

С. П. КИСЕЛЕВ

# ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ РАКЕТ

С. П. КИСЕЛЕВ

ФИЗИЧЕСКИЕ  
ОСНОВЫ  
АЭРОДИНАМИКИ  
РАКЕТ

Ордена Трудового Красного Знамени  
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО  
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР  
МОСКВА—1976

6Т5

К44

УДК 629.76.015.3(023)

**Киселев С. П.**

К44 **Физические основы аэродинамики ракет. М.,  
Воениздат, 1976.**

111 с. с илл.

В книге рассказывается о физических основах аэродинамики ракет, даются понятия об основных законах аэродинамики дозвукового и сверхзвукового полета ракет, об аэродинамическом управлении ракетами в полете и органах управления, о стабилизации ракет и их аэродинамических схемах.

Книга написана по материалам открытой отечественной и зарубежной печати и предназначена для широкого круга военных и гражданских читателей, интересующихся ракетной техникой.

К  $\frac{31808-126}{068(02)-76}$  97-76

6Т5

© Воениздат, 1976

## ВВЕДЕНИЕ

---

Термин «аэродинамика» состоит из двух греческих слов: «аэр» — воздух и «динамис» — сила.

Аэродинамика как наука сложилась во второй половине XIX в., когда стали создавать летательные аппараты тяжелее воздуха и появилась необходимость познать законы движения тел в воздухе и силы, возникающие при этом.

Некоторые закономерности полета тел в воздухе (как бросить точнее и дальше) люди знали еще в глубокой древности и использовали их при метании различных тел, например камня из пращи или какой-либо метательной машины (баллиста, катапульта и т. п.). Точность и дальность полета стрелы, выпущенной из лука, и дротика также зависели от умения человека применить те или иные навыки и познания в их метании. Ряд важных теоретических положений аэродинамики были высказаны учеными задолго до XIX столетия.

Появление ракет обычно связывают с изобретением пороха. Известно, что первые ракеты были созданы в Китае более двух тысяч лет назад. Вначале их использовали для увеселительных целей, а затем и для решения некоторых военных задач. Так, например, в XIII в. в Китае и в Индии ракеты широко применялись для поджога строений противника, а в конце XVIII столетия индусы использовали их как средство поражения в борьбе с английскими колонизаторами. Надо сказать, что уже в то время ракетам стремились придавать форму, уменьшающую сопротивление воздуха их полету. Помимо этого, к ним прикрепляли «хвосты» из тростника, которые в какой-то мере стабилизировали полет ракет.

В Европе пороховые ракеты появились в средние века и применялись для праздничных фейерверков. В начале XIX в. были созданы боевые ракеты.

Первые сведения об изготовлении дымного пороха на Руси относятся к XIV в. Видимо, в это же время появи-

лись и первые пороховые ракеты. К концу XVI столетия на Руси уже было хорошо известно устройство зажига-тельных и боевых ракет. А в первой половине XIX столетия на вооружении русской армии состояло несколько видов таких ракет.

Во второй половине XIX в. нарезная артиллерия, которая имела значительно большую дальность стрельбы, а также более высокую точность попадания снарядов в цель, вытеснила боевые ракеты. Они потеряли свое значение и были сняты с вооружения.

Новый этап в развитии ракет и теории их полета открыли труды выдающихся отечественных ученых: Н. Е. Жуковского, И. В. Мещерского и особенно К. Э. Циолковского.

Они позволили находить наиболее приемлемые с точки зрения аэродинамики формы ракет при различных скоростях и высотах полета, что дало возможность при наименьших энергетических затратах летать с большими скоростями и на большие дальности.

Ракетная техника все время совершенствуется: растут скорости и дальности полета, стоит задача значительного удешевления ракет и их полетов. В решении этих задач во многом могут помочь успехи аэродинамики, ее возможности по разработке путей уменьшения сопротивления полету в плотных слоях атмосферы, что в свою очередь позволит снижать энергетические затраты, которые приводят к увеличению полезного груза ракет и более рациональному их использованию.

Положения аэродинамики ракет относятся не только к ракетам, но и к любым летательным аппаратам (самолетам, вертолетам, артиллерийским снарядам и т. п.). Поэтому в книге, наряду с понятием «ракета», будет использоваться и более общее выражение — «летательный аппарат» или «тело», под которым следует понимать любой летательный аппарат тяжелее воздуха (ракета, самолет, вертолет и т. п.).

В зависимости от особенностей конструкции корпуса современные ракеты разделяют на крылатые и баллистические. Отличие крылатых ракет от баллистических с точки зрения принципа их полета в воздухе состоит в следующем.

Крылатые ракеты, как следует из их названия, имеют крылья, которые создают основную часть подъемной аэродинамической силы. Корпусом же и другими аэро-

динамическими поверхностями создается сравнительно небольшая ее часть. Подъемная сила удерживает крылатые ракеты в воздухе при их полете, т. е. масса ракеты уравнивается подъемной силой. Чтобы крылатый аппарат поднялся в воздух и мог летать, тяга его двигателей должна составлять 50—70% стартовой массы аппарата (на 50—30% он уравнивается подъемной силой, создаваемой крыльями такого летательного аппарата).

Эти ракеты как бы «опираются» крыльями о воздух. Поэтому они могут совершать полеты только в пределах атмосферы.

Крылатые ракеты могут иметь дальность полета до нескольких сот и даже тысяч километров.

Скорость их полета тоже колеблется в больших пределах: от нескольких десятков метров до нескольких сот метров в секунду, но по сравнению со скоростями баллистических ракет она невелика. Скорость полета баллистических ракет составляет несколько километров в секунду.

На крылатую ракету воздух оказывает двойное воздействие: с одной стороны, полезное, поскольку аэродинамические силы удерживают ракету в воздухе при полете и могут также создавать управляющие усилия, если ракета имеет аэродинамические органы управления, а с другой — вредное, так как аэродинамические силы оказывают сопротивление движению ракеты и при этом возникает аэродинамический нагрев.

Баллистические ракеты крыльев не имеют. В основе их полета лежит реактивный принцип. Запускаются они с пусковых установок, как правило, под углом  $90^\circ$  к горизонту. Для взлета баллистической ракеты необходимо, чтобы тяга двигателей, создающих подъемную силу, превышала массу ракеты примерно в 1,3 раза, в то время как для подъема крылатой ракеты, как указывалось ранее, она составляет 50—70% стартовой массы аппарата. Поэтому двигатели баллистических ракет значительно мощнее двигателей крылатых ракет.

Когда скорость баллистической ракеты достигает расчетной величины, двигатели выключаются, система управления наклоняет ракету на заданный угол к горизонту, соответствующий максимальной дальности полета. Этот угол составляет примерно  $45^\circ$ .

Участок траектории, на котором работают двигатели,

называется активным; участок траектории после выключения двигателей и до точки падения ракеты — пассивным. После выключения двигателей ракета летит по баллистической траектории как артиллерийский снаряд.

Чтобы ракета преодолела силу притяжения Земли и стала искусственным спутником Земли (ИСЗ), ей необходимо сообщить первую космическую скорость, равную 7,91 км/с. На летящую в атмосфере ракету воздух, как мы уже знаем, оказывает вредное воздействие: создает сопротивление, тормозящее полет ракеты, при этом происходит аэродинамический нагрев, который также вреден. Однако воздух имеет и неопределимое положительное значение при спуске ракеты (ИСЗ) на Землю. Если бы не было атмосферы, то для торможения ракеты потребовалось бы столько же топлива, сколько для вывода на орбиту. Например, для спуска десятитонного объекта пришлось бы применять трехступенчатую ракету с начальной массой 170 т. При современном состоянии техники такую задачу решить очень сложно. Воздух же, оказывая сопротивление спускающейся на Землю ракете, играет в этом случае большую роль, так как отпадает необходимость в создании мощных тормозных двигателей.

В предлагаемой вниманию читателей книге рассказывается о законах движения ракет в условиях атмосферы, о аэродинамических силах, действующих на ракеты в полете, о дозвуковом, звуковом и сверхзвуковом режимах полета ракет. Книга также знакомит с аэродинамическим управлением ракет в полете. Она не претендует на полноту освещения рассматриваемых вопросов, а излагает лишь тот материал, который позволит читателю познакомиться с физическими основами полета ракет в атмосфере.

Глава I

**ПОНЯТИЯ ОБ ОСНОВНЫХ ЗАКОНАХ  
АЭРОДИНАМИКИ**

---

Аэродинамика стала самостоятельной отраслью знаний во второй половине прошлого столетия в связи с развитием нарезной артиллерии и авиации, хотя отдельные ее положения и законы были открыты значительно раньше. В эту науку внесли большой вклад выдающиеся ученые прошлого Леонардо да Винчи, М. В. Ломоносов, К. Бернулли, Л. Эйлер и др.

Силы, возникающие при движении воздушных масс, — аэродинамические силы — люди используют издавна. Например, с незапамятных времен силой ветра приводились в действие ветряные мельницы. Парусные суда бороздили моря и океаны.

Первые попытки полета человек связывал со стремлением использовать силы, которые появляются при движении тел в воздухе. Можно смело сказать, что в основе аэродинамики лежит тщательное и длительное изучение полета птиц. Перед человеком возник вопрос, каким образом получить силу, которая, преодолев сопротивление воздуха, подняла бы его над землей?

После опытов, проведенных братьями Монгольфье с воздушными шарами-аэростатами в конце XVIII и начале XIX в., ученые разных стран заинтересовались идеей полета на аппаратах легче воздуха. Было создано много различных типов таких аппаратов. Но уже тогда стало ясно, что широкого распространения они не получают, так как обладают весьма серьезными недостатками: имеют большие размеры и практически неуправляемы в полете. Чтобы поднять груз массой в один килограмм, необходим наполненный водородом шар объемом примерно в один кубический метр, а для поднятия груза массой в одну тонну — шар объемом около 1000 м<sup>3</sup>.

Поэтому основное внимание стало уделяться летательным аппаратам тяжелее воздуха. К концу XIX столетия возможность полетов на таких аппаратах была



Доказана, и идея полета на них победила окончательно. Первым от земли оторвался самолет, построенный нашим соотечественником А. Ф. Можайским. Это было в 1882 г. Через 25 лет американцы братья Райт создали свой самолет. С этого времени и начинается бурное развитие науки о законах взаимодействия воздуха с движущимися в нем телами.

В последние 10—15 лет вновь усилилось внимание к аппаратам легче воздуха — аэростатам. Конечно, эти аппараты не заменят летательных аппаратов тяжелее воздуха, да и задачи на них возлагаются другие, например астрономические наблюдения.

Так, дирижабли могут применяться для транспортировки грузов в труднодоступные места, при строительстве дорог, мостов, трубопроводов и т. д. Доказано, что экономически это более выгодно, чем использование аппаратов тяжелее воздуха.

Работы по усовершенствованию аппаратов, легче воздуха не прекращаются и поныне. Возможно, в недалеком будущем они найдут более широкое применение.

В создании летательных аппаратов был пройден путь от воздушных змеев до аэростатов, от самолетов Можайского и братьев Райт до реактивной авиации, от увеселительных ракет-фейерверков до межконтинентальных баллистических ракет и космических кораблей, способных совершать полет к Луне и планетам Солнечной системы.

Каковы же принципы полета летательных аппаратов в атмосфере?

Полет летательного аппарата в атмосфере основан на преодолении силы земного тяготения, т. е. на получении такой силы, которая, уравновесив этот аппарат в воздухе, могла бы преодолеть сопротивление воздуха, возникающее при его движении.

Известны четыре способа (принципа) летания: аэростатический, аэродинамический, баллистический и динамический.

Аппараты, полет которых основан на аэростатическом принципе, называются летательными аппаратами легче воздуха, а их полет — воздухоплаванием. Законы полета таких аппаратов изучает наука аэростатика. Их полет основан на законе Архимеда: на погруженное в жидкость (воздух) тело действует подъемная сила, равная весу вытесненного объема жидкости (воздуха).

К аппаратам легче воздуха относятся воздушные шары и аэростаты. Аэростаты, которые могут летать на больших высотах, называются стратостатами. Управляемые аэростаты, оборудованные двигателями для управления, называются дирижаблями. Оболочки воздушных шаров, аэростатов наполняются газом легче воздуха (например, водородом или гелием).

Аэродинамический способ летания заключается в том, что летательный аппарат удерживается в воздухе подъемной силой, возникающей при взаимодействии аппарата с воздушным потоком.

Баллистический принцип — это полет свободно брошенного тела, который происходит в основном под действием силы земного притяжения — гравитационного поля Земли. Этот полет совершается за счет энергии, предварительно накопленной летательным аппаратом.

Летательный аппарат, использующий баллистический принцип, разгоняется, например, с помощью реактивного двигателя, который работает короткое время и сообщает аппарату необходимую для дальнейшего полета энергию. По окончании работы двигателя начинается свободный баллистический полет, который может совершаться как в плотных слоях атмосферы, так и за ее пределами (в космосе).

Динамический принцип летания заключается в том, что летательный аппарат удерживается и управляется в полете за счет тяги своих двигателей. Например, полет самолета с вертикальными взлетом и посадкой. В этом случае самолет «поддерживается» тягой своей силовой установки.

На основе динамического принципа осуществляется маневрирование космического корабля в космосе двигателями.

Как же работает реактивный двигатель?

Автомобиль, теплоход, самолет, человек могут двигаться, только отталкиваясь от чего-либо. Автомобиль движется, отталкиваясь колесами от полотна дороги, самолет летит, отталкиваясь от воздуха, человек идет, отталкиваясь от земли. Необходимое условие движения — наличие внешней среды: земли, воды, воздуха, а также посредника (промежуточного элемента) — движителя: колес автомобиля, пропеллера самолета и т. п.

Летательные аппараты, имеющие реактивные двигатели, отталкиваются не от внешней среды, а от выбра-

сываемых двигателем газов. Они не имеют промежуточного элемента — движителя.

В основе движения таких аппаратов лежит принцип реактивного движения. Слово «реакция» в переводе с латинского означает «отдача». Реактивное движение основано на использовании явления отдачи. Рассмотрим его сущность.

Возьмем полый шар, наполним его, например, порохом и воспламеним этот порох (шар не имеет отверстий). Образующиеся при этом газы (если шар достаточно прочен) будут давить на все стенки шара с одинаковой силой. Шар будет при этом находиться на месте, так как все силы уравниваются. Но если в нем сделать отверстие, то равновесие нарушится, газы будут вытекать через отверстие. По третьему закону Ньютона действие струи газов вызовет равное и противоположно направленное противодействие. Шар начнет двигаться в сторону, противоположную движению газов, т. е. возникнет реактивная сила. Это движение произойдет независимо от внешней среды. Поэтому летательные аппараты, использующие реактивный принцип движения, могут летать за пределами атмосферы, в космосе; им не нужна внешняя среда, от которой бы они отталкивались. Рассмотрим полную силу,двигающую ракету, — тягу двигателей.

Величину силы тяги  $P$  можно выразить формулой

$$P = \frac{G}{g} \omega_r + S_a (p_a - p_n),$$

где  $G$  — масса топлива, расходуемая в секунду (секундный расход топлива);

$\omega_r$  — скорость истечения газов из сопла двигателя;

$S_a$  — площадь выходного сечения сопла;

$p_a$  — давление газов в выходном сечении сопла;

$p_n$  — атмосферное давление;

$g$  — ускорение свободного падения.

Из формулы видно, что чем больше расход топлива в секунду, т. е. чем больше масса вытекающих газов, тем больше сила тяги. С увеличением скорости вытекающих из сопла двигателя газов тяга также увеличивается. Тяга увеличивается и с подъемом ракеты на высоту, так как атмосферное давление уменьшается, поэтому в космосе, где атмосферное давление равно нулю, тяга (при прочих равных условиях) будет наибольшей,

Тяга складывается из двух составляющих.

Первая составляющая  $\left(\frac{G}{g} \omega_r\right)$  — это равнодействующая сил давления продуктов сгорания. Она действует на внутреннюю поверхность двигателя и называется реактивной силой.

Вторая составляющая  $S_a(p_a - p_n)$  — это равнодействующая сил давления, которые действуют на наружную поверхность ракеты в результате перепада давления на срезе сопла  $(p_a - p_n)$ .

Реактивная сила составляет основную часть силы тяги.

Если аэродинамический принцип летания можно использовать только в условиях атмосферы, поскольку летательный аппарат отталкивается от воздуха, то баллистический принцип применяется и в космическом пространстве, так как летательный аппарат отталкивается от вытекающих из двигателя газов. В космическом пространстве реактивный двигатель используется даже более эффективно, чем в атмосфере, так как в космосе он не испытывает сопротивления воздуха.

К летательным аппаратам, основанным на баллистическом принципе, относятся баллистические ракеты, космические корабли, ИСЗ и т. п.

Известно, что всякое движение относительно. Воздух также движется относительно, например относительно твердых тел. При таком движении между воздухом и телом возникает силовое воздействие. Аэродинамика изучает его и устанавливает величины сил, действующих как на воздух, так и на тела, которые он обтекает.

Кроме того, аэродинамика рассматривает действие мощных ударных волн, аэродинамический нагрев летательных аппаратов при полете в воздухе или при возвращении их в атмосферу из космоса, определяет перегрузки при спуске ракет на поверхность Земли и т. д.

При изучении законов аэродинамики широко применяется принцип обратимости, который заключается в следующем: движется ли тело в неподвижном воздухе, или, наоборот, движется воздух, обтекая неподвижное тело с той же скоростью, — результат взаимодействия тела с воздухом, т. е. аэродинамические силы, в том и другом случае будет одинаковым.

Это положение обосновывается тем, что при установившемся поступательном движении тела в воздухе дей-

ствующие на него силы зависят только от относительной скорости движения тела и воздушного потока.

С принципом обратимости в этой книге мы будем встречаться часто, так как при изучении многих положений аэродинамики удобнее рассматривать не движение ракеты (летательного аппарата) в неподвижном воздухе, а поток воздуха, набегающий на неподвижную ракету. Этот принцип широко используется также при испытании летательных аппаратов или их моделей в аэродинамических трубах.

Обычно аэродинамику делят на теоретическую, экспериментальную и прикладную.

Теоретическая аэродинамика, опираясь на опытные данные, исследует физическую сущность явлений, происходящих при взаимодействии воздуха с телами. Она устанавливает закономерности при движении тел в воздухе. Как правило, эти закономерности очень сложны и учесть их все не представляется возможным. Поэтому ряд задач современной аэродинамики упрощают, если эти упрощения позволяют получить точность результатов, приемлемую для практических целей.

Экспериментальная аэродинамика изучает опытным путем взаимодействие между воздухом и телом. Опыты проводятся главным образом в аэродинамических трубах.

Кроме аэродинамических труб для экспериментальных исследований обтекания тел воздухом используются также ракетные тележки, баллистические трассы и т. д. Регистрация процессов осуществляется фото- и киноаппаратурой. Для изучения обтекания ракет (летательных аппаратов) воздухом в естественных условиях используются летные испытания.

Прикладная аэродинамика занимается практическим использованием результатов теоретической и экспериментальной аэродинамики при создании летательных аппаратов.

В зависимости от скорости летательного аппарата изменяется качественная картина обтекания его воздухом. При скорости летательного аппарата, близкой к скорости звука, на его полет оказывает влияние сжимаемость воздуха: сопротивление воздуха резко возрастает. А при скорости полета, равной скорости звука, скачком изменяются параметры воздушного потока: скорость набегающего потока уменьшается, давление и плотность

увеличиваются. При этом температура воздушного потока, окружающего летательный аппарат, резко повышается.

В связи с этим раздел аэродинамики, изучающий движение летательных аппаратов в атмосфере при скоростях, близких к скорости звука, при звуковых скоростях и превышающих их, называют аэродинамикой больших скоростей или газодинамикой.

Условия обтекания тел сверхзвуковым потоком, имеющим различные сверхзвуковые скорости, также имеют свои особенности. Поэтому аэродинамика больших скоростей — газодинамика — делится на несколько разделов.

Обтекание тел при очень больших скоростях, называемых гиперзвуковыми скоростями, которые в пять и более раз превышают скорость звука, изучается специальным разделом газодинамики — гипераэродинамикой.

Обтекание тел в сильно разреженных слоях атмосферы, находящихся на больших высотах, изучается аэродинамикой разреженных газов — супераэродинамикой.

При движении летательных аппаратов с гиперзвуковыми скоростями происходят диссоциация, распад и ионизация молекул воздуха. Физические свойства воздуха при этом изменяются. Аэродинамика ионизированного газа называется магнитоаэродинамикой.

Скоростями, близкими к скорости звука и превышающими ее, вначале начали заниматься артиллеристы, так как скорости снарядов и пуль уже давно приблизились к звуковым, а впоследствии значительно превысили их. Затем положения газовой динамики стали использовать при расчете газовых турбин с целью получения сверхзвуковых скоростей. В наше время аэродинамика больших скоростей очень широко применяется для исследования сверхзвукового полета летательных аппаратов.

Аэродинамика является частью механики, которая изучает движение тел, и опирается на общие законы механики. Особенность ее заключается в том, что она рассматривает силы, возникающие в процессе полета летательного аппарата в атмосфере. Аэродинамика тесно связана с термодинамикой, метеорологией и другими отраслями знаний. Поэтому остановимся на некоторых положениях смежных с аэродинамикой наук, которые помогут уяснить основные вопросы аэродинамики.

## О строении веществ

Как известно, все вещества (тела) состоят из молекул. Молекулы — это мельчайшие частицы вещества, сохраняющие его химические свойства и находящиеся в непрерывном хаотическом беспорядочном движении. Между молекулами действуют силы притяжения и отталкивания, т. е. они между собой взаимодействуют.

В зависимости от характера силы взаимодействия молекул вещества имеют три агрегатных состояния: газообразное, жидкое и твердое.

В газообразных веществах силы взаимодействия очень малы, поэтому расстояния между молекулами велики, молекулы движутся в полном беспорядке. Вот почему воздух (как и вообще газы) свободно обтекает тела в любом направлении. В одном кубическом сантиметре воздуха находится огромное количество молекул — примерно  $2,5 \cdot 10^{19}$ . Размеры молекул чрезвычайно малы — приблизительно  $1 \cdot 10^{-8}$  см.

Молекула, находясь в хаотическом движении, до столкновения с другой молекулой пробегает очень малый путь — примерно  $9 \cdot 10^{-6}$  см. Этот путь называется свободным пробегом молекул. Среднее расстояние между молекулами в 10 раз больше размера самой молекулы, следовательно, средний объем пространства, на который приходится одна молекула, почти в 1000 раз больше самой молекулы.

Скорость движения молекул воздуха (газов) достигает сотен, а иногда и тысяч метров в секунду. Каждая молекула движется прямолинейно и равномерно до тех пор, пока не столкнется с другой молекулой или с поверхностью тела, к которому примыкает воздух. Движение молекул непрерывно. Каждая из них в обычных условиях имеет до 7,5 миллиарда столкновений в секунду.

Несмотря на то что средний пробег молекул по сравнению с самой молекулой велик, практически можно считать, что молекулы воздуха прилегают друг к другу и давят на поверхность предметов, с которыми они соприкасаются, как сплошное тело. Поэтому при аэродинамических расчетах полагают, что воздух является сплошной средой. Но это относится только к нижним слоям атмосферы, плотным ее слоям.

С подъемом на высоту плотность воздуха уменьшает-

ся, количество молекул в одном кубическом сантиметре сокращается, а свободный пробег каждой молекулы увеличивается.

На высоте 10 км количество молекул в одном кубическом сантиметре уменьшается до  $9 \cdot 10^{18}$ , а их свободный пробег увеличивается до  $17 \cdot 10^{-5}$  см. Однако количество молекул в одном кубическом сантиметре еще велико, а свободный пробег их мал, поэтому воздух на этой высоте также считается сплошной средой.

На высоте около 120 км количество молекул в одном кубическом сантиметре снижается до  $6 \cdot 10^{12}$ , а свободный пробег молекул увеличивается до 140 см. Длина свободного пробега молекул уже соизмерима с размерами обтекаемого тела и может быть больше его. Поэтому в верхних слоях атмосферы на высоте 100—120 км, где свободный пробег молекул очень большой, воздушную среду считают несплошной средой, а пространством, заполненным отдельными молекулами. Аэродинамические силы здесь возникают вследствие взаимодействия с поверхностью летательного аппарата отдельных молекул воздуха.

Четкое понятие о воздухе как сплошной или несплошной среде в аэродинамике имеет исключительно большое значение, так как методы аэродинамических расчетов и результаты их различны. Например, аэродинамические силы и аэродинамический нагрев при одной и той же скорости полета в сплошной среде значительно больше, чем в несплошной. При этом следует отметить, что определение аэродинамических характеристик в сплошной среде представляет меньшие трудности, чем в несплошной среде.

Строение жидкости иное. Здесь молекулы находятся в непосредственной близости друг к другу, силы взаимного притяжения между ними больше, чем в газах (воздухе), и поэтому они не могут так свободно передвигаться и обтекать тела в любом направлении, как в газах. Но силы взаимного притяжения в жидкостях еще не так велики, чтобы молекулы не могли отрываться друг от друга, и поэтому жидкости принимают форму тех сосудов, в которых они находятся.

В твердом теле расстояния между молекулами еще меньше, чем в жидкостях; молекулы практически находятся в неизменном положении относительно друг друга. Движение молекул в твердых телах сказывается



только в том, что они колеблются около положения равновесия. Отсутствие свободных перемещений молекул делает тело твердым.

Всякое беспрерывное, хаотическое движение молекул твердого тела есть не что иное, как тепловое их движение. Поэтому при повышении температуры тела увеличивается скорость хаотического движения молекул, что ведет к увеличению расстояния между ними. Так, при очень сильном нагревании металл переходит в жидкое состояние. При понижении давления скорость хаотического движения также увеличивается. Поэтому в горах на достаточно большой высоте, где атмосферное давление меньше, вода кипит, превращаясь в пар, при температуре менее  $100^{\circ}$ , например при  $80^{\circ}\text{C}$ . При понижении температуры и повышении давления расстояния между молекулами уменьшаются. В технике путем понижения температуры и повышения давления газ переводят в жидкое состояние. Так получают жидкий кислород, азот и т. д.

Помимо описанных агрегатных состояний веществ — твердого, жидкого и газообразного, можно назвать еще одно, четвертое состояние — плазменное.

Плазма — это электрически нейтральная механическая смесь положительно заряженных ионов и отрицательно заряженных электронов, которые взаимосвязаны и ведут себя как свободные заряды. Поэтому плазма в целом нейтральна, но в то же время она является хорошим проводником электрического тока. Состояние плазмы определяется плотностью носителей зарядов, степенью ионизации, абсолютной температурой. Она подвержена действию электрических и магнитных полей. Ученые сейчас работают над вопросом применения плазмы в реактивных двигателях в качестве рабочего тела. Исключительно важное значение она имеет в создании управляемой термоядерной реакции. Основная масса Вселенной ионизирована, т. е. состоит из плазмы. Плазма образуется при высокой температуре или в результате электрических разрядов в газах.

При очень больших скоростях полета некоторых типов ракет (примерно в 8 раз превышающих скорость звука), особенно в верхних, разреженных слоях атмосферы, могут возникать такие температуры, при которых образуется плазма. Аэродинамические расчеты для таких условий имеют свои особенности,

Поэтому в современных условиях изучению плазменного состояния веществ уделяется большое внимание.

### Физические свойства воздуха

Так как аэродинамические силы могут возникать только в атмосфере (вообще в среде газов), изучение свойств воздуха имеет большое значение.

Воздух обладает многими физическими свойствами. Мы познакомимся только с теми, которые так или иначе оказывают влияние на силы, возникающие при движении летательного аппарата.

Установлено, что в атмосфере на силы, возникающие при движении летательного аппарата, значительное действие оказывают сжимаемость воздуха, его вязкость и инертность.

**С ж и м а е м о с т ь** — это способность воздуха (вообще тел) изменять свой объем, а следовательно, и плотность при изменении давления и температуры.

**В я з к о с т ь** — это внутреннее трение в жидкостях и газах, которое проявляется при перемещении одного слоя жидкости или газа относительно другого. Если провести аналогию с твердым телом, то можно сказать, что в твердом теле силы вязкости проявляются при сдвиге (срезающие усилия). При этом в твердых телах «вязкость» проявляется во много раз сильнее, чем в жидкостях и газах.

Вязкость жидкостей различна. У воды, например, она очень мала, вода почти не противодействует усилиям сдвига. Поэтому воду иногда рассматривают как идеальную жидкость, т. е. как жидкость, которая не имеет вязкости.

Газы также обладают небольшой вязкостью. Но при течении жидкостей и газов около твердых поверхностей вязкость увеличивается.

**И н е р т н о с т ь** (инерция) — это свойство воздуха (газов и любых тел) сопротивляться изменению его состояния покоя или прямолинейного равномерного движения. Это, собственно, и есть первый закон механики, открытый Ньютоном, — закон инерции. Мерой инертности воздуха является его масса. Чем больше масса воздуха, тем большая сила необходима, чтобы нарушить состояние его покоя. Масса воздуха не является постоянной. Она уменьшается с высотой, т. е. инертность воз-

духа с высотой снижается. Инертность воздуха оценивается массой единицы объема. Естественно, чем больше массовая плотность воздуха, тем больше его инертность.

### О параметрах воздуха

Принципиальная разница между жидкостью и газом заключается в различной их сжимаемости. Если жидкости (в технической литературе часто встречается «капельные жидкости») практически несжимаемы, то газы («упругие жидкости») могут во много раз изменять свой объем.

При сжатии или расширении воздуха изменяются его параметры: давление, температура, плотность.

**Давление.** Удары огромного количества молекул воздуха (газов) о поверхность твердого тела воспринимаются как давление. Образно говоря, молекулы воздуха «стучат» о стенки сосуда, как дождевые капли при своем падении ударяют о железную крышу. Давление — это сила, которая действует на единицу поверхности перпендикулярно к этой поверхности и обозначается буквой  $p$  (в единицах СИ давление измеряется в паскалях — Па).

Атмосферное давление измеряется барометрами, давление выше атмосферного — манометрами, а давление ниже атмосферного — вакуумметрами.

**Температура.** Ранее уже отмечалось, что молекулы воздуха совершают непрерывное хаотическое движение. При нагревании воздуха скорость хаотического движения молекул возрастает. Для измерения температуры тел установлено несколько шкал. В технике применяются в основном шкалы Цельсия и Кельвина (абсолютная шкала). Нуль градусов Цельсия соответствует постоянной точке плавления льда, а сто градусов — постоянной точке кипения воды при нормальном атмосферном давлении. Температура, отсчитываемая по шкале Цельсия, обозначается  $^{\circ}\text{C}$ . Температура ниже нуля называется отрицательной, а выше — положительной. Нуль градусов абсолютной шкалы (0К) находится на  $273^{\circ}$  ниже нуля шкалы Цельсия (точнее  $273,16^{\circ}$ ). Эта точка шкалы называется абсолютным нулем. При абсолютном нуле прекращается тепловое, т. е. хаотическое, движение молекул. Так как и на абсолютной шкале расстояние между точками плавления льда и кипения воды

разделено на сто делений, то один градус абсолютной шкалы соответствует одному градусу шкалы Цельсия.

Температура, измеренная термометром с абсолютной шкалой, называется абсолютной температурой и обозначается  $K$ .

**Плотность.** Единица измерения плотности  $\text{кг}/\text{м}^3$  — плотность однородного тела, имеющего при объеме  $1 \text{ м}^3$  массу  $1 \text{ кг}$ .

### Газовые законы

В аэродинамике часто пользуются газовыми законами Бойля — Мариотта, Гей-Люссака и уравнением состояния газа.

Законы Бойля — Мариотта и Гей-Люссака установлены экспериментальным путем. Они связывают между собой параметры газов: давление, температуру и объем. Закон Бойля — Мариотта гласит: при неизменной температуре и массе газа произведение давления на объем есть величина постоянная ( $pV = \text{const}$ ).

Следовательно, при уменьшении давления, например, в два раза объем газа увеличится в два раза. Этот простой физический закон был установлен опытным путем английским ученым Бойлем и французским ученым Мариоттом.

Согласно закону Гей-Люссака отношение некоторого объема газа к его температуре есть величина постоянная при неизменных давлении и массе газа:

$$\frac{V}{T} = \text{const}.$$

Из этих частных экспериментальных законов выведен объединенный газовый закон — уравнение состояния, который гласит: для данной массы газа произведение его объема на давление, деленное на соответствующую абсолютную температуру, есть величина постоянная (обозначается  $R$  и называется газовой постоянной), т. е.

$$R = \frac{pV}{T} \text{ или } pV = RT.$$

Численное ее значение, например для воздуха, равно  $29,26 \text{ кг} \cdot \text{м}/\text{кг} \cdot \text{град}$ , или  $\text{м}/\text{град}$ . Газовую постоянную можно рассматривать как работу сил давления, приложенных к  $1 \text{ кг}$  газа при изменении его температуры на  $1^\circ$ .

Пользуясь уравнением состояния, можно по любым двум параметрам вычислить третий.

### Атмосфера и ее свойства

Наша Земля окружена воздушным слоем (атмосферой), простирающимся на сотни километров от ее поверхности. Этот слой воздуха вращается вместе с Землей как единое целое. Без атмосферы не могли бы оторваться от Земли и летать птицы, а также все виды летательных аппаратов, кроме баллистических ракет и космических аппаратов. Но и для космических аппаратов, возвращающихся на Землю, атмосфера имеет исключительно большое значение. Поэтому в аэродинамике особое внимание уделяется изучению атмосферы, ее свойств и влияния на полет летательных аппаратов.

Атмосфера состоит из механической смеси газов. В ней содержится 78% азота, 21% кислорода и 1% приходится на углекислый газ, водород и инертные газы (аргон, гелий, неон и др.). Однако состав атмосферы несколько меняется в зависимости от географического местоположения, высоты над Землей и ряда других факторов. Конечно, в атмосфере имеются и промышленные газы, остатки продуктов сгорания, пары воды и т. п.

Значение атмосферы в жизни человека и всего живого на Земле очень велико. Входящий в состав атмосферы кислород необходим для жизнедеятельности человека и живых организмов; азот входит в состав белков, которые являются основой органической жизни на Земле; углекислый газ необходим растениям.

Атмосфера предохраняет нас от чрезмерного нагревания лучами Солнца днем и сильного охлаждения ночью, она защищает все живые организмы от разрушительного действия коротковолнового излучения Солнца и космических лучей. Окружающий нас воздух является средой для передачи звука.

Нижняя граница атмосферы выражена четко — это земная и водная поверхности. С подъемом на высоту плотность атмосферы падает. Верхняя граница атмосферы достигает 20 000 км. На этой высоте имеется весьма разреженный газ. На высоте 10 км плотность воздуха в три раза меньше, чем у поверхности Земли, а на высоте 100 км — примерно в один миллион раз.

Согласно решению Международного геофизического союза атмосфера разделена на пять слоев, отличающих-

ся теми или иными свойствами: тропосфера, стратосфера, мезосфера, термосфера, экзосфера. Эти слои не имеют четко выраженных границ, их высоты изменяются во времени и с изменением географической широты.

**Тропосфера.** Это нижний слой атмосферы, простирающийся в полярных областях до высоты 8—10 км, в умеренных широтах — до высоты 10—12 км, в тропиках — до 16—18 км. Такое распределение тропосферы по высоте объясняется в основном разницей в степени нагретости земной поверхности на разных широтах.

Наибольшая масса воздуха находится в пределах тропосферы. Так, половина всей массы воздуха сосредоточена в пределах 5—6 км от поверхности Земли, а слой воздуха до 10 км включает от  $\frac{2}{3}$  до  $\frac{3}{4}$  атмосферы. В этом слое находится почти вся влага, в нем происходят основные метеорологические явления: испарение и конденсация водяных паров, образование туманов и облаков, выпадение осадков (дождя, снега, града), развитие грозных явлений.

Тропосфера для аэродинамиков по этим причинам представляет наибольший интерес.

Основная часть солнечной энергии, попадаемой на Землю, поглощается земной поверхностью. Вследствие этого слои воздуха, расположенные ближе к поверхности Земли, нагреваются сильнее. Нагреваемый воздух расширяется, т. е. занимает больший объем, плотность его при этом уменьшается — воздух становится легче. Нагретый воздух поднимается вверх, а холодный опускается вниз. Это является причиной перемещения воздушных масс в вертикальном направлении.

Ввиду неравномерного нагрева различных участков земной поверхности и, следовательно, нагрева воздуха на этих участках происходит перемещение воздушных масс по земной поверхности.

С подъемом на высоту температура воздуха понижается, но на некоторой высоте понижение прекращается, и температура остается постоянной. Эта высота является приблизительной границей между тропосферой и следующим слоем атмосферы — стратосферой. Для умеренных широт на каждый километр подъема на высоту температура понижается примерно на  $6,5^{\circ}\text{C}$ . Понижение температуры происходит до верхней границы тропосферы, называемой тропопаузой.

Следует указать, что давление, плотность и другие характеристики воздуха меняются также и в зависимости от географической широты местности, времени года, суток, состояния погоды. Эти изменения могут быть значительными.

Стратосфера характеризуется хорошей видимостью, безоблачной погодой. Плотность воздуха в стратосфере очень мала: уже на высоте 18 км она составляет около 10% плотности воздуха у поверхности Земли.

Верхняя граница стратосферы находится примерно в 40 км от поверхности Земли. На высотах 30—50 км в составе воздуха увеличивается относительное содержание озона, что имеет большое значение для температурного состояния атмосферы. Озон сильно поглощает солнечные лучи. Поэтому на высоте 25—35 км начинается повышение температуры и на высоте 50—60 км температура приближается к 0°, несмотря на большую разреженность воздуха.

Далее идет слой атмосферы, который называется мезосферой. Он расположен на высоте примерно 50—80 км.

Слой термосферы (80—1000 км) и экзосферы от 1000 км и выше характеризуются дальнейшим уменьшением плотности воздуха и изменением температуры. На высоте примерно 1100 км наблюдаются полярные сияния. Слой атмосферы от 60 до 400 км сильно ионизированы.

На высоте 80—120 км разрежение воздуха настолько велико, что он уже не может считаться сплошной средой, и поэтому методы аэродинамических расчетов и их результаты иные, чем в нижних слоях атмосферы.

Чтобы произвести расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата, необходимо знать параметры воздуха: давление, плотность, температуру, которые в основном и определяют его физические свойства, влияющие на величины аэродинамических сил, возникающих при полете. Но это еще не все. На аэродинамические характеристики влияют сила и направление ветра, влажность воздуха. Эти данные дают метеорологи по результатам показаний метеорологических приборов.

Параметры воздуха непрерывно изменяются во времени. Эти изменения происходят не только при смене времен года — от зимы к лету, но и в течение суток. Они

изменяются и в более короткие промежутки времени: часы и минуты.

В верхних слоях тропосферы часто наблюдаются струйные течения воздуха, которые определенным образом влияют на аэродинамические характеристики летательного аппарата. Сильные порывы ветра над поверхностью земли могут изменять силу и направление потока воздуха в течение секунд.

Для учета изменений атмосферы составляют таблицы так называемой стандартной атмосферы с осредненными значениями параметров атмосферы для каждой высоты. Получаются как бы идеальные значения параметров атмосферы, которые не изменяются во времени, оставаясь постоянными независимо от времени года, суток.

Параметры воздуха на различных высотах определяются теоретически и опытным путем. Для опытного определения используются шары-пилоты, метеорологические ракеты, искусственные спутники Земли и т. п.

На практике применяется несколько стандартных атмосфер, две из которых мы и рассмотрим.

Параметры международной стандартной атмосферы (МСА) (давление, плотность, температура и др.) считаются независимыми от времени года и суток, от широты местности и являются результатом осреднения и теоретического обобщения опытных данных (в том числе полученных и от ИСЗ).

В качестве наземных условий в МСА приняты: давление  $p_0 = 760$  мм рт. ст., плотность  $\rho = 0,125$  и температура  $T = 288$  К ( $15^\circ\text{C}$ ).

В настоящее время в нашей стране действует новая стандартная атмосфера, введенная в 1973 г. как наиболее отвечающая современному уровню знаний об атмосфере.

В составляемых таблицах стандартной атмосферы берутся высоты над уровнем моря до 80 000 м. Для интервалов высот приводятся барометрическое давление, температура, скорость звука, плотность и другие данные.

## О звуке

Звук представляет собой колебательное движение частиц, распространяющееся в виде волн в газообразной, жидкой или твердой среде. В атмосфере, например, эти



колебания выглядят как изменения плотности и давления воздуха.

Считается, что чем плотнее среда, тем скорость распространения звука в ней больше. Характеристиками колебаний среды являются период колебания и амплитуда.

Периодом колебания называется время одного колебания.

Число полных колебаний или периодов за одну секунду называют частотой колебаний. За единицу частоты принимается одно колебание в секунду, называют ее «герц» (сокращенно Гц).

Если в течение секунды произошло 10 колебаний, это значит, что частота процесса 10 Гц.

Второй характеристикой колебаний среды является амплитуда колебаний, которой называется наибольшее отклонение от положения равновесия. Она указывает на силу звука. Чем больше амплитуда, тем больше сила звука, тем звук громче.

Ухо человека воспринимает звуковые волны с частотой от 20 до 20 000 Гц.

Волны с частотой менее 20 Гц называются инфразвуковыми, а более 20 000 Гц — ультразвуковыми.

Инфразвуковые и ультразвуковые колебания широко используются в науке, технике, медицине. Например, инфразвуковые колебания, часто возникающие в морях и океанах при шторме или еще более грозном явлении — цунами, принимаются специальными приборами и оповещают плавающие в океане корабли и жителей прибрежных районов об опасности. Инфразвуковые колебания распространяются на большие расстояния и в земной поверхности. Это свойство широко используется сейсмологами, изучающими землетрясения и прогнозирование их. Таким образом можно зарегистрировать место подземного ядерного взрыва на очень большом расстоянии.

Не менее широко распространены в природе и ультразвуковые колебания, которые также используются в науке и технике.

Ультразвуковые колебания излучают некоторые животные, ультразвук заменяет им зрение. Например, летучая мышь, свободно ориентирующаяся в темноте, имеет орган — механизм эхолокации. Ультразвуковые волны, излучаемые ею, отражаясь от предметов, воз-

вращаются к мыши и сигнализируют о приближении к насекомому или предмету. Высокой степенью эхолокации, не достижимой пока для приборов, созданных человеком, обладают дельфины. Они, например, безошибочно подплывают к дробинке, брошенной в воду на расстоянии 20 м.

В настоящее время создано множество приборов, в которых используются ультразвуковые колебания. С помощью ультразвука производится холодная сварка, пайка; ультразвук исследует недра Земли и т. д.

Волны могут быть продольными и поперечными. В продольных волнах колебания распространяются вдоль среды. Например, если молотком ударить по торцу закрепленного в стене стержня, то силы сжатия и растяжения будут распространяться вдоль стержня.

В поперечных волнах частицы колеблются в поперечном направлении. Если закрепить один конец шнура неподвижно, а другой трясти вверх и вниз, то волны будут распространяться вдоль шнура, а частицы шнура будут колебаться в поперечном направлении — вверх и вниз.

В газах и жидкостях возникают только продольные волны, а на поверхности жидкости распространяются только поперечные волны. Например, камень, брошенный в воду, создает только поперечные волны.

Волны могут быть плоскими и сферическими. Плоские волны можно наблюдать на поверхности воды, они распространяются в одной плоскости — по зеркалу воды. Сферические волны распространяются по сфере, т. е. во всех направлениях.

Пример сферической волны — распространение звука выстрела, звука от больших электрических разрядов — грома.

Скорость распространения звука различна, причем чем плотнее среда, тем скорость в ней больше. Скорость звука также зависит от температуры тела. Так, при температуре  $+15^{\circ}\text{C}$  на уровне моря скорость звука в воздухе — 340 м/с, в воде — 1450 м/с, в стали — 5000 м/с и т. д.

Скорость распространения звука в газовой среде (воздухе) можно вычислить по формуле

$$a = \sqrt{kgRT},$$

где  $k$  — показатель адиабаты 1,4;

$g$  — ускорение свободного падения 9,81 м/с<sup>2</sup>;

$R$  — газовая постоянная;

$T$  — температура в градусах Кельвина, для воздуха она равна 29,26.

Подставив в формулу числовые значения, получим приближенную формулу скорости распространения звука:

$$a = 20\sqrt{T}.$$

С подъемом на высоту скорость распространения звука уменьшается, так как уменьшается плотность воздуха и понижается температура. В пределах тропосферы скорость звука уменьшается примерно на один метр в секунду при подъеме на каждые 250 м.

### О сжимаемости газов

Для более ясного представления о механизме сжимаемости газов кратко познакомимся с основными физическими процессами, протекающими в них.

Из одного состояния газ может перейти в другое (жидкое, твердое) различными путями. Этот переход совершается с затратой тепла и работы. Судить о характере процесса можно по тому, как меняются основные параметры газа в этом процессе. Наиболее характерными процессами для газа являются те, при которых один из параметров газа (давление, температура, плотность) остается постоянным, а также процесс без подвода и отвода тепла. Поэтому познакомимся только с двумя процессами: изотермическим и адиабатическим.

Допустим, что газ, заключенный в цилиндре, сжимается поршнем. При медленном движении поршня и хорошей теплопроводности стенок цилиндра и поршня мы не обнаружим изменения температуры в газе. Тепло, которое выделяется при сжатии газа поршнем, успевает отводиться наружу через стенки цилиндра и поршень. Температура газа в этом случае остается постоянной. Процессы, происходящие при неизменной температуре, называются изотермическими. Такие процессы протекают в воздухе при полете в атмосфере летательных аппаратов с дозвуковыми скоростями.

Теперь предположим, что при сжатии газа в цилиндре стенки цилиндра и поршень не проводят тепло. В этом случае тепло не может быть передано газом стенкам цилиндра и поршню, а также поступить извне к газу.

Температура газа при этом увеличивается, а при расширении — снижается.

Процессы, протекающие в газе при отсутствии теплообмена с окружающей средой, называются адиабатическими. На практике нельзя создать совершенно нетеплопроводную стенку, но можно привести большое количество примеров, очень близких к адиабатическим процессам. К ним относятся быстро протекающие процессы сжатия и расширения. Например, если быстро накачивать автомобильную камеру насосом, то воздух в ней сильно нагревается вследствие того, что время сжатия мало и воздух не успевает передать тепло в окружающую среду.

Адиабатические процессы имеют очень большое значение в аэродинамике больших скоростей — газодинамике. При больших скоростях полета летательных аппаратов воздух, не успевая передать тепло в окружающую среду, также сильно нагревается. Нагрев может достигать тысяч градусов.

Поскольку вопрос сжимаемости газов (воздуха) для аэродинамиков имеет особое значение, остановимся на нем более подробно.

Сжимаемость твердых тел может колебаться в широких пределах в зависимости от структуры твердого тела, сжимаемость же жидкостей очень мала. Например, для изменения объема воды на один процент необходимо увеличить давление в 200 раз. Сжимаемость других жидкостей при изменении давления также мала.

Изменение температуры жидкостей также незначительно сказывается на увеличении или уменьшении их объема.

Поэтому в технических расчетах, как правило, сжимаемость жидкостей при изменении давления и температуры не учитывается. Сжимаемость же воздуха (газов) при изменении давления и температуры может достигать больших величин. Это физическое свойство воздуха накладывает отпечаток на полет любого летательного аппарата в атмосфере и усложняет аэродинамические расчеты. Когда ученые говорят о сжимаемости воздуха, то рассматривают его как сплошную среду. При расчетах сжимаемость воздуха оценивается или абсолютным приростом плотности ( $\Delta\rho$ ), или относительным — отношением прироста плотности к первоначальной плотности воздуха ( $\Delta\rho/\rho$ ). Если температура воздуха

остаётся неизменной, количественно оценить сжимаемость несложно. Для этого можно воспользоваться уравнением состояния газа.

При движении ракеты в атмосфере сжатие и расширение частиц воздуха происходит очень быстро. Поэтому теплообмен между соседними частицами воздуха практически не успевает произойти. В этом случае температура воздуха повышается. Поэтому для сжатия воздуха при адиабатическом процессе необходимо большее давление, чем при изотермическом процессе, который происходит при неизменной температуре.

По этой причине при полете ракеты в атмосфере сжимаемость воздуха ухудшается (уменьшается) примерно в 1,4 раза. При больших скоростях полета сжимаемость воздуха ещё более ухудшается. Это имеет большое значение для ракет, летающих с огромными скоростями, при которых давление обтекающего ракету воздуха сильно изменяется в весьма короткие промежутки времени.

Рассмотрим физическую сущность влияния сжимаемости воздуха на полет ракеты в зависимости от скорости ее полета.

Если скорость полета ракеты в атмосфере меньше скорости распространения звука, то воздух перед наружной поверхностью ракеты раздвигается. При этом ракета испытывает сравнительно небольшое сопротивление, которое складывается из сопротивления давления и сопротивления трения.

Сопротивление давления вызывается ударами частиц воздуха о поверхность ракеты. Те частицы воздуха, которые направлены перпендикулярно к поверхности движущейся ракеты, оказывают наибольшее сопротивление. С уменьшением угла встречи частиц воздуха с поверхностью ракеты уменьшается их сопротивление. Поэтому переднюю часть ракет (носовую) делают конусообразной.

Другая часть сопротивления вызывается силами трения, возникающими между поверхностью движущейся ракеты и воздухом. Чем более шероховатая поверхность движущейся ракеты, тем больше сила трения.

В донной (хвостовой) части ракеты образуется разрежение, которое создает дополнительное сопротивление (донное сопротивление); чем больше скорость полета, тем больше это разрежение, тем больше сопротивление.

Донное сопротивление — это тоже сопротивление давления.

Для уменьшения сопротивления давления наружная поверхность ракеты должна иметь хорошо обтекаемую форму. Сопротивление давления в этом случае уменьшается. Считается, что сопротивление трения может составлять  $2/3$  или несколько более общего сопротивления. Действие сил давления и трения на летящую ракету показано на рис. 1.

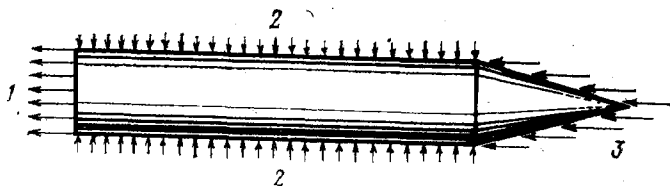


Рис. 1. Действие сил давления и трения на поверхность ракеты:  
1 — разрежение (донное сопротивление); 2 — силы трения; 3 — давление встречного потока воздуха

Итак, если скорость ракеты значительно меньше скорости звука, то летящая ракета, толкая воздух, смещает его частицы из положения равновесия сравнительно легко (не испытывая сильного сопротивления). Перед ракетой, конечно, создается небольшое уплотнение воздуха, но оно легко преодолевается. С увеличением скорости полета ракеты воздух перед ней уплотняется сильнее, сопротивление растет. Таким образом, чем больше скорость ракеты, тем большее сопротивление давления она испытывает.

Сопротивление движению ракеты растет до тех пор, пока ее скорость не сравняется со скоростью звука в данных условиях. Характер действия воздушного потока на ракету при этом резко меняется, а давление воздуха перед ней растет уже не постепенно, как при дозвуковых скоростях, а мгновенно, скачком.

Механизм обтекания тела воздушным потоком может быть уяснен при рассмотрении обтекания тела в аэродинамической трубе. Наблюдая картину обтекания тела воздушным потоком, мы заметим, что при небольших скоростях в сечении  $m-m$  (рис. 2), до которого тело еще не дошло, наблюдается изменение потока (дефор-

мация). Струи воздуха здесь расходятся, как бы приспособиваясь к обтеканию приближающегося тела.

Очевидно, что в этом сечении воздух уже получил сигнал о приближении тела. Этим сигналом явилось повышенное давление, созданное передней частью тела, которое движется, «убегая» от тела. Но это явление мы

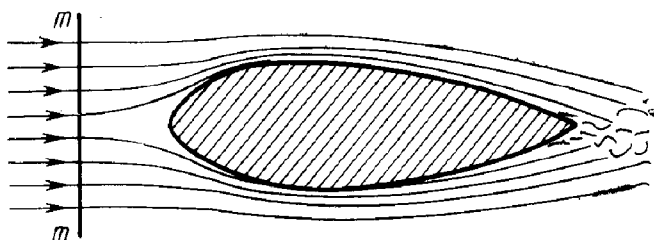


Рис. 2. Характер обтекания тела дозвуковым воздушным потоком

наблюдаем только в том случае, если скорость тела меньше скорости распространения повышенного давления, которое распространяется со скоростью звука. Скорость звука и является скоростью передачи сигнала по воздуху, сигнала, который сообщает о приближении тела.

При скорости тела, равной скорости звука или более, воздух не успевает получить сигнал о приближении тела и не деформируется перед движущимся телом. Тело врзается в невозмущенный поток, происходит мгновенное, скачкообразное повышение давления — скачок уплотнения.

Скорость распространения звука является своеобразным рубежом, при достижении которого резко меняются аэродинамические характеристики. Поэтому аэродинамики часто называют не абсолютную, а относительную скорость летательного аппарата.

Относительная скорость — отношение скорости полета к местной скорости звука (скорости в данных конкретных условиях) — называется числом  $M$  или числом Маха:

$$M = \frac{v}{a},$$

где  $v$  — скорость полета, м/с;  
 $a$  — местная скорость звука, м/с.

Число  $M$  является мерой сжимаемости воздуха и характеристикой скорости. В зависимости от величины числа  $M$  аэродинамики делят скорости полета:

а) на дозвуковые, когда скорость полета меньше скорости звука, т. е.  $M < 1$ ;

б) околозвуковые (трансзвуковые), когда скорость полета равна скорости звука или близка к ней, т. е.  $M \cong 1$ ;

в) сверхзвуковые, когда скорость полета больше скорости звука, т. е.  $M > 1$ .

При скоростях полета, соответствующих числам  $M \approx 0,3—0,5$ , сжимаемость воздуха практически не проявляется. При больших скоростях сжимаемость воздуха становится заметной; происходят качественные изменения состояния воздушного потока, обтекающего ракету (летательный аппарат).

Рассмотрим, как проявляется сжимаемость воздуха. При движении ракеты в атмосфере со скоростями, соответствующими числам  $M$  не более  $0,3—0,5$ , в каждой точке потока, прилегающего к ракете, изменяются скорость и давление. Когда скорость ракеты достигнет величины, соответствующей числам  $M = 0,3—0,5$  и превысит это значение, кроме скорости и давления изменятся также плотность прилегающего к ракете воздуха и его температура. Конечно, и при числах  $M$ , меньших  $0,3—0,5$ , плотность и температура воздуха около летящей ракеты изменяются, но изменения эти настолько малы, что при расчетах ими можно пренебречь. Давление, плотность и температура воздуха около летящей ракеты повышаются с увеличением скорости ракеты с ростом числа  $M$  вначале медленно, а затем все быстрее и быстрее.

Разница в росте давления и плотности достигает наибольшей величины при скоростях, близких к скорости звука, а разница в росте температур — при сверхзвуковых скоростях.

Чем больше сжат воздух, тем выше сопротивление движению ракеты.

Скорости ракеты, при которых учитывается сжимаемость воздуха, могут быть различными. Это зависит от точности аэродинамических характеристик, которые нужно получить. Например, если не учитывать сжимаемость воздуха при  $M$ , близком к единице, то давление будет определено с ошибкой примерно 25%, а скорость — 15%.



## Основные законы аэродинамики

Чтобы познакомиться с основными законами аэродинамики, вначале остановимся на некоторых определениях и понятиях.

Как мы уже знаем, состояние воздуха характеризуется тремя параметрами: давлением  $p$ , абсолютной температурой  $T$  и плотностью  $\rho$ . А если воздушный поток движется, то необходимо добавить еще одну характеристику — скорость его движения  $v$ .



Рис. 3. Трубка тока частиц воздуха:  
1 — обтекаемое тело; 2 — струйка — трубка тока частиц воздуха

Для удобства изучения движения воздуха в потоке обычно выделяют струйки — трубки тока частиц воздуха. Струйка

представляет собой замкнутый контур, частицы воздуха которого образуют поверхность, показанную на рис. 3.

Движение воздуха может быть установившимся и не установившимся.

Установившимся называется такое движение воздуха, при котором скорость потока в какой-либо точке данного сечения остается неизменной во времени. Иначе говоря, в данном сечении в каждую секунду протекает одно и то же количество жидкости.

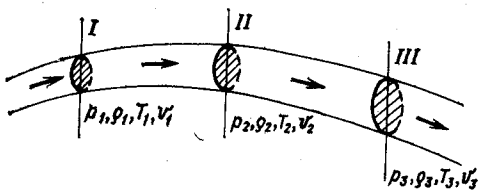


Рис. 4. Установившееся течение:  
I — первое сечение; II — второе сечение;  
III — третье сечение

Рассмотрим одномерные потоки (рис. 4), т. е. такие потоки, для которых значения давления  $p$ , температуры  $T$ , плотности  $\rho$  и скорости  $v$  считаются постоянными в любой точке рассматриваемого сечения. В других сечениях эти величины могут быть иными, но также постоянными для своего сечения (например, для первого сече-

ния  $\rho_1, \rho_1, T_1, v_1$ , для второго —  $\rho_2, \rho_2, T_2, v_2$ , для третьего —  $\rho_3, \rho_3, T_3, v_3$  и т. д.).

Если параметры воздушного потока со временем изменяются, то движение называется неустановившимся.

При полете летательных аппаратов в воздухе мы сталкиваемся, как правило, с неустановившимся движением.

Изучать движение летательного аппарата при неустановившемся движении сложнее, чем при установившемся.

Установившееся движение можно получить, например, в аэродинамической трубе.

При неустановившемся движении воздуха в нем действуют силы вязкости, которые вследствие внутреннего трения тормозят быстро движущиеся и ускоряют медленно движущиеся частицы.

Механизм действия сил вязкости поясним на следующем примере.

Поместим, например, крыло летательного аппарата в аэродинамическую трубу. Закрепим его неподвижно. По трубе пустим воздушный поток, который будет обтекать неподвижное крыло. Вследствие действия сил вязкости в потоке, обтекающем крыло, частицы воздуха, находящиеся вблизи поверхности крыла, снижают свою скорость.

Частицы воздуха, непосредственно прилегающие к поверхности крыла, снижают скорость до нуля. Эти частицы удерживаются поверхностью неподвижного крыла. К неподвижному слою воздуха примыкает слой, который обладает небольшой скоростью. На него действуют силы двух слоев: неподвижный слой воздуха, прилегающий к поверхности крыла, стремится замедлить его движение и остановить, а слой, расположенный дальше от поверхности крыла и имеющий значительную скорость, стремится увлечь его за собой, т. е. ускорить движение. И так далее: чем дальше от поверхности крыла, тем скорость слоев воздушного потока больше, и наконец, идет слой, который имеет скорость воздушного потока.

Слой воздуха, в котором скорость этих тонких слоев воздуха изменяется от скорости потока до нуля, называется пограничным слоем.

Он очень тонок, его толщина измеряется миллиметрами и нарастает она от передней части обтекаемого тела к задней.

Позади обтекаемого тела пограничный слой переходит

дит в след, притормаживающий область потока, в которой образуется вихреобразное движение воздуха.

Вязкость наблюдается в жидкостях и газах, природа ее различна.

В жидкостях вязкость объясняется наличием сил сцепления между молекулами. При нагревании жидкости расстояния между молекулами увеличиваются, а силы сцепления уменьшаются. Следовательно, вязкость жидкости при нагревании уменьшается.

Причиной вязкости воздуха (газов) является обмен молекулами между соседними слоями, который усиливается при повышении температуры воздуха.

Наличие пограничного слоя оказывает большое влияние на аэродинамические силы летательного аппарата и аэродинамический нагрев при сверхзвуковых скоростях полета.

Как уже отмечалось, в пограничном слое происходит торможение частиц воздуха под действием сил сцепления с поверхностью летательного аппарата и сил вязкости, которые передают это торможение в глубь потока на некоторое расстояние. Заторможенные частицы воздуха находятся под действием сил инерции и сил вязкости. Под таким воздействием двух направленных в противоположные стороны сил частицы воздуха начинают вращаться, появляются завихрения. При завихрении происходит переход механической энергии частиц воздуха в тепловую, т. е. воздух начинает нагреваться.

Изучая поведение воздуха в пограничном слое, можно правильно объяснить образование вихревого следа за летательным аппаратом, срыв потока с обтекаемых поверхностей, вычислить силу трения воздуха о поверхность, определить величину сопротивления срыва.

Без участия пограничного слоя не может возникнуть подъемная сила летательного аппарата.

Установлено, что пограничный слой оказывает огромное влияние на волновое сопротивление при скоростях полета, близких к скорости звука.

При скоростях, превышающих скорость звука в два раза и более, из-за торможения и завихренности в пограничном слое выделяется настолько большое количество тепла, что поверхность летательного аппарата сильно нагревается. Это явление называется аэродинамическим нагревом. Аэродинамический нагрев является серьезным фактором в развитии ракетостроения и авиации. При

сильном нагреве поверхности летательного аппарата снижается прочность материалов конструкции, затрудняется создание нормальных условий для космонавтов и летчиков.

При больших скоростях полета, в 10—12 раз превышающих скорость звука (при  $M=10\div 12$ ), нагрев настолько велик, что обшивка летательного аппарата может плавиться и даже сгореть.

А при еще больших скоростях может сгореть весь летательный аппарат, что и происходит со ступенями ракет-носителей при входе их в плотные слои атмосферы.

Остановимся еще на двух понятиях, которые часто встречаются в аэродинамике.

Наблюдая течение реки, видим, что она течет плавно, но есть места при ее поворотах, в углублениях, при расширении или сужении русла, где течение из плавного превращается в беспорядочное, с завихрениями. Плавное течение называют ламинарным (от латинского слова *lamina* — пластинка), течение беспорядочное, с завихрениями — турбулентным (от латинского слова *turbulentus* — беспорядочный).

Понятия ламинарного и турбулентного течений относятся и к воздушным потокам.

При ламинарном течении слои воздуха движутся, не перемешиваясь, а при турбулентном — перемешиваются.

При обтекании потоком воздуха поверхности летательного аппарата на передней его части образуется ламинарный слой, который, приближаясь к задней части аппарата, превращается в турбулентный.

Поверхность летательного аппарата, обтекаемая ламинарным слоем, испытывает меньшее трение и меньший аэродинамический нагрев, чем поверхность, обтекаемая турбулентным слоем, при тех же скоростях полета.

Теперь перейдем к рассмотрению основных законов аэродинамики, которые дают возможность решить главную задачу аэродинамики, а именно: для любой точки потока, который обтекает летательный аппарат, в любой момент времени найти параметры воздушного потока — давление, плотность воздуха, его температуру, а также скорость. Этого будет достаточно, чтобы определить аэродинамические силы, действующие на ракету.

При определении сил, действующих на ракету, неизвестными являются эти четыре параметра: давление  $p$ ,

плотность  $\rho$ , температура  $T$  и скорость  $v$ . Чтобы найти эти неизвестные, необходимо решить четыре уравнения, которые называются основными уравнениями аэродинамики и описывают самые общие свойства потока.

К ним относятся: уравнение неразрывности, уравнение движения, уравнение состояния и уравнение энергии.

Познакомимся с физической сущностью этих уравнений без выводов и анализа их.

Уравнение неразрывности, или уравнение постоянства расхода, выражает один из основных законов физики — закон сохранения массы.

Еще Кастелли, ученик великого Галилея, в 1628 г. доказал, что при движении жидкости по трубе в разных ее сечениях в течение определенного времени протекает одно и то же количество жидкости.

Впервые уравнение неразрывности вывел Л. Эйлер (1755 г.), который исходил из того, что поток неразрывен (т. е. сплошной, в нем нет разрывов, пустот). Эйлер доказал, что при установившемся движении жидкости (газа) через любое поперечное сечение струи в течение одной секунды протекает одно и то же количество жидкости.

Математически это положение выражается так:

$$\rho v F = \text{const},$$

где  $\rho$  — плотность;

$v$  — скорость течения;

$F$  — поперечное сечение струи.

Из уравнения видно, что чем меньше поперечное сечение, тем скорость течения жидкости (газа) больше, и наоборот, чем больше сечение, тем скорость течения меньше. Это явление мы можем часто наблюдать в окружающей нас природе. Течение реки в широких местах медленное, а в узких — более быстрое. В горных ущельях скорость движения воздушных масс больше, чем в открытых местах.

Если учесть, что жидкость практически несжимаема, и предположить, что воздух тоже несжимаем, то плотность во всех сечениях будет одинаковой, т. е.  $\rho_1 = \rho_2 = \rho_3 = \dots = \rho_n$ . Тогда уравнение неразрывности можно записать следующим образом:

$$v F = \text{const}.$$

В этом случае уравнение неразрывности читается так: количество воздуха, протекающее за одну секунду через любое поперечное сечение струи, есть величина постоянная, если течение установившееся.

Таким образом, ясно, что если воздух течет по трубе, то скорость его течения в узких сечениях трубы будет больше, чем в широких.

При всех ли скоростях потока соблюдается это правило? Оказывается, нет. Такое положение наблюдается только при достаточно малых скоростях потока, когда свойство сжимаемости воздуха еще практически не проявляется и воздух мы принимаем за несжимаемую среду. При увеличении скорости потока воздух начинает сжиматься. При скорости, приближающейся к скорости звука и превышающей ее, характер течения изменяется. В этом случае при увеличении сечения трубы скорость потока увеличивается, а при уменьшении — снижается.

В этом принципиальное отличие дозвукового и сверхзвукового течения воздуха (сжимаемых сред вообще). С причинами этого очень важного и широко используемого в практической деятельности явления мы познакомимся ниже.

Уравнение движения — это уравнение, выражающее один из основных законов механики —  $mg = F$ , т. е. произведение массы тела на его ускорение равно силе, приложенной к нему.

Это уравнение широко используется во всех областях техники, но в аэродинамике пользоваться им в таком виде затруднительно. Поэтому его преобразуют в удобную для вычислений форму.

Умножим и разделим левую часть уравнения на время  $t$ . Под  $t$  подразумевается время, в течение которого рассматривается процесс. Здесь  $m/t = M$  выражает массу воздуха, отбрасываемую в течение одной секунды, а  $gt = v$  — скорость, т. е.

$$\frac{m}{t} gt = Mv.$$

Произведение  $Mv$  в физике называется количеством движения. Если поток воздуха до встречи с летательным аппаратом имел скорость  $v_1$ , то после взаимодействия с ним скорость потока стала  $v_2$ . Тогда сила будет равна

$$F = Mv_2 - Mv_1 = M(v_2 - v_1).$$

Таким образом, мы получили широко известный закон: импульс силы равен изменению количества движения. Если скорость потока до встречи с летательным аппаратом была больше, чем после взаимодействия с ним ( $v_1 > v_2$ ), то сила тормозит летательный аппарат.

Уравнение состояния. С ним мы частично уже познакомились при рассмотрении строения газа. Уравнение состояния выражается формулой

$$pW = RT,$$

где  $p$  — давление газа;

$W$  — объем газа;

$R$  — газовая постоянная;

$T$  — абсолютная температура газа.

Газовая постоянная имеет определенное значение для каждого газа.

Из этого уравнения видно, что состояние газа определяется двумя параметрами: либо давлением и температурой, либо давлением и плотностью, либо, наконец, температурой и плотностью.

Уравнение энергии вытекает из закона сохранения энергии, который заключается в том, что энергия не исчезает и не возникает вновь, а только переходит из одного вида в другой (видоизменяется). Его часто называют уравнением Бернулли. При этом рассматривается течение, при котором через боковые стенки трубы (струйки) энергия (тепло) не подводится и не отводится, т. е. собственная энергия газа остается постоянной и может переходить из одного вида в другой. В этом процессе участвуют кинетическая и потенциальная энергия. Потенциальная энергия составляется из энергии сил давления, энергии массы газа и внутренней тепловой энергии.

Кинетической энергией называют энергию, вызванную движением тела, — это энергия движения. Например, летящая ракета обладает определенной кинетической энергией. Кинетическую энергию имеет и брошенный камень или любое другое тело. Она тем больше, чем больше скорость движения тела и его масса. При ускоренном движении тела его кинетическая энергия увеличивается, а при уменьшении скорости — уменьшается.

Потенциальной энергией называется энергия, обусловленная положением взаимодействующих тел относительно друг друга. Например, поднятый краном груз об-

обладает потенциальной энергией, зависящей от высоты, на которую он поднят, и его массы. Эта энергия равна работе, которую может совершить груз при опускании на землю. Тела обладают потенциальной энергией только в том случае, если между ними действуют силы взаимодействия, определяемые положением тел. Так, земля и груз, поднятый краном, обладают потенциальной энергией, так как притягиваются друг к другу. Можно сказать, что потенциальная энергия — это запасенная работа.

Применительно к струйке жидкости (или рассматривается идеальный несжимаемый газ) уравнение энергии имеет вид

$$p + \rho \frac{v^2}{2} = \text{const},$$

где  $p$  — статическое давление;

$\rho \frac{v^2}{2}$  — скоростной напор, который характеризует давление, возникающее при набегании потока на тело.

Статическое давление — это давление на стенки трубки, а скоростной напор — дополнительное давление, которое развивает газ при своем движении. Статическое давление можно рассматривать как основную часть потенциальной энергии газа, а скоростной напор — как его кинетическую энергию.

Приведенное уравнение показывает зависимость между давлением идеального газа в каком-либо сечении его струи и скоростью потока в этом же сечении при установившемся потоке идеального несжимаемого газа.

Из уравнения видно, что сумма статического давления и скоростного напора — величина постоянная; чем больше скорость потока, тем меньше давление.

Если учесть сжимаемость газа (рассматривается уже реальный газ), то выражение получается более сложным:

$$\frac{v_1^2}{2} + \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_1}{\rho_1} + gh_1 = \frac{v_2^2}{2} + \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_2}{\rho_2} + gh_2,$$

где  $v_1$  и  $v_2$  — скорости потоков в первом и втором сечениях;

$p_1$  и  $p_2$  — давление в газах в первом и втором сечениях;



$\rho_1$  и  $\rho_2$  — плотность газов в первом и втором сечениях;

$k^*$  — показатель адиабаты,  $k = \frac{c_p}{c_v}$  ;

$h_1$  и  $h_2$  — расстояния от центра тяжести потока газов до горизонтали.

Здесь принята во внимание возможность изменения внутренней энергии при движении за счет нагревания при адиабатическом сжатии (т. е. без обмена теплом с внешней средой) или охлаждения при адиабатическом расширении.

Это уравнение применимо при отсутствии трения в трубах или при наличии трения, если материал труб не теплопроводен.

Трение газа о стенки труб, конечно, происходит, но так как трубы нетеплопроводны, то выделившееся в результате трения тепло остается в потоке. Следовательно, величина полной энергии, проходящей с потоком через любое поперечное сечение трубы, от трения не изменяется. Изменяется только распределение энергии по видам: кинетическая энергия уменьшается, а потенциальная — растет. Согласно этому закону полная энергия воздуха в струйке, которую мы рассматривали, не изменяется по ее длине, но может переходить из одного вида в другой.

Уравнения неразрывности, движения, состояния и энергии образуют систему уравнений, позволяющих определить неизвестные величины давления, плотности, температуры и скорости для любой точки потока.

---

\* В аэродинамике больших скоростей (газодинамике) коэффициент  $k$  имеет большое значение. Поясним это:  $c_v$  — удельная теплоемкость газов при постоянном объеме, т. е. количество тепла, которое необходимо подвести к килограмму газа, заключенному в неизменяющемся объеме, чтобы нагреть его на один градус;  $c_p$  — удельная теплоемкость газов при постоянном давлении, т. е. количество тепла, которое следует подвести к килограмму газа для нагревания его на один градус, когда давление его неизменно, а объем изменяется.

Опытами установлено, что для воздуха при не очень высоких температурах

$$k = \frac{c_p}{c_v} = 1,4.$$

Этот коэффициент часто применяется при аэродинамических расчетах.

## Глава II

# АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

---

### Как возникают аэродинамические силы

Любое тело, движущееся в атмосфере, испытывает сопротивление. Однако это сопротивление не всегда ощутимо. Например, если вы идете шагом, то не чувствуете, что воздух оказывает сопротивление вашему движению. Но при быстром беге или при сильном встречном ветре сопротивление воздуха уже заметно.

Автомобилю, движущемуся с большой скоростью, воздух оказывает уже значительное сопротивление, а летящая ракета встречает огромное сопротивление воздуха.

Величина сопротивления зависит от скорости движения по отношению к воздуху — относительной скорости. Чем больше относительная скорость, тем больше сопротивление.

Из механики известно, что движущиеся по какой-либо поверхности тела испытывают сопротивление, — это так называемое «сухое» трение. Величина этого сопротивления зависит от массы тела и величины поверхности соприкосновения тел. Сдвинуть твердое тело с места труднее, чем двигать его, т. е. трение покоя больше трения движения. В этом случае сила трения от скорости движения трущихся предметов не зависит.

При движении тела в жидкости или газе также возникает трение, его иногда называют «мокрым» трением.

Отличие «мокрого» трения от «сухого» заключается в следующем.

При «мокром» трении отсутствует трение покоя. Если твердое тело сдвинуть с места труднее, чем двигать, то твердое тело, которое покоится в жидкости или газе, сдвинуть можно ничтожно малой силой.

Но если твердое тело, покоящееся в жидкости или газе, легко сдвинуть с места, то двигать его тем труднее, чем больше скорость тела в жидкости (газе).

Так как при «мокром» трении жидкости и газы (воздух) ведут себя совершенно одинаково, то не имеет значения, говорим ли мы о трении в жидкости или в газе.

Известно, что сопротивление очень сильно зависит от свойств жидкости или газа, в которых движется тело. Таким свойством жидкости является вязкость, поэтому это трение часто называют вязким. Чем более вязкая среда (т. е. чем более густая среда), тем сопротивление трения в ней больше.

Если, например, металлическую монету опускать в стакан, наполненный водой, а затем в стакан с машинным маслом, то увидим, что в стакане с водой монета падает на дно быстрее, чем в стакане с маслом. Масло более вязкое, чем вода, и в нем сопротивление, испытываемое монетой, больше, следовательно, скорость ее падения меньше.

Газы имеют незначительную вязкость по сравнению с жидкостями. Вязкое трение тел, движущихся в воздухе, приблизительно в 60 раз меньше, чем в воде.

Выше мы говорили о том, что сила трения зависит от скорости движения. Причины этого кроются в характере обтекания тел жидкостью при различных скоростях. При малых скоростях движения тела в жидкости происходит плавное его обтекание жидкостью — ламинарное движение. При этом тело испытывает силу вязкого трения. С увеличением скорости движения в жидкости появляются завихрения (турбулентное движение). При турбулентном движении сопротивление сильно возрастает: оно пропорционально квадрату скорости и квадрату линейных размеров тела.

При больших скоростях вязкость среды, в которой движется тело, сравнительно мала. В этом случае основную роль в сопротивлении играет не вязкость, а плотность среды. Сопротивление при таких скоростях прямо пропорционально плотности.

При движении летательных аппаратов в воздухе обтекание почти во всех случаях турбулентное, поэтому сопротивление зависит главным образом от плотности воздуха, а не от его вязкости.

При движении тела со скоростью, большей скорости звука, сопротивление воздуха еще более резко возрастает, так как при этом создаются ударные волны, уносящие энергию движущегося тела.

Итак, при движении ракеты в воздухе появляется сила, которая оказывает сопротивление ее движению. Эта сила возникает в результате взаимодействия воздуха с поверхностью движущейся ракеты. Ее называют полной

аэродинамической силой. Таким образом, под полной аэродинамической силой подразумевается равнодействующая всех сил трения и давления, действующих на ракету во время ее движения.

Следовательно, аэродинамическая сила состоит из двух составляющих: силы трения и силы давления.

Силы трения, возникающие при движении тела в жидкой или газообразной среде, мы рассмотрели довольно подробно. Силы давления образуются в результате разности давлений между передними и задними частями летательного аппарата при его полете в условиях атмосферы.

Возникновение аэродинамической силы рассмотрим на примере. Поставим прямоугольную пластину перпендикулярно к потоку воздуха (рис. 5), так чтобы он тормозился этой пластиной. Найдем силу торможения, для чего необходимо знать массу воздуха, приходящего в соприкосновение с пластиной за одну секунду, и падение скорости потока.

Объем воздуха, подходящего к пластине за одну секунду, можно определить по формуле

$$W_0 = Sv,$$

где  $S$  — площадь пластины;

$v$  — скорость потока — расстояние, проходимое воздухом за одну секунду.

Масса воздуха, подходящего к пластине за одну секунду, равна

$$m_0 = \rho W,$$

где  $\rho$  — плотность воздуха.

Ньютон, впервые подсчитавший аэродинамическую силу, полагал, что частицы воздуха, удерживаемые пластиной, полностью теряют свою скорость, т. е.  $\Delta v$  изменится от  $v$  до 0. Следовательно,  $\Delta v = v$ .

Согласно второму закону Ньютона сила, действующая на тело в движении, равна произведению массы тела на его ускорение:

$$R = ma,$$

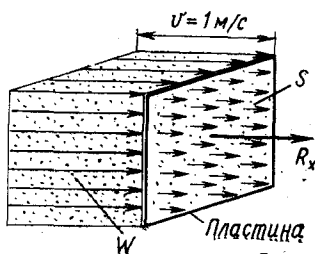


Рис. 5. Возникновение аэродинамической силы

где  $R$  — сила;  
 $m$  — масса;  
 $a$  — ускорение.

В нашем случае  $m = m_c$ ,  $a = \Delta v$ . Тогда

$$R = m_c a = \rho S v \Delta v = \rho S v v = \rho S v^2.$$

В действительности же теряется не вся скорость, а только часть ее.

Допустим, что  $\Delta v = n v$ , где  $n$  — коэффициент, показывающий, какая часть скорости потока потеряна. Тогда сила, действующая на пластину, равна

$$R = n \rho S v^2.$$

Сила  $R$  и называется аэродинамической силой. Она возникает при набегающем потоке на пластину, расположенную перпендикулярно к направлению потока. Эта сила препятствует движению пластины (если пластинка движется в неподвижном воздухе) или толкает ее (если пластинка находится в неподвижном состоянии, а поток набегаем на пластину). Аэродинамическую силу, действующую так, как показано на рис. 5, называют силой лобового сопротивления, поскольку она направлена навстречу потоку, и обозначают  $R_x$ .

Но если ракету наклонить к набегающему потоку под некоторым острым углом  $\alpha$ , то аэродинамические силы, возникающие при этом, можно разложить на две составляющие:  $R_y$  — подъемную силу и  $R_x$  — силу лобового сопротивления.

Подъемной силой ракета поднимается вверх, она же поддерживает горизонтальный ее полет. Подъемная сила может быть направлена не только вверх, но и вниз. Если ракета расположена по отношению к набегающему потоку под острым углом, подъемная сила направлена вверх, а если под тупым углом, то подъемная сила направлена вниз.

При набегающем потоке на крыло возникают сила лобового сопротивления и подъемная сила. Повернем крыло в горизонтальной плоскости вправо; при этом возникает третья сила — боковая, которую обозначают  $R_z$ . Она будет действовать вправо и влево в зависимости от того, как повернуто крыло к потоку.

Разделение сил на подъемную и боковую не случайно. Это вызывается тем, что направление сил может быть заранее известно или они могут быть определены

при проведении опытов. Складывая эти силы по правилу параллелограмма, получим полную аэродинамическую силу.

Чтобы получить формулу для подсчета аэродинамической силы, преобразуем выражение

$$R = n\rho S v^2$$

в выражение

$$R_x = 2nS \frac{\rho v^2}{2},$$

введем обозначение  $2n = c$ .

Тогда сила лобового сопротивления

$$R_x = c_x S \frac{\rho v^2}{2}.$$

Аналогично подъемная сила

$$R_y = c_y S \frac{\rho v^2}{2}$$

и боковая сила

$$R_z = c_z S \frac{\rho v^2}{2}.$$

В этих формулах аэродинамических сил

$c_x$  — коэффициент лобового сопротивления — безразмерная величина, зависящая прежде всего от формы ракеты, а при скоростях полета, превышающих 0,5 М, также от скорости полета, угла атаки\* и других причин, которые будут рассмотрены ниже;

$S$  — площадь наибольшего поперечного сечения ракеты, перпендикулярная к набегающему потоку воздуха в м<sup>2</sup> (миделево сечение, или мидель);

$\frac{\rho v^2}{2}$  — скоростной напор.

Коэффициенты подъемной силы  $c_y$  и боковой силы  $c_z$  аналогичны коэффициенту лобового сопротивления  $c_x$ .

На рис. 6 показано изменение коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  в зависимости от скорости потока.

Величина  $c_x$  начинает сильно увеличиваться при появлении местной сверхзвуковой скорости (точка 1) и воз-

---

\* Угол атаки — угол, образованный продольной осью ракеты и направлением скорости, точнее, направлением вектора скорости.

растает до тех пор, пока сверхзвуковая скорость не распространится по всей ракете (точка 2). Точка 2 соответствует наибольшему коэффициенту лобового сопротивления, при котором скорость потока равна скорости звука. Затем коэффициент лобового сопротивления начинает падать.

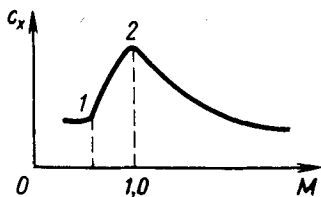


Рис. 6. Зависимость коэффициента лобового сопротивления ( $c_x$ ) от скорости потока (числа  $M$ )

Однако, несмотря на постепенное уменьшение коэффициента лобового сопротивления, при дальнейшем увеличении сверхзвуковой скорости лобовое сопротивление сильно возрастает, так как оно зависит от квадрата скорости и более высоких ее степеней (с увеличением скорости растет степень).

Лучшей формой ракеты с точки зрения аэродинамики следует считать такую, при которой  $c_x$  для данного значения скорости наименьшее.

С возрастанием угла атаки при одном и том же числе  $M$  коэффициент лобового сопротивления возрастает. Величина коэффициента лобового сопротивления зависит также от состояния поверхности ракеты и от ряда других причин.

Рассмотрим составляющие коэффициента лобового сопротивления:

$$c_x = c_{x\lambda} + c_{xp} + c_{xd} + c_{xi},$$

где  $c_{x\lambda}$  — коэффициент трения. Величина этого коэффициента зависит как от формы, так и от состояния аэродинамических поверхностей;

$c_{xp}$  — коэффициент сопротивления от давления воздушных потоков по нормали к аэродинамическим поверхностям ракеты;

$c_{xd}$  — коэффициент донного сопротивления. При движении ракеты в донной ее части появляется пониженное давление — разрежение, которое создает дополнительное сопротивление движению ракеты. Оно учитывается введением коэффициента донного сопротивления;

$c_{xi}$  — коэффициент индуктивного сопротивления.

Подъемная сила для крылатых летательных аппаратов имеет решающее значение. Исследованию механизма действия подъемной силы посвящено очень много научных исследований выдающихся ученых мира. Над этим вопросом много и плодотворно работал Н. Е. Жуковский. Еще в 1898 г. с трибуны X съезда русских естествоиспытателей прозвучали пророческие слова Н. Е. Жуковского: «Правда, человек не имеет крыльев... Но я думаю, что он полетит, опираясь не на силу своих мускулов, а на силу своего разума».

Эти слова были сказаны, когда авиации еще не существовало, когда она рассматривалась как увлекательный вид спорта, но не как средство транспорта, а полеты в космос были мечтой немногих ученых. В 1891 г. вышла работа Жуковского «О парении птиц», которая стала одной из первых работ по современной аэродинамике летательных аппаратов. Глубокий анализ причин полета птиц и тел в атмосфере привел к открытию подъемной силы, действующей перпендикулярно к направлению скорости полета и на крыло птицы, и на летательный аппарат.

Н. Е. Жуковским была сформулирована основная теорема теории крыла летательного аппарата и выведена формула для подсчета подъемной силы: разработана теория возникновения подъемной силы крыла при обтекании его потоком воздуха. Н. Е. Жуковский по праву считается основателем русской школы аэродинамиков.

Аэродинамика становится теоретической основой полета в атмосфере летательных аппаратов тяжелее воздуха. Название своему труду «О парении птиц» Н. Е. Жуковский дал не случайно. Крыло птицы приняло свою форму в результате длительной эволюции. Оно имеет весьма совершенные аэродинамические свойства. Задача ученых состоит в том, чтобы полнее изучить эти свойства и применить их для летательных аппаратов. Эта задача оказалась весьма сложной. К настоящему времени ученые не все еще выяснили в вопросе образования подъемной силы крыла птиц, особенно машущего крыла.

Познакомимся с физической картиной обтекания крыла летательного аппарата воздушным потоком и механизмом образования при этом подъемной силы.

Рассмотрим процесс обтекания крыла воздушным потоком при положительном угле атаки (рис. 7).



Воздушный поток, действующий на крыло, создает аэродинамическую силу, которая действует на нижнюю и верхнюю кромки и поверхности крыла. При этом на верхнюю поверхность крыла приходится меньшее давление, а на нижнюю — большее, так как воздушный поток, набегая на нижнюю его поверхность, тормозится и

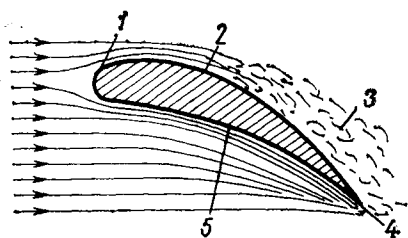


Рис. 7. Процесс обтекания крыла воздушным потоком при положительном угле атаки:

1 — верхняя кромка крыла; 2 — верхняя поверхность крыла; 3 — вихри; 4 — нижняя кромка крыла; 5 — нижняя поверхность крыла

его давление увеличивается. При большой скорости потока частицы воздуха отрываются от крыла. Отрыв потока и его вихреобразное движение происходит в местах, где давление понижается и образуется некоторый вакуум. Понижение давления и является причиной отрыва потока от поверхности крыла. Отрыв потока от крыла нежелателен,

так как это увеличивает сопротивление движению. Аэродинамики стремятся к тому, чтобы отрыв потока сдвинуть дальше к задней кромке крыла. В этом случае уменьшается сопротивление воздушного потока на крыле.

Место отрыва потока сдвигают к задней кромке крыла созданием определенного его профиля: передняя часть крыла делается утолщенной и округляется (речь идет о дозвуковых скоростях полета), а задняя — тонкой и острой.

Для различных скоростей потока (скоростей летательного аппарата) утолщение и округление передней кромки крыла берутся различными. Так подбирается профиль крыла.

Какова же физическая сущность явлений, происходящих при этом?

На поток, обтекающий крыло, действуют силы трения, которые тормозят частицы воздуха, и центробежные силы, стремящиеся оторвать поток воздуха от поверхности крыла. Центробежные силы уравниваются силами внешнего давления воздуха, а в тех точках поверхности крыла, где это равновесие нарушается, происхо-

дит отрыв потока. И чем ближе к задней кромке крыла место отрыва потока от поверхности крыла, тем выше скорость частиц воздуха, обтекающих крыло, тем больше разрежение над крылом, а следовательно, и подъемная сила крыла. При увеличении кривизны профиля крыла возрастает и скорость потока, необходимая для того, чтобы частицы воздуха не отрывались от поверхности крыла, но при этом увеличиваются силы трения, тормозящие поток. Поэтому отрыв потока ранее всего происходит на острых кромках, где не достигается скорость, необходимая для безотрывного обтекания.

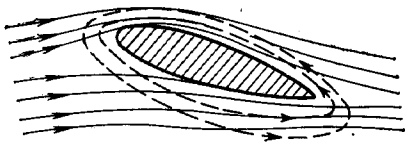


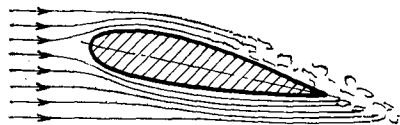
Рис. 8. Циркуляция частиц воздуха вокруг крыла

Естественно, что частицы воздуха из области повышенного давления стремятся перейти в область с пониженным давлением, т. е. с нижней поверхности крыла на верхнюю. Такое перетекание частиц воздуха возможно как через переднюю, так и через заднюю кромку крыла. Но перетекание через переднюю кромку оказывается более легким, так как она скруглена; задняя кромка острая и через нее перетекание затруднено. При перетекании через переднюю кромку нижние частицы воздуха, идущие наверх, увеличивают объем воздуха, проходящего над верхней поверхностью крыла. Согласно основному закону физики — закону сохранения массы, который для аэродинамики выражен уравнением неразрывности, резко возрастает скорость частиц у передней кромки крыла и над всей его верхней поверхностью.

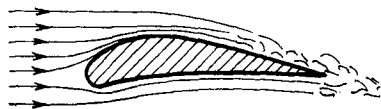
Если у передней кромки крыла идет плавное обтекание, то у задней кромки, как правило, образуется вихреобразное движение, вращение частиц воздуха происходит против часовой стрелки (рис. 8). Затем эти вихри увеличиваются, отрываются от крыла и уносятся вместе с потоком воздуха. А оставшаяся у крыла масса воздуха начинает вращаться в противоположном направлении. Эти процессы называются циркуляцией. Циркуляция ускоряет движение воздуха над крылом и замедляет под ним. Поэтому над крылом скорость потока дополнитель-

но увеличивается и давление падает, а под крылом скорость потока уменьшается, давление же растет.

При таком обтекании частицы воздуха под крылом тормозятся, а над крылом разгоняются, и согласно закону Бернулли давление под крылом будет больше, чем над крылом. За счет этой разности и создается подъемная сила.



*a*



*b*

**Рис. 9.** Обтекание воздушным потоком тел:

*a* — симметричной формы (установлено под некоторым углом к набегающему потоку); *b* — несимметричной формы (установлено параллельно набегающему потоку)

В общем случае можно сказать, что подъемная сила создается только тогда, когда нарушена симметрия обтекания.

Пластинка или симметричный профиль крыла могут создать подъемную силу при условии, если они поставлены под некоторым углом (углом атаки) к набегающему потоку. В этом случае давление на нижнюю часть профиля будет больше, чем на верхнюю. Поток

же, омывающий симметричный профиль без наклона, также симметричен, т. е. его давление сверху и снизу профиля одинаково. Поэтому при симметричном обтекании подъемная сила не возникает.

Придавая симметричному телу различные углы наклона к набегающему потоку воздуха, можно менять условия обтекания. Из рис. 9, *a* видно, что еще до подхода к телу поток начинает делиться на верхнюю и нижнюю части. Поток над телом искривляется. Это вызывает увеличение скорости потока и в соответствии с уравнением Бернулли понижение давления над телом. Под телом скорость потока уменьшается, а давление повышается. Так возникает разность давлений над крылом, летательным аппаратом в целом и под ним. Эта разность давлений создает подъемную силу, так же как разность давлений в передней и задней части тела летательного аппарата создает силу лобового сопротивления.

Так возникает подъемная сила у тел симметричной формы при некотором угле атаки.

Но если тело, например крыло, имеет вогнутый не-

симметричный профиль, то подъемная сила возникает на нем и при горизонтальном полете летательного аппарата.

Если нарушение симметрии обтекания у тел симметричной формы достигается наклоном их к набегающему потоку, то у тел несимметричной формы — приданием их профилю вогнутости (рис. 9, б). Увеличивая вогнутость крыла, повышают скорость потока над крылом и торможение потока под крылом. В результате увеличивается разность давлений над крылом и под ним, а следовательно, увеличивается подъемная сила. Такое явление наблюдается у птиц: увеличивая вогнутость крыла, птица увеличивает подъемную силу.

Для крыла симметричной формы подъемная сила возрастает при увеличении угла атаки; при некотором угле атаки подъемная сила достигает максимума, а при дальнейшем его увеличении падает.

Эти положения справедливы только при дозвуковых скоростях.

При сверхзвуковых скоростях подъемная сила не создается при нулевом угле атаки ни при симметричном профиле, ни при несимметричном.

Рассмотрим еще одно интересное явление, связанное с обтеканием тела потоком воздуха и являющееся результатом циркуляции потока вокруг летящего тела. Это эффект Магнуса, хорошо известный артиллеристам, которые давно обнаружили, что снаряд при полете отклоняется перпендикулярно к потоку, набегающему на снаряд. Как известно, для стабилизации его в полете ему придается вращательное движение. В результате этого воздух, прилегающий к поверхности снаряда, также вращается (рис. 10). Но поток, кроме того, имеет поступательное движение относительно летящего снаряда. В тех местах, где скорости поступательного и вращательного движения складываются, суммарная скорость превышает скорость потока, набегающего на снаряд. С противополож-

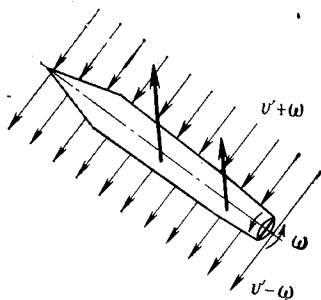


Рис. 10. Эффект Магнуса:  $v$  — поступательная скорость потока;  $\omega$  — скорость вращательного движения слоя воздуха, прилегающего к снаряду

ной же стороны скорость вращательного движения вычитается из скорости поступательного движения, и суммарная скорость меньше скорости потока. Но в соответствии с уравнением энергии в тех местах, где скорость меньше, давление больше, и наоборот. Это повышенное давление и вызывает смещение снаряда при полете в направлении, перпендикулярном к потоку. Смещение происходит в сторону, где скорости поступательного и вращательного движения складываются, а давление понижается. На рис. 10 направление отклонения снаряда показано стрелками, направленными вверх.

Причины образования подъемной силы и сопутствующие этому явления описаны нами схематически и приближенно. В действительности же картина обтекания потоком воздуха крыла, а тем более всего летательного аппарата, значительно сложнее.

Теорема Н. Е. Жуковского о подъемной силе связывает подъемную силу крыла с величиной циркуляции скорости. Согласно этой теореме подъемная сила равна произведению скорости движения летательного аппарата, плотности воздуха и величине циркуляции скоростей. Подъемная сила составляет прямой угол с направлением скорости полета.

Итак, для создания подъемной силы на крыле необходимо, чтобы над крылом было разрежение, а под крылом повышенное давление. Но такое распределение давлений вызывает дополнительное сопротивление, которое называется индуктивным (наведенным).

До 1910 г. ученые считали, что сопротивление крыла самолета образуется только в результате разности давлений перед крылом и за ним, а также в результате трения. Но С. А. Чаплыгин, исследуя условия обтекания крыла, установил, что сопротивление крыла зависит и от разности давлений под крылом и над крылом, т. е. и от подъемной силы. В этот же период Н. Е. Жуковский разработал вихревую теорию винта. Н. Е. Жуковский и С. А. Чаплыгин показали, что при наличии подъемной силы на крыле образуются так называемые вихревые усы, создающие дополнительное сопротивление.

При обтекании крыла или оперения воздушным потоком образуется разность давлений: под крылом (оперением) давление выше, чем над крылом. В результате разности давлений воздух перетекает через торцы кры-

ла из-под крыла на крыло. При этом образуются «вихревые усы» — вращающаяся масса воздуха, которая увлекает за собой набегающий на крыло поток воздуха при движении ракеты, самолета. Набегающий на крыло поток под действием «вихревых усов» увлекается вниз под некоторым углом скоса. Подъемная же сила перпендикулярна к направлению потока, возникающего в результате движения ракеты вперед.

Но так как поток воздуха, набегающий на крыло, получает угол скоса, то и подъемная сила отклоняется на такой же угол. И если теперь разложить подъемную силу на две составляющие, то будет видно, что

одна сила действует перпендикулярно к потоку (подъемная сила), а другая — под углом скоса против движения ракеты, создавая тем самым дополнительное, индуктивное сопротивление, возникающее из-за наклона подъемной силы под действием скоса потока.

Для удобства исследования подъемную силу  $R_y$ , перпендикулярную к скошенному потоку, раскладывают на две составляющие:  $R_{y\kappa}$  — перпендикулярную к набегающему (возмущенному) потоку, и  $R_{xi}$  — перпендикулярную к  $R_{y\kappa}$  (рис. 11).

Сила  $R_{xi}$  представляет собой дополнительное сопротивление, связанное с подъемной силой, — индуктивное сопротивление. Формула индуктивного сопротивления имеет вид

$$R_{xi} = \frac{2R_y^2}{\pi l^2 v^2 \rho},$$

где  $R_y$  — подъемная сила;

$\pi$  — 3,14;

$l$  — размах крыла;

$v$  — скорость потока;

$\rho$  — плотность воздуха.

Из формулы видно, что индуктивное сопротивление возникает всегда, когда есть подъемная сила, и избежать его невозможно.

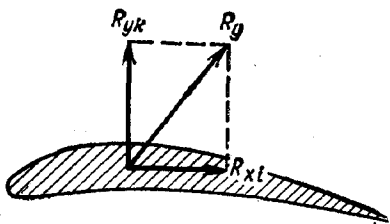


Рис. 11. Разложение подъемной силы на составляющие

Из формулы также видно, что увеличение размаха крыла, скорости полета и плотности воздуха значительно уменьшает индуктивное сопротивление.

Таким образом, общее сопротивление движению летательного аппарата складывается из трех составляющих:

— сопротивления трения, т. е. трения воздуха о поверхность аппарата;

— профильного сопротивления, возникающего в результате образования вихревых следов;

— индуктивного сопротивления, вызываемого наличием подъемной силы.

При сверхзвуковых скоростях появляется еще один вид сопротивления — волновое, о котором будет рассказано в IV главе.

Сопротивление трения растет с увеличением шероховатости поверхности.

Профильное сопротивление увеличивается с увеличением толщины крыла.

Индуктивное сопротивление увеличивается с увеличением подъемной силы и уменьшением удлинения крыла\*.

При определении подъемной силы необходимо знать коэффициент  $c_y$ .

Расчет аэродинамических коэффициентов ( $c_x$ ,  $c_y$  и  $c_z$ ), зависящих от многих факторов, является трудной задачей. Эти коэффициенты можно определить приближенно, а затем уточнить по результатам опытов в аэродинамических трубах. Опыты чаще всего проводятся на уменьшенных моделях ракет, аналогичных реальным летательным аппаратам. При этом руководствуются выводами теории подобия, которые очень широко применяются в различных областях науки и техники.

Необходимость применения выводов теории подобия связана с тем, что внешние условия воздушного потока различны для летательного аппарата и его модели. Поэтому различны и соотношения сил, действующих на летательный аппарат и его модель, и результаты действия этих сил. Задача теории подобия заключается в том, чтобы установить основные требования, при выполнении которых можно было бы с достаточной для практики точностью переносить результаты испытаний

---

\* Удлинением крыла называется отношение размаха крыла к средней хорде крыла.

модели на летательный аппарат. Модель и летательный аппарат должны быть подобны.

Существует три вида подобия: геометрическое, кинематическое и динамическое.

При геометрическом подобии у летательного аппарата и модели сходные размеры длины, размеры крыльев и т. п. должны быть пропорциональны. Геометрическое подобие является простейшим, но оно не всегда дает необходимую точность при переносе результатов испытаний модели на натуру.

При кинематическом подобии необходимо, чтобы пропорциональными были не только сходные размеры, но и скорость, а также и ускорения в сходных точках модели и натуре. Это подобие выполнить на практике гораздо труднее, но оно дает более точные результаты.

При динамическом подобии, предусматривающем геометрическое и кинематическое подобие, кроме того, пропорциональными должны быть силы, действующие на модель и натуру.

В теории подобия существует множество критериев подобия. В обтекающих модель и летательный аппарат потоках необходимо выдержать определенные соотношения между всеми силами, действующими на воздушный поток, и скоростями потока. Поэтому в аэродинамике чаще используются критерии динамического подобия.

В качестве основных критериев динамического подобия используют число  $M$  или критерий Рейнольдса —  $R_e$  (названный по имени ученого, предложившего его):

$$R_e = \rho \frac{lv_0}{\mu},$$

где  $\rho$  — плотность воздуха;

$l$  — характерный размер обтекаемой модели;

$v_0$  — скорость воздушного потока до встречи с моделью;

$\mu$  — коэффициент вязкости трения воздуха.

Физический смысл критерия Рейнольдса заключается в том, что он является мерой отношения сил инерции к силам вязкости в воздухе. Чем больше этот критерий, тем больше силы инерции. Если  $R_e$  меньше некоторого критического значения, то течение ламинарное, если же больше — турбулентное (критическое значение  $R_e$  определяет момент перехода из ламинарного потока в турбулентный, и наоборот).



При малых значениях критерия Рейнольдса сопротивление зависит главным образом от вязкости — сил трения, так как течение ламинарное. При ламинарном течении трение осуществляется за счет перемещения молекул воздуха в их колебательном движении из слоя с одной скоростью в слой, имеющий другую скорость.

При больших значениях чисел  $R_e$  сопротивление зависит в основном от скорости потока, так как течение турбулентное.

Значение критерия Рейнольдса колеблется в очень широких пределах, например, для бабочки в планирующем полете  $R_e = 3 \cdot 10^3$ , для транспортного самолета  $R_e = 3 \cdot 10^7$  и т. д.

В качестве критерия динамического подобия может применяться и критерий Фруда —  $F$  (назван по имени ученого, предложившего его):

$$F = \frac{v^2}{gb},$$

где  $v$  — скорость набегающего потока;

$g$  — ускорение свободного падения;

$b$  — характерный размер летательного аппарата.

В критерии Фруда рассматривается отношение сил тяжести к силам инерции. За характерный размер обычно принимается наибольшее поперечное сечение, перпендикулярное к набегающему потоку.

В аэродинамике используется также критерий Эйлера ( $E$ ), который дает отношение сил давления к силам инерции:

$$E = \frac{p - p_n}{\rho \frac{v^2}{2}},$$

где  $p - p_n$  — давление в данной точке соответственно перед летательным аппаратом и моделью;

$\rho$  — плотность воздуха;

$v$  — скорость набегающего потока.

### Силы и моменты, действующие на ракету

Помимо полной аэродинамической силы на ракету в полете действуют и другие силы.

Чтобы придать ракете определенную скорость, к ней должна быть приложена сила тяги  $P$  (рис. 12), возникающая при истечении газов из сопла двигателя.

Кроме того, на ракету действует сила земного притяжения.

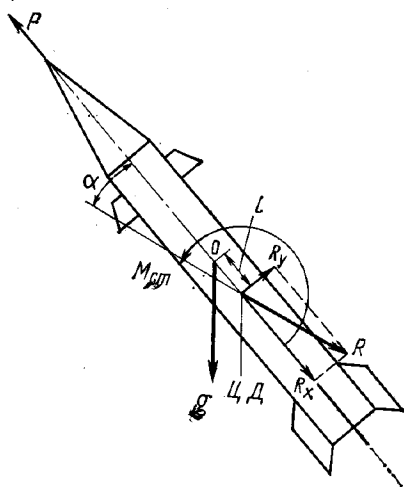


Рис. 12. Силы и моменты, действующие на ракету в полете:

$R$  — полная аэродинамическая сила;  $P$  — сила тяги;  $R_x$  — сила лобового сопротивления;  $R_y$  — подъемная сила;  $g$  — сила земного тяготения;  $M_{ст}$  — стабилизирующий момент;  $\alpha$  — угол атаки; ЦД — центр давления;  $O$  — центр масс;  $l$  — плечо

Рассмотрим полет ракеты без силы тяги, т. е. пассивный участок ее траектории, когда реактивный двигатель выключен.

Аэродинамические силы действуют на каждый соприкасающийся с воздушным потоком элемент ракеты. Но для удобства расчетов принимается, что они приложены в центре давления (ЦД).

Если центр давления ракеты не совпадает с ее центром масс ( $O$ ), а находится позади него, то при отклонении оси ракеты от направления полета возникает восстанавливающий стабилизирующий момент  $M_{ст}$ . При наличии хвостового оперения центр давления сдвигается назад, так как увеличивается площадь ракеты, соприкасающаяся с воздушным потоком в хвостовой части.

Чем ближе к хвостовой части ракеты центр давлений и чем дальше он от центра масс, тем ракета устойчивее в полете.

Стабилизирующий момент вычисляется по формуле

$$M_{\text{от}} = c_m \rho \frac{v^2}{2} S l,$$

где  $c_m$  — безразмерный коэффициент;

$\rho$  — плотность;

$l$  — плечо;

$v$  — скорость ракеты;

$S$  — миделево сечение.

Когда ось ракеты не совпадает с направлением ее полета (вектором скорости), между осью и вектором скорости образуется угол атаки  $\alpha$ . Стабилизирующий момент стремится уменьшить угол атаки, т. е. вернуть ракету в положение, когда  $\alpha = 0$ .

Если центр давления находится впереди центра масс, то при движении ракеты создается опрокидывающий момент, который стремится увеличить угол атаки. В этом случае ракета неустойчива в полете и при значительном увеличении угла атаки может повернуться вокруг поперечной оси, т. е. опрокинуться.

Устойчивость неуправляемых ракет достигается созданием хвостового оперения, которое смещает центр давления ракеты в такое положение, чтобы он находился позади центра масс. У управляемых ракет ЦД может находиться и впереди О. В этом случае устойчивость их полета поддерживается воздушными или газовыми рулями. Рули создают управляющий момент, который выводит ракету на расчетную траекторию при отклонении ее от заданного направления полета.

При вращении ракеты в полете возникает момент, направленный в сторону, противоположную вращению; он называется демпфирующим (тушащим или гасящим) моментом.

Величина демпфирующего момента зависит от угловой скорости ракеты относительно продольной оси и двух поперечных осей. Сам же поворот ракеты относительно осей зависит от условий обтекания ракеты потоком воздуха, а также от условий течения жидкостей и газов внутри ракеты (жидкости внутри ракеты — горючее и окислитель, а газы образуются в камере сгорания двигателя и являются рабочим телом ракеты).

Поэтому демпфирующий момент делят на внешний и внутренний.

Внешний демпфирующий момент возникает в результате сопротивления воздуха повороту ракеты, а внутренний обуславливается поворотом жидкости, которая находится в баках и трубопроводах, а также газов в камере сгорания и сопле.

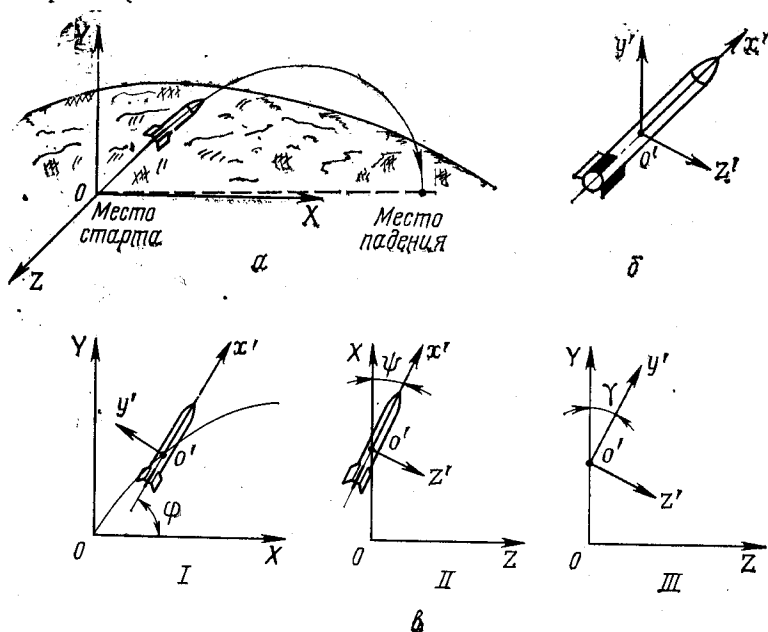


Рис. 13. Системы координат:

*a* — стартовая (земная система координат); *б* — связанная; *в* — положение связанной системы координат относительно земной

Следует указать, что момент демпфирования оказывается довольно большим. Он составляет примерно 10% всех сил, действующих на ракету в полете.

Для ориентирования ракет в пространстве с целью изучения сил и моментов, действующих на них, применяют системы координат: стартовую, связанную, скоростную и др.

Остановимся на трех наиболее часто используемых системах координат.

Стартовая земная система координат  $OXY$  (рис. 13, *a*) представляет собой правую прямоугольную

систему координат. Начало системы  $O$  совмещается с центром массы ракеты, расположенной на стартовом столе. Ось  $OY$  направлена вертикально вверх, ось  $OX$  — от точки старта к цели, ось  $OZ$  расположена в горизонтальной плоскости, она направлена перпендикулярно к осям  $OX$ ,  $OY$ . В этой системе координат обычно и рассчитывается траектория полета ракеты.

Связанная система координат неподвижна относительно летательного аппарата. Начало координат этой системы расположено в центре масс ракеты (рис. 13, б). Ось  $o'x'$  направлена по продольной оси ракеты, а оси  $o'y'$  и  $o'z'$  перпендикулярны к ней.

Так как оси связанной системы координат определенным образом связаны с ракетой, то знание их направлений при полете ракеты равносильно знанию ориентации самой ракеты в полете.

Положение этой системы координат относительно земной определяется тремя углами: тангажа, рыскания и крена (рис. 13, в). Угол тангажа  $\varphi$  (I) — это угол между продольной осью ракеты и горизонтом (плоскость  $XOZ$ ). Угол рыскания  $\psi$  (II) образуется продольной осью ракеты и вертикальной плоскостью, проходящей по оси  $OX$  (плоскость  $OXY$ ). Угол крена  $\gamma$  (III) определяет поворот ракеты вокруг ее продольной оси.

Если земная система координат позволяет определить положение центра масс ракеты в пространстве, то связанная система дает возможность с помощью углов тангажа, рыскания и крена найти положение ракеты относительно Земли в целом.

Обе эти системы координат определяют положение ракеты в пространстве.

Скоростная система координат связана с направлением скорости полета. Начало координат этой системы также берется в центре масс ракеты, но ось  $o'x'$  направлена по вектору скорости центра масс; оси  $o'y'$  и  $o'z'$  перпендикулярны к ней.

### **Факторы, влияющие на величину полной аэродинамической силы**

Существует множество факторов, влияющих на величину полной аэродинамической силы.

Познакомимся с главными, которые оказывают наиболее существенное влияние:

1. Характерный размер ракеты, обычно обозначаемый буквой  $d$ . Его называют миделево сечение или мидель. Он представляет собой наибольшее сечение ракеты, перпендикулярное к набегающему потоку. Чем больше это сечение, тем большее сопротивление воздушного потока испытывает ракета.

2. Скорость полета. Из формулы аэродинамической силы следует, что аэродинамическая сила пропорциональна квадрату скорости. Однако диапазон скоростей, в которых аэродинамические силы пропорциональны квадрату скорости, ограничен.

При очень малых скоростях движения ракеты аэродинамические силы пропорциональны скорости в первой степени.

При скоростях, соизмеримых со скоростью звука, аэродинамические силы пропорциональны скорости в более высоких степенях: четвертой, пятой и даже шестой.

В этом случае в формулу вносятся соответствующие поправки.

3. Плотность воздуха. Как известно, плотность воздуха с увеличением высоты уменьшается. Следовательно, с увеличением высоты полета сопротивление движению ракеты уменьшается. В космическом пространстве сопротивление движению ракеты практически отсутствует.

4. Вязкость воздуха  $\mu$ . От вязкости воздуха зависит сила трения. Для сравнения вязкости различных средств приводятся коэффициенты вязкости.

5. Отношение скорости полета ракеты к скорости звука (число  $M$ ). От этого отношения зависит сила сопротивления воздуха полету ракеты. При дозвуковых скоростях полета уменьшение отношения скорости полета ракеты к скорости звука приводит к снижению силы сопротивления, а при больших (сверхзвуковых) скоростях уменьшение этого отношения ведет к увеличению силы сопротивления воздуха.

6. Величина угла атаки  $\alpha$ , т. е. угла между продольной осью ракеты и направлением скорости потока воздуха (точнее, вектора скорости). С увеличением угла атаки сопротивление растет и достигает максимума при критическом угле атаки. Критический угол атаки для различных летательных аппаратов будет различным.

7. Величина угла скольжения  $\beta$  — угла, образованного направлением скорости полета и вертикальной пло-

скостью симметрии ракеты. С увеличением угла скольжения сопротивление растет.

Сведя эти факторы в математическую форму, можем сказать, что аэродинамическая сила является функцией указанных выше величин:

$$R = f(d, v, \rho, \mu, \alpha, \beta).$$

### Способы уменьшения лобового сопротивления при дозвуковых скоростях

Лобовое сопротивление оказывает вредное действие на полет ракеты. Для его уменьшения стараются прежде всего совершенствовать формы, внешние очертания ракет и их аэродинамических поверхностей (крыльев, хвостового оперения и др.).

Аэродинамики установили, что обтекание тела какой-либо формы потоками, имеющими различные скорости, различно. Поэтому не существует оптимальной аэродинамической формы для всех скоростей полета ракет. Под оптимальной формой будем понимать такую, при которой ракета испытывает наименьшее лобовое сопротивление при заданной скорости (или в заданном диапазоне скоростей).

Форма аэродинамических поверхностей, оптимальная для дозвуковых скоростей, совершенно непригодна для сверхзвуковых скоростей. Кроме того, для различных скоростей дозвукового и сверхзвукового полетов оптимальные формы также должны быть различными.

Опытами установлено и теоретически подтверждено, что оптимальной формой для дозвукового полета является каплевидная (напоминающая форму падающей капли).

Если при обтекании дозвуковым потоком тела с тупой носовой частью возле его поверхности появляются завихрения (рис. 14, а), то тело каплевидной формы

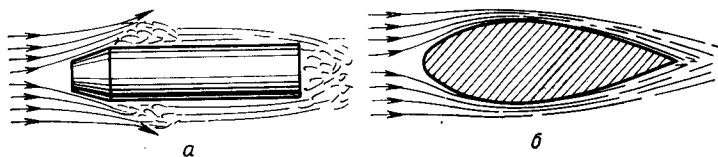


Рис. 14. Дозвуковое обтекание:

а — тела цилиндрической формы с тупыми гранями; б — тела каплевидной формы





(рис. 14, б) обтекается потоком с той же скоростью плавно, без завихрений.

Конечно, в обоих случаях возникает разность давлений перед телом и за ним, но во втором случае она меньше и, следовательно, меньше сила лобового сопротивления.

Влияние формы тела на величину лобового сопротивления при дозвуковой скорости полета показано в табл. 1.

Таблица 1

Влияние формы тела на величину лобового сопротивления при дозвуковой скорости полета

Форма тела	Величина лобового сопротивления, %
В виде круга (пластинка) 	100
Конусообразная, повернутая конусом против потока 	75
Конусообразная, повернутая конусом в направлении потока 	25
Каплевидная 	5

Профили ракет, предназначенных для различных дозвуковых скоростей полета, также неодинаковы (форма капли может быть вытянута больше или меньше).



Поэтому при проектировании летательного аппарата его форма подбирается такой, чтобы получить наименьшее лобовое сопротивление в том диапазоне скоростей, на которые он рассчитывается.

### **Некоторые вопросы экспериментальной аэродинамики**

Трудности в определении сил и моментов, действующих на ракету (любой летательный аппарат), до настоящего времени практически не преодолены. Поэтому для решения задач, связанных с проектированием летательных аппаратов, были найдены достаточно простые инженерные методы. Такие методы, основанные на теоретических положениях, разработаны экспериментальной аэродинамикой.

Экспериментальная аэродинамика занимается практическим исследованием воздействия воздуха (газов) на движущийся в нем летательный аппарат.

В связи с тем что постановка опытов с движущимися ракетами, особенно крупными, слишком дорогостояща и во многих случаях трудно осуществима, используется принцип обратимости.

Ракету или ее уменьшенную модель укрепляют в аэродинамической трубе на специальных весах, с помощью которых измеряют аэродинамические силы.

Процесс определения аэродинамических сил сводится к определению коэффициентов, зависящих от многих причин, о которых было сказано ранее, довольно сложен. Поэтому их находят опытным путем. Экспериментально определяют также условия обтекания ракет воздухом и другие данные, необходимые для выбора рациональных характеристик проектируемой ракеты.

В настоящее время применяется много методов аэродинамических исследований. Познакомимся с двумя из них: испытанием в аэродинамических трубах, при котором определяются аэродинамические характеристики ракет и изучаются условия обтекания их воздухом, и натуральными (летными) испытаниями.

Прежде чем перейдем к их рассмотрению, остановимся на аэродинамических спектрах, имеющих важное значение в аэродинамике.

Как мы уже знаем, величины аэродинамических сил находятся в прямой зависимости от характера обтекания ракеты воздушным потоком (газом). Чтобы хорошо

разобраться в физической сущности явления обтекания, его делают видимым. При этом процесс обтекания фотографируют или снимают на киноленту. Видимая картина обтекания ракеты потоком воздуха называется аэродинамическим спектром или спектром обтекания. Путем визуального наблюдения, фотографирования или съёмки на киноленту (оптическими методами) в аэродинамической трубе изучают условия обтекания потоком воздуха ракеты (модели) или ее отдельных частей.

Перед закрепленной в трубе моделью ракеты поток воздуха течет прямолинейно, он, как говорят, недеформирован. Такой поток называют невозмущенным 1 (рис. 15).

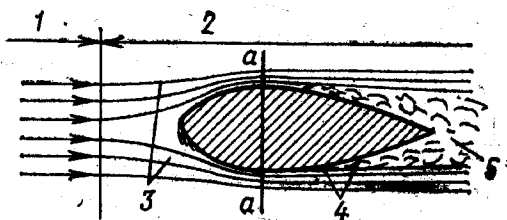


Рис. 15. Части аэродинамического спектра:

- 1 — невозмущенный поток; 2 — возмущенный поток;  
3 — деформированный поток; 4 — пограничный слой;  
5 — спутная струя

По мере приближения потока к модели он деформируется 3: изменяются площадь поперечного сечения и направление струек потока. Вследствие этого изменяется и скорость воздуха в потоке. Такой деформированный поток называют возмущенным 2.

Прилегающий к модели слой воздуха 4, в котором на движение воздуха влияют силы вязкости, называют пограничным слоем. В нем скорость частичек воздуха изменяется от нуля до скорости набегающего потока в данном его сечении. Пограничный слой при стекании с модели образует завихрения — спутную струю 5. Как видно из рис. 15, в пограничном слое течение может быть ламинарным и турбулентным. До сечения *a—a* оно ламинарное, а за этим сечением — турбулентное.

Впереди модели скорость соседних слоев потока в данном его сечении одинаковая, следовательно, в них не действуют силы внутреннего трения. Такие слои называют потенциальными.

Аэродинамические спектры некоторых тел показаны на рис. 16. По фотографиям таких спектров (рис. 17) можно изучать обтекание тел воздухом и установить наиболее выгодные формы ракет.

Чтобы выяснить распределение давления по поверхности ракеты (модели), производится дренирование ра-

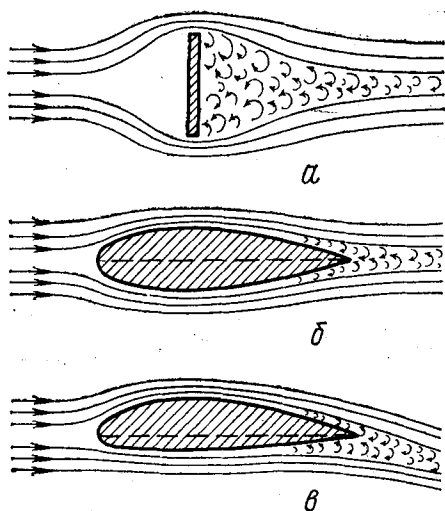


Рис. 16. Аэродинамические спектры:  
 а — при обтекании пластины; б — при обтекании тела каплевидной формы; в — при обтекании несимметричного тела

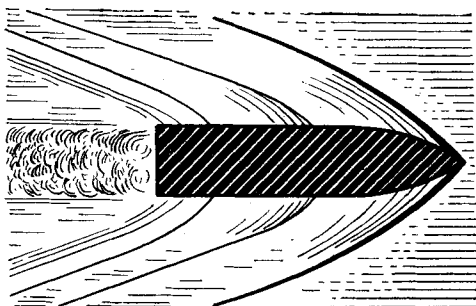


Рис. 17. Фотография аэродинамического спектра артиллерийского снаряда

кеты. Оно заключается в следующем. На поверхности ракеты (рис. 18) делают отверстия, которые соединяют трубками, идущими внутри ракеты. Трубки присоединяются к манометрам, измеряющим давление воздушного потока в точках поверхности ракеты, где имеются отверстия. Для измерения давления часто применяются батарейные манометры, состоящие из большого количества отдельных манометров.

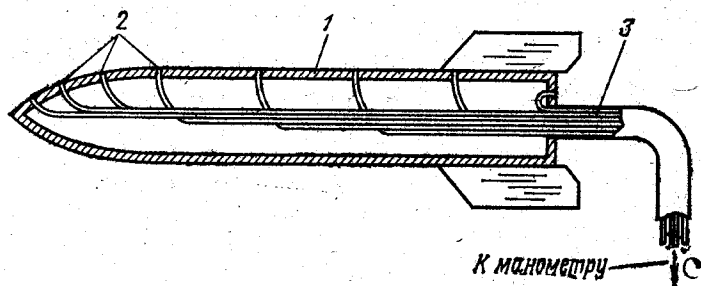


Рис. 18. Установка для дренирования:

1 — модель ракеты; 2 — отверстия, в которые поступает воздух; 3 — трубки, по которым давление воздуха передается к манометрам

Скорость ракеты (потока) измеряется трубкой Пито. Она действует по принципу измерения разности давлений встречного потока воздуха и статического. При помощи трубки Пито можно определять скорость ракеты в полете или скорость потока воздуха в аэродинамической трубе.

Для непосредственного измерения числа  $M$  применяется мамметр — стрелочный прибор, показывающий число Маха в данном потоке. Одни мамметры работают по тому же принципу, что и трубка Пито, другие измеряют разность температур в точке нулевой скорости и в свободном потоке.

В аэродинамических трубах ракету или модель закрепляют неподвижно в определенном положении и пускают поток воздуха, который обтекает ее. Чтобы понять, как при этом определяются аэродинамические силы, необходимо рассмотреть схему аэродинамической трубы и ее действие.

Аэродинамические трубы бывают различных типов и размеров. Для продувки ракет, особенно крупных, или самолетов требуются аэродинамические трубы больших размеров и мощные нагнетатели. На практике чаще при-

меняются аэродинамические трубы сравнительно небольших размеров, в которых продуваются не ракеты, а их модели.

Аэродинамические трубы могут быть непрерывного и периодического действия.

Аэродинамическая труба непрерывного действия (рис. 19) имеет замкнутый канал с переменным сечением.

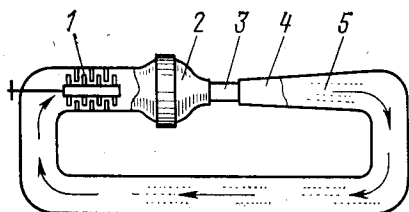


Рис. 19. Схема аэродинамической трубы непрерывного действия:

1 — компрессор; 2 — сопло; 3 — рабочая часть трубы; 4 — диффузор; 5 — обратный канал

По этому каналу компрессором 1 прогоняется воздух, скорость которого в разных сечениях трубы неодинакова.

Воздух, проходя через сопло 2, ускоряется и поступает в рабочую часть 3, где помещена испытываемая ракета или модель. В рабочей части скорость воздуха наибольшая.

Из рабочей части воздух поступает в диффузор 4, где скорость потока уменьшается, но при этом возрастает давление. Затем воздух по обратному каналу 5 поступает в компрессор.

Для непрерывной подачи воздуха в такие трубы требуются достаточно мощные компрессоры.

Аэродинамические трубы периодического действия работают с перерывами. Эти трубы обычно имеют камеру высокого давления, в которую компрессором накачивается воздух до создания необходимого давления. Затем открываются клапаны, и воздух движется по трубе, создавая нужную скорость в ее рабочей части.

В трубах периодического действия требуются менее мощные компрессоры, так как они используются только в течение сравнительно коротких промежутков времени для нагнетания в камеру воздуха под высоким давлением.

Аэродинамические трубы могут быть дозвуковыми, околозвуковыми и сверхзвуковыми в зависимости от скорости потока (или числа  $M$ ), которую необходимо получить в рабочей части трубы.

Ракета или ее модель закрепляется в рабочей части трубы на аэродинамических весах, от точности работы

которых зависит точность измерения характеристик, а она должна быть высокой, так как величина сил, действующих на ракету, может изменяться в довольно широком диапазоне.

Весы должны иметь высокую чувствительность для обнаружения разницы в сопротивлении воздуха при движении ракеты, которая может быть внесена незначительным изменением ее формы (например, при необходимости установить влияние степени обработки поверхностей ракеты).

По принципу действия весы могут быть механическими, рычажными или электромеханическими.

Ракета или ее модель продувается, как правило, под различными углами атаки. Для установки ракеты (модели) под определенным углом атаки в рабочей части трубы устраивается подвеска. Чтобы уменьшить ошибки в определении лобового сопротивления ракеты, сама подвеска должна иметь минимальное лобовое сопротивление.

В аэродинамических трубах определяются составляющие полной аэродинамической силы, по которым рассчитываются аэродинамические коэффициенты (коэффициенты лобового сопротивления, подъемной силы и боковой силы), и аэродинамического момента, действующего на летательный аппарат, характеристики устойчивости и управляемости и т. п.

Труба позволяет также опытным путем найти данные, необходимые для установления оптимальной формы ракеты и ее элементов. Для этого можно обдуть раздельно корпус ракеты, крылья, хвостовое оперение или всю ракету в целом.

Все эти характеристики тоже определяются при помощи весов.

Натурные (летные) испытания — это испытания ракет в реальных условиях полета. В сравнении с описанными методами испытаний они имеют как положительные, так и отрицательные стороны.

Запуск каждой управляемой ракеты обходится очень дорого как по затрате времени обслуживающего персонала, так и по затрате денежных средств. Поэтому при отработке ракеты летные испытания стремятся заменить другими, более дешевыми. Однако некоторые вопросы конструирования новых образцов ракет и их использования можно решить только в реальных условиях поле-

та. Так, лишь натурные испытания позволяют определить давление полного торможения, статическое давление в условиях полета, температуру поверхностей ракеты и т. п. Только в условиях полета можно установить причины вибрации ракеты. Натурные испытания дают также возможность наиболее полно исследовать взаимное влияние аэродинамических факторов.

# Глава III

## СВЕРХЗВУКОВЫЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА РАКЕТ

---

### Особенности сверхзвукового полета

Рассмотрим различие в движении ракет с дозвуковыми и со сверхзвуковыми скоростями.

Оно связано с законами распространения слабые возмущений — звуковых волн, которые распространяются со скоростью звука.

Чтобы яснее представить физическую картину различия дозвукового и сверхзвукового полетов, возьмем точечный источник колебаний (возмущений) воздуха:

Если этот источник неподвижен, то звуковые волны от него распространяются в виде концентрических сферических поверхностей (рис. 20). За время  $t$  волна про-

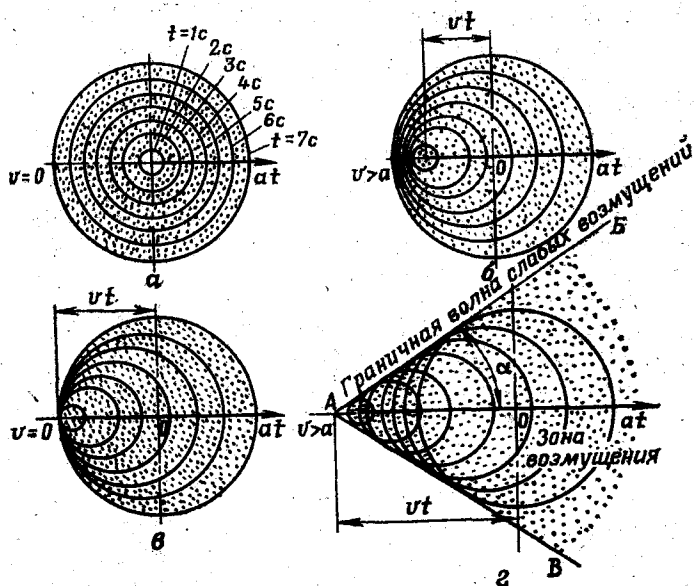


Рис. 20. Распространение слабых возмущений (звуковых волн)  
 $a$  — источник звуковых волн неподвижен;  $б$  — источник звуковых волн движется со скоростью, меньшей скорости звука;  $в$  — источник звуковых волн движется со скоростью звука;  $г$  — источник звуковых волн движется со скоростью, превышающей скорость звука



ходит во все стороны расстояние, равное произведению скорости распространения звука  $a$  на время движения волны ( $a \cdot t$ ).

Если источник звуковых волн движется, то симметрия при распространении волн нарушается.

Рассмотрим три случая.

1. Источник звуковых волн движется со скоростью, меньшей скорости звука (рис. 20, б). Он последовательно занимает ряд положений, разделенных интервалом в 1 с. Следовательно, за 6 с звуковая волна, которая начала распространяться от источника, когда он находился в положении 0, проходит расстояние, равное  $6a$ .

Звуковые волны в этом случае, как и при неподвижном источнике, распространяются во все стороны от источника, и наблюдатель, находящийся впереди него, услышит звук прежде, чем над ним пролетит источник звука.

2. Источник звуковых волн движется со скоростью звука (рис. 20, в). Пространство при этом можно разделить на невозмущенную часть, расположенную впереди источника звука, и возмущенную, расположенную за источником. В невозмущенной части звуковых волн нет, они распространяются только в плоскости источника и позади него.

В данном случае наблюдатель услышит звук в тот момент, когда до него долетит источник звуковых волн.

Плоскость, которая разделяет невозмущенную и возмущенную части пространства, называется граничной волной слабых возмущений.

3. Источник звуковых волн движется со скоростью, превышающей скорость звука (рис. 20, г). Он обгоняет звуковые волны, которые остаются позади источника, а граничная волна является конической поверхностью. Линии  $AB$  и  $AB$  образуют область, которая представляет собой конус, называемый конусом слабых возмущений или конусом Маха.

В этом случае звук будет услышан тогда, когда источник его уже пролетит над наблюдателем.

Следовательно, при дозвуковых скоростях полета звуковые волны, отходящие от каждой точки поверхности ракеты, обгоняют ее, «предупреждая» находящийся впереди воздух о ее приближении. Частицы воздуха начинают колебаться, поэтому воздух перед ракетой сжимается незначительно, он как бы освобождает место для

движущейся ракеты, которая сравнительно легко преодолевает его сопротивление.

При сверхзвуковых скоростях полета звуковые волны отстают от ракеты. Перед ракетой звуковых колебаний нет. В этом случае перед ней происходит сильное сжатие воздуха. Чем выше сверхзвуковая скорость, тем сжатие больше. Сжатую среду воздуха ракете преодолеть значительно труднее. Чем больше сверхзвуковая скорость источника возмущений, тем меньше угол, образующий конус слабых возмущений.

Подобное явление можно наблюдать при движении, например, катера, когда он движется со скоростью, превышающей скорость распространения волн по поверхности воды. В этом случае образуется волна в виде клина, которая является огибающей круговых волн. С увеличением скорости катера угол клина уменьшается.

Угол  $\alpha$  между образующей конуса и направлением движения тела называют углом слабых возмущений или углом возмущений (рис. 20, з).

В итоге можно отметить две характерные особенности, отличающие сверхзвуковой поток от дозвукового. Одна особенность связана с увеличением скорости потока, а другая — с торможением его.

При дозвуковых скоростях потока относительное изменение скорости по абсолютной величине больше, чем относительное изменение плотности. Поэтому для увеличения скорости воздушного потока, например, в два раза необходимо уменьшить сечение трубы не в два раза, а несколько меньше. Тут сказывается сжимаемость воздуха.

Для увеличения же скорости водяного потока в два раза сечение трубы необходимо уменьшить в два раза, так как вода практически несжимаема.

Сжатие воздуха при дозвуковых скоростях хотя и слабо, но все же проявляется. Чем ближе скорость потока к скорости звука, тем свойство сжимаемости воздуха проявляется сильнее. Поэтому для увеличения скорости воздушного потока в два раза (при малых скоростях потока) сечение трубы следует уменьшить несколько меньше, чем в два раза.

Положение меняется при сверхзвуковых скоростях, при которых сжимаемость воздуха сказывается очень сильно.

В этом случае плотность воздуха уменьшается быстрее, чем возрастает скорость потока. Это приводит к тому, что для увеличения скорости сверхзвукового воздушного потока сечение трубы надо не уменьшать, как для водяного потока, а увеличивать.

Итак, если увеличение скорости дозвукового потока достигается в суживающейся трубе, то увеличение скорости сверхзвукового потока достигается в расширяющейся трубе.

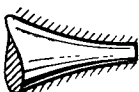

Установлено, что самая большая скорость воздушного потока, которую можно получить в суживающейся трубе, равна скорости звука.

Сверхзвуковая же скорость может быть получена только в расширяющейся трубе.

Изменения свойств сжимаемой среды (воздуха) в зависимости от скорости воздушного потока наглядно показаны в табл. 2.

Таблица 2

Свойства сжимаемой среды (воздуха) при различных скоростях воздушного потока

Сечение трубы	Поток имеет на входе дозвуковую скорость	Поток имеет на входе сверхзвуковую скорость
Суживающееся 	$v$ — возрастает $p$ — уменьшается $T$ — меняется незначительно $\rho$ — меняется незначительно	$v$ — уменьшается $p$ — возрастает $T$ — возрастает $\rho$ — возрастает
Расширяющееся 	$v$ — уменьшается $p$ — возрастает $T$ — меняется незначительно $\rho$ — меняется незначительно	$v$ — возрастает $p$ — уменьшается $T$ — уменьшается $\rho$ — уменьшается

Здесь  $v$  — скорость потока;  $p$  — давление в потоке;  $T$  — температура потока;  $\rho$  — плотность среды.

Из таблицы можно сделать следующие выводы:

— дозвуковой поток ( $M < 1$ ) в суживающемся канале ускоряется, а в расширяющемся замедляется;

— сверхзвуковой поток ( $M > 1$ ) в суживающемся канале замедляется, а в расширяющемся ускоряется.

Эти положения играют исключительно большую роль в ракетной технике. Они лежат в основе создания реактивных двигателей для сверхзвуковой авиации и ракетных двигателей для ракет и космических аппаратов.

Рассмотрим принцип работы сопла Лавала как элемента двигателя и элемента сверхзвуковой аэродинамической трубы. Для простоты будем считать, что процесс протекает без обмена теплом между газом и стенками камеры (адиабатически).

При установившемся течении в соответствии с уравнением неразрывности в каждый момент времени проходит одно и то же количество газа:

$$Fv\rho = \text{const},$$

где  $F$  — поперечное сечение.

Если в трубе течет жидкость, то плотность ее во всех сечениях будет одинакова (так как жидкость практически несжимаема) и формула примет вид

$$Fv = \text{const}.$$

Из этой формулы вытекает правило: скорость течения жидкости увеличивается во столько раз, во сколько раз уменьшается площадь сечения трубы.

Этим правилом для газов можно пользоваться только в том случае, когда скорость их течения мала по сравнению со скоростью звука, поскольку при таких скоростях газы можно считать практически несжимаемыми. Но с увеличением скорости течения газа начинает проявляться свойство его сжимаемости, т. е. начинает изменяться плотность газа. В этом случае необходимо пользоваться формулой, учитывающей плотность.

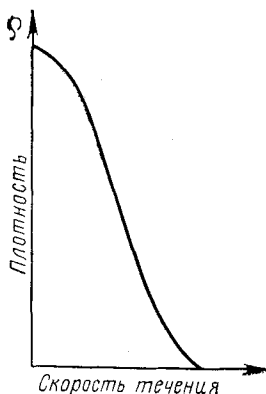
С увеличением скорости течения газа (рассматривается процесс без обмена теплом с внешней средой — адиабатический процесс) падают его давление и температура, причем температура падает медленнее, чем давление. С понижением давления уменьшается плотность газа. Следовательно, с увеличением скорости газ расширяется. Если бы плотность газа уменьшалась во столько же раз, во сколько увеличивается скорость, то увеличивать скорость газа можно было бы в трубе, имеющей постоянное сечение.

Зависимость плотности воздуха (газа) от скорости его течения показана на рис. 21. Из рисунка видно, что при малых скоростях потока плотность мало зависит

от скорости (поэтому при малых скоростях сжимаемость газов не учитывается), а с увеличением скорости потока плотность уменьшается значительно. Особенно резкое падение плотности происходит при сверхзвуковых скоростях.

Вторая особенность сверхзвукового воздушного потока связана с его торможением.

Торможение дозвукового потока, набегающего на тело, т. е. на препятствие, происходит плавно: торможение начинается на некотором расстоянии от тела и по мере приближения к телу усиливается. Происходит это потому, что в дозвуковом потоке возмущения (чередование повышения и понижения давления), создаваемые телом, распространяются против потока со скоростью звука.



**Рис. 21.** График зависимости плотности воздуха (газа) от скорости его течения (процесс адиабатический)

При набегаании сверхзвукового потока на тело образуется скачок уплотнения, ударная волна. До встречи с фронтом скачка уплотнения сверхзвуковой поток торможения со стороны препятствия не испытывает. Пройдя сквозь фронт скачка, поток мгновенно теряет скорость. Если воздушный поток встречается с препятствием под прямым углом,

скачок называют прямым, а если не под прямым, то скачок называют косым скачком уплотнения.

Прямой скачок уплотнения превращает сверхзвуковой поток в дозвуковой, при этом направление воздушного потока до и после скачка одно и то же. Направление и скорость потока за фронтом при косом скачке зависят от угла встречи воздушного потока с препятствием. Скорость потока при этом может остаться и сверхзвуковой.

Таким образом, вторая особенность сверхзвукового потока состоит в том, что торможение потока при встрече с летательным аппаратом происходит скачкообразно (получается удар). При этом образуются прямые или косые скачки уплотнения. Эти физические явления, происходящие в воздушном потоке при сверхзвуковых скоростях, учитывают при создании летательных аппаратов.

Чтобы легче было раскрыть физическую сущность явлений при рассмотрении двух особенностей сверхзвукового потока, мы говорим, что тело неподвижно, а поток на него набегаёт, хотя в действительности движется ракета, а поток неподвижен.

Но в соответствии с принципом обратимости такая замена правомерна.

### Отличие обтекания тел дозвуковыми и сверхзвуковыми потоками

Картины обтекания одного и того же тела, движущегося с дозвуковой и сверхзвуковой скоростью, различны.

На рис. 22 видно, что при дозвуковой скорости тела еще до подхода его к сечению  $a-a$  поток начинает деформироваться: струи воздуха расходятся, готовясь плавно обтекать тело. Следовательно, поток уже получил сигнал о приближении тела. Сигнал этот — повышенное давление в носовой части тела. Такие сигналы распространяются со скоростью звука. А так как тело имеет дозвуковую скорость, сигналы опережают его и создают перед ним область повышенного давления.

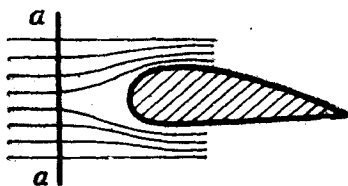


Рис. 22. Обтекание тела при дозвуковых скоростях

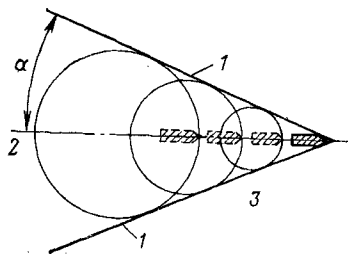


Рис. 23. Возникновение границы между возмущенным и невозмущенным потоками:

1 — границы между возмущенным и невозмущенным потоками;  
2 — возмущенная часть; 3 — невозмущенная часть

Если сверхзвуковым потоком обтекается сверхзвуковой профиль, то перед ним не возникает область повышенного давления, т. е. поток перед телом не деформируется. Здесь возмущенная и невозмущенная части потока разделены четкой границей (рис. 23), на которой скачком изменяются давление, скорость и температура потока. В этом случае возникают скачки уплотнения. Чем больше

сверхзвуковая скорость, тем сильнее изменяются параметры. Возмущенная область потока образуется наложением друг на друга сферических волн, которые создаются носовой частью тела (ракеты) при его движении. Угол  $\alpha$  между осью летящего тела и границей возмущений зависит от скорости полета: чем она больше, тем меньше угол.

Поэтому оптимальные формы тел, предназначенных для дозвукового и сверхзвукового полета, отличаются одна от другой.

Как уже отмечалось, наилучшей формой тела для дозвукового полета является форма падающей капли. Тело такой формы обтекается воздушным потоком плавно. Разность давлений в носовой и хвостовой частях его, которая является одной из основных причин возникновения силы лобового сопротивления, получается наименьшей.

С повышением скорости формы тел изменяются. При скорости, близкой к скорости звука и превышающей ее, форма носовой части делается заостренной. В этом случае потери кинетической энергии движения будут меньше. Подробнее этот вопрос рассмотрим ниже.

В зависимости от скорости полета летательного аппарата весь диапазон скоростей делится на несколько зон: дозвуковую, трансзвуковую и сверхзвуковую.

Дозвуковая зона — это такая зона скоростей, в которой вблизи летательного аппарата не возникает скоростей потока, равных скорости звука, т. е. скорости только дозвуковые. В этой зоне не появляется скачков уплотнения, ударных волн.

Трансзвуковая зона характеризуется возникновением вблизи летательного аппарата местных воздушных течений со скоростью звука и превышающих ее. Здесь могут появиться ударные волны. До тех пор пока сверхзвуковая скорость незначительно превышает скорость звука, ударные волны также незначительные. Но с возрастанием сверхзвуковой скорости слабые скачки уплотнения сливаются и образуют мощные скачки уплотнения, перемещающиеся к задней части летательного аппарата. Это может привести к отрыву пограничного слоя за скачком уплотнения и вместе с волновыми потерями вызвать резкое увеличение лобового сопротивления.

В трансзвуковой зоне скоростей подъемная сила в зависимости от профиля летательного аппарата, как пра-

вило, уменьшается. Управляемость летательного аппарата ухудшается.

Объясняется это непостоянством параметров воздушного потока вблизи различных поверхностей летательного аппарата.

Сверхзвуковая зона — это зона, в которой летательный аппарат полностью обтекается сверхзвуковым потоком воздуха. Здесь ударные волны носят постоянный характер и мощность их возрастает с увеличением скорости полета. Угол наклона фронта ударных волн уменьшается с увеличением скорости. С увеличением скорости сверхзвукового полета коэффициент волнового сопротивления снижается, что ведет к уменьшению нарастания лобового сопротивления по сравнению с нарастанием лобового сопротивления при увеличении скорости в зоне трансзвуковых скоростей.

Ниже мы увидим, что в сверхзвуковой зоне характер обтекания качественно меняется в зависимости от величины сверхзвуковой скорости и высоты полета.

В связи с этим и появились новые разделы аэродинамики: гиперэроаэродинамика, суперэроаэродинамика, магнитоэроаэродинамика.

### Скачки уплотнения

Чтобы выяснить физическую сущность скачков уплотнения, рассмотрим обтекание тел сверхзвуковым потоком воздуха (газа).

Обтекание сверхзвуковым потоком тела, имеющего тупой внешний угол, показано на рис. 24, а. Как видно из рисунка, поток, обтекая тупой угол  $AOB$ , расширяется.

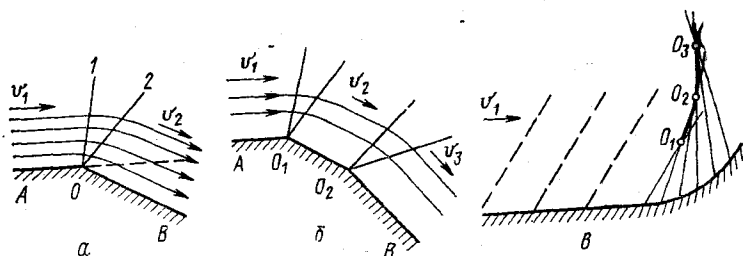


Рис. 24. Обтекание тел сверхзвуковым потоком:

а — с внешним тупым углом; б — с выпуклой криволинейной поверхностью; в — с вогнутой криволинейной поверхностью



В связи с тем что тело обтекается сверхзвуковым потоком, этот поток при огибании тупого угла будет ускоряться.

Допустим, что течение происходит с постоянной сверхзвуковой скоростью  $v_1$ . После обтекания угла скорость потока увеличивается до  $v_2$ .

Точка  $O$  для потока является источником возникновения слабых возмущений. От нее распространяются звуковые волны. До граничной волны  $O_1$  поток невозмущен и имеет постоянную скорость  $v_1$ , между граничными волнами  $O_1$  и  $O_2$  поток возмущен, и его скорость изменяется от  $v_1$  до  $v_2$ . За граничной волной  $O_2$  поток имеет постоянную скорость (рис. 24, б).

Если обтекается тело с выпуклой криволинейной поверхностью (рис. 24, б), то граничные волны отделяются при каждом изгибе поверхности тела и расходятся от точек обтекаемого тела, при этом происходит рассеяние волн. При обтекании же вогнутой криволинейной поверхности граничные волны сходятся (рис. 24, в) и поток не расширяется, а сужается и скорость его уменьшается. Угол возмущений при этом увеличивается.

На различных граничных волнах слабых возмущений параметры потока (скорость, давление, плотность, температура) различны. Вследствие этого в точках, в которых пересекаются граничные волны, непрерывность параметров потока нарушается. Происходит очень быстрое изменение скорости, плотности, давления и температуры.

В точках пересечения граничных волн ( $O_1, O_2, O_3$ ) образуется скачок уплотнения: появляется поверхность, проходя через которую поток скачком уменьшает свою скорость, а давление, плотность и температура при этом повышаются. Линия  $O_1, O_2, O_3$  называется линией скачка уплотнения.

Мы рассмотрели случай образования граничных волн слабых возмущений при обтекании сверхзвуковым потоком поверхности тела с тупым углом. При переходе грани тела потоком возникают малые возмущения (звуковые волны), которые распространяются со скоростью звука. Ранее было указано, что волны малых возмущений есть не что иное, как небольшие изменения плотности и давления, которые происходят в течение долей секунды. Поэтому при возникновении волн слабых возмущений говорят, что в воздухе (газе) имеют место слабые разрывы непрерывности.

Пересечение граничных волн слабых возмущений, которые имеют место при обтекании вогнутой поверхности, приводит к наложению этих волн друг на друга и их суммированию. Это уже сильные разрывы непрерывности.

В результате такого наложения малых возмущений волн сильно изменяются параметры потока и, как результат этого, возникают скачки уплотнения, которые обычно появляются при полете летательных аппаратов со скоростями, близкими к скорости звука и превышающими ее.

Таким образом, при скоростях потока, близких к скорости звука или превышающих ее, непрерывность потока нарушается. Параметры потока изменяются не постепенно, а скачком (как говорят, параметры воздуха терпят разрыв).

Образование скачков уплотнения объясняется торможением сверхзвукового потока при встрече его с ракетой. Физическая же причина возникновения таких скачков кроется в особенностях распространения слабых возмущений (звуковых колебаний) в сверхзвуковом потоке (при движении ракеты со сверхзвуковой скоростью).

При движении ракеты с дозвуковой скоростью находящийся впереди нее воздух начинает колебаться. Резких изменений параметров потока при этом не происходит.

Нагревание воздуха на скачке уплотнения приводит к интересному явлению: при самом мощном скачке уплотнения, при котором давление за скачком в бесконечно большое число раз превышает давление перед скачком, плотность воздуха (вообще двухатомных газов) не превышает ушестеренного значения плотности перед скачком. Это объясняется тем, что повышение температуры воздуха при сжатии его на скачке противодействует сжатию (воздух при нагревании стремится расширяться); при нагревании воздух становится как бы более жестким. Если же ракета движется со сверхзвуковой скоростью, то на границе возмущенной и невозмущенной областей возникают сильные уплотнения воздуха. Скорость встречного движения воздуха и ракеты уменьшается за счет торможения, а давление и плотность сильно возрастают, вследствие чего повышается температура воздуха.

Так как ширина зоны скачка очень мала (по теоретическим расчетам она равна  $10^{-4}$ — $10^{-5}$  мм), сжатие происходит быстро, и окружающий ракету воздух сильно нагревается. Стремясь расшириться, нагретый воздух еще больше увеличивает давление.

Скачки уплотнения, как отмечалось выше, могут быть прямыми и косыми.

При прямом скачке его поверхность перпендикулярна к набегающему потоку. Воздушный поток в этом случае наталкивается на перпендикулярное препятствие — тупую переднюю грань какого-либо элемента тела. При обтекании такой грани сверхзвуковым потоком перед телом образуется уплотненный слой воздуха.

Как известно, на границе возмущенной зоны происходят резкие изменения скорости, давления, плотности и температуры. Скорость при прямом скачке изменяется резко — от сверхзвуковой до звуковой.

Быстрое уменьшение скорости на поверхности скачка и увеличение давления сопровождаются сжатием частиц воздуха, увеличением плотности.

Так как сжатие происходит очень быстро и выделяющееся при сжатии тепло не успевает уйти из потока, частицы воздуха нагреваются, их температура повышается.

При косом скачке поверхность уплотнений находится под острым углом к набегающему потоку. Сталкиваясь с поверхностью тела, частицы сверхзвукового потока отклоняются в сторону и продолжают свое движение, изменив угол. Здесь так же, как при прямом скачке, происходит резкое изменение скорости, давления, плотности и температуры. Но, поскольку набегающий поток встречается с телом под острым углом, изменения получаются менее интенсивными. Следовательно, потери при косом скачке меньше, чем при прямом.

Если при прямом скачке сверхзвуковая скорость переходит в дозвуковую, то при косом она может быть и дозвуковой, и сверхзвуковой. Это зависит от угла, под которым поток набегаёт на тело. Чем острее этот угол, тем меньше изменяются скорость потока и другие параметры.

Воздух в ударной волне уплотняется. Из физики известно, что с изменением плотности изменяется угол преломления. Это дает возможность получить аэродинамический спектр потока в ударной волне и зарегистрировать его на фото- или киноплёнку.

В ударной волне воздух, кроме того, нагревается. Та часть его, которая встречается с передней частью летательного аппарата, нагревается сильнее. В этой части потока вся кинетическая энергия переходит в тепловую.

Тепло передается корпусу летательного аппарата. Если скорости полета велики, то температура достигает нескольких сотен и тысяч градусов. Поверхность ракеты в этом случае может плавиться и испаряться. Возникает свечение, которое видно на десятки километров. В ночное время мы можем наблюдать в небе летящие с большой скоростью светящиеся точки. Часто при этом говорят: падают звезды. В действительности же это летит небольшой кусочек космического вещества, попавший в атмосферу Земли. Не долетая до Земли, он сгорает и испаряется. Но нередко бывают случаи, когда такие небольшие тела не успевают полностью сгореть и падают на Землю. Такие тела называют метеоритами.

Светящаяся ударная волна сопровождает и полет ракеты в атмосфере. Например, первый космонавт Ю. А. Гагарин при полете 12 апреля 1961 г. на космическом корабле «Восток» наблюдал это свечение в виде бушующего пламени через жаропрочное стекло иллюминатора. Видимо, это было еще в разреженных слоях атмосферы на достаточно большой высоте, так как при скорости полета 7 км/с температура воздуха в ударной волне достигает десятков тысяч градусов. До входа в плотные слои атмосферы космический корабль включает тормозные двигатели, и скорость его движения снижается до безопасной для полета.

При полетах сверхзвуковых самолетов мы слышим сильные хлопки. Это результат действия ударной волны. Хлопки могут быть слышны на расстоянии до 20 км. На близком расстоянии такие ударные волны могут быть разрушительными.

Разрушительное действие ударных волн, сила которых зависит от силы взрыва, используется в мирных и военных целях.

Мы знаем, что взрывы применяются при строительстве водоемов, каналов, плотин и т. д. В военном деле взрыв артиллерийского снаряда, авиабомбы наносит разрушения. Наибольшее разрушение приносит, конечно, ядерный взрыв, сила которого в тысячи и даже миллионы раз больше, чем сила взрыва артиллерийского снаряда с обычным веществом.

## Волновое сопротивление

При дозвуковых скоростях полета ракеты в атмосфере возникают сопротивление трения, профильное и индуктивное сопротивления.

При сверхзвуковых скоростях полета в результате образования скачков уплотнения появляется еще один вид сопротивления — волновое.

Каковы причины возникновения волнового сопротивления и какова его физическая сущность?

Представим себе, что воздух не обладает свойством вязкости и обтекает тело идеальной формы без срыва потока и вихреобразования.

Очевидно, что при дозвуковой скорости такое тело не будет испытывать никакого сопротивления ни в результате разности давлений на переднюю и заднюю его части, ни вследствие трения.

Но если на тело набегают поток со сверхзвуковой скоростью, то оно будет испытывать сильное сопротивление. Происходит это потому, что имеют место необратимые потери (превращение в тепло) той кинетической механической энергии, которой обладал набегающий со сверхзвуковой скоростью поток. Условно это явление можно сравнить с потерями внутри пограничного слоя.

В пограничном слое часть энергии частиц воздуха необратимо теряется, переходя в тепло. Но в этом случае причина потерь энергии иная: внутреннее трение в воздухе. Если механические потери в пограничном слое являются причиной сопротивления трения, то механические потери, происходящие при сверхзвуковой скорости движения, являются источником нового вида сопротивления, которое называется волновым. Конечно, сравнение здесь чисто внешнее, так как механизм передачи энергии различный. Волновое сопротивление возникает на скачке уплотнения и связано с ним. При этом говорят, что наступил волновой кризис. При волновом кризисе сопротивление резко возрастает, подъемная сила уменьшается, могут возникнуть вибрации, опасные для прочности отдельных частей или ракеты в целом.

Потери происходят вследствие того, что сверхзвуковая скорость в данной части потока переходит в дозвуковую не плавно, а скачком. Чем выше скорость потока, тем интенсивнее скачок уплотнения и тем сильнее нагре-

вается воздух, который в свою очередь нагревает соприкасающуюся с ним поверхность ракеты.

При заданной сверхзвуковой скорости волновое сопротивление зависит от формы скачка уплотнения — прямого или косого. При прямом скачке скорость за ним становится дозвуковой, поэтому потери в данном случае наибольшие. Потери при косом скачке зависят от угла встречи потока с телом: чем острее этот угол, тем меньше потери.

Наибольшую трудность представляют исследования условий полета ракеты, самолета при переходе от дозвуковых скоростей полета к сверхзвуковым. Это связано с тем, что при таком переходе возникают новые условия обтекания: появляются скачки уплотнения, параметры потока изменяются практически мгновенно.

### **Как уменьшить силу лобового сопротивления при сверхзвуковых скоростях?**

В главе II были рассмотрены наиболее выгодные аэродинамические формы при дозвуковых скоростях полета. А какая же аэродинамическая форма наиболее приемлема при сверхзвуковых скоростях? Первые самолеты, рассчитанные на скорости, близкие к скорости звука, имели такие же формы, как и самолеты с малыми дозвуковыми скоростями.

Еще в период второй мировой войны при испытаниях английского истребителя «Спитфайр» делались попытки достичь предельной скорости на пикировании при работе двигателя на полных оборотах. Во время этих полетов, скорость которых достигала почти 900 км/ч, возникали трудности в управлении самолетом. Чтобы отклонить ручку управления, требовались значительные усилия. Самолет не слушался рулей, начиналась вибрация органов управления, крыльев, всей машины. Были случаи, когда самолет полностью терял управление и даже разрушался в воздухе. Аналогичные явления наблюдались и при испытании немецкого истребителя «Me-163» с жидкостным реактивным двигателем конструкции Вальтера.

Эти явления, которым тогда не могли найти объяснение, вызывались тем, что при приближении скорости полета к скорости звука самолеты, имеющие форму, хорошо обтекаемую дозвуковым потоком, оказывались

неустойчивыми, так как начинала сказываться сжимаемость воздуха и условия обтекания изменялись.

Было установлено, что при сверхзвуковых скоростях следует использовать профили с заостренными кромками (рис. 25, б).

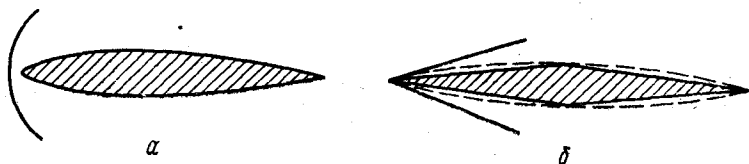


Рис. 25. Обтекание сверхзвуковым потоком:  
а — дозвукового профиля; б — сверхзвукового профиля

Если для сверхзвукового полета взять профиль с округленной носовой частью, который применяется для дозвукового полета (рис. 25, а), то перед профилем возникнет прямой скачок уплотнения, следовательно, скорость потока снизится до дозвуковой. Чтобы избежать прямого скачка, переднюю и заднюю кромки профиля делают заостренными (рис. 25, б). Наиболее выгодным профилем для сверхзвукового полета является профиль, показанный на рис. 25, б сплошной линией. Однако профили с заостренными кромками должны быть различными в зависимости от величины сверхзвуковой скорости.

В последние годы ученые и конструкторы многих стран мира работают над созданием летательных аппаратов с крылом изменяемой стреловидности. У такого летательного аппарата при взлете крылья прямые. Этим обеспечивается большая подъемная сила, и летательный аппарат легко поднимается в воздух. На сверхзвуковых скоростях крылья поворачиваются, образуя необходимую величину стреловидности. При посадке крылья снова разворачиваются.

Если сверхзвуковым потоком обтекает заостренное тело, например крыло с заостренной кромкой, то, начиная с некоторого большого значения скорости потока, скачок «садится» на острие: передняя точка скачка совмещается с острой кромкой крыла. Для каждого угла заострения имеется определенная скорость, начиная с которой наблюдается это явление. При таком обтекании прямого скачка не получается, а появляется косой ска-

чок. На косом скачке, как было сказано выше, потери значительно меньше, чем на прямом. При небольшом угле, который образуют острые кромки крыла, скачок создает с набегающим потоком угол, близкий к углу слабых возмущений. Поэтому считается, что чем острее угол, тем меньше возмущения он вызывает в потоке и тем меньше будут потери энергии. Возмущения, которые может вызывать, например, швейная игла при сверхзвуковой скорости, очень близки к слабым возмущениям — звуковым волнам.

При выборе формы крыла для сверхзвукового полета стремятся к тому, чтобы получить на профиле не прямой, а косой скачок уплотнения и чтобы этот скачок был с возможно меньшим острым углом. Для сверхзвукового полета применяются так называемые ламинарные профили: наибольшее утолщение крыла перемещается назад, вогнутость его уменьшается, т. е. оно приближается к симметричному профилю.

При такой форме крыла любого летательного аппарата пограничный ламинарный слой сохраняется на значительной части крыла, благодаря чему уменьшается сопротивление воздуха.

Кроме аэродинамической формы на величину сопротивления воздуха полету ракеты (летательного аппарата) влияет также чистота аэродинамических поверхностей, соприкасающихся с воздушным потоком. Чем более гладкая поверхность, тем меньше она испытывает сопротивление трения.

В поисках наиболее выгодных форм аэродинамических поверхностей и материалов для их изготовления ученые обратились к изучению полета птиц. Ведь ни один летательный аппарат еще не может поднять такое количество груза на единицу потребляемой мощности, какое поднимают птицы. Но и птицы летают по-разному: одни из них медленно и тяжело, затрачивая много энергии, другие — быстро и делают большие перелеты.

До недавнего времени казалось очевидным, что чем более гладкой является поверхность летательного аппарата, тем меньшее сопротивление он испытывает при полете и тем больше его подъемная сила.

Однако аэродинамики совместно с биологами установили, что шероховатость поверхности не только не ухудшает аэродинамические качества птиц, но, наоборот, улучшает их.



Действительно, несмотря на то что перья на крыльях птиц плотно прилегают друг к другу, они образуют бороздчатую поверхность. В бороздки попадают частицы воздуха, которые образуют тонкий слой, движущийся вместе с крылом. Потоки воздуха, с которыми встречается крыло птицы, скользят не по перьям, а по очень тонкому слою воздуха, удерживающемуся в перьях крыла. В данном случае происходит трение воздуха о воздух, на что тратится энергии значительно меньше, чем при трении воздуха о твердое тело, хотя и очень гладкое. Это интересное явление изучается с целью возможности практического использования.

При полете птица совершает сложное движение крыльями, причем крыло находится под таким углом к направлению встречного воздуха, при котором оно испытывает минимальное лобовое сопротивление. Еще академик С. А. Чаплыгин высказывал мысль об увеличении подъемной силы при наличии разрезного крыла (как у птицы). Опыты подтверждают, что подъемная сила крыла во время отрыва птицы от опоры возрастает, а концы крыльев имеют те же свойства, что и пропеллер винтомоторного самолета. Этим и объясняется то, что птицы тратят значительно меньше энергии на единицу поднимаемой массы, чем самые современные летательные аппараты.

Так, изучая живую природу, аэродинамики находят пути уменьшения лобового сопротивления.

### **Аэродинамический нагрев**

Воздух (газ) отличается от несжимаемой жидкости прежде всего тем, что его потенциальная энергия пропорциональна абсолютной температуре. При движении воздуха кинетическая энергия может превращаться в потенциальную и наоборот. Поэтому уменьшение кинетической энергии без отвода тепла от воздушного потока обязательно связано с увеличением температуры.

При малых скоростях движения воздуха кинетическая энергия мала по сравнению с теплосодержанием, поэтому влиянием изменения скорости воздуха на его абсолютную температуру на практике пренебрегают. При больших же скоростях, соизмеримых со скоростью звука, кинетическая энергия уже близка к теплосодержанию, поэтому необходимо учитывать изменение температуры потока в результате изменения скорости течения.

Повышение температуры (уменьшение кинетической энергии) происходит по двум причинам: вследствие сжатия воздуха и в результате трения.

При встрече ракеты с потоком воздуха кинетическая энергия переходит в потенциальную. При этом уменьшается скорость движения и увеличивается температура воздуха. Торможение потока воздуха носовой частью ракеты вызывает сжатие и нагревание воздуха перед ней. В самом центре потока происходит полное торможение, т. е. вся кинетическая энергия переходит в потенциальную. Температура, которую при этом будет иметь воздух, называется температурой торможения. Точка, в которой скорость воздуха принимает нулевое значение, называется критической точкой. Естественно, что чем выше скорость движения, тем больше сжатие и, следовательно, больше температура воздушного потока. Часть тепла при этом отводится в окружающее пространство, а часть — воспринимается носовой частью поверхности ракеты.

Другой причиной, вызывающей торможение потока, являются вязкие свойства воздуха. У поверхности обтекаемой ракеты образуется тонкий пограничный слой заторможенного воздуха, скорость в котором изменяется от нуля на поверхности ракеты до скорости потока на внешней границе пограничного слоя.

Вследствие разности скоростей в соприкасающихся слоях воздуха у поверхности ракеты происходит внутреннее трение, которое вызывает в тонком пограничном слое нагревание. Конечно, часть тепла и в этом случае уходит в окружающую среду, а часть остается в пограничном слое. Температура воздуха в набегающем потоке при этом увеличивается.

Таким образом, уменьшение скорости потока в результате торможения его при встрече с движущейся ракетой, а также вследствие трения в пограничном слое воздуха и трения его о поверхность ракеты вызывает повышение температуры воздуха, обтекающего ракету, и увеличение температуры самой ракеты. Как было уже отмечено, в носовой части ракеты скорость потока воздуха вследствие торможения падает до нуля. Температуру торможения можно вычислить по формуле

$$T_{\text{торм}} = T_{\text{абс}} + \frac{v^2}{2000},$$

где  $T_{\text{абс}}$  — абсолютная температура воздуха, К;  
 $v$  — скорость потока (ракеты), м/с.

Рассчитаем температуру торможения для двух скоростей ракеты — 1000 и 2000 м/с — при температуре окружающей среды  $-40^{\circ}\text{C}$  (233 К):

$$T_{\text{торм}} = 233^{\circ} + \frac{1000^2}{2000} = 733^{\circ};$$

$$T_{\text{торм}} = 233^{\circ} + \frac{2000^2}{2000} = 2233^{\circ}.$$

Из примеров видно, что увеличение скорости ракеты очень сильно повышает температуру торможения. Температура поверхности ракеты, конечно, несколько ниже температуры торможения вследствие теплового излучения в окружающее пространство и отвода части тепла внутрь ракеты.

Однако при больших скоростях ракеты эта температура будет все же очень высокой, и необходимо принимать специальные меры для защиты ракеты, особенно ее головной части, от сгорания. Предотвратить сгорание ракеты, движущейся с большой скоростью, можно двумя путями.

Один из них был использован, когда отдавали предпочтение остроконечным формам головных частей ракет, которые, как мы уже знаем, оказывают наименьшее сопротивление воздушному потоку. Однако испытания таких ракет показали, что в пограничном слое воздуха создаются очень высокие температуры, так как носовая часть ракеты отражает в атмосферу только около 50% тепла, остальная же часть воспринимается корпусом ракеты.

Опыты показали, что совершенно иное положение происходит с ракетами, имеющими тупую носовую часть. При полете в атмосфере такой ракеты впереди нее образуется очень мощная ударная волна, которая действует как тормоз и отражает в атмосферу приблизительно 90% тепловой энергии. Следовательно, при тупой носовой части только одна десятая доля тепла идет на нагрев корпуса ракеты. Воздушный поток в сжатой зоне перед головной частью ракеты быстро теряет скорость и сильно нагревается. Увеличение температуры потока приводит к разрушению молекул воздуха на атомы (диссоциация).

При тупой носовой части количество тепла, которое приходится на единицу площади, меньше, так как оно распределяется на большей площади.

Второй путь предохранения ракеты от сгорания предусматривает покрытие ее носовой части такими веществами, которые для плавления и испарения требуют очень большого количества тепловой энергии и имеют возможно меньшую скорость передачи тепла. Этот слой при полете обгорает, но ракета остается невредимой. Для покрытия носовой части ракет можно использовать, например, углерод, окись магния и другие вещества. Углерод при повышении температуры во время полета из твердого состояния сразу же переходит в газообразное (минуя жидкую фазу). При этом он поглощает тепла в десятки раз больше, чем такие тугоплавкие металлы, как хром и молибден.

В настоящее время разработано много способов борьбы с аэродинамическим нагревом. К ним можно отнести применение термостойких покрытий и искусственного охлаждения, создание обшивки с циркулирующей по ее внутренней поверхности жидкостью, т. е. создание так называемой тепловой подушки, обработку наружных поверхностей до зеркальной чистоты для отражения солнечных лучей и т. д.

### **Гипер- и супераэродинамика, магнитоаэродинамика**

Известно, что современные баллистические ракеты (космические корабли) движутся с очень большими скоростями, достигающими 4000—7000 м/с и более. Эти скорости в двадцать раз и более превышают скорость звука. Ракеты, имеющие такие скорости, совершают полет на очень больших высотах, где воздух сильно разрежен.

Условия аэродинамических полетов с очень большими скоростями и на больших высотах в сильно разреженной среде качественно отличаются от условий полетов при небольших скоростях и в нижних слоях атмосферы. Следовательно, и методы аэродинамических расчетов иные. В чем же заключаются особенности полета ракет с большими скоростями в разреженных средах?

Дело в том, что скачки уплотнения, которые образуются уже при малых сверхзвуковых скоростях, при больших сверхзвуковых скоростях наклоняются в направлении набегающего потока, т. е. приближаются к

поверхности ракеты. Кроме того, мощность скачков уплотнения при таких скоростях сильно возрастает.

Уже при  $M=5$  характер обтекания ракеты изменяется. Ударная головная волна идет вдоль поверхности ракеты, все более приближаясь к пограничному слою; это еще более сближает наружную границу пограничного слоя с ударной волной, что приводит к взаимодействию ударной волны с пограничным слоем. Давление по фронту волны при этом будет неодинаковым, обтекание ухудшается. Возникает добавочное сопротивление, которое называется индукционным.

Следует указать, что с увеличением скорости толщина пограничного слоя растет.

Раздел аэродинамики больших скоростей, изучающий аэродинамические явления при числах  $M$ , близких к 5 и выше, называется гиперэроаэродинамикой («гипер» означает сверх). При скоростях, близких к 3000 м/с (при  $M \approx 8$ ), происходит диссоциация молекул (распад молекул воздуха на атомы) и некоторая их ионизация. Эти процессы связаны с высокими температурами, которые возникают за головной ударной волной.

Диссоциация и ионизация молекул изменяют физические свойства газов, и уравнение состояния, которое мы рассмотрели выше, применено в данном случае быть не может. Поэтому методы расчета аэродинамических характеристик при таких скоростях иные, чем при обычных сверхзвуковых скоростях.

Ранее было отмечено, что в нижних слоях атмосферы воздух при аэродинамических исследованиях считается однородной сплошной средой. Но на высоте 100—120 км и более атмосфера настолько сильно разрежена, что воздух уже нельзя считать сплошной средой. На высоте 100 км плотность воздуха в 1 000 000 раз меньше, чем у поверхности Земли. Длина свободного пробега молекул здесь быстро возрастает. Каждая молекула воздуха в таких условиях ведет себя независимо от других молекул.

При полете на этих высотах ракета встречает корпускулярный поток, который состоит из отдельных частиц — корпускул. Для изучения взаимодействия ракеты с такими потоками используется кинетическая теория газов. Раздел аэродинамики больших скоростей, изучающий движение летательных аппаратов в разреженных газах, называют супераэродинамикой.

Переход к аэродинамике сильно разреженных газов определяется числом Кнудсена, равным отношению пути свободного пробега молекул, который на высоте 120 км достигает 140 см, к характерному размеру летательного аппарата.

Ученые и конструкторы считают, что для перехода к аэродинамике разреженных газов это число должно быть больше 10. Такая граница находится примерно на высоте 120 км. Резкого перехода от сплошной среды к разреженной нет.

Мы уже знаем, что при больших гиперзвуковых скоростях полета происходит сильный нагрев поверхности ракеты. Это — кинетический нагрев, который называют также аэродинамическим нагревом. При кинетическом нагреве ракеты условия обтекания резко изменяются, так как при температурах более 5000 К, возникающих при больших гиперзвуковых скоростях, происходит ионизация газов, которая качественно изменяет газовую среду. Происходит это потому, что появляются свободные электроны и положительно заряженные атомы газа — ионы. В данном случае появляется четвертое состояние вещества, о котором упоминалось выше, — плазменное состояние.

Помимо кинетического нагрева явление ионизации от солнечной и космической радиации наблюдается на высотах примерно 100 км.

В результате воздействия электромагнитного поля на плазму возникают электромагнитные силы, которые действуют на заряженные частицы газа. Таким образом, при движении ракеты в плазме кроме силы тяжести, давления и трения на нее действуют электромагнитные силы.

Раздел аэродинамики, изучающий движение ракеты в таких условиях, называется магнитоэлектродинамикой или магнитной газодинамикой.

Законы магнитной газодинамики применяют при исследовании потоков газов в условиях высоких гиперзвуковых скоростей и высоких температур в специальных установках. В условиях ионизированных газов можно управлять потоками газов с помощью электромагнитных полей. Это явление, по-видимому, может быть использовано при торможении космических аппаратов при входе в плотные слои атмосферы, для управления пограничным слоем, уменьшения теплопередачи от газа к поверхности космического аппарата и т. д.

## Глава IV

# ПОЛЕТ РАКЕТ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРЫ

---

### Наивыгоднейшие аэродинамические формы

Мы познакомились с основными теоретическими положениями аэродинамики. Теперь можем рассмотреть вопрос о том, какой по внешним очертаниям должна быть ракета, какие формы должны иметь выступающие ее части (крылья, стабилизирующие и управляющие поверхности), чтобы при полете в атмосфере она имела наименьшее лобовое сопротивление, наибольшую подъемную силу, устойчиво летела, хорошо управлялась, меньше нагревалась, попадала в заданную точку, т. е. чтобы ракета была аэродинамически совершенна. Выполнение этих требований обеспечит наибольшую дальность полета. Степень аэродинамического совершенства любого летательного аппарата определяется величиной аэродинамического качества.

Аэродинамическим качеством называется отношение величины аэродинамической подъемной силы к силе лобового сопротивления. Чем больше это отношение, тем выше аэродинамическое качество. Если отношение приближается к 4—5, то считают, что летательный аппарат имеет высокое аэродинамическое качество.

Как было отмечено выше, ракеты делят на два класса: крылатые и баллистические.

Корпус баллистической ракеты имеет сигарообразную форму. Носовая часть может быть заостренной или тупоголовой.

Для управления полетом баллистических ракет применяются газодинамические рули, которые находятся в расширяющейся части сопла ракетного двигателя, поворачивающиеся двигатели и т. д.

Крылатые ракеты, помимо крыльев, могут иметь и другие выступающие части: стабилизирующие и управляющие поверхности. Крылья предназначены для создания подъемной аэродинамической силы. С помощью

стабилизирующих и управляющих аэродинамических поверхностей ракета устойчиво летит по траектории и управляется.

Познакомимся с аэродинамическими формами ракеты и ее аэродинамическими поверхностями.

Мы уже знаем, что тело, выполненное в форме падающей капли, имеет при дозвуковом полете наименьшее лобовое сопротивление, т. е. наивыгоднейшую аэродинамическую форму.

При сверхзвуковых скоростях оптимальные формы иные. Если ракета имеет сверхзвуковую скорость полета, то перед всеми ее частями, соприкасающимися с потоком воздуха, появляются скачки уплотнения. Задача аэродинамиков состоит в том, чтобы найти такую форму аэродинамической поверхности, при которой будет получен не прямой, а косой скачок уплотнения. Ранее уже говорилось, что для снижения интенсивности скачков головную часть ракеты и переднюю кромку крыльев делают заостренными, а сами крылья и другие аэродинамические поверхности — тонкими.

Аэродинамические силы и моменты, действующие на ракету, зависят от сил и моментов, действующих на ее отдельные части: на корпус и аэродинамические поверхности (крылья, хвостовое оперение, воздушные рули, элероны).

Корпус ракеты и ее аэродинамические поверхности называют планером (рис. 26). Планер предназначен для соединения всех элементов ракеты в единую достаточно прочную конструкцию. Планером создаются аэродинамические стабилизирующие и управляющие силы при полете ракеты.

Рассмотрим части крылатой ракеты с точки зрения аэродинамической компоновки.

Корпус всякой ракеты (крылатой и баллистической) характеризуется наибольшей площадью поперечного сечения — миделем. Эта площадь, перпендикулярная к набегающему потоку, учитывается при аэродинамических расчетах.

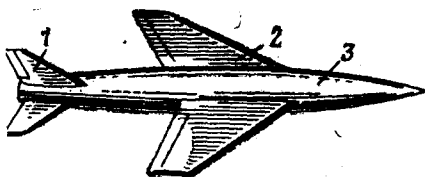


Рис. 26. Планер ракеты:

1 — воздушные рули; 2 — крылья; 3 — корпус



Корпус ракеты делят на носовую, среднюю, хвостовую и донную части.

Носовая часть корпуса обычно полая, но может быть и сплошной. По форме носовая часть бывает коническая или оживальная (оживальная носовая часть образуется вращением дуги круга различного радиуса). Ракеты с такими формами носовых частей имеют наименьшее лобовое сопротивление при движении в воздухе как с дозвуковыми, так и со сверхзвуковыми скоростями. В зависимости от скорости ракеты угол конуса или радиус круга, образующие носовую часть ракеты, изменяют: чем больше скорость ракеты, тем длиннее делают носовую часть. Это уменьшает лобовое сопротивление.

Однако форма носовой части баллистических ракет определяется не только с учетом уменьшения лобового сопротивления, но и с учетом условий наименьшего аэродинамического нагрева. Чем больше скорость ракеты при входе в плотные слои атмосферы, тем сильнее нагревается головная часть ее. Без специальных мер предохранения головной части ракеты от нагрева при входе в плотные слои атмосферы она сгорела бы, как метеор.

Ракеты с остроконечными носовыми частями, как мы уже знаем, имеют меньшее лобовое сопротивление. Но при испытании таких ракет было обнаружено, что в пограничном слое, который окружает носовую часть ракеты, возникают очень высокие температуры. Такая носовая часть отражает в атмосферу только половину тепловой энергии.

Ракета с тупой головной частью отражает в окружающее пространство до 90% тепла за счет сильной головной ударной волны. Поэтому головные части баллистических ракет иногда делают тупыми.

Средняя часть корпуса чаще всего выполняется в виде цилиндра. Воздействие воздушного потока на нее при нулевом угле атаки ограничивается только силами поверхностного трения.

При малых углах атаки средняя часть корпуса имеет небольшое лобовое сопротивление, но с увеличением угла атаки оно возрастает. С изменением угла атаки изменяется и положение центра давления воздуха. При малых углах атаки центр давления воздуха находится ближе к носовой части корпуса, с увеличением угла атаки он несколько смещается к средней части корпуса.

У некоторых типов ракет средняя часть корпуса де-

ляется в виде усеченного конуса. В этом случае она рассматривается как продолжение носовой части или начало хвостовой части.

Хвостовая часть ракеты имеет форму цилиндра (продолжение средней части ракеты) или усеченного конуса (усеченного оживала).

Чем меньше угол конусности (углом конусности называется угол, образованный продольной осью ракеты и образующей конуса), тем меньше вакуум. Для каждой длины ракеты существует свой наиболее выгодный угол конусности хвостовой части.

С точки зрения аэродинамики выгоднее считается форма, при которой максимально уменьшается лобовое сопротивление ракеты при данной скорости.

При полете ракеты в атмосфере перед головной ее частью давление повышается, а за дном понижается и обычно бывает меньше атмосферного (образуется вакуум). Следовательно, чтобы уменьшить силу лобового сопротивления, необходимо уменьшить величину перепада давления в головной и донной частях ракеты. Этого можно достигнуть, придав хвостовой части ракеты коническую форму.

Чем больше площадь торца донной части ракеты, тем больше разность давлений на головную и донную части ракеты, тем больше ее донное сопротивление. Во время работы двигателя, когда из сопла вытекают газы, донное сопротивление уменьшается, так как уменьшается площадь торцевой части, на которую действует разность давлений. С прекращением работы двигателя донное сопротивление увеличивается.

У ракет, имеющих дозвуковые скорости, сопротивление воздуха значительно меньше, и поэтому при выборе формы в этом случае исходят прежде всего из требований технологии.

Форма аэродинамических поверхностей ракеты крыльев, стабилизаторов и т. п. определяет ее аэродинамические характеристики. Развитие форм аэродинамических поверхностей тесно связано с увеличением скорости полетов летательных аппаратов.

Выше говорилось, что если при дозвуковых скоростях наиболее целесообразно применять профили с тупой передней кромкой, то при сверхзвуковых скоростях лучше использовать профили с заостренными кромками. Даже при тупой передней кромке профили, предназна-

ченные для различных величин дозвуковых скоростей полета, неодинаковы. Точно так же профили с заостренными кромками отличаются в зависимости от величины сверхзвуковой скорости. В связи с этим аэродинамическим поверхностям, рассчитанным на определенные скорости полета, как правило, придают одинаковую аэродинамическую форму, следовательно, они имеют и одинаковые геометрические характеристики. Поэтому

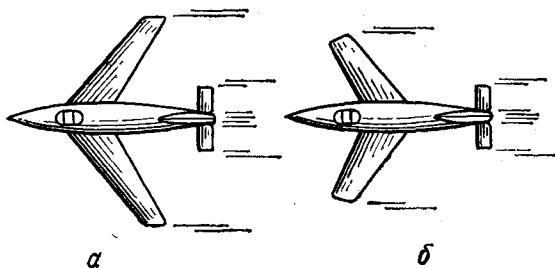


Рис. 27. Стреловидное крыло:  
а — прямая стреловидность; б — обратная стреловидность

рассмотрим аэродинамические поверхности на примере крыла ракеты.

Крыло — тонкая пластинка, плоскости которой симметричны плоскости, проходящей через продольную ось ракеты. Сечение крыла перпендикулярной плоскостью называется профилем крыла.

Профиль крыла имеет следующие основные геометрические характеристики: хорду — расстояние между наиболее удаленными точками профиля крыла и относительную толщину — отношение максимальной толщины профиля к хорде.

Задняя кромка профиля заострена. Передняя кромка выполняется тупой для дозвуковых профилей и острой — для сверхзвуковых. Острая кромка улучшает условия обтекания крыла потоком воздуха при сверхзвуковой скорости.

Опытами установлено, что аэродинамические характеристики улучшаются при применении стреловидного крыла (рис. 27). Такое крыло с прямой или обратной стреловидностью расширяет границы скоростей, при которых еще не сказывается влияние сжимаемости воздуха, проявляющееся в возникновении ударных волн:

волновой кризис наступает при более высокой скорости полета ракеты.

Аэродинамические характеристики улучшаются также при уменьшении удлинения крыла. Нам уже известно, что удлинением крыла называется отношение размаха крыла  $l$  к средней хорде крыла  $S$ . Считается, что на практике удобнее пользоваться отношением квадрата размаха крыла к площади крыла:

$$\lambda = \frac{l^2}{S}.$$

Крыло с уменьшенным геометрическим удлинением имеет более низкое сопротивление. Для ракеты с таким крылом характерен более медленный рост величины лобового сопротивления при увеличении скорости полета.

Улучшать форму аэродинамических поверхностей ракеты можно и другими методами.

### **Аэродинамические схемы крылатых ракет**

Крылатые ракеты имеют различные аэродинамические схемы, которые определяются расположением несущих и управляющих поверхностей.

Несущими называются поверхности ракеты, которые создают подъемную силу. К ним прежде всего относятся крылья и хвостовое оперение; корпусом ракеты создается небольшая часть подъемной силы. Поэтому у баллистических ракет, не имеющих крыльев, подъемная аэродинамическая сила играет незначительную роль; этим ракетам сообщается большая скорость за счет реактивной силы двигателя, далее они летят по инерции, как артиллерийские снаряды.

Управляющими называются поверхности — рули, элероны, — которые создают усилия, необходимые для управления ракетой в полете.

Если для устойчивого полета неуправляемой ракеты необходимо, чтобы центр давления воздушного потока находился сзади центра масс ракеты, то для управляемых ракет можно допустить и обратное, но тогда устойчивость ракеты должна поддерживаться рулями.

В зависимости от расположения несущих и управляющих поверхностей аэродинамические схемы ракет могут быть следующими:

нормальная (воздушные рули расположены сзади крыльев), типа «утка» с воздушными рулями, расположенными впереди крыльев, и типа «бесхвостка» с воздушными рулями, совмещенными с несущими поверхностями.

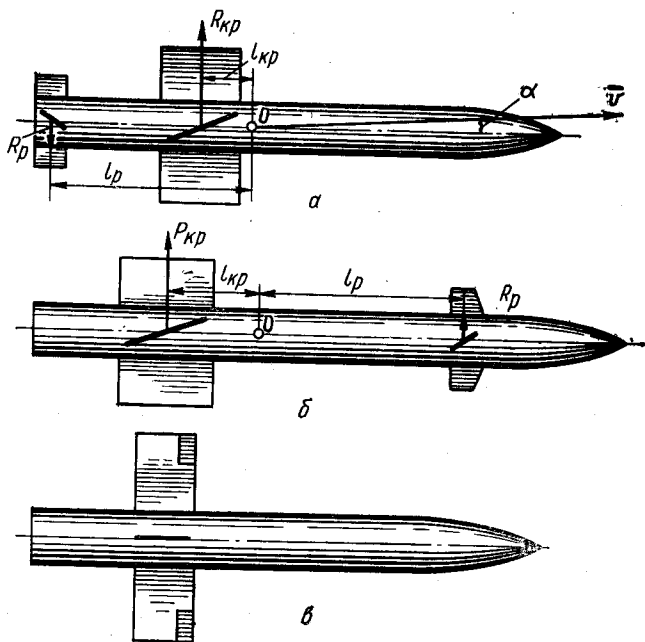


Рис. 28. Аэродинамические схемы ракет:

*a* — нормальная аэродинамическая схема; *б* — аэродинамическая схема «утка»; *в* — аэродинамическая схема «бесхвостка»;  $R_{кр}$  — подъемная сила крыла;  $l_{кр}$  — плечо крыла;  $R_p$  — подъемная сила руля;  $v$  — вектор скорости ракеты;  $l_p$  — плечо руля;  $\alpha$  — угол атаки;  $O$  — центр масс

У ракет, имеющих нормальную схему (рис. 28, *a*), крылья расположены спереди, а рули сзади.

Во время полета ракеты ее продольная ось должна занимать такое положение, при котором моменты, образующиеся под действием подъемных сил крыльев и рулей, относительно центра масс ракеты должны быть равны

$$R_{кр}l_{кр} = R_p l_p,$$

где  $R_{кр}$  и  $R_p$  — подъемные силы крыла и руля;  
 $l_{кр}$  и  $l_p$  — плечи крыла и руля.

Нам уже известно, что подъемная сила пропорциональна углу атаки  $\alpha$ , а следовательно,

$$R = R'_\alpha.$$

Тогда

$$R'_{кр} l_{кр} \alpha_{кр} = R'_p l_p \alpha_p.$$

Если обозначить  $R'_{кр} l_{кр}$  через  $M_{кр}$ , а  $R'_p l_p$  через  $M_p$ , то получим

$$M_{кр} \alpha_{кр} = M_p \alpha_p.$$

В нашем случае рули расположены сзади крыльев. Значит, угол атаки крыла должен быть больше угла атаки руля:  $\alpha_{кр} > \alpha_p$ , а для выполнения условия  $R'_p l_p < < R'_{кр} l_{кр}$  должно удовлетворяться неравенство  $M_p < M_{кр}$ .

Если при соблюдении равенства моментов летящая ракета отклонится под действием внешних сил (например, при изменении направления ветра) от положения равновесия, то она снова возвратится в положение равновесия. Если же это равенство нарушится, то органы управления изменят угол атаки рулей так, чтобы равенство восстановилось.

Как видно из рис. 28, а, для ракет с нормальной аэродинамической схемой угол атаки рулей отрицательный.

Как же получается, что рули, имеющие сравнительно небольшие площади и, следовательно, создающие небольшую подъемную силу, компенсируют момент, создаваемый подъемной силой крыльев, имеющих большие площади?

Дело в том, что компенсируется не подъемная сила, а ее момент, т. е. произведение подъемной силы на плечо до центра масс ракеты. Рули имеют небольшую подъемную силу, но большое плечо, а крылья, наоборот, большую подъемную силу, но небольшое плечо. Произведения же подъемных сил на плечи крыльев и рулей соответственно равны.

В аэродинамической схеме «утка» (рис. 28, б) рули расположены спереди, а крылья сзади. В этом случае угол атаки рулей больше, чем угол атаки крыльев ( $\alpha_p > \alpha_{кр}$ ), а момент рулей меньше, чем момент крыльев ( $M_p < M_{кр}$ ).

В аэродинамической схеме «бесхвостка» (рис. 28, в) рули совмещены с крыльями. Эта схема

представляет собой разновидность нормальной аэродинамической схемы.

У бескрылой ракеты с хвостовым оперением (рис. 28, в) в отличие от рассмотренных выше схем отсутствуют крылья. Управляющие силы у этой ракеты создаются главным образом газовыми рулями и только частично воздушными.

Говоря о достоинствах и недостатках рассмотренных схем, следует иметь в виду, что в нормальной схеме крылья несколько искажают поток воздуха и мешают работе рулей, так как они расположены впереди рулей. Чтобы устранить этот недостаток, рули совмещают с крыльями. В этом случае схему называют «бесхвостка». Кроме того, у ракет с нормальной схемой угол атаки рулей отрицательный, и, следовательно, аэродинамическая сила, создаваемая ими, направлена вниз. Поэтому для компенсации силы тяжести площадь крыльев должна быть увеличена.

Этого недостатка нет у схемы «утка»; у нее подъемные силы рулей и крыльев направлены в одну сторону, благодаря чему площадь несущих поверхностей больше, чем у нормальной схемы.

Принятая форма и схема летательного аппарата должны обеспечить его хорошие аэродинамические характеристики (наибольшую подъемную силу, наименьшее лобовое сопротивление, хорошую стабилизацию и управляемость в полете) для тех скоростей полета, на которые он рассчитан. В конечном счете стремятся получить наибольшую дальность полета при минимальных рассеивании и энергетических затратах.

Если скорость сверхзвуковая, то следует добиваться уменьшения волнового сопротивления и отрицательного влияния сжимаемости воздуха. Во многих случаях эти требования противоречивы. Например, при увеличении подъемной силы увеличивается лобовое сопротивление, при улучшении стабилизации затрудняется управляемость летательного аппарата и т. д. Задача аэродинамиков и конструкторов и состоит в том, чтобы выбрать наиболее выгодный вариант.

### **Устойчивость и управляемость ракет**

Действующие на ракету в полете силы — тяги, земного тяготения, аэродинамические и управляющие — при-

нито называть закономерными силами. Но в процессе полета на ракету могут действовать случайные силы, которые вызываются порывами ветра, неодинаковой плотностью воздуха, случайным изменением силы тяги и т. д. Под действием этих сил ракета будет кратковременно или постоянно отклоняться от расчетной траектории, совершать так называемое возмущенное движение. Кроме того, на изменение траектории ракеты могут сказываться систематические (постоянно действующие) факторы, как, например, технологические погрешности, допущенные при изготовлении ракеты и ее частей. Они также вызывают возмущенное движение ракеты.

Дальнейший ее полет будет зависеть от того, устойчива, неустойчива или нейтральна ракета.

Устойчивостью называется способность ракеты возвращаться в исходный режим установившегося полета, если какая-нибудь сила (например, порыв ветра) выведет ее из этого состояния. Устойчивость может быть продольной (если ракета поворачивается вокруг оси  $Z$ ) и поперечной (если ракета поворачивается вокруг оси  $X$  или  $Y$ ).

Если ракета устойчива, она сама восстанавливает исходный угол атаки. Под влиянием инерции ракета принимает первоначальный угол атаки не сразу, а постепенно.

Если ракета неустойчива, то при изменении угла атаки (например, под влиянием ветра) этот угол возрастает и превышает максимально возможный. Подъемная сила при этом уменьшается, ракета теряет скорость, переворачивается и падает, не долетев до цели.

Наконец, может быть случай, когда ракета после изменения угла атаки продолжает полет с новым углом.

Такой полет ракеты называется нейтральным (безразличным). Подъемная сила ракеты при этом будет изменяться, и в расчетную точку она не попадает.

Управляемость — это способность ракеты реагировать на отклонение рулей. Управляемость и устойчивость — свойства противоположные. Однако чем устойчивей ракета, тем большие отклонения рулей требуются для ее управления. Поэтому при конструировании ракет выбирают наиболее выгодное соотношение между устойчивостью и управляемостью.



## Стабилизация ракет в полете

Чтобы ракета летела устойчиво, применяют различные виды стабилизации, т. е. возвращения ее на расчетную траекторию или траекторию, достаточно близкую к расчетной, и удержания на траектории.

Существуют следующие способы стабилизации ракет, реактивных снарядов в полете: вращением ракеты вокруг продольной оси, при помощи оперения — стабилизаторов и при помощи рулей.

Первые два способа применяются для стабилизации неуправляемых ракет, третий — для стабилизации управляемых.

Первый способ основан на использовании свойств гироскопа сохранять неизменным положение своей оси в пространстве при быстром вращении. Свойство гироскопа широко используется в технике. В артиллерии для сохранения устойчивости снарядов в полете им придают вращательное движение. Для этого в канале ствола орудия делаются нарезы, а на снаряде — ведущий поясок из мягкого металла. Снаряд во время движения по каналу ствола, врезаясь ведущим пояском в нарезы, получает вращательное движение, которое сохраняется и на траектории. Скорость вращения достигает нескольких тысяч и даже десятков тысяч оборотов в минуту.

Некоторым ракетам, как и артиллерийским снарядам, для устойчивости в полете также сообщается вращательное движение. Но здесь есть ограничения.

Во-первых, корпус ракеты обычно слабее, чем корпус артиллерийского снаряда, и при быстром вращении может разрушиться.

Во-вторых, ракеты бывают очень крупные, и для их вращения требуется большое количество энергии, затрачиваемой реактивным двигателем, что уменьшает дальность полета ракеты.

Поэтому стабилизация вращением применяется главным образом для неуправляемых ракет небольших размеров и имеющих небольшие дальности полета.

Вращательное движение придается при помощи направляющих, наклонных стабилизаторов, косо поставленных сопел и другими способами. Может быть использована и комбинация нескольких способов. Вращение ракеты при движении по наклонным направляющим про-

исходит аналогично вращению артиллерийского снаряда в стволе орудия.

При наклонных стабилизаторах вращательное движение ракете придает набегающий на стабилизаторы воздух.

При косо направленных соплах вращательное движение ракеты совершается за счет реактивной струи газов, вытекающих из сопел.

Косо направленные сопла использовались, например, в реактивных минах шестиствольного немецкого миномета, применявшегося во время второй мировой войны.

Скорость вращения ракеты зависит от угла наклона направляющих, от угла наклона стабилизаторов и угла косо направленных сопел по отношению к продольной оси ракеты.

Стабилизация ракет при помощи оперения может применяться для ракет любых размеров. При этом роль стабилизатора играет хвостовое оперение. Если бы у невращающейся ракеты не было специальных устройств, стабилизирующих ее в полете, ракета под действием, например, ветра могла перевернуться или повернуться вокруг своей продольной оси, в результате чего нарушился бы ее правильный полет.

Хвостовое оперение стабилизирует ракету по углу тангажа и углу рыскания.

Для стабилизации ракеты по углу крена служит специальное устройство, состоящее из элеронов и гироскопа. Гироскоп реагирует на крен ракеты. При появлении угла крена он регистрирует величину этого угла и через особые устройства передает ее на две управляющие аэродинамические поверхности — элероны, отклоняющиеся в различных направлениях. Подъемные силы элеронов направлены в противоположные стороны. Поэтому один элерон увеличивает подъемную силу крыла, а другой — уменьшает. За счет неравенства подъемных сил крыльев создается крутящий момент, который и поворачивает ракету в нужном направлении.

Иногда для повышения кучности оперенных ракет применяется проворачивание — медленное вращение ракеты вокруг продольной оси на траектории со скоростью от единиц до нескольких десятков или сотен оборотов в минуту. Проворачивание ракет осуществляется теми же способами, что и вращение.

При проворачивании ракет уменьшается их рассеивание вследствие устранения влияния эксцентриситета реактивной и аэродинамической сил, образующихся из-за неточности изготовления ракеты. Управляемые ракеты стабилизируются главным образом газовыми или аэродинамическими рулями.

## Управление полетом ракет

Управляемые ракеты оснащены специальными органами управления.

Чтобы управлять ракетой, необходима управляющая сила. Величина ее, как уже отмечалось, зависит от угла атаки. Ракета летит устойчиво, когда продольная ось ее совпадает с вектором скорости.

Допустим, надо повернуть ракету на определенный угол. Для этого органы управления вырабатывают команду в виде заданного угла атаки. По команде создаются моменты, которые выводят ракету из динамического равновесия. Моменты поворачивают ракету до тех пор, пока не наступит новое положение динамического равновесия.

Органы управления могут быть аэродинамическими и газодинамическими. В первом случае для управления ракетой используются аэродинамические силы, во втором — струи газов, вытекающие из сопла двигателя. Аэродинамические органы управляют ракетой в пределах земной атмосферы, газодинамические — как в атмосфере, так и в безвоздушном пространстве.

**Аэродинамическое управление.** В случае если руль расположен по потоку воздуха, подъемной силы на нем нет. Но вот от рулевой машинки на руль подается усилие, и он становится под некоторым углом к набегающему потоку. На руле возникает сравнительно небольшая управляющая сила (площадь руля небольшая). Но так как рули находятся далеко от центра масс ракеты, момент, создаваемый управляющей силой, получается достаточно большим. Под его действием ракета поворачивается в заданном направлении вокруг центра масс. В результате образуется угол атаки и, как следствие этого, подъемная сила на крыле, величина которой значительно больше подъемной силы на рулях. Равно-

действующая этих сил отклоняет центр масс ракеты в заданном направлении.

По назначению аэродинамические органы управления подразделяются на органы управления по направлению, высоте и крену. Для управления по направлению и высоте используются рули, а по крену — элероны.

Кроме этих основных, существуют вспомогательные органы управления — интерцепторы и триммеры.

Интерцепторы (прерыватели) представляют собой тонкие непрерывно колеблющиеся пластинки. Эти пластинки, установленные в середине или на концах крыльев или стабилизаторов, во время полета ракеты непрерывно выдвигаются вверх или вниз за плоскость крыла — стабилизатора. Если в одном из положений они задерживаются дольше, чем в другом, то создают аэродинамическую силу как горизонтальные воздушные рули, так как поток, обтекающий крыло, наталкивается на выдвинутую пластинку и создает момент, а затем срывается с поверхности крыла. Давление на эту поверхность крыла уменьшается, вследствие чего появляется подъемная сила. Если интерцепторы установлены на вертикальных крыльях и выдвигаются вправо и влево, то они действуют как рули управления по направлению.

Триммеры представляют собой дополнительные поверхности на рулях, имеющие меньшую, чем рули, площадь. Они облегчают работу рулевого привода, так как некоторая часть подъемной силы, возникающей на рулях, передается на них.

Для приведения в действие органов управления на ракете имеются приводы, которые могут быть электрическими, гидравлическими или пневматическими.

Газодинамическое управление. Если скорости полета ракеты малы, то аэродинамические силы, создаваемые управляющими органами, также малы вследствие небольшого напора воздушного потока. Поэтому аэродинамическое управление ракетой будет недостаточно для удержания ракеты на расчетной траектории. В верхних слоях атмосферы, где плотность воздуха мала, применяется газодинамическое управление или комбинация аэродинамического управления с газодинамическим. На очень больших высотах, где атмосфера практически отсутствует и аэродинамическое управление становится вообще невозможным, применяется только газодинамическое управление.

Как уже указывалось, при газодинамическом управлении ракетой управляющие усилия создаются газами, вытекающими из сопла двигателя.

На ракете в месте выхода газов из сопла двигателя устанавливаются газовые рули из жароустойчивых материалов. Газовая струя действует на рули по тем же законам, что и аэродинамическая сила на воздушные рули. Газодинамическая сила руля создает относительно центра масс ракеты момент, который и поворачивает ракету на определенный угол. После поворота ракеты на заданный угол газовые рули возвращаются в нейтральное положение.

Направление полета ракеты можно изменить путем изменения направления действия реактивной силы. Это достигается поворотом всего двигателя, перекрытием части сопел ракеты двигателя, установкой специальных двигателей с косо поставленными соплами.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

---

Даже краткое знакомство с основами аэродинамики дает представление о том большом значении, которое имеет эта наука в развитии и усовершенствовании летательных аппаратов, особенно в самолетостроении и ракетной технике.

Только благодаря выводам аэродинамики малых скоростей человек смог создать самолет, способный выполнять как народнохозяйственные задачи, так и задачи оборонного значения.

Решение ряда проблем аэродинамики больших скоростей — газодинамики — позволило создать совершенные сверхзвуковые самолеты, ракеты и космические летательные аппараты.

Выводы аэродинамики используются не только при создании летательных аппаратов, но и для построения новых и усовершенствования существующих видов наземного и водного транспорта. Находят они применение и в других отраслях народного хозяйства.

В настоящее время создаются машины на воздушной подушке. Это самый новый и самый молодой вид транспорта. Эти машины называют вездеходами. Они не соприкасаются с опорной поверхностью, а висят на тонком слое воздуха — воздушной подушке.

При движении эти машины не испытывают сопротивления трения о землю, асфальт, как автомобили, или рельсы, как поезда, или о воду, как суда. Такие машины могут развивать скорость, измеряемую не десятками, а сотнями километров в час.

Выводы аэродинамики используются и при проектировании газовых турбин и т. д.

Это говорит о том, что и в дальнейшем все разделы аэродинамики будут быстро развиваться и их выводы будут широко применяться для практических целей.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

---

- Адасинский С. А. Транспортные машины на воздушной подушке. М., «Наука», 1964, 108 с.
- Байдаков В. Б., Иванов-Эмин Л. Н. Аэромеханика. М., «Наука», 1964, 385 с.
- Байдаков В. Б., Иванов-Эмин Л. Н. Аэродинамика летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1965, 410 с.
- Баулин И. За барьером слышимости. М., «Знание», 1971, 176 с.
- Дмитриевский А. А. и др. Движение ракет. М., Воениздат, 1968, 464 с.
- Зоншайн С. И. Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов. М., «Высшая школа», 1966, 364 с.
- Компанеец А. С. Ударные волны. М., изд-во физико-математической литературы, 1963, 92 с.
- Ландау Л. Д., Китайгородский А. И. Физика для всех. М., изд-во физико-математической литературы, 1963, 392 с.
- Прицкер Д. М., Сахаров Г. И. Аэродинамика. М., «Машиностроение», 1968, 310 с.
- Райков Л. Г. Нагрев летательных аппаратов в полете. М., Воениздат, 1962, 100 с.

# ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Введение . . . . .	3
<b>Глава I. Понятия об основных законах аэродинамики . . . . .</b>	<b>7</b>
О строении веществ . . . . .	14
Физические свойства воздуха . . . . .	17
О параметрах воздуха . . . . .	18
Газовые законы . . . . .	19
Атмосфера и ее свойства . . . . .	20
О звуке . . . . .	23
О сжимаемости газов . . . . .	26
Ословные законы аэродинамики . . . . .	32
<b>Глава II. Аэродинамические силы . . . . .</b>	<b>41</b>
Как возникают аэродинамические силы . . . . .	—
Силы и моменты, действующие на ракету . . . . .	56
Факторы, влияющие на величину полной аэродинамической силы . . . . .	60
Способы уменьшения лобового сопротивления при дозву- ковых скоростях . . . . .	62
Некоторые вопросы экспериментальной аэродинамики . . . . .	64
<b>Глава III. Сверхзвуковые скорости полета ракет . . . . .</b>	<b>71</b>
Особенности сверхзвукового полета . . . . .	—
Отличие обтекания тел дозвуковыми и сверхзвуковыми потоками . . . . .	77
Скачки уплотнения . . . . .	79
Волновое сопротивление . . . . .	84
Как уменьшить силу лобового сопротивления при сверх- звуковых скоростях? . . . . .	85
Аэродинамический нагрев . . . . .	88
Гипер- и супераэродинамика, магнитоаэродинамика . . . . .	91
<b>Глава IV. Полет ракет в условиях атмосферы . . . . .</b>	<b>94</b>
Наивыгоднейшие аэродинамические формы . . . . .	—
Аэродинамические схемы крылатых ракет . . . . .	99
Устойчивость и управляемость ракет . . . . .	102
Стабилизация ракет в полете . . . . .	104
Управление полетом ракет . . . . .	106
Заключение . . . . .	109
Список литературы . . . . .	110



**Сергей Петрович Киселев**  
**ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ РАКЕТ**

*Редактор К. В. Морозов*  
*Обложка художника Б. С. Иванова*  
*Технический редактор З. П. Околелова*  
*Корректор А. А. Гусельникова*

Г-83509. Сдано в набор 1.10.75 г. Подписано к печати 17.2.76 г.  
Формат 84×103/32. Печ. л. 3¼. Усл. печ. л. 5,88. Уч.-изд. л. 5,852  
Бумага тип. № 2

Изд. № 6/573. Тираж 10 000 экз. Цена 21 коп. Зак. 1386

Воениздат 103160, Москва, К-160  
1-я типография Воениздата  
103006, Москва, К-6, проезд Скворцова-Степанова, дом 3

