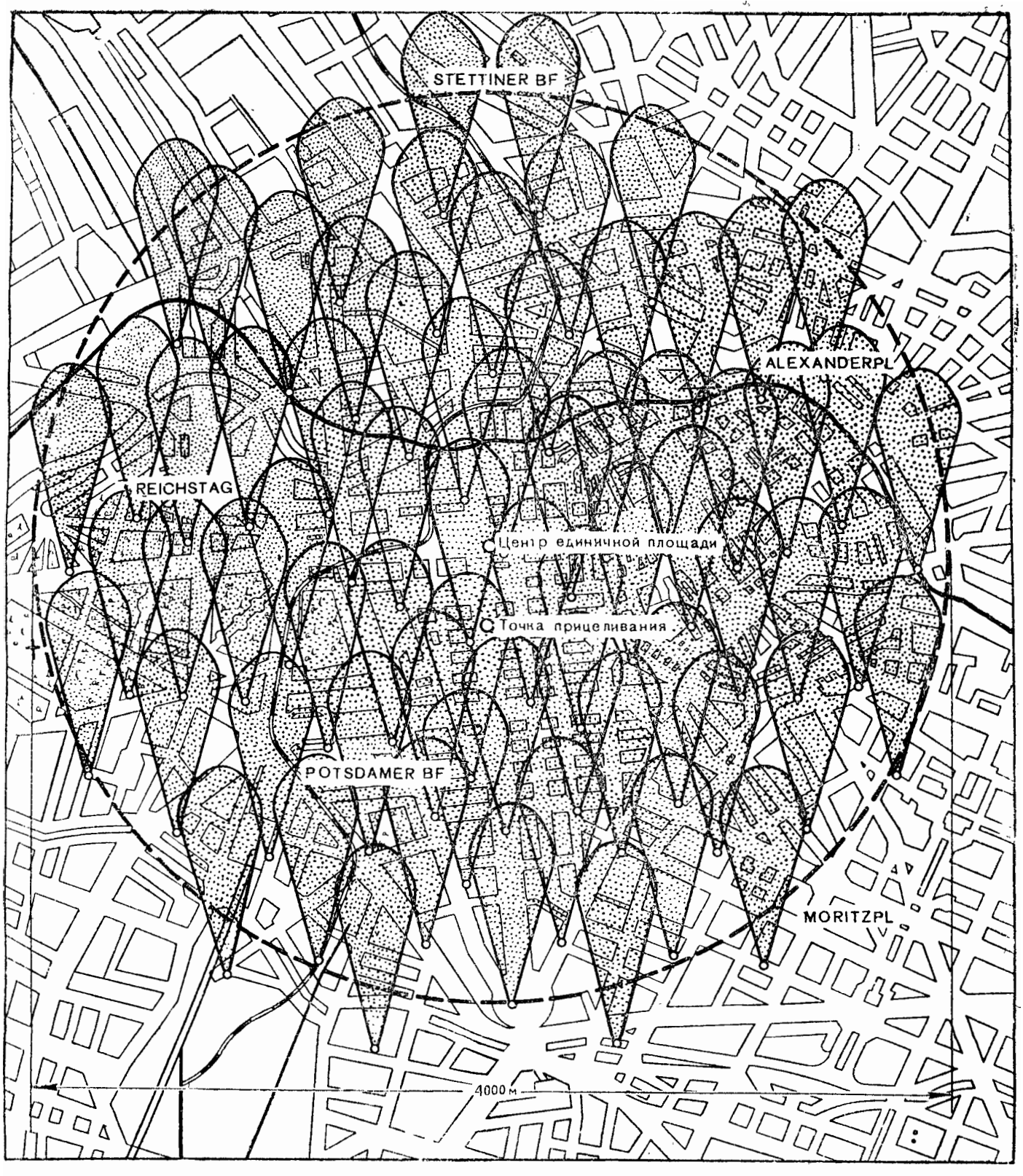


Рис. 115. Идеальное распределение по Гауссу 70 попаданий бомб по 3 т каждая при бомбометании по единичной площади со скоростью падения 8000 м/сек на примере нападения на Берлин. Показана площадь поражения каждой отдельной бомбой

нападения с бомбометанием по сосредоточенной цели значительно уступают бомбометанию по площади.

При больших дальностях бомбометание по площади с кругосветным перелетом выгоднее, чем бомбометание по площади с возвращением в исходный пункт, так как нуждается для своего выполнения в меньшем общем расходе топлива и бомб и в меньшем расходе самих бомб.

На рис. 114 представлено идеальное распределение попаданий по законам теории вероятностей на плане города Берлина. Предполагается, что на цель сброшено 84 бомбы по 60 т каждая, причем скорость падения их малая. Половина этого количества бомб ложится внутри круга, представляющего собой сердцевину рассеивания. Вокруг каждой точки попадания проведена окружность диаметром 618 м, ограничивающая площадь поражения, соответствующую второй степени разрушения с тактической плотностью энергии $1{,}4 \cdot 10^8$ ккал/км^2.

На рис. 115 показано соответствующее распределение попаданий бомб со скоростью 8000 м/сек. В этом случае предполагается, что сброшено 140 бомб по 3 т каждая. При этом во всей единичной площади обеспечивается та же средняя тактическая плотность $1{,}4 \cdot 10^8$ ккал/км^2, что и в предыдущем случае. Площадь поражения единичного попадания с той же тактической плотностью энергии имеет известную уже каплевидную форму. Величина этой площади 180 000 м^2.

VII. ПРОГРАММА ДАЛЬНЕЙШИХ РАБОТ

Дальнейшие работы по воплощению в жизнь проекта ракетного бомбардировщика можно подразделить на следующие 12 стадий.

Усовершенствование камеры сгорания и сопла двигателя

Главной задачей этого направления работ является усовершенствование подачи твердого, жидкого или испаренного топлива и поддерживающего горение окислителя в камеру сгорания с помощью соответствующих устройств, например, впрыскивающих форсунок. Далее необходимо добиться ускорения распыления, смешения, подогрева и зажигания горючей смеси и возможно более совершенного сгорания при более или менее постоянном давлении. Наконец, необходимо добиться, чтобы продукты сгорания, имеющие очень высокую температуру, преобразовывались путем расширения в сопле в реактивную газовую струю с возможно более высокой скоростью истечения и с возможно более низкой температурой.

Весьма высокие давления и температуры в огневом пространстве не только затрудняют управление процессами, протекающими в двигателе, но превращают также и самую конструкцию омываемых пламенем стенок в весьма серьезную проблему. При разрешении этой проблемы на первый план выдвигаются вопросы выбора конструкционных материалов, возможности охлаждения и норм прочности. Наряду с этим существенную роль играют форма и соотношение размеров камеры сгорания и сопла, выбор оптимального давления продуктов сгорания, измерение температур и скоростей потока, мероприятия для ускорения нагрева и смешения компонентов топлива, оптические и акустические явления, смешение выхлопной струи с окружающим воздухом вне двигателя, вопросы диссоциации, детонации и другие многочисленные проблемы.

Усовершенствование компонентов горючего для ракетного двигателя

К горючему для ракетных двигателей предъявляются совсем другие требования по сравнению с требованиями к топливу для обычных самолетных моторов. При оценке такого горючего на первый план выступает содержание могущей быть использован-

ной энергии в единице массы горючей смеси из собственно топлива и окислителя, например, кислорода, но не теплотворная способность топлива сама по себе. Топливо, обладающее меньшей теплотворной способностью, чем обычные углеводородные топлива, но нуждающееся для горения в значительно меньшем количестве кислорода, нередко может обеспечить лучшую теплотворную способность смеси.

Наряду с теплотворной способностью смеси имеют большое значение и другие свойства, имеющие отношение к горению: воспламеняемость, скорость распространения пламени, способность к детонации, протекание диссоциации, агрегатное состояние продуктов сгорания, температура реакции и т. д. Необходимо также уделить внимание ряду других свойств, не связанных непосредственно с горением, как, например: доступность и стоимость, хранимость в условиях самолетных баков, удельный вес, безопасность, удобство перевозки и т. д. Если присоединить ко всему этому проблемы атомного водорода и атомного азота, то становится в общих чертах ясным тот объем работ по исследованию горючих, который должен привести к разработке различных ракетных горючих, наиболее подходящих к разнообразным условиям.

Разработка вспомогательных механизмов ракетного бомбардировщика

Как и обычный мотор, ракетный двигатель нуждается при эксплоатации во вспомогательных механизмах. Важнейшие из них—устройства для подачи горючего и охлаждающего вещества и двигатели для их привода. Перед этими вспомогательными устройствами выдвигаются некоторые проблемы, которые нельзя считать простыми. Это объясняется тем, что мощности двигателей для питающих насосов сравнительно высоки, порядка 50—100 л. с. на тонну тяги ракетного двигателя и, кроме того, подаваемые вещества могут иметь несколько необычный характер, как, например, сжиженные газы, металлические дисперсии и даже твердые или жидкие металлы. Размеры их должны быть очень точными, так как подача должна производиться при высоком давлении. Надо предполагать, что ограничение веса этих устройств для подачи может увеличить трудности при их создании. Кроме устройств для подачи горючего и охлаждающего вещества, следует уделить внимание другим вспомогательным устройствам, и в первую очередь устройству для зажигания и в случае необходимости—пусковому и регулирующему устройствам.

Стендовые испытания готового ракетного двигателя

После разработки всех вышеперечисленных важнейших элементов двигателя с учетом их взаимного влияния один на другой наступает особо важная стадия работы—разработка взаимодействия этих элементов, собранных воедино, в ракетном двигателе.

Только на этой стадии, на готовом к установке на самолет двигателе, можно при стендовых испытаниях настолько изучить взаимное влияние камеры сгорания, сопла горючего и вспомогательных агрегатов, чтобы путем соответствующей регулировки добиться оптимальных значений скорости истечения и веса и достаточной надежности установки в работе и эксплоатации.

Эти стендовые испытания являются особо важными и исчерпывающими, так как они воспроизводят условия, имеющие место в полете, за исключением некоторых мало существенных деталей. При стендовых испытаниях обычных самолетных моторов условия работы на самолете имитируются с помощью сложных и несовершенных средств в высотных стендах и других подобных установках.

В ракетном двигателе образование реактивной струи, сгорание и охлаждение происходят с использованием компонентов горючего без посредства окружающего воздуха. Благодаря этому разница в скорости, давлении и температуре воздуха в условиях полета и на стенде почти не оказывает влияния на результаты испытания. Единственное место, в котором ракетный двигатель сообщается с окружающим воздухом,—это выходное сечение сопла. В нем продукты горения расширяются до давления внешнего воздуха за самолетом, т. е. в условиях полета практически до давления, равного нулю. В условиях же открытого стенда расширение происходит только до давления окружающей стенд атмосферы. Разница, однако, невелика, легко поддается подсчету и действует в сторону ухудшения действительных характеристик. Влияние взаимодействия спутного потока и реактивной струи на самолет, в частности на плоскости управления, можно не учитывать, так как период работы двигателя не совпадает с периодом дозвуковой скорости полета.

Помимо стендовых экспериментов, с целью усовершенствования и испытания готового двигателя, на этой фазе разработки двигателя наиболее выгодно произвести ряд физических исследований, как, например: детальное исследование распыла горючего, исследование действительного изменения давления в камере сгорания, распределения температур в продуктах сгорания, действительных скоростей потока, условий теплопередачи от продуктов сгорания к стенкам и от последних к охлаждающему веществу, отрыва струи и возникновения звука в сопле и многих других вопросов.

Только после того как в ходе всех этих испытаний обнаружится полная надежность двигателя, может итти речь об установке его на самолет. Разработку самого самолета можно вести одновременно, чтобы обеспечить одновременную готовность самолета и двигателя.

Продувки и протаски модели самолета

Внешние формы ракетного бомбардировщика определяются следующими требованиями. Во-первых, должен быть возможно

полнее использован имеющийся опыт по самолетам с винтомоторной группой. Во-вторых, должны быть учтены особые условия полета со сверхзвуковой скоростью и расположения двигательной установки в задней части самолета. Наконец, в-третьих, форма самолета должна обеспечить возможно лучшее аэродинамическое качество в области очень больших чисел Маха, при которых аэродинамические силы пропорциональны квадратам скорости и углу атаки.

При соблюдении всех этих условий можно спроектировать модель ракетного бомбардировщика.

Произвести опыты с этой моделью в наиболее интересной области очень высоких чисел Маха, у верхней границы которой возможны даже химические изменения протекающей среды, не удастся, так как опытных установок с такими потоками пока не существует. Однако эту модель можно все же испытать в аэродинамической трубе в области чисел Маха от 0,08 до 4. В области дозвуковых скоростей, которая важна для посадки, на моделях достаточных размеров могут быть произведены измерения аэродинамических сил и, в частности, исследования максимальной величины подъемной силы и возможностей ее увеличения с помощью известных вспомогательных посадочных приспособлений. Путем продувок в аэродинамической трубе в этой же области чисел Маха можно проверить устойчивость, отношение к вибрациям и управляемость самолета вблизи земли.

В сверхзвуковой области представляют интерес, прежде всего, опять-таки аэродинамические силы, распределение давления воздуха, устойчивость и управляемость, отношение к вибрациям, температуры воздуха в местах возникновения динамического напора, теплопередача у самолета. Ряд этих исследований может быть произведен в аэродинамической трубе сверхзвуковых скоростей, хотя и на очень малых моделях.

Стартовая дорожка для ракетного бомбардировщика является вполне подходящей для опытов с протаской больших моделей. На ней можно производить протаски даже очень больших моделей с помощью ракетного привода, причем продолжительность их может быть вполне достаточной и могут быть исследованы любые представляющие интерес скорости. Такие опытные протаски могут быть произведены с очень экономными затратами на дорожке длиной от 15 до 30 км, с моделями, выполненными в масштабе от 1 : 10 до 1:1, при подлинной скорости от 800 до 5000 км/час, т. е. при точном соблюдении числа Маха и приблизительном соблюдении числа Рейнольдса. При этих опытах должно производиться общее наблюдение за поведением самолета в области перехода через скорость, равную скорости звука, т. е. между 800 и 1800 км/час при различных формах, различных углах атаки, различных схемах и различных установках хвостового оперения и т. д. Далее, при помощи просверленных отверстий, термоэлементов и т. д. должны быть произведены измерения распределения давления и темпера-

туры воздуха на поверхности самолета на всех ступенях скорости. измерения положения и величины действующих на модель аэродинамических сил. Должны быть произведены непосредственные исследования устойчивости, при закреплении центра тяжести движущейся модели на карданном подвесе, исследование влияния вспомогательной земной ракеты на поведение самолета, в частности на аэродинамические силы и на устойчивость. Далее на модели с соблюдением жесткостного подобия необходимо произвести исследование упругого поведения самолета, например, вибраций крыла, вибраций хвостового оперения и т. д. Кроме того, должно быть произведено исследование поведения самолета при старте и в свободном полете на модели с автоматической устойчивостью или на модели с дистанционным управлением, при переходе от дозвуковой к сверхзвуковой скорости и многие другие.

В качестве особой смежной проблемы, имеющей отношение к опытным протаскам и к самой стартовой дорожке, должно быть исследовано поведение смазанных поверхностей при скоростях скольжения до 5000 км/час ($\sim$ 1500 м/сек).

Область всех скоростей полета в сильно разреженном воздухе, в котором действуют закономерности, названные нами газо-кинетическими, не может быть охвачена ни протасками, ни обычными продувками в аэродинамической трубе. Желательно было бы добиться развития теории и подкрепления ее опытами путем разработки теории молекулярной струи в приложении к поставленной проблеме.

Конструктивная разработка самолета

После того как общая схема и внешняя форма ракетного бомбардировщика будут предварительно установлены на основе результатов продувок и протасок, можно перейти к конструированию фюзеляжа, крыльев, хвостового оперения, а также важнейших внутренних элементов самолета: кабины пилота, баков и приборов. Конструкция фюзеляжа, крыльев и хвостового оперения определяется в первую очередь тем обстоятельством, что в данном случае порядок величины аэродинамических сил значительно превышает соответствующие величины обычных самолетов. Давления воздуха на ракетный бомбардировщик будут доходить до 3000 кг/м^2 и должны поэтому восприниматься несущими конструкциями, аналогичными конструкциям, употребительным в наземных сооружениях и кораблестроении. Проблема герметической кабины уже разрешена в связи с другими задачами самолетостроения. Накопившийся по этому вопросу опыт должен быть использован и в данном случае. Баки на такие большие количества сжиженного газа, металлической дисперсии и т. д. еще никогда не строились и они должны быть поэтому впервые приспособлены к особым условиям ракетного бомбардировщика.

Особенно обширную область представляет разработка новых приборов, которыми должен быть оснащен ракетный бомбардировщик. К таким приборам относятся указатели скорости, высоты,

ускорения, приборы управления, навигационные приборы, бомбардировочные прицелы, оптические приборы для наблюдения и различные другие. Все эти бортприборы и боргинструменты должны быть приспособлены к специфическим условиям ракетного бомбардировщика.

Стендовые испытания взаимодействия двигателя и самолета

Эти испытания представляют последнюю ступень перед первыми полетными испытаниями. Они должны подтвердить безупречную работу двигателя, подвергавшегося до сих пор только стендовым испытаниям, в условиях установки всех его элементов на самолете. Далее должно быть проверено точное направление силы тяги по отношению к центру тяжести и центру давления самолета, чтобы устранить нарушения устойчивости, обусловленные неправильным направлением силы тяги. Во время этих испытаний летчик должен уже иметь возможность привыкать к некоторым особенностям своего нового самолета.

Разработка и испытание стартовой установки

Стартовая дорожка с рельсовыми направляющими длиной в несколько километров сравнительно простое инженерное сооружение, не выдвигающее каких-либо особых проблем. Наоборот, разработке стартовых салазок, несущих груз в несколько сот тонн, ускоряющих в течение короткого времени свое движение до полуторной скорости звука и еще более резко замедляющих его после отрыва самолета, должно быть уделено особое внимание. Оно должно быть направлено в первую очередь на конструирование ракет с исключительно высокой мощностью и на разработку полозьев для салазок и тормозного устройства.

Полная надежность стартовой дорожки должна быть тщательно проверена путем катапультирования с различной скоростью мертвых грузов с весом, равным весу самолета.

Пробные взлеты и посадки бомбардировщика

Пробные взлеты производятся с возможно более длинной площадки при минимальной горючей нагрузке. При взлете самолет приобретает скорость, достаточную для парения за счет самой кратковременной работы своего ракетного двигателя, причем в отличие от нормального старта разбег совершается с помощью собственного шасси. После короткого прыжка самолет снова садится, совершая, таким образом, свои первые посадки, не отличающиеся от нормальных посадок, которые должны будут производиться в дальнейшем, после дальних полетов. Эти пробные взлеты должны производиться на достаточно большой площади, чтобы можно было совершить посадку, не возвращаясь к месту старта. Это

необходимо для устранения риска, связанного с маневрированием вблизи земли при недостаточно изученных летных качествах самолета.

После того как в результате большого количества таких опытов будет изучено поведение самолета при взлете и посадке, можно предпринять пробные взлеты с несколько бо́льшим количеством горючего на высоту в несколько сот метров, опять-таки с последующим планированием и посадкой. В процессе этих пробных полетов проводится регулировка стабилизатора, рулей и элеронов, проверяется устойчивость, управляемость и т. д. при нормальном планировании и посадке с посадочными приспособлениями. Таким путем устанавливается поведение самолета в воздухе на не очень больших высотах при всех положениях полета, и самолет подвергается постепенной доводке.

Если при всех этих испытаниях самолет надежно подчиняется управлению, можно перейти к пробным взлетам со стартовой установки. Пустой самолет устанавливается на стартовые салазки, катапультируется и производит посадку.

При удачном исходе этой серии испытаний можно перейти к проверке самолета на больших скоростях. Эту фазу испытаний целесообразно начать с протасок по очень длинной дорожке, причем сначала самолет вообще не взлетает, а только получает соответствующее ускорение и затем подвергается торможению.

Эти протаски подлинного самолета при скоростях скольжения от 800 до 1800 км/час предпринимаются для уточнения результатов многочисленных протасок моделей, а именно: давления воздуха, температур, аэродинамических сил, устойчивости, вибрации, влияния реактивной струи и т. д.; исследования работы приборов, аппаратуры и в особенности самого ракетного двигателя под влиянием высоких ускорений и скоростей; проверки влияния высоких ускорений и скоростей на экипаж самолета и разработки соответствующих защитных мер, например, специальных сидений. В то же время пилот должен привыкать к своеобразным явлениям, связанным с высокими ускорениями и скоростями, к принципиально новой двигательной установке и к новой схеме самолета.

Полетные испытания бомбардировщика

Проводимые на этой стадии полетные испытания происходят следующим образом.

Самолет катапультируется сначала с небольшим, затем со все возрастающим расходом стартового горючего, после чего двигателю дают работать тоже сначала в течение небольшого, а при последующих испытаниях все возрастающего периода времени. При этом, разумеется, возрастает длина траектории подъема.

После некоторого количества таких испытаний самолет приобретает скорость, превышающую скорость, когда-либо достигав-

шуюся лучшими скоростными самолетами, и проникает на еще не достигнутые человеком высоты.

Одновременно с этим возрастает скорость старта. Начинается, таким образом, наиболее трудная фаза полетных испытаний, при которой необходимо овладеть областью, где условия полета сильно отличаются от всего, до сих пор известного и испытанного летной практикой.

При пробных полетах главное внимание необходимо будет уделить:

а) обеспечению возможности нормальной работы пилота в герметической кабине, в условиях большой высоты, большого ускорения и высокой температуры;

б) влиянию аэродинамических сил на несущую поверхность и систему управления самолета;

в) проверке нагрева в возможно большем количестве мест поверхности самолета;

г) сохранению устойчивости и управляемости при скоростях, превышающих скорость звука, и т. д.

Эта фаза полетных испытаний с определением характеристик самолета при высоких скоростях должна проводиться с большой осторожностью и с постепенным повышением скорости, так как на очень больших высотах, при очень малых плотностях воздуха и при исключительно высоких скоростях полета каждая небольшая неожиданность может привести к катастрофе, а оставление самолета с помощью парашюта практически невозможно.

Эти испытания характеристик должны проводиться вплоть до скоростей, которые достигнуты теперь только артиллерийскими снарядами, т. е. приблизительно до шестикратной скорости звука.

После этого этапа испытания завершаются испытательными полетами для проверки летных качеств. Сначала определяются обычные простые элементы летных качеств: скорости старта, длина старта, длина пробега при посадке, летные качества при подъеме, расход горючего и т. д. Затем определяются максимальная скорость, потолок и максимальная дальность. Так как эти три предельные величины связаны одна с другой, они могут в случае надобности определяться из каждого полета.

При повышении скорости от величины, уже достигнутой при полетах для испытания характеристик, до максимальной скорости следует прежде всего внимательнейшим образом следить за распределением температур на всех омываемых потоком внешних поверхностях с помощью разветвленной системы дистанционных термометров. Цель этих наблюдений состоит в том, чтобы своевременно обнаружить превышение допустимых пределов нагрева от трения и напора воздуха.

Чрезмерный нагрев, в особенности таких выступающих частей, как заостренный нос фюзеляжа, острая передняя кромка крыльев и т. д., особенно опасен в связи с тем, что малейшие признаки расплавления или другой подобной деформации этих тщательно

выполненных критических участков поверхности, а следовательно, их притупление приведут к мгновенному огромному возрастанию динамической температуры сначала в самом месте притупления, а затем в последующих, начинающих плавиться участках, в результате чего самолет может через очень короткое время воспламениться.

Если при пробных полетах удастся безаварийно достигнуть скорости 7000 м/сек, высоты 150 км и дальности полета 40 000 км, представляющих ожидаемые предельные летные качества, то полетные испытания можно будет считать законченными.

Навигация ракетного бомбардировщика

Следующей важной стадией работы является навигация по пеленгирующему прибору, обеспечивающему точное определение элементов траектории бомбардировщика после прекращения работы ракетного двигателя, а, следовательно, дающему возможность принять меры к исправлению курса. Кроме того, навигация обеспечивает точный расчет момента бомбометания.

Точность пеленгирования должна быть проверена на многочисленных пробных полетах, так как от точности и быстроты работы прибора зависит успех нападения.

Пробное бомбометание

Эта последняя стадия работ по исследованию и усовершенствованию ракетного бомбардировщика должна дать практическое подтверждение результатов предварительных теоретических работ, касающихся явлений при падении бомбы и ударе ее о землю.

Для определения положения точки падения бомбы по отношению к точке сбрасывания океаны земного шара представляют достаточно обширный опытный полигон. Изучение удара бомбы о твердую земную поверхность представит более трудную задачу, так как для этого необходимы очень большие ненаселенные площади.

Однако для этой цели достаточно будет произвести несколько опытов в арктических странах, в необитаемых пустынях или в собственных укрепленных районах.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кранц. Учебник балистики. Шпрингер. Берлин.

2. Дирингсхофен. Каков предел центробежной силы, которую в состоянии выдержать человек на самолете, и какое влияние на него оказывает изменение положения тела. Jahrbuch 1937 der Deutschen Lufffahrt Foschunq, Ausgabe Ausrüstung, S. 128.

3. Флюгге С. Возможно ли техническое использование внутренней энергии атомного ядра.
Naturwissenschaften 27. S. 402, 1939.

4. Френкель И. Теория адсорбции и смежных с ней явлений.
Zs. f. Physik 26. S. 117, 1924.

5. Гайб К. Атомные реакции. Ergebnisse der exakten.
Naturwissensenschaften 27, S. 402, 1939.

6. Лившицкий В. Измерение изменения давления при взрыве алюминиевой пыли. Zs. d. ADI Bd. 80, S, 689, 1936.

7. Гюмбель Л. и Эверлинг Э. Трение и смазка в машиностроении. Берлин. 1925. Крайн.

8. Мост. Процессы горения и взрыва в газах. Берлин. 1939. Шпрингер.

9. Кнезер Х. Активный азот. Erqebnisse dur exakten Naturwissenszchaten. Bd. S, 5. 229, 1929.

10. Кнезер Х. Явление акустической релаксации.
Phys. Zs. 39, S. 800, 1938.

11. Ландольт-Бернштейн. Физико-химические таблицы, Берлин, 1923—1936. Шпрингер.

12. Ранкс О. Кровообращение при ускорении. Исследование влияния ускорения в центрифуге на человека и животных. Jahrbuch 1937 der Deutschen Lufe ahrtforschung. Ausgabe Ausrüsfung, S. 123.

13. Рот В., Вольф У. и Фриц О. Теплота образования окиси алюминия и окиси лантана. Zs. f. Elektrochem. 49 S. 42, 1940.

14. Руфф О. и Конщак М. Теплота парообразования A_2O_8. Zs. f. Elektrochem 32, S. 32, S 518, 1926.

15. Руфф С. О физиологическом действии больших ускорений. Luftwissen 7, S 24. 1940.

16. Зенгер Э. О проектировании и работе ракетного самолета. Deutschö sterr. Tageszeitung, Folqe 35. S, 11. und. Folqe 38 S. 9. 1933.

17. Зенгер Э. Пути развития ракетной техники.
Zs. Flud, Heft 5—10, Winn 1934, Pittner.

18. Зенгер Э. Техника ракетного полета, Мюнхен. 1933. Ольденбург.

19. Зенгер Э. Новые результаты техники ракетного полета.
Zs. Flug, Sonderhef 1, Wien 1934, Pittner.

20. Зенгер Э. О ракетном двигателе для самолета. Der Pilot, Heft 1, S. 5, 1935.

21. Зенгер Э. Ракетный двигатель и способ его эксплоатации. Австрийский патент 144809. Вена. 1935.

22. Зенгер Э. Сопло с охлаждаемыми стенками для расширения продуктов сгорания ракетного двигателя. Австрийский патент 146000. Вена 1935.

23. Зенгер Э. Ракетный двигатель внутреннего сгорания. Shweizer Bauzeitung, Ed. 107 Nr. 2 S, 1, 1936.

24. Зенгер Э. Краткий очерк ракетной техники.
Deutsche Luftfahrtforschung, Bericht 828, Berlin 1936.
25. Зенгер Э. Высокая скорость истечения при эксплоатации ракетных двигателей. Deutsche Luftfahrtforschung. Bericht 828, Berlin 1936.
26. Зенгер Э. Ракетный двигатель. Германский патент 44/39. Берлин. 1937.
27. Зенгер Э. Способ эксплоатации ракетного двигателя с использованием его для привода паровой машины. Германский патент 340/40. Берлин. 1938.
28. Зенгер Э. Кинетика газов при очень больших скоростях полета. Deutsche Luftahrtforschung, Bericht 972, Berlin. 1938.
29. Зенгер Э. Тела для очень больших скоростей полета. Германский патент 411/42. Берлин. 1939.
30. Зенгер Э. Способ эксплоатации ракетного двигателя с особыми видами горючего. Германский патент 143294. Берлин. 1940.
31. Шуберт Г. Физиология человека в самолете. Берлин. 1935. Шпрингер.
32. Сэферман М. Д. Атомно-водородное пламя. Исследование диссоциации газа в вольтовой дуге. chaleur et Industrie 19, S. 80 1938.
33. Ченнек. И. Физика высоких слоев атмосферы.
Ergebnisse der Kosmischen Physik, Bd. 3, S. 1, 1938.

SCHRIFTTUM

Cranz C. Lehrbuch der Ballistik. Springer, Berlin.

Diringshofen H. V. Bis zu welcher Stärke kann der Mensch im Flugzeug Zentrifugalkräfte vertragen und welchen Einfluss hat hierauf die Änderung der Körperhaltung. Jahrbuch 1937 der Deutschen Luftfahrtforschung, Ausgabe Ausrüstung, S. 128.

Flügge S. Kann der Energieinhalt der Atomkerne technisch nutzbar genacht werden. Naturwissenschaften 27, S. 402, 1939.

Frenkel I. Theorie der Adsorptien und verwandter Erscheinungen. Zs. f. Physik 26, S. 117, 1924.

Gelb K. H. Atomreaktionen. Ergebnisse der exakten Naturwissenschaften Bd. 15, S. 44, 1936.

Gliwitzky W. Messung der Druckverlaufs bei Aluminiumstaubexplosionen. Zs. d. VDI Bd. 80, S. 689, 1936,

Gümbel L. und Everling B. Reibung und Schmierung im Maschinenbau. Berlin 1925, Krayn.

Jost. Explosions-und Verbrennungsvorgänge in Gasen. Berlin 1939, Springer.

Kneser H. O. Der aktive Stickstoff Ergebnisse der exakten. Naturwissenschaften. Bd. 8, S. 229, 1929.

Kneser H. O. Die akustischen Relaxationserscheinungen. Phys. Zs. 39, S. 800, 1938.

Landolt—Börnstein. Physikalisch-chemische Tabellen, Berlin 1923—1936, Springer.

Ranke O. F. Kreislauf unter Beschleunigung; Versuche über die Wirkung der Beschleunigung auf der Zentrifuge an Mensch und Tier. Jahrbuch 1937 der Deutschen Luftfahrtforschung, Ausgabe Ausrüstung, S. 123.

Roth W. A., Wolf U. und Fritz O. Die Bildüngswärme von Aluminiumoxyd und Lanthanoxyd. Zs. f. Elektrochem. 46, S. 42, 1940.

Ruff O. und Konschak M. Verdampfungswärme des Al_2O_3. Zs. f. Elektrochem. 32, S. 32, S. 518, 1926.

Ruff S. Die physiologische Wirkung hoher Beschleunigungen. Luftwissen 7, S. 24, 1940.

Sänger E. Über Bau und Leistungen der Raketenflugzeuge. Deutschösterr Tageszeitung, Folge 35, S. 11 und Folge 38, S. 9, 1933.

Sänger E. Der Entwicklungsweg der Raketenflugtechnik. Zs. Flug, Heft 5—10, Wien 1933, Pittner.

Sänger E. Raketenflugtechnik. München 1933, Oldenbourg.

Sänger E. Neuere Ergebnisse der Raketenflugtechnik. Zs. Flug, Sonderheft, 1, Wien 1934, Pittner.

Sänger E. Der Raketenantrieb für Flugzeuge, Der Pilot, Heft 1, S. 5, 1935.

Sänger E. Raketenmotor und Verfahren zu seinem Betrieb. Oe. P. 144 809, Wien 1935.

Sänger E. Expansionsdüse mit gekühlter Wand für die Feuergase von Raketenantriebsmaschinen. Oe. P. 146000, Wien 1935.

Sänger E. Der Verbrennungs-Raketenmotor. Schweizer Bauzeitung, Bd. 107, Nr. 2, S. 1, 1936.

Sänger E. Kurze Darstellung der Raketentechnik. Deutsche Luftfahrtforschung, Bericht 828, Berlin 1936.

Sänger E. Hohe Auspuffgeschwindigkeiten beim Raketenantrieb. Deutsche Luftfahrtforschung, Bericht 829, Berlin 1936.

Sänger E. Raketenmotor. D. P. 44/39, Berlin, 1937.

Sänger E. Verfahren zum Betrieb eines Raketenmotors mit Dampfkraftmaschinenhilfsantrieb. D. P. 380/40, Berlin 1938.
Sänger E. Gaskinetik sehr hoher Fluggeschwindigkeiten. Deutsche Luftfahrtforschung, Bericht 972, Berlin 1938.
Sänger E. Gleitkörper für sehr hohe Fluggeschwindigkeiten. D. P. 411 42, Berlin 1939.
Sänger E. Verfahren zum Betrieb eines Raketenmotors mit Sonderbrennstoffen. D. P. a. S. 143 284, Berlin 1940.
Schubert G. Physiologie des Menschen im Flugzeug. Berlin 1935, Springer
Séférian M. D. Flamme d'hydrogène atomique; recherches sur la dissociations des gaz dans l'arc. Chaleur et industrie 19, S. 80, 1938.
Zenneck J. Physik der hohen Atmosphäre. Ergebnisse der kosmischen Physik, Bd. 3, S. 1, 1938.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

a — дальность [м; км], скорость звука [м/сек]

a' — критическая скорость звука (например в критическом сечении сопла) [м/сек]

b — ускорение [м/сек]

b_n — нормальное ускорение [м/сек^2]

b_t — тангенциальное ускорение [м/сек^2]

C — действительная скорость истечения [м/сек]

C_{max} — максимальная скорость истечения продуктов сгорания [м/сек]

C_{th} — теоретическая наивысшая скорость истечения выхлопных газов [м/сек]

C_m — скорость продуктов сгорания в выходном сечении сопла [м/сек]

C_H — наиболее вероятная скорость молекул воздуха перед ударом о стенку [м/сек]

C_R — наиболее вероятная скорость молекул воздуха при диффузном отражении от стенки [м/сек]

c_y — коэфициент подъемной силы

c_{y_0} — начальный коэфициент подъемной силы

$c_{y_{max}}$ — максимальный коэфициент подъемной силы

c_{y_F} — коэфициент подъемной силы крыла

c_{x_1} — коэфициент лобового сопротивления

c_{x_2} — составляющая трения коэфициента лобового сопротивления

c_f — коэфициент трения, отнесенный к внешней поверхности

c_v — удельная теплоемкость при постоянном объеме [ккал/кг град]

$c_{v_{trans}}$ — трансляционная составляющая удельной теплоемкости при постоянном объеме [ккал/кг град]

$c_{v_{rot}}$ — ротационная составляющая удельной теплоемкости при постоянном объеме [ккал/кг град]

$c_{v_{osc}}$ — вибрационная составляющая удельной теплоемкости при постоянном объеме [ккал/кг град]

d — толщина стенки, калибр, диаметр [м]

d_m — диаметр выходного сечения сопла [м]

d' — диаметр критического сечения сопла

f — площадь поперечного сечения [м^2]

f — площадь выходного сечения сопла [м^2]

g — ускорение силы тяжести [м/сек^2]

h — длина бомбы [м]

h_0 — наименьшая толщина слоя смазки [м]

i_{pH} — перпендикулярный к поверхности импульс прямого удара молекул, встречающихся с единицей поверхности пластинки в единицу времени [кг/м^2]

i_{pR} — перпендикулярный к поверхности импульс обратного удара молекул, встречающихся с единицей поверхности пластинки в единицу времени [кг/м²]

i_τ — параллельный поверхности импульс молекул воздуха, встречающихся с единицей поверхности пластинки в единицу времени [кг м]

l — длина свободного пробега молекул [м]

m — масса [кг сек²/м]

p — давление воздуха, давление газов, давление [кг/м²]

p_a — внешнее давление спокойного воздуха [кг/м²]

p_0 — начальное давление, давление в камере сгорания, давление неподвижного газа [кг м²]

p_m — давление в выходном сечении сопла [мм²]

q — динамическое давление [кг/м²], поток тепла [ккал/м² сек]

r — радиус кривизны горизонтальной кривой поворота [м; км]

s — путь, пройденный самолетом [м; км]

s_1 — длина разбега (старта) [м; км]

s_2 — длина участка траектории, проходимого по инерции после старта и до начала активного участка [м; км]

s_s — длина активного участка траектории подъема [м; км]

s_4 — длина траектории планирования со сверхзвуковой скоростью [м; км]

s_5 — длина траектории планирования с дозвуковой скоростью [м; км]

s_w — длина траектории поворота [м; км]

t — время [сек.], хорда крыла, ширина полоза [см]

t_f — температура нагреваемой поверхности (стенки), омываемой пламенем [град.]

t_k — температура охлаждаемой поверхности (стенки), омываемой пламенем [град]

V — скорость полета [м/сек]

W — вектор скорости [м/сек]

V_a — абсолютная скорость [м сек]

V_0 — начальная скорость полета [м/сек]

V_e — скорость точки земного шара [м/сек]

V_{w_1} — скорость полета в начале дуги поворота [м/сек]

V_{w_2} — скорость полета в конце дуги поворота [м/сек]

W — дальность бомбометания [м; км]

w_2 — вероятное рассеивание при бомбометании [км]

$\bar{Z}$ — средняя тактическая плотность разрушительной энергии при бомбометании по площади [ккал/км²]

A — подъемная сила [кг], механический эквивалент тепла [1 427 ккал кг]

B — бомбовая нагрузка [кг]

C — сила Кориолиса [кг]

D — энергия диссоциации [ккал/кг]

E — теплота реакции топлива, высшая теплотворная способность, общее содержание энергии [ккал/кг]

E_v — объемная концентрация энергии (удельная объемная энергия) [ккал/л]

E_R — энергия молекул воздуха при обратном ударе на единицу поверхности в единицу времени [ккал/м² сек]

F_w — энергия, сообщенная отраженными молекулами стенке [ккал/м² сек]

E_A — энергия молекул воздуха при прямом ударе на единицу поверхности в единицу времени [ккал/м² сек]

F — аэродинамическая несущая поверхность [м²]

F_F — несущая поверхность крыла [м²]

F_R — несущая поверхность фюзеляжа [м²]

G — вес [кг]

G_0 — начальный вес [кг]

G_1 – вес самолета после использования топлива на полет в прямом направлении [кг]

G_2 — вес самолета после сбрасывания бомб [кг]

G_3 — пустой вес самолета [кг]

G_s — стартовый вес самолета [кг]

G_{os} — начальный стартовый вес [кг]

H — высота полета [м; км]

J — теплосодержание [ккал/кг], импульс [кгсек]

J_0 — теплосодержание в спокойном состоянии, в камере сгорания, в начальном состоянии [ккал/кг]

J_m — импульс в выходном сечении [кгсек]

K — коэфициент достоинства реактивного топлива [—]

M — молекулярный вес [—]

P — действительная тяга, нагрузка на скользящую поверхность [кг]

P′ — „свободная" тяга по динамометру [кг]

Q — количество тепла [ккал/кг]

R — индивидуальная газовая постоянная [м град], радиус земного шара [м]

Re — число Рейнольдса [—]

R_{io} — внутренняя теплота испарения при 0° К [ккал/кг]

T — температура [° К], сила инерции Д'Аламбера [кг]

T_0 — начальная температура, температура камеры сгорания, температура при покое [° К]

T_m — температура в выходном сечении сопла [° К]

T_G — температура молекул воздуха перед ударом о стенку [° К]

T_w — температура поверхности стенки, испытывающей удары молекул воздуха [° К]

T_R — температура молекул воздуха после удара о стенку [° К]

U — внутренняя энергия [ккал/кг]

v — удельный объем газа [м³/кг]

v_0 — объем камеры сгорания [м³]

w — сопротивление [кг]

w′ — сопротивление по измерениям в аэродинамической трубе [кг]

Z — общее количество энергии, сброшенной на цель [ккал]

α — угол атаки [град.], коэфициент аккомодации [—]

α_s — угол атаки (встречи) самого переднего элемента кривой поверхности [—]

γ — удельный вес [кг/м³]

γ' — удельный вес газа при критической скорости [кг/м³]

γ_0 — удельный вес газа в состоянии покоя или вблизи земной поверхности [кг/м³]

ε — коэфициент планирования [—], численный эксцентриситет эллипса Кеплера [—]

ε_a — оптический коэфициент лучепоглощения [—]

ξ — азимутальный угол (путевой угол) [град.]

η — вязкость [кг сек/м²]

η_a — внешний к. п. д. [—]

η_D — к. п. д. сопла [—]

η_i — внутренний к. п. д. [—]

η_0 — к. п. д. камеры сгорания [—]

η_t — термический к. п. д. [—]

$\varkappa$ — показатель адиабаты [—]

$\bar{\varkappa}$ — средний показатель адиабаты [—]

λ — коэфициент теплопроводности [ккал/м час град]

μ — коэфициент трения [—]

ρ — плотность [кг сек² м⁴], радиус траектории [м]

$\bar{\rho}$ — секундная масса газа, встречающаяся с единицей поверхности пластинки [кг сек м^3]

ρ_m — плотность газа в выходном сечении сопла [кг сек^2/м^4]

ρ_0 — плотность газа в камере сгорания в начальном состоянии, в состоянии покоя [кг сек^2/м^4]

σ — прочность, напряжение [кг/см^2], угол поворота [град.]

τ — параллельное стенкам напряжение трения воздуха [кг/м^2]

φ — наклон траектории [град.]

ω — угловая скорость [1/сек]

Δ — приращение величины [—]

Θ — характеристическая температура возбуждения вибрации газовой молекулы [° К]

ПЕРЕЧЕНЬ АДРЕСАТОВ

1. Научное руководство FIA
2. Научное руководство FIV
3. ZWB (Центральный уполномоченный по вооружению)
4. Министерство авиации. Главное командование воздушных сил
5. Министерство авиации RLM GL/C-E, начальник
6. Министерство авиации RLM GL/C-E 2III
7. RRK Техническая служба, отдел усовершенствования
8. RRK Техническая служба, отдел усовершенствования
9. Отдел вооружения СС, генерал Гертнер
10. Отдел вооружения армии, генерал Дорнбергер
11. Отдел вооружения армии
12. HVA Пеенемюнде, доктор фон-Браун
13. HVA Пеенемюнде, доктор Германн
14. Германская военно-воздушная академия
15. Штабная боевая эскадрилья 200, Тилениус
16. AVA Гетинген, проф. Бетц
17. AIA проф. Зеевальд
18. Германский институт планеризма Айнринг, проф. Георгии
19. Германский институт планеризма Z. B.
20. Германский институт планеризма Z. B.
21. Германский институт планеризма T2
22. Германский институт планеризма T2
23. DVL (Германский воздушно-испытательный институт). Адлерсгоф, WS
24. DVL (Германский воздушно-испытательный институт, Адлерсгоф институт). Inst. J.
25. LVA (Авиационный исследовательский институт), Брауншвейг, секретариат
26. LFM Мюнхен
27. LFM Вена, доктор Липпиш
28. FGZ Штутгарт, проф. Маделунг
29. FKFZ Штутгарт
30. E—пункт Рехлин
31. E—пункт Пеенемюнде
32. TAL (Лаборатория Генерального штаба) Готов, проф. Шардин

33. TAL Готов, проф. Хольфельдер
34. KWI (Кайзер Вильгельм институт) Гетинген, проф. Прандтль
35. KWI (Кайзер Вильгельм институт) Берлин, проф. Гейзенберг
36. Институт топлива и смазочных материалов, Страссбург
37. Высшее техническое училище. Грац, проф. Федергофер
38. Высшее техническое училище. Вена, проф. Рихтер
39. Высшее техническое училище. Вена, проф. Шренк
40. Высшее техническое училище. Вена, проф. Куба
41. Высшее техническое училище. Дрезден, проф. Лист
42. Высшее техническое училище. Брауншвейг, проф. Шлихтинг
43. Высшее техническое училище. Берлин, проф. Гофф
44. Высшее техническое училище. Берлин, проф. Трибниг
45. Высшее техническое училище. Берлин, проф. Фетингер
46. Высшее техническое училище. Ганновер, проф. Прэлль
47. Высшее техническое училище. Дармштадт, проф. Шойбель
48. Высшее техническое училище. Штутгарт, проф. Веверка
49. Университет Франкфурт-на-Майне, проф. Шумахер
50. Университет Марбург, проф. Юсти
51. Фирма Хейнкель, проф. Хейнкель
52. Фирма Хейнкель
53. Фирма Фокке-Вульф, проф. Танк
54. Фирма Фокке-Вульф
55. Фирма Мессершмитт. Проф. Мессерешмитт
56. Фирма Мессершмитт
57. Фирма Дорнье. Проф. Дорнье
58. Фирма Дорнье
59. Фирма Юнкерс. Проф. Модер
60. Фирма Юнкерс
61. Фирма Арадо
62. Фирма Физелер
63. Фирма Блом и Фосс
64. Фирма Хеншель
65. Фирма B. M. W.
66. Фирма Вальтер. Проф. Вальтер
67. Фирма Линде. Проф. Линде
68. Фирма Хейландт. Доктор Хейландт
69. Фирма Райнметалл. Берлин
70. Фирма Райнметалл. Унтерлюсс
71. 100—Резерв.

СОДЕРЖАНИЕ

Стр.

От редактора 4
Предисловие авторов 10

I. Общие соображения 11

II. Самолет 18
1. Особенности ракетного двигателя . . . . . —
2. Действительная скорость истечения ракетного двигателя . . . 38
3. Особенности самолета 82
4. Аэродинамическое качество самолета 90

III. Старт и подъем 122
1. Ускорение самолета . . . . . —
2. Старт с помощью катапульты 128
3. Траектория подъема 138

IV. Планирование и посадка 157
1. Траектория планирования со сверхзвуковой скоростью . . . . —
2. Траектория планирования с дозвуковой скоростью и посадка . . 175

V. Бомбометание 180
1. Различные виды бомбометания . . . . . —
2. Траектория падения бомбы 181
3. Баллистика бомбометания 188

VI. Различные виды воздушного нападения 193
1. Основные виды нападения . . . . . —
2. Бомбометание по сосредоточенной цели с вторичным разгоном и возвращением в исходный пункт 196
3. Бомбометание по сосредоточенной цели с вторичным разгоном, частичным поворотом и опорным пунктом 201
4. Бомбометание по сосредоточенной цели с оставлением бомбардировщика 207
5. Бомбометание по площади с возвращением в исходный пункт . . 211
6. Бомбометание по площади с частичным поворотом и с опорным пунктом 215
7. Бомбометание по площади с антиподным опорным пунктом . . 217
8. Бомбометание по площади с кругосветным перелетом 219
9. Оценка различных видов нападения 220

VII. Программа дальнейших работ 228

Литература 237
Условные обозначения 241
Перечень адресатов 245

Редактор инженер-полковник *Коваленко С. М.*
Технический редактор *Соломоник Р. Л.* Корректор *Иванова А. П.*

Г 1222 Изд. № 496с. Объем 15½ п. л.+5 вкл. 1 п. л. Заказ № 1180

Центральная типография МВС СССР имени К. Е. Ворошилова