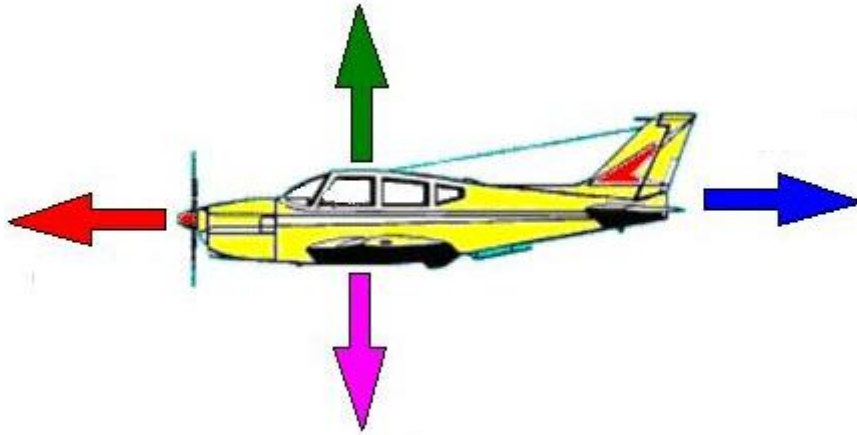


Управление образования администрации Озерского городского округа  
Челябинской области

Муниципальное бюджетное образовательное учреждение  
дополнительного образования детей  
«Станция юных техников»



**Аэродинамика и летающие модели**  
(Методическое пособие по теме «Аэродинамика»)

Составил педагог дополнительного  
образования Думенек В. Л.

г. Озерск  
2014 г.

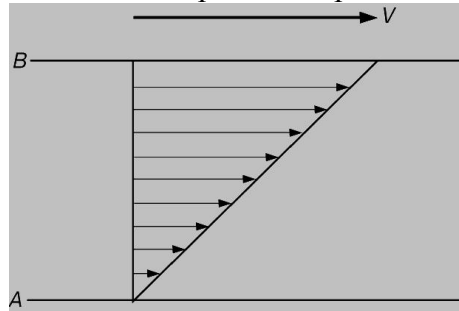
**АЭРОДИНАМИКА**, наука о движении газов и о силах, действующих на предметы, например, самолеты, движущиеся в воздушной среде. Авиаконструктор должен учитывать четыре важнейших фактора и их взаимосвязь: вес аппарата и груза, который должен быть перенесен; подъемную силу, необходимую для преодоления силы тяжести; сопротивление, то есть силу, препятствующую движению; тягу, то есть силу, приводящую в движение. Аэроплан должен обладать достаточной тягой, чтобы продвигаться вперед с такой скоростью, при которой его крылья могут обеспечить подъемную силу, необходимую для преодоления силы тяжести. Сопротивление воздуха возрастает пропорционально квадрату скорости предмета, и его следует сводить к минимуму, создавая контуры, ограничивающие турбулентность (что увеличивает тягу). Инженеры пользуются **АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ КАМЕРАМИ** и компьютерными системами для прогнозирования аэродинамических характеристик.

Аэродинамика это раздел механики сплошных сред, в котором изучаются закономерности движения воздуха и других газов, а также характеристики тел, движущихся в воздухе. К аэродинамическим характеристикам тел относятся подъемная сила и сила сопротивления и их распределения по поверхности, а также тепловые потоки к поверхности тела, вызванные его движением в воздухе. В аэродинамике рассматриваются такие тела, как самолеты, ракеты, воздушно-космические летательные аппараты и автомобили. В атмосферной аэродинамике изучаются процессы диффузии твердых частиц (например, дыма, смога, пыли) в атмосфере и аэродинамические силы, действующие на здания и другие сооружения. Ниже рассматриваются проблемы, связанные с движением летательных аппаратов, однако те же принципы можно применить к описанию других явлений, изучаемых в общей гидроаэромеханике. Здесь изложены физические законы, управляющие движениями воздуха, и концепции, необходимые для понимания механизмов возникновения подъемной силы и силы сопротивления при различных скоростях полета, включая течения с ударными волнами. На очень больших высотах (свыше 60 км) вследствие очень низкой плотности воздуха возникают некоторые изменения картины обтекания тела.

## **ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУХА И ДРУГИХ ТЕКУЧИХ СРЕД**

В аэродинамике принимаются во внимание такие свойства воздуха, как плотность, давление, температура и молекулярный состав. Воздух состоит из молекул ряда химических элементов, в основном азота (78%) и кислорода (21%). Имеются также небольшие примеси аргона, углекислого газа, водорода и других газов. Число молекул в единице объема воздуха чрезвычайно велико: на уровне моря при температуре 15° С в 1 м<sup>3</sup> содержится 2,741025 молекул. Плотность определяется как масса воздуха, содержащегося в единице объема. Давление представляет собой силу, действующую на единицу площади. Молекулы воздуха находятся в непрерывном движении; они соударяются с ограничивающей воздух поверхностью и отражаются от нее. Сумма всех импульсов, сообщаемых молекулами, падающими на единицу площади поверхности за единицу времени, равна давлению. Температура воздуха (или какого-либо другого газа) служит мерой средней кинетической энергии молекул (равной половине произведения массы на квадрат скорости), отнесенной к единице массы. Важной физической характеристикой газа, зависящей только от температуры, является скорость звука. Скорость звука  $a$  (м/с) в воздухе можно вычислить, зная абсолютную температуру  $T$  (К), по формуле . Связь между давлением  $p$ , плотностью  $\rho$  и абсолютной температурой  $T$  дается формулой  $p = \rho RT$ , где  $R$  - газовая постоянная, равная 287,14 м<sup>2</sup>/с<sup>2</sup>ЧК для воздуха. Из этой формулы следует закон Бойля, согласно которому при постоянной температуре  $p/\rho = \text{const}$ , т.е. изменение плотности прямо пропорционально изменению давления. Изменения давления и плотности воздуха по высоте согласуются с этими законами. Давление и плотность уменьшаются, по сравнению с их значениями на уровне моря, в 2 раза на высоте 6 км, в 5 раз на высоте 12 км и в 100 раз на высоте 30 км. В нижних слоях атмосферы температура воздуха также снижается при увеличении высоты. Стандартная температура на уровне моря составляет 288 К. Она уменьшается до 256 К на высоте 5 км и до 217 К на высоте 12 км. Важной характеристикой движущейся среды является ее вязкость. Вязкость проявляется через свойство прилипания текучей среды к поверхности, тогда как

невязкая среда свободно скользит вдоль обтекаемой поверхности. Чтобы проиллюстрировать влияние вязкости, порождающей силу, замедляющую течение (силу сопротивления), рассмотрим две большие параллельные друг другу пластины А и В (рис. 1), одна из которых движется относительно другой. Вязкая среда прилипает к каждой из пластин. Случайные движения молекул создают эффект "перемешивания", стремящегося выровнять средние скорости течения, скорость которого на пластине В равна  $V$ , а на пластине А - нулю. Результирующее распределение скоростей также приведено на рис. 1, где длина стрелок пропорциональна величине скорости в данной точке течения по высоте между пластинами. Таким образом, на движущуюся пластину В действует сила, тормозящая ее движение. Чтобы обеспечить движение пластины В при наличии торможения, к ней должна быть приложена противодействующая сила. Такая же сила стремится привести в движение пластину А.



*Рис. 1. СИЛА ВЯЗКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ, или влияние вязкости течения на пластины А и В. Пластина В движется по отношению к пластине А со скоростью  $V$ , изображенной стрелкой. Распределение скоростей жидкости между пластинами также показано соответствующими стрелками.*

Величина силы, необходимой для поддержания движения пластины В со скоростью 1 м/с (или удержания на месте неподвижной пластины А), при условии, что расстояние между пластинами равно 1 м, а площадь каждой из них - 1 м<sup>2</sup>, называется коэффициентом вязкости  $\eta$ . Для воздуха при температуре 0° С и давлении 1 атм  $\eta = 1,73 \cdot 10^{-5}$  Н\*с/м<sup>2</sup>. Эксперименты показывают, что коэффициент вязкости воздуха изменяется в зависимости от температуры пропорционально  $T^{0,76}$ .

## ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ЗАКОНЫ

Аэродинамика описывается фундаментальными физическими законами механики сплошных сред. Эти законы называются "законами сохранения", так как они выражают свойство сохранения массы, энергии и импульса для каждого элементарного объема движущейся среды. При использовании законов сохранения важную роль играет принцип относительности движения, сформулированный Галилео Галилеем (1564-1642), согласно которому сила, действующая на тело в воздушном потоке, зависит только от относительной скорости движений тела и воздуха и не зависит от того, движется ли тело в покоящемся воздухе или же воздух движется относительно неподвижного тела. Применим законы сохранения не к отдельным молекулам, а к некоторому движущемуся элементарному объему среды, содержащему большое число молекул. Этот упрощенный подход представляется неизбежным, если вспомнить, что молекулы, помимо своего перемещения вместе с течением, совершают случайные движения, и законы, описывающие эти движения, должны учитывать столкновения между различными молекулами, в которых изменяются их направления движения, скорости и т. д. Рассмотрим, например, элементарный объем в форме кубика со стороной 0,01 мм, объем которого равен 10<sup>-6</sup> мм<sup>3</sup>. В этом малом объеме все еще содержится  $2,7 \cdot 10^{10}$  молекул, и каждая из них движется случайно. Однако вследствие того, что объем содержит большое число молекул, он будет перемещаться со средней скоростью вдоль линий тока течения, изображенных на рис. 2.

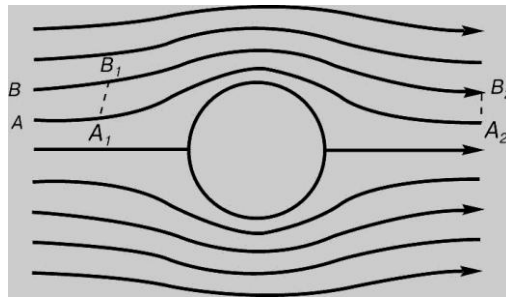


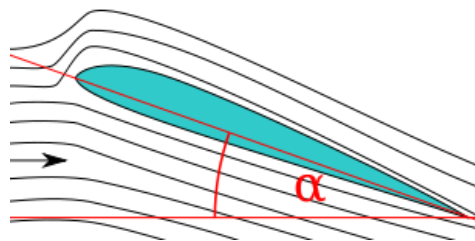
Рис. 2. ЛИНИИ ТОКА при обтекании цилиндра. Между линиями тока  $A$  и  $B$  расход (массовый поток) воздуха через линию  $A_1B_1$  равен расходу через линию  $A_2B_2$ .

**Угол атаки** (общепринятое обозначение  $\alpha$  — буква греческого алфавита *альфа*) — угол между направлением скорости набегающего на тело потока (жидкости или газа) и характерным продольным направлением, выбранным на теле, например у крыла самолёта это будет хорда крыла, у самолёта — продольная строительная ось, у снаряда или ракеты — их ось симметрии. При рассмотрении крыла или самолёта угол атаки находится в нормальной плоскости, в отличие от угла скольжения.

**Угол атаки** летательного аппарата — угол между хордой крыла и проекцией его скорости  $V$  на плоскость  $OXY$  связанной системы координат; считается положительным, если проекция  $V$  на нормальную ось  $OY$  отрицательна. В задачах динамики полёта используется пространственный У. а.:  $(\alpha)_п$  — угол между осью  $OX$  и направлением скорости ЛА.

Датчики углов атаки у ракеты «воздух-воздух»

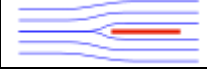
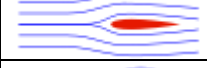

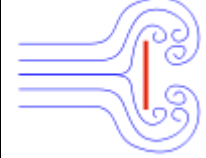
Для самолёта в горизонтальном прямолинейном полёте увеличение скорости и угла атаки приводит к увеличению подъёмной силы, создаваемой крылом. В то же время увеличение угла атаки сопровождается ростом индуктивного сопротивления.



**Лобовое сопротивление** — сила, препятствующая движению тел в жидкостях и газах. Лобовое сопротивление складывается из двух типов сил: сил касательного (тангенциального) трения, направленных вдоль поверхности тела, и сил давления, направленных по нормали к поверхности. Сила сопротивления является диссипативной силой и всегда направлена против вектора скорости тела в среде. Наряду с подъёмной силой является составляющей полной аэродинамической силы.

Сила лобового сопротивления обычно представляется в виде суммы двух составляющих: сопротивления при нулевой подъёмной силе и индуктивного сопротивления. Каждая составляющая характеризуется своим собственным безразмерным коэффициентом сопротивления и определённой зависимостью от скорости движения.

Лобовое сопротивление может способствовать как обледенению летательных аппаратов (при низких температурах воздуха), так и вызывать нагревание лобовых поверхностей ЛА при сверхзвуковых скоростях ударной ионизацией.

Поток и форма препятствия	Профильное сопротивление	Сопротивление обшивки
	0 %	100 %
	~10 %	~90 %
	~90 %	~10 %
	100 %	0

Согласно другому условию, этот элементарный объем должен быть настолько мал, чтобы средние скорости в каждой его точке можно было считать приблизительно одинаковыми. Например, если рассматривается обтекание сферы диаметром 10 мм, то элементарный кубик со стороной 0,01 мм будет достаточно малым для того, чтобы он рассматривался как одно целое, перемещающееся вдоль линии тока. Таким образом, мы рассматриваем элементарный объем среды, который достаточно велик для того, чтобы в нем содержалось большое число молекул, и достаточно мал по сравнению с "характерным масштабом" течения. На очень больших высотах, где плотность воздуха мала, понятие частицы среды теряет смысл, и приходится рассматривать движения отдельных молекул. Линии тока течения определяются как траектории частиц текущей среды. Линии тока могут быть визуализированы с помощью струек дыма, вдуваемого в воздушный поток. В применении к рассматриваемым частицам текущей среды закон сохранения массы означает, что массовый поток воздуха, проходящего между линиями тока А и В на рис. 2, один и тот же, в каком бы месте он ни измерялся. Следовательно, поток воздуха через линию А1В1 такой же, как поток воздуха через линию А2В2. Этот закон называется еще уравнением неразрывности, и течение, удовлетворяющее этому условию, называется непрерывным течением. Закон сохранения импульса является выражением второго закона Ньютона в применении к частицам текущей среды. Он может быть записан в следующей форме: Сила = Изменение импульса за секунду. Следствием этого закона является связь между давлением  $p$ , плотностью  $\rho$  и скоростью  $v$ . Если скорость течения достаточно мала (так что плотность можно считать постоянной всюду в поле течения), то выполняется следующее простое соотношение:  $p + 1/2 \rho v^2 = \text{const}$ . Эта формула, известная как закон Бернулли, была получена швейцарским математиком и инженером Даниилом Бернулли (1700-1782). Течение, которое удовлетворяет этому уравнению, называется несжимаемым, поскольку оно применимо как к жидкостям, которые практически несжимаемы, так и к газам, если скорости их движения малы по сравнению со скоростью звука. Если скорость в какой-либо точке потока больше половины скорости звука, то расчеты по этой формуле будут содержать значительные погрешности. Такие течения называются сжимаемыми. Третий закон сохранения, используемый для описания деталей поля течения, выражает условие сохранения энергии. Применительно к течениям можно рассматривать два рода кинетической энергии: энергию, связанную с основным (упорядоченным) течением, и энергию, соответствующую случайным движениям молекул. Энергию, связанную со структурой отдельных молекул и атомов, мы рассматривать не будем, так как ее влияние становится заметным лишь при очень высоких температурах. В расчете на единицу объема кинетическая энергия упорядоченного движения записывается как  $1/2 \rho v^2$ , тогда как кинетическая энергия случайных (неупорядоченных) движений равна  $\rho c_p T$ , где  $c_p$  - удельная теплоемкость при постоянном давлении и  $T$  - абсолютная температура воздуха. Согласно закону сохранения энергии для установившихся течений, сумма отнесенных к единице объема энергий упорядоченного и случайного движений сохраняет

постоянное значение:  $c_p T + 1/2 v^2 = \text{const}$ . Из этого уравнения энергии видно, что если скорость течения  $v$  увеличивается, то его температура  $T$  уменьшается. Параметры течения и движущегося тела. Силу, действующую на движущееся тело, можно выразить с помощью некоторого безразмерного параметра. Этот параметр получается, если силу отнести к некоторой комбинации существенных характеристик среды и течения, также имеющей размерность силы. По второму закону Ньютона сила  $F$  равна произведению массы на ускорение и имеет размерность  $ml/t^2$ , где  $m$  - масса, выраженная в кг,  $l$  - длина и  $t$  - время (с). Величиной, имеющей размерность силы, является произведение плотности  $\rho$ , квадрата скорости движения тела в среде  $v^2$  и площади  $S$ . Искомый безразмерный параметр, который называется коэффициентом силы, определяется следующим соотношением:

$$C_F = \frac{F}{\frac{1}{2} \rho v^2 S}$$

Множитель  $1/2$  вводится из соображений удобства, так как такой же множитель содержится в уравнении Бернулли, приведенном выше. Сила как векторная величина, характеризуется своими компонентами, имеющими различные направления. Соответственно этому различают три коэффициента сил: коэффициент подъемной силы (нормальной к скорости набегающего потока), коэффициент силы сопротивления (направленной вдоль скорости набегающего потока) и коэффициент боковой силы (ортогональной двум предыдущим). Сам коэффициент силы зависит от других безразмерных параметров. Одним из них является число Рейнольдса  $Re$ , введенное английским инженером Осборном Рейнольдсом (1842-1912). Этот критерий определяется формулой

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu}$$

Здесь  $\mu$  - коэффициент вязкости, имеющий размерность  $m/Lt$ . Длина  $l$ , входящая в определение критерия Рейнольдса, является характерным масштабом течения. Для течения около сферы в качестве  $l$  можно взять диаметр сферы, для самолета это хорда крыла, а для трубы - ее диаметр. Это означает, что можно сравнивать числа Рейнольдса для течений различных сред (с различными значениями  $\rho$  и  $\mu$ ) около двух сфер или двух геометрически подобных самолетов. Однако не имеет смысла сравнивать числа Рейнольдса течений около сферы и около самолета, так как эти тела не являются геометрически подобными и нельзя определить один масштаб длины, устанавливающий соответствие между этими двумя видами течений. Сопоставление чисел Рейнольдса для течений около двух сфер может служить указанием об относительном влиянии вязкости среды на характер течения. Вторым определяющим критерием является число Маха  $M$ ,  $M = v/a$ , введенное австрийским физиком Эрнстом Махом (1838-1916). Число Маха может служить мерой влияния сжимаемости на аэродинамические характеристики тел. Излагаемые здесь сведения касаются главным образом влияния чисел Рейнольдса и Маха на аэродинамические характеристики, т.е. на подъемную силу и сопротивление крыльев и других элементов самолета. Ниже будет показано, что каждое из этих чисел определяет некоторые особенности обтекания, соответствующие высоким или низким значениям размера тела, скорости или высоты полета.

## НЕСЖИМАЕМЫЕ ТЕЧЕНИЯ

**Подъемная сила.** Когда крыло обтекает поток, движущийся с числом Маха, значительно меньшим единицы (т.е. скорость течения значительно меньше скорости звука), то распределения давлений по его верхней и нижней поверхностям имеют вид, показанный на рис. 3. Приведенные там же линии тока характеризуют траектории элементарных частиц текущей среды, скорости которых связаны с давлением уравнением Бернулли. Возникновение областей пониженного и повышенного давления означает, что скорость течения на верхней поверхности больше, чем на нижней. Так как давление на нижней поверхности соответственно больше, то на крыло действует сила, направленная вверх, или подъемная сила. При постоянном значении числа Рейнольдса подъемная сила  $Y$  пропорциональна плотности воздуха  $\rho$ , квадрату скорости полета  $v^2$ , площади крыла  $S$  и углу атаки  $\alpha$  между хордой крыла и направлением движения. Эта зависимость записывается в виде  $Y = 1/2 \rho v^2 S k \alpha$ , где  $k$  -

коэффициент пропорциональности. Разделив обе стороны этого соотношения на  $1/2 \rho v^2 S$ , получим выражение для безразмерного коэффициента подъемной силы

$$C_Y = \frac{Y}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} = k \alpha,$$

т.е.  $C_Y$  пропорционален углу атаки.

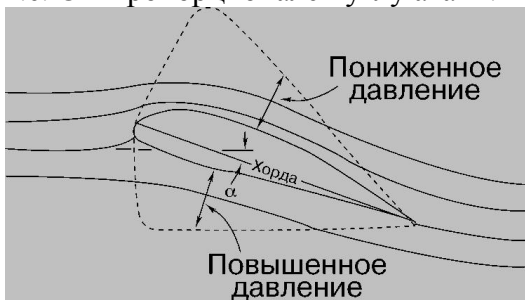


Рис. 3. ПОДЪЕМНАЯ СИЛА КРЫЛА образуется при обтекании воздухом поверхности крыла, создающего показанные пунктиром распределения давления: на верхней поверхности давление уменьшается вследствие увеличения скорости течения, а на нижней поверхности - увеличивается, толкая крыло вверх.

**Подъёмная сила** — составляющая полной аэродинамической силы, перпендикулярная вектору скорости движения тела в потоке жидкости или газа, возникающая в результате несимметричности обтекания тела потоком. В соответствии с законом Бернулли, статическое давление среды в тех областях, где скорость потока более высока, будет ниже, и наоборот. Например, крыло самолета имеет несимметричный профиль (верхняя часть крыла более выпуклая), вследствие чего скорость потока по верхней кромке крыла будет выше, чем над нижней. Создаваемая разница давлений и порождает подъёмную силу. Полная аэродинамическая сила — это интеграл от давления вокруг контура профиля крыла.

$$Y + P = \oint_{\partial\Omega} p \mathbf{n} d\partial\Omega$$

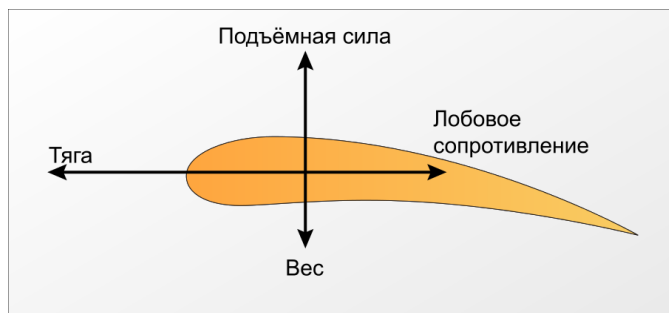
где:

- $Y$  — это подъёмная сила,
- $P$  — это тяга,
- $\partial\Omega$  — граница профиля,
- $p$  — величина давления,
- $\mathbf{n}$  — нормаль к профилю

Согласно теореме Жуковского, величина подъёмной силы пропорциональна плотности среды, скорости потока и циркуляции скорости потока.

Подъёмная сила крыла создаётся за счёт разницы давлений воздуха на нижней и верхней поверхностях. Давление же воздуха зависит от распределения скоростей воздушных потоков вблизи этих поверхностей.

Одним из распространённых объяснений принципа действия крыла является ударная модель Ньютона: частицы воздуха, сталкиваясь с нижней поверхностью крыла, стоящего под углом к потоку, упруго отскакивают вниз («скос потока»), согласно третьему закону Ньютона, толкая крыло вверх. Данная упрощенная модель учитывает закон сохранения импульса, но полностью пренебрегает обтеканием верхней поверхности крыла, вследствие чего она даёт заниженную величину подъёмной силы.



Коэффициент пропорциональности  $k$  принимает различные значения для крыльев различной формы в плане (рис. 4), и его величина зависит также от удлинения крыла  $\lambda$ , определяемого соотношением  $\lambda = l^2/S$ , т.е. от отношения квадрата размаха крыла  $l^2$  к площади его поверхности  $S$ . Согласно теории, разработанной немецким ученым Людвигом Прандтлем (1875-1953),

$$k = \frac{0,11}{1 + 2/\lambda}$$

При углах атаки, меньших чем  $12^\circ$ , истинное значение  $k$  приблизительно на 10% меньше значения, определяемого по этой формуле.

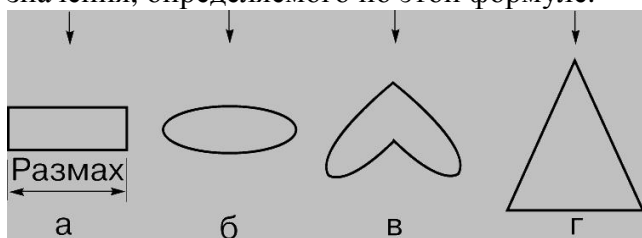


Рис. 4. ФОРМЫ КРЫЛА В ПЛАНЕ - возможные формы крыла (вид сверху). а - прямоугольное крыло; б - эллиптическое крыло; в - стреловидное крыло; г - треугольное крыло.

Влияние удлинения на величину коэффициента  $k$  и, следовательно, на подъемную силу крыла называется концевым эффектом. На рис. 5 приведен вид крыла сзади. Вследствие разности давлений происходит перетекание воздуха с нижней поверхности на верхнюю около конца крыла. Это круговое движение воздуха сохраняется позади крыла, и оно порождает концевые вихри, показанные на рис. 5,б.

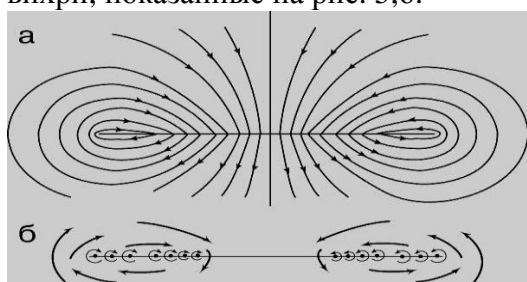


Рис. 5. ОБТЕКАНИЕ КРЫЛА (вид сзади). а - крыло, изображенное прямолинейным отрезком, окружено линиями тока, иллюстрирующими перетекание воздуха из области повышенного давления на нижней поверхности в область пониженного давления на верхней поверхности; б - вихри, образующиеся около концов крыла. Эти концевые вихри вызывают некоторое уменьшение эффективности крыла как несущей поверхности. Снижение эффективности, отражаемое уменьшением коэффициента  $k$  в соответствии с приведенным выше выражением, тем больше, чем меньше удлинение крыла.

На образование концевых вихрей расходуется некоторая часть мощности, необходимой для осуществления полета, и, следовательно, должна появляться сила сопротивления, обусловленная подъемной силой, которая называется индуктивным сопротивлением  $X_i$ . Согласно теории крыла Прандтля,



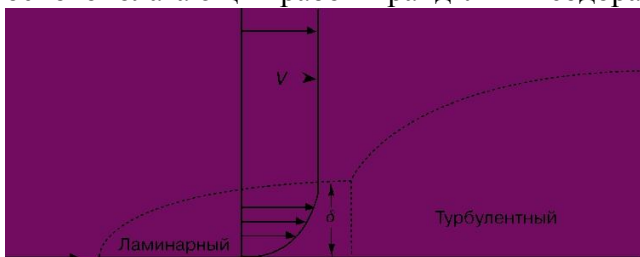
$$X_i = \frac{2Y^2}{\pi r v^2 b^2},$$

или

$$C_{X_i} = \frac{C_Y^2}{\pi \lambda}.$$

Наличие в знаменателе формулы для  $X_i$  величины  $b^2$  имеет важное значение при проектировании самолета: при заданных весе и скорости полета самолета индуктивное сопротивление в установившемся полете (когда вес уравновешивается подъемной силой) существенно уменьшается при увеличении размаха крыла. Эти соотношения выполняются строго только для крыла эллиптической формы в плане (рис. 4), однако они пригодны для приближенной оценки аэродинамических характеристик прямоугольных крыльев с удлинениями свыше трех. Прежде чем обсуждать другие ограничения, касающиеся применимости этих формул, необходимо понять происхождение вязкого сопротивления и влияния вязкости на подъемную силу крыла.

**Влияние вязкости.** Выше был определен коэффициент вязкости и отмечалось, что вязкая среда характеризуется свойством прилипания к твердой поверхности. Вследствие этого на поверхности тела, движущегося в вязкой среде, образуется пограничный слой, в котором скорость изменяется от скорости движения поверхности тела до скорости свободного течения на внешней границе пограничного слоя. Пограничный слой схематически изображен на рис. 6. В настоящее время исследования пограничного слоя базируются на результатах основополагающих работ Прандтля и Теодора фон Кармана (1881-1963).



*Рис. 6. ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ на плоской пластине (изображенной горизонтальной линией). Вблизи передней кромки пластины течение ламинарное (слоистое). За точкой перехода (соответствует вертикальной штриховой линии) течение турбулизуется. Одна из важных проблем аэродинамики - определение положения точки перехода, которое зависит от характеристик шероховатости поверхности, толщины и формы тела, а также от турбулентности внешнего течения и ряда других факторов.*

Рисунок 6 показывает, что течение в пограничном слое слоистое (ламинарное) вблизи точки его зарождения (около передней кромки тела), но постепенно завихряется (становится турбулентным) ниже по течению. Одной из важных проблем аэродинамики является определение положения точки перехода от ламинарного течения к турбулентному.

Турбулентный пограничный слой намного толще ламинарного, и их толщины зависят от числа Рейнольдса  $Re$ , определяемого как произведение величины  $rv/m$  на расстояние от передней кромки  $x$ . Толщина пограничного слоя  $d$  дается следующими соотношениями:

$$\delta(\text{лам.}) = \frac{5,2x}{Re^{1/2}},$$

$$\delta(\text{турб.}) = \frac{0,37x}{Re^{1/5}}.$$

Так, на расстоянии  $x = 1$  м от передней кромки при  $v = 10$  м/с,  $r = 1,23$  кг/м<sup>3</sup>,  $m = 1,73 \times 10^{-5}$  кг/м<sup>с</sup> толщина ламинарного пограничного слоя составляет  $0,62 \times 10^{-2}$  м, а толщина турбулентного пограничного слоя -  $2,5 \times 10^{-2}$  м. Таким образом, турбулентный пограничный слой в четыре раза толще ламинарного; тем не менее в обоих случаях эти толщины относительно малы. Чтобы ускорить воздух в пограничном слое, к нему нужно приложить некоторую силу, и реакция на эту силу является силой сопротивления, которая называется

сопротивлением трения. Коэффициенты сопротивления трения для ламинарного и турбулентного пограничных слоев даются формулами

$$C_f(\text{лам.}) = \frac{0,664}{Re^{1/2}}$$

$$C_f(\text{турб.}) = \frac{0,296}{Re^{1/5}}$$

<="" div="">

Если при условиях, указанных выше, вычислить силу трения, действующую на единицу площади, то окажется, что турбулентное трение в 25 раз больше ламинарного. Следовательно, для уменьшения силы сопротивления трения, действующей на самолет, необходимо сохранять ламинарный режим течения в пограничном слое. Кроме сопротивления трения, существует еще сопротивление формы, действующее на тело, помещенное в поток.

Возникновение силы сопротивления этого типа разъясняется на рис. 7, который показывает, что среднее давление на фронтальной части поверхности летательного аппарата выше, чем в набегающем потоке, а на теневой части поверхности оно меньше давления в набегающем потоке. Суммируя все силы давления, получим сопротивление формы, которое для плохо обтекаемого тела, такого, как показанный на рис. 7 цилиндр, в сотни раз превышает сопротивление трения. Напротив, для хорошо обтекаемого тела, такого, как крыло при малых углах атаки, сопротивление формы меньше, чем сопротивление трения.

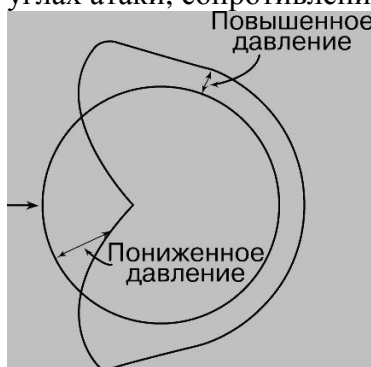


Рис. 7. СОПРОТИВЛЕНИЕ ФОРМЫ цилиндра в сотни раз выше, чем у хорошо обтекаемого тела, вытянутого вдоль линий тока. Среда, движущаяся в направлении, указанном стрелкой (слева направо), создает повышенное давление на поверхности тела, обращенной к набегающему потоку. На тыльной части тела создается пониженное давление.

Когда угол атаки крыла превышает некоторое критическое значение (заключенное в диапазоне от 12 до 15°), поток отрывается от верхней поверхности; происходит срыв потока с крыла. Он сопровождается резким падением подъемной силы и ростом сопротивления крыла. На рис. 8,а,б показаны картины линий тока около крыла до и после срыва потока. При малых углах атаки с увеличением этого угла коэффициент подъемной силы возрастает, а затем, вследствие срыва потока, проходит через максимум и резко уменьшается.

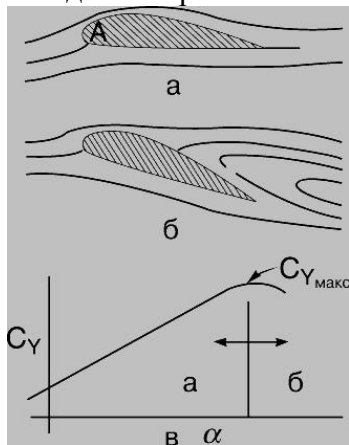


Рис. 8. СРЫВ ПОТОКА на крыле. Линии тока при безотрывном обтекании крыла (а) непрерывно огибают как нижнюю, так и верхнюю поверхности крыла, создавая подъемную силу. Если угол атаки крыла становится слишком большим, то течение отрывается от верхней поверхности (б) и подъемная сила резко уменьшается (в). а - безотрывное обтекание; б - срыв потока; в -  $C_{Y\text{МАКС}}$ .

Самолет совершает посадку при большом угле атаки, при котором коэффициент подъемной силы близок к максимальному значению. Чем больше этот максимум, тем меньше посадочная скорость, и по этой причине на самолете используются различные специальные устройства для увеличения максимальной подъемной силы (средства механизации крыла). Чтобы "затянуть" срыв на более высокие углы атаки и, следовательно, увеличить максимальную подъемную силу, используют предкрылки, закрылки и отсос воздуха из пограничного слоя через поверхность (рис. 9).

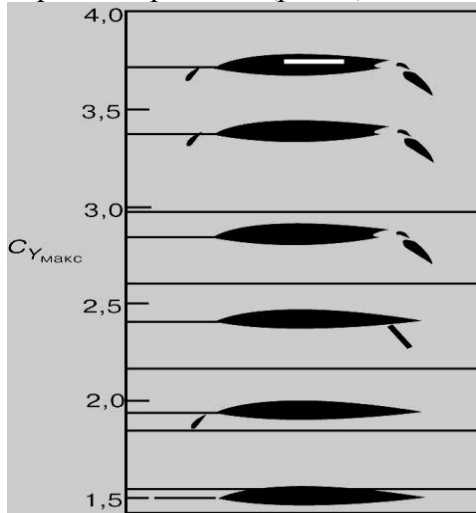


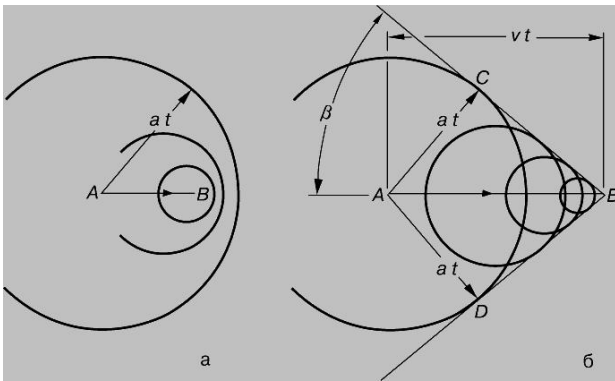
Рис. 9. КРЫЛЬЯ и различные устройства для увеличения подъемной силы (средства механизации крыла), расположенные в порядке возрастания (снизу вверх) коэффициента максимальной подъемной силы  $C_{Y_{макс}}$ : крыло без механизации; крыло с предкрылком; крыло с закрылком; крыло с двухцелевым закрылком; крыло с предкрылком и двухцелевым закрылком; крыло с предкрылком, двухцелевым закрылком и отсосом воздуха с верхней поверхности. Последний вариант создает наибольшую подъемную силу при больших углах атаки, которые используются при посадке самолета.

## СЖИМАЕМЫЕ ТЕЧЕНИЯ

Если скорость движения тела (или воздуха относительно неподвижного тела) становится сравнимой со скоростью звука, то плотность воздуха в течении изменяется, и в коэффициентах аэродинамических сил проявляется влияние сжимаемости. Это влияние можно охарактеризовать с помощью числа Маха. Рассмотрим сначала тонкое тело с заостренным носком, такое, как игла или лезвие бритвы, при нулевом угле атаки. Создаваемые носком такого тела возмущения давления малы, и эти возмущения распространяются во все стороны от носка со скоростью звука  $a$ , равной 340 м/с при стандартной температуре 288 К ( $15^\circ \text{C}$ ). Рассмотрим два режима полета и две волновые диаграммы, иллюстрирующие распространение возмущений (волн) давления. Диаграмма рис. 10,а соответствует дозвуковому полету ( $c M < 1$ ), а рис. 10,б - сверхзвуковому полету ( $c M > 1$ ). Тело, движущееся со скоростью  $v$ , проходит расстояние АВ за время  $t$ , так что  $AB = vt$ . За это же время волна проходит расстояние  $at$  и уходит вперед относительно тела в случае дозвукового полета. При сверхзвуковом полете волна отстает от тела, и ее фронт, касательный к окружностям распространения возмущений, образует угол  $\beta$  с направлением движения тела. Так как угол АСВ прямой, то

$$\sin \beta = \frac{at}{vt} = \frac{1}{M}$$

Можно видеть, что все возмущения давления образуют волновой фронт, наклоненный под углом  $\beta$ , который тем меньше, чем больше число Маха. Волны, генерируемые заостренными тонкими телами, называются волнами Маха, в отличие от ударных волн, рассматриваемых ниже, и угол  $\beta$  называется углом Маха.



*Рис. 10. ВОЛНОВЫЕ СТРУКТУРЫ, генерируемые тонким заостренным телом, перемещающимся из точки А в точку В с дозвуковой (а) или сверхзвуковой (б) скоростью. При дозвуковой скорости полета возмущения давления, распространяющиеся со скоростью звука в виде круговых волн, движутся перед телом. При сверхзвуковой скорости полета тело движется быстрее, чем волны. Фронты волны изображаются линиями ВС и ВD, касательными к круговым волнам.*

Существуют волны давления двух типов: волны сжатия и волны разрежения. При переходе через волну сжатия происходит сжатие воздуха, и, следовательно, его плотность и давление увеличиваются. Обратная картина наблюдается в волне разрежения, при прохождении через которую имеет место разрежение воздуха, приводящее к уменьшению плотности и давления. Математический анализ уравнений течения показывает, что если образуется некоторая совокупность следующих друг за другом волн сжатия, то происходит усиление головной волны, так как последующие волны догоняют ее и сливаются с ней. Образующаяся при этом интенсивная волна называется ударной, и ее свойства отличаются от свойств более слабых волн Маха. Так, последовательность волн разрежения не улавливается головной волной, и, следовательно, ударная волна всегда является волной сжатия. Напомним, что до сих пор рассматривалось тонкое заостренное тело; затупленное тело большой толщины при сверхзвуковой скорости движения порождает сильные возмущения, т.е. ударные волны, а не волны Маха. Ударная волна движется со скоростью, превышающей скорость звука, и чем больше интенсивность волны (т.е. чем больше изменения плотности и давления в ней), тем быстрее она движется. (Например, ударная волна, возникающая при взрыве атомной бомбы, в начале своего пути перемещается со скоростью, составляющей несколько миллионов километров в час.) Угол между фронтом ударной волны и направлением течения больше угла Маха, так как скорость перемещения этой волны больше скорости звука  $a$ . Следующий пример дает количественное представление об образовании ударных волн и волн Маха. При  $M = 2$  волна, генерируемая телом клиновидной формы (рис. 11), имеет характеристики, сходные с характеристиками волн Маха, если угол при вершине клина меньше  $8^\circ$ . Если этот угол больше  $8^\circ$ , то образуется ударная волна. На рис. 11 также приведено распределение давления на поверхности клина. При переходе через ударную волну в вершине клина давление скачкообразно увеличивается и остается постоянным до встречи с веером волн разрежения, порождаемым обтеканием угла В. Затем оно снова принимает постоянное значение, сохраняющееся до тех пор, пока не достигается ударная волна, исходящая из точки С. Линия тока abcdef состоит из прямолинейных участков, концы которых соответствуют пересечениям с волнами, генерируемыми изломами поверхности тела. Форма этой линии тока сильно отличается от формы соответствующей линии в дозвуковом течении (рис. 8), в котором линии тока начинают искривляться еще перед телом и остаются гладкими при изменении своей формы, вызванном присутствием тела.

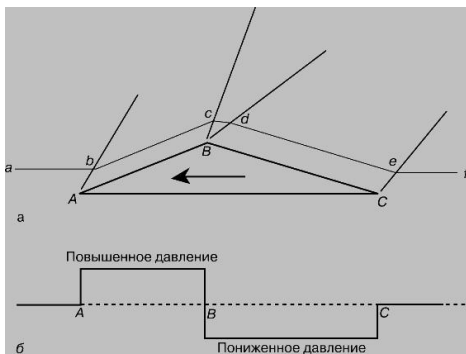


Рис. 11. КЛИНОВИДНОЕ КРЫЛО в сверхзвуковом потоке (а) и давления на участках АВ и ВС крыла (б).

Система волн, изображенная на рис. 11, кардинально изменяется, если угол при вершине клина превышает критическое значение, величина которого возрастает с числом Маха. При этом ударная волна, генерируемая носком тела, искривляется и отходит от тела вперед. Возникает отсоединенная ударная волна. Например, если при  $M = 2$  угол клина больше  $23^\circ$ , то ударная волна будет отсоединенной. При угле клина, равном  $23^\circ$ , образуется присоединенная ударная волна, если  $M > 2$ , и отсоединенная, если  $M < 2$ . При  $M = 5$  критический угол увеличивается до  $41^\circ$ . Аналогичные явления имеют место при обтекании тел с коническими носовыми частями, однако для конуса критический угол при фиксированном числе Маха больше, чем для клина. Например, при  $M = 2$  критический угол конуса составляет  $40^\circ$ , тогда как для клина он равен  $23^\circ$ . На рис. 12 приведен фотоснимок, иллюстрирующий сверхзвуковое течение с отсоединенной ударной волной около затупленного тела и присоединенной - около тонкого конуса.

Непосредственно за передней частью отсоединенной ударной волны всегда возникает область дозвукового течения. Здесь сверхзвуковой поток встречается с прямым скачком уплотнения, при переходе через который он преобразуется в дозвуковое течение. Если скачок уплотнения наклонен относительно направления течения, то при прохождении через косой скачок течение остается сверхзвуковым, однако число Маха за скачком уменьшается. Прямые скачки уплотнения часто возникают в сверхзвуковых течениях в трубах или при истечении сверхзвуковой струи в атмосферу.

**Течения в трубах.** Сверхзвуковое течение в трубе можно создать только в том случае, если в трубе имеется поджатие или горловина (рис. 13). Если отношение давлений  $p_0/p_B$  достаточно велико, то в горловине с площадью поперечного сечения  $A_{кр}$  достигается скорость звука, а в последующей части трубы скорость течения становится сверхзвуковой. Число Маха течения на выходе  $M_B$  определяется отношением площадей  $A_B/A_{кр}$ . Приведенная ниже таблица иллюстрирует эту зависимость.

Если относительное давление  $p_0/p_B$  меньше значения, приведенного в таблице, то в расширяющейся части трубы возникает прямой скачок уплотнения, за которым течение снова становится дозвуковым.

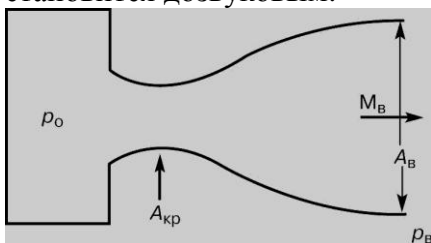


Рис. 13. СВЕРХЗВУКОВОЕ ТЕЧЕНИЕ в трубе можно создать, если в трубе имеется поджатие или горловина. Воздух вытекает из резервуара высокого давления, и если отношение давлений внутри и вне резервуара достаточно велико, то в выходном сечении течение будет сверхзвуковым.

**Влияние сжимаемости.** Теперь можно приступить к рассмотрению аэродинамических характеристик крыльев и других тел во всем используемом на практике диапазоне скоростей и высот полета, в котором необходимо учитывать влияние сжимаемости. Весь интервал

скоростей полета самолета можно разбить на следующие диапазоны: дозвуковой, трансзвуковой, сверхзвуковой и гиперзвуковой. Это деление нельзя однозначно определить в терминах числа Маха безотносительно к форме тела и углу атаки. Тем не менее в каждом диапазоне течение обладает специфическими особенностями, которые отличают данный диапазон от остальных. Аэродинамическое сопротивление, обусловленное влиянием сжимаемости, называется волновым. Ударные волны, образующиеся при движении тела, сообщают течению некоторую энергию. Эта энергия препятствует перемещению тела. Другими словами, когда образуется ударная волна, возникает волновое сопротивление, и требуется дополнительная сила для его преодоления. Следовательно, полная сила сопротивления, действующая на тело в сверхзвуковом течении, складывается из вязкого сопротивления (состоящего из сопротивления трения и сопротивления формы), индуктивного, рассмотренного выше, и волнового сопротивлений. Диапазон несжимаемых течений, рассмотренных выше, соответствует  $M < 0,4$ . В этом диапазоне единственным существенным параметром, влияющим на коэффициенты подъемной силы и силы сопротивления, является число Рейнольдса. В диапазоне дозвуковых скоростей, которому соответствуют числа Маха от 0,4 до 0,7, впервые начинает проявляться влияние сжимаемости. Это влияние сказывается главным образом на величине коэффициента пропорциональности  $k$  между коэффициентом подъемной силы  $C_Y$  и углом атаки крыла  $\alpha$ . В случае крыла большого удлинения в потоке с  $0,4 < M < 0,7$  этот эффект описывается соотношением

$$k = \frac{k_1}{\sqrt{1 - M^2}},$$

где  $k_1$  - значение параметра  $k$  для несжимаемого течения. Например, при  $M = 0,6$  коэффициент пропорциональности на 25% больше, чем в несжимаемом течении. В этом диапазоне чисел Маха волновое сопротивление отсутствует, так как течение всюду дозвуковое и скачки уплотнения не образуются. Диапазон трансзвуковых скоростей, который иногда называется диапазоном "смешанного течения", начинается с числа Маха, при котором в некоторой точке на поверхности скорость течения становится звуковой, и распространяется до значения числа Маха, при котором течение становится сверхзвуковым повсюду. Ряд картин течения из трансзвукового диапазона приведен на рис. 14. Отличительной особенностью таких течений является наличие дозвуковых и сверхзвуковых областей потока, т.е. если скорость набегающего потока лишь немного меньше дозвуковой, то около тела появляются области течения со сверхзвуковыми скоростями, а если набегающий поток слегка сверхзвуковой, то существуют области течения с дозвуковыми скоростями. Такой "смешанный" характер течения создает существенные трудности для их теоретического исследования и систематизации данных об аэродинамических характеристиках тел в этом диапазоне скоростей. Ударные волны, показанные на рис. 14, создают относительно большое волновое сопротивление. Вследствие этого, а также из-за того, что при трансзвуковых скоростях часто возникают опасные колебания некоторых элементов самолета, летчики предпочитают летать либо при дозвуковой, либо при сверхзвуковой скорости. Трансзвуковой рост сопротивления крыла иллюстрирует кривая, приведенная на рис. 15. Экспериментальные исследования в трансзвуковом диапазоне осложняются тем, что в этом диапазоне скоростей относительно небольшие изменения чисел Рейнольдса и Маха оказывают значительное влияние на аэродинамические характеристики.

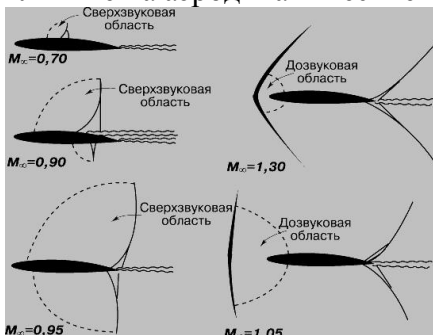


Рис. 14. СХЕМЫ ТЕЧЕНИЙ около крыла при различных скоростях трансзвукового диапазона. Левые рисунки соответствуют дозвуковой скорости набегающего потока, при возрастании которой увеличивается протяженность области сверхзвукового течения около крыла.

Справа показаны схемы течений при сверхзвуковой скорости набегающего потока, когда около крыла образуются области дозвукового течения.

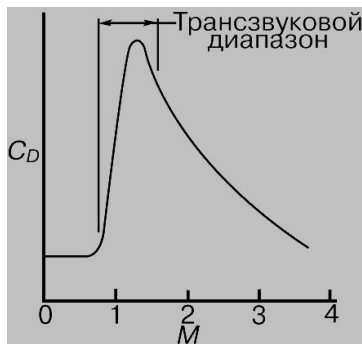


Рис. 15. КОЭФФИЦИЕНТ СОПРОТИВЛЕНИЯ имеет максимум в трансзвуковом диапазоне. По этой причине, а также вследствие потери управляемости летчики предпочитают летать на дозвуковых или сверхзвуковых скоростях.

В сверхзвуковом диапазоне течение на всей поверхности тела, за исключением небольших участков вблизи передней кромки, является сверхзвуковым; рассчитать аэродинамические характеристики в этом диапазоне намного проще, чем в любом другом диапазоне скоростей. Приближенные формулы для вычисления коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления тонкого крыла здесь имеют вид

$$C_Y = \frac{0,07\alpha}{\sqrt{M^2 - 1}},$$

$$C_{X_b} = \frac{4}{M^2 - 1} \left[ \left( \frac{t}{c} \right)^2 + \left( \frac{\alpha}{57,3} \right)^2 \right].$$

В последней формуле величина  $t/c$  есть отношение толщины  $t$  к хорде крыла  $c$ . Эта формула показывает, что крыло сверхзвукового самолета должно быть тонким, а из соображений прочности следует, что оно должно иметь относительно небольшой размах. Это одна из важнейших причин, по которой на сверхзвуковых самолетах используют крылья малого удлинения. Гиперзвуковое течение отличается от сверхзвукового в двух аспектах, каждый из которых проявляется постепенно по мере увеличения числа Маха. Во-первых, при числах Маха свыше 8 возмущения, генерируемые даже тонкими телами, становятся сильными ударными волнами. Поэтому изменения плотности и давления в них не подчиняются законам, справедливым для более слабых волн Маха, генерируемых при более низких сверхзвуковых скоростях. Следовательно, формулы для определения подъемной силы и силы сопротивления крыла в гиперзвуковом потоке должны отличаться от соответствующих формул для сверхзвуковых течений. Конкретный вид этих формул зависит от формы крыла в плане и формы поперечного сечения, однако в гиперзвуковом течении коэффициент  $C_Y$  пропорционален  $\alpha^2$ , а - комбинации  $(t/c)^3$  и  $\alpha^3$ . Один из методов нахождения распределения давления на телах, движущихся с гиперзвуковыми скоростями, описывается ниже в связи с проблемой полета на больших высотах. Второй, более существенной особенностью гиперзвукового течения является сильное аэродинамическое нагревание поверхности тела.

## АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ НАГРЕВАНИЕ

Нагревание тела, движущегося с большой скоростью, описывается теоретическим уравнением энергии, приведенным в разделе "Фундаментальные законы". Формула, которая может рассматриваться как первое приближение к реальности, записывается в виде

$$c_p T + \frac{1}{2} v^2 = c_p T_0,$$

где  $T_0$  - температура торможения, т.е. абсолютная температура частицы воздуха, когда она тормозится до состояния покоя (как, например, в носовой части тела),  $v$  - скорость и  $c_p$  - удельная теплоемкость при постоянном давлении, равная  $1000 \text{ м}^2/\text{с}^2 \text{ К}$ . Эту формулу можно

также представить в виде  $T_0 - T = v^2/2c_p$ . Следовательно, в точке торможения (точке А на рис. 8,а) температура воздуха на величину  $v^2/2000$  выше температуры воздуха в окружающей атмосфере. Например, для тела, движущегося с  $M = 10$  на высоте, соответствующей уровню моря ( $a = 340,3$  м/с), температура воздуха должна быть на 5800 К выше температуры окружающего воздуха. В действительности температура торможения меньше по ряду причин, из которых наиболее существенной является то, что часть энергии воздуха расходуется в процессах диссоциации, в которых молекулы разлагаются на составляющие их атомы, и ионизации, в которых электроны отрываются от атомных ядер. Эти процессы осложняют описание явления аэродинамического нагрева, однако не устраняют связанных с ним проблем. Столь высокая температура, которая близка к температуре на поверхности Солнца, создает одну из наиболее серьезных проблем высокоскоростного полета. Полет с  $M = 10$  в атмосфере невозможен, так как все известные материалы плавятся и испаряются при температурах, даже более низких, чем 6000 К. (Наиболее тугоплавкий из металлов - вольфрам - плавится при температуре 3700 К. Керамические материалы и керметы - смеси керамических материалов с металлами - плавятся при температуре 2500 К или еще ниже.) Практическое решение состоит в том, чтобы высокоскоростной полет осуществлялся на очень больших высотах, а затем происходило быстрое снижение летательного аппарата (стадия спуска) с быстрым уменьшением скорости в тех областях, где аэродинамическое нагревание будет наибольшим. Чтобы осуществить быстрое торможение, спускаемый аппарат должен обладать большим сопротивлением (сопротивление формы намного больше сопротивления трения). Высокий коэффициент сопротивления не является помехой для полета на очень больших высотах, так как там вследствие разреженности воздуха малы как сила сопротивления, так и тепловые потоки к поверхности тела. При быстром торможении на первоначальной стадии спуска в атмосфере скорость уменьшается до значений, при которых температура торможения уже не будет столь высокой. Рекомендации для прохождения атмосферы, как и для входа в атмосферу, могут быть сформулированы в терминах летного коридора, показанного на рис. 16. Ограничение на высоту установившегося полета следует из условия, что сумма аэродинамической подъемной и центробежной сил должна превышать силу тяжести. Аэродинамическая подъемная сила пропорциональна плотности воздуха и квадрату скорости полета, а центробежная сила (эта сила удерживает, например, спутник на околоземной орбите) пропорциональна квадрату скорости полета. Следовательно, при низких скоростях полета плотность воздуха должна быть достаточно большой (соответственно - высота должна быть достаточно низкой), чтобы аэродинамическая подъемная сила компенсировала большую часть силы тяжести, тогда как при больших скоростях полета на больших высотах центробежная сила будет полностью компенсировать силу тяжести. На основе этих соображений определяется верхняя граница летного коридора (рис. 16). Область над этой границей обозначена символически как  $G > Y + ЦС$ , где  $G$  - сила тяжести (вес летательного аппарата),  $Y$  - подъемная сила и  $ЦС$  - центробежная сила. Положение нижней границы летного коридора, показанного на рис. 16, определено из условия, что допустимая температура обшивки летательного аппарата равна 1600 К. Положение верхней границы зависит от веса тела и площади несущей поверхности; положение нижней границы определяется предельной температурой, при которой материал обшивки сохраняет необходимые прочностные свойства. Ясно, что для поддержания непрерывного полета необходимо, чтобы изображающая летательный аппарат точка, определяемая значениями высоты и скорости полета, попадала внутрь летного коридора. Показанные на рисунке траектории спуска тем не менее пересекают нижнюю границу (время прохождения атмосферы настолько мало, что обшивка не успевает нагреться до температуры торможения).

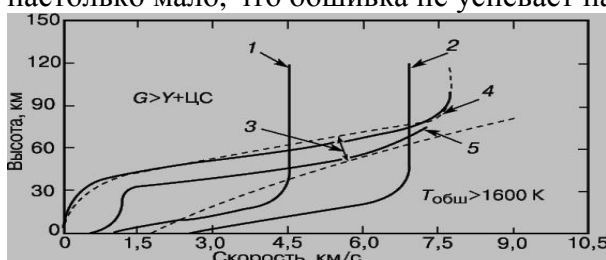


Рис. 16. ЛЕТНЫЙ КОРИДОР для летательных аппаратов (таких, как спутники), движущихся в атмосфере и выше, показан двумя штриховыми линиями. Непрерывными



линиями изображены траектории движения четырех летательных аппаратов: спутника, крылатой ракеты и двух баллистических ракет. 1 - спуск ракеты при начальной скорости 4,5 км/с; 2 - спуск ракеты при начальной скорости 9 км/с; 3 - летный коридор; 4 - спутник; 5 - ракета.

**Влияние вязкости.** Вследствие прилипания текущей среды всюду на поверхности летательного аппарата температура воздуха близка к температуре торможения. Наибольшие проблемы возникают вблизи точки торможения по двум причинам: во-первых, в эту область поступает воздух, который претерпевает сжатие в головной ударной волне, и, следовательно, тепловые потоки здесь больше, чем на других участках поверхности тела летательного аппарата; во-вторых, температура у поверхности на некотором удалении от точки торможения несколько меньше температуры торможения. Сопротивление формы и сопротивление трения существенно зависят от скорости полета, однако принципы, сформулированные при рассмотрении течений несжимаемой жидкости, остаются неизменными. Коэффициенты трения для ламинарного и турбулентного режимов течения начинают заметно уменьшаться при  $M > 3$ , однако по-прежнему турбулентное сопротивление трения существенно выше ламинарного.

## ПОЛЕТ НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ

На очень больших высотах нельзя использовать понятие элементарного объема текущей среды, намного меньшего обтекаемого тела, но содержащего большое число молекул. Таким образом, обтекание тела на очень больших высотах нельзя описать с помощью линий тока, которые были определены выше как траектории элементарных частиц среды, движущихся около тела. Теперь течение должно рассматриваться как совокупность большого числа столкновений между молекулами, движущимися случайно около летящего тела. Этот режим течения, называемый свободномолекулярным, имеет место при  $M/Re < 3$ , что соответствует полету на высотах свыше 130 км. С другой стороны, на высотах меньше 30 км плотность воздуха все еще достаточна для того, чтобы его можно было рассматривать как сплошную среду; тогда можно ввести линии тока как траектории элементарных частиц текущей среды, обсуждавшиеся выше. Например, обтекание спутников может рассматриваться как свободномолекулярное течение. Тем не менее вследствие большой скорости полета их аэродинамическое сопротивление довольно велико, так что постепенно спутник снижается, а затем входит в плотные слои атмосферы и сгорает из-за аэродинамического нагрева. Свободномолекулярное течение, иногда называемое ньютоновским, было предложено И.Ньютоном как универсальный режим обтекания тел на всех высотах и при любых скоростях полета. Например, подъемную силу, действующую на плоскую пластину, Ньютон вычислил как импульс, передаваемый в единицу времени всеми молекулами, которые налетают на поверхность пластины. Этот механизм существенно отличается от несжимаемого течения, в котором распределение давления на поверхности тела и, следовательно, подъемная сила определяются с помощью уравнения Бернулли, связывающего между собой скорость и давление. Бернуллиевский режим называется течением сплошной среды, так как в этом случае движущаяся среда рассматривается как однородная субстанция (континуум), а движения отдельных молекул не учитываются. Одним из следствий различия этих режимов является то, что коэффициент подъемной силы крыла пропорционален углу атаки для случая течения сплошной среды и квадрату угла атаки в свободномолекулярном течении, а именно  $C_Y = 2(a/57,3)^2$ , если угол атаки  $a$  выражен в градусах. Для крыла с относительным удлинением  $b$  при угле атаки  $a = 10^\circ$  приведенная ранее формула для течения сплошной среды дает  $C_Y = 0,82$ , тогда как в свободномолекулярном течении  $C_Y = 0,061$ . Этот пример показывает, что коэффициент подъемной силы на низких высотах по формуле Ньютона составляет меньше 8% истинного значения подъемной силы крыла при заданной скорости полета. Однако на очень больших высотах, где справедлива формула Ньютона, сила сопротивления мала и могут быть реализованы большие скорости полета, так что величина подъемной силы, равная  $C_Y \frac{1}{2} \rho v^2 S$ , может достигать требуемого значения для уравновешивания силы тяжести. Ньютоновская модель течения соответствует также течению в относительно плотных слоях

атмосферы, если число Маха настолько велико, что большая часть ударной волны остается присоединенной к поверхности тела.

## ТРУДНОСТИ ТЕОРЕТИЧЕСКОГО АНАЛИЗА

Полет на высотах в диапазоне высот от 30 км (ниже превалируют течения сплошной среды) до 130 км, где реализуется свободномолекулярное течение, чрезвычайно трудно проанализировать теоретически. Экспериментальные исследования также осложняются тем, что вследствие низкой плотности потока требуется высокоточная измерительная аппаратура, с помощью которой можно было бы измерить малые подъемную силу и силу сопротивления, действующие на тело.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ

Для экспериментального исследования законов аэродинамики используется один из двух подходов: либо летательный аппарат, оборудованный соответствующей измерительной аппаратурой, совершает полет, либо неподвижное тело, оборудованное измерительными датчиками, обтекается воздушным потоком. Как отмечалось выше, в отношении явлений обтекания оба случая эквивалентны. Практически все экспериментальные исследования аэродинамических явлений, связанных с обтеканием самолета, проводятся на маломасштабных моделях. Возможность перенесения полученных результатов на натурные условия зависит от значений критериев подобия, таких, как число Рейнольдса  $rv/m$ . Рассмотрим, например, модель самолета, выполненную в масштабе  $1/4$ . Если при испытаниях величина  $rv/m$  в четыре раза больше, чем в условиях полета натурального самолета, то числа Рейнольдса для обеих ситуаций равны. Тогда, согласно теории, будут равными и коэффициенты сил, действующих на модель и на самолет. Для достижения равенства чисел Рейнольдса можно было бы попытаться увеличить плотность  $r$ . Однако на практике измеряют аэродинамические характеристики модели в некотором диапазоне чисел Рейнольдса, каждое из которых значительно меньше натурального значения, и с помощью теоретических соображений пересчитывают измеренные коэффициенты сил и определяют их натурные значения. Выбор метода аэродинамического исследования зависит от его цели, однако наиболее простым, дешевым и надежным средством экспериментальных исследований является аэродинамическая труба. Модель выставляется в искусственно создаваемый воздушный поток таким образом, чтобы можно было измерить действующие на нее силы и моменты сил или исследовать особенности течения около модели. Рисунок 13 может рассматриваться как весьма приблизительная схема сверхзвуковой аэродинамической трубы. Воздух высокого давления истекает через трубу, и на тело, помещенное в сечении  $Ав$ , воздействует поток с числом Маха, зависящим от отношения площадей  $Ав/Акр$  (см. табл.). В экспериментальных исследованиях аэродинамического нагрева, например, при условиях, соответствующих входу в атмосферу возвращаемого космического аппарата, модель и аэродинамическая труба сгорят, если время измерений не ограничить. В таких исследованиях высокие температуры и давления часто создают ударной или детонационной волной; соответствующее устройство называется ударной трубой. Ударная волна возникает при разрыве диафрагмы, разделяющей области высокого и низкого давления. По мере продвижения ударной волны по трубе газ, прошедший через ударную волну, нагревается, сжимается и движется вслед за ней. При расширении потока создается течение с большим числом Маха и высокой температурой торможения. Время существования такого течения измеряется миллисекундами, так что суммарная тепловая нагрузка остается невысокой. Однако, используя чувствительную измерительную аппаратуру, можно определить температуру в точке торможения и величину тепловых потоков к модели. Специальные устройства позволяют также измерить распределение давления. Летные испытания используются главным образом для окончательной проверки расчетных данных теории и результатов испытаний в аэродинамических трубах. В летных испытаниях самолеты и ракеты оборудуются измерительной аппаратурой и телеметрическими средствами, позволяющими передавать распределения температур и давлений на наземную станцию, где они записываются, расшифровываются и изучаются. Еще одним способом, используемым в

некоторых специальных исследованиях, является испытание моделей в свободном полете. Модель выстреливается в длинную трубу, в которой давление может изменяться в широком диапазоне, что позволяет варьировать число Рейнольдса. Скорость движения модели определяется посредством сопоставления фотоснимков, полученных в различные моменты времени, а распределения температур и давлений телеметрическими средствами передаются на регистрирующий блок. В таких испытаниях можно исследовать проблемы устойчивости полета, такие, как возникновение "болтанки" носка. Модель, которая опрокидывается в полете, является аэродинамически неустойчивой (центр давления у нее расположен впереди центра масс).

## СМЕШАННЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ЯВЛЕНИЯ

Ниже дано краткое описание ряда интересных аэродинамических явлений, встречающихся в реальных условиях.

**Влияние нестационарности течения.** Наиболее широко распространенным нестационарным явлением является, по-видимому, образование вихрей (аналогичных тем, которые создаются, например, лодочными веслами или ложечкой в чашке кофе). Вихри представляют собой области пониженного давления на поверхности жидкости. При обтекании цилиндра или пластины, установленной нормально к потоку, вихри сходят поочередно с двух боковых сторон тела с частотой, определяемой числом Струхала  $v/ul = \text{const}$ , где  $n$  - число вихрей, образующихся за секунду, а  $l$  - характерная длина (диаметр цилиндра или ширина пластины). Соответствующий след называется вихревой дорожкой. Это явление создает некоторые проблемы на практике. Возникновение аэродинамической тряски (бафтинга) объясняется тем, что вихри, образующиеся за крылом, установленным под большим углом атаки, проходят над хвостовым оперением и вызывают колебательное изменение угла атаки, сопровождаемое пульсациями аэродинамических сил. При определенных условиях бафтинг может вызвать разрушение самолета. Еще одним нестационарным эффектом является возникновение сил, действующих на ракету, установленную на пусковой платформе. Вихревая дорожка, порождаемая поперечным ветром, вызывает раскачивание ракеты, и при неблагоприятных условиях обшивка может потерять устойчивость (покоробиться). Флаттер крыла самолета происходит вследствие взаимозависимости между упругими свойствами крыла и пульсациями подъемной силы, порождаемыми деформациями или отклонениями, вызванными аэродинамическими силами. Как правило, флаттер возникает в узком диапазоне скоростей полета и не проявляется вне этого диапазона. При полете самолета в воздухе "шквальные" нагрузки, вызванные турбулентностью атмосферы, могут стать причиной серьезных неудобств.

**Влияние ударных волн.** Когда ударные волны, порождаемые сверхзвуковым самолетом, достигают земли, они создают сильный импульс давления, или шум, и чем больше скорость полета, тем больше интенсивность этого шума. Еще один эффект, известный как звуковой удар, возникает, когда самолет выходит из пикирования с большой скоростью. При этом воздух под крылом сжимается, и образуется ударная волна, которая движется по направлению к земле; в зоне ударной волны на поверхности земли слышны хлопки, и могут даже вылетать стекла из окон. Это явление можно сопоставить со звуком, создаваемым кожаным бичом, - звук порождается сжатием воздуха на кончике бича, которое затем перемещается с большой, но необязательно сверхзвуковой скоростью..



# СВОЙСТВА ВОЗДУХА

Аэродинамика—это наука, изучающая движение тел в воздушной среде и возникающие при этом силы.

Летящая модель взаимодействует с воздухом, который обладает определенными свойствами. Результатом этого взаимодействия является возникновение вредных и полезных для полета модели сил.

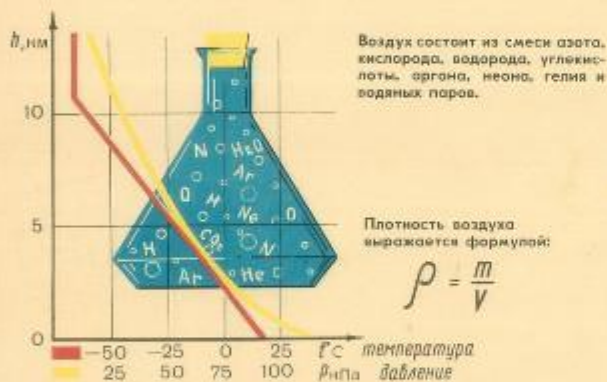


Рис. 1. Зависимость плотности и температуры воздуха от высоты.



Рис. 2. Коэффициент вязкости воздуха.

Объем воздуха, проходящий через любое сечение потока за единицу времени, постоянный и равен произведению скорости потока на площадь его поперечного сечения.

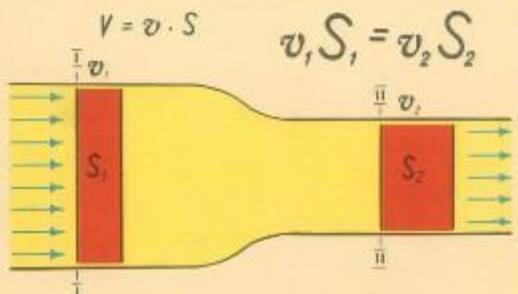


Рис. 3. Зависимость скорости движения потока от геометрии поперечного сечения.



Уравнение Бернулли для любого сечения воздушного потока.

$$p_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho v_2^2}{2} = const$$

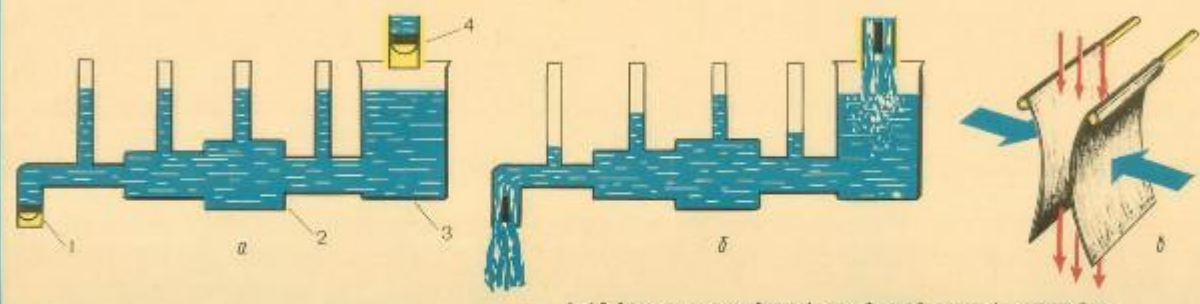


Рис. 5. Проверка для потока жидкости Бернулли: 1 — манометр, 2 — сопло, 3 — отверстие, 4 — конформный туннель.



Министерство образования СССР. Учебник по физике для 10-11 классов. Москва, 1988 г.





# АВИАМОДЕЛЬНЫЕ ПРОФИЛИ

Профиль крыла — это форма его поперечного сечения плоскостью, перпендикулярной к плоскости хорд.

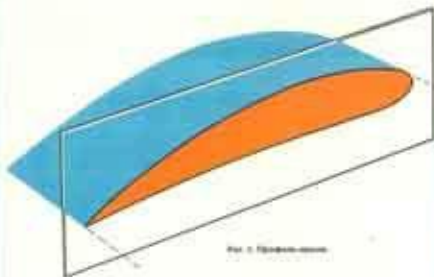


Рис. 1. Профиль крыла.

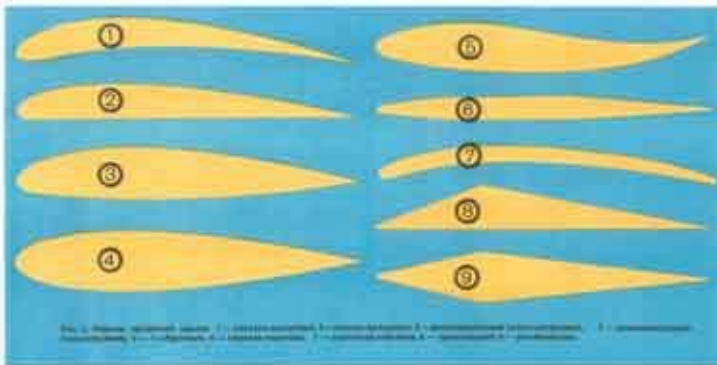


Рис. 2. Профиль крыла: 1 — симметричный; 2 — несимметричный; 3 — несимметричный с отрицательной кривизной; 4 — несимметричный с отрицательной кривизной; 5 — несимметричный с отрицательной кривизной; 6 — несимметричный с отрицательной кривизной; 7 — несимметричный с отрицательной кривизной; 8 — несимметричный с отрицательной кривизной; 9 — несимметричный с отрицательной кривизной.

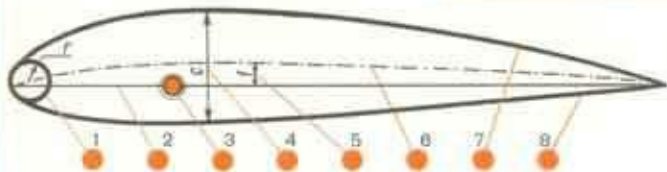


Рис. 3. Основные геометрические профили: 1 — радиус закругления носа; 2 — передняя кромка; 3 — задняя кромка; 4 — задняя кромка; 5 — задняя кромка; 6 — задняя кромка; 7 — задняя кромка; 8 — задняя кромка.

$$\bar{r} = \frac{r}{b} \quad \bar{c} = \frac{c}{b} \quad \bar{f} = \frac{f}{b}$$

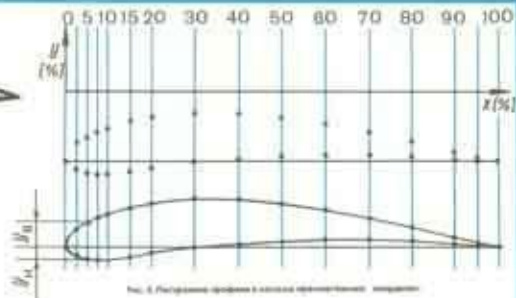


Рис. 4. Профиль крыла в координатах относительных значений.

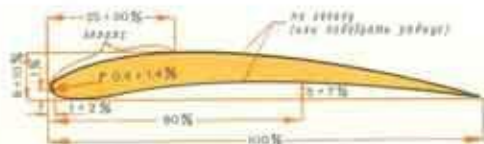
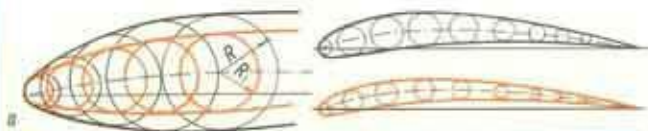


Рис. 5. Профиль крыла по методу Г. Бишопа (Швейцария).

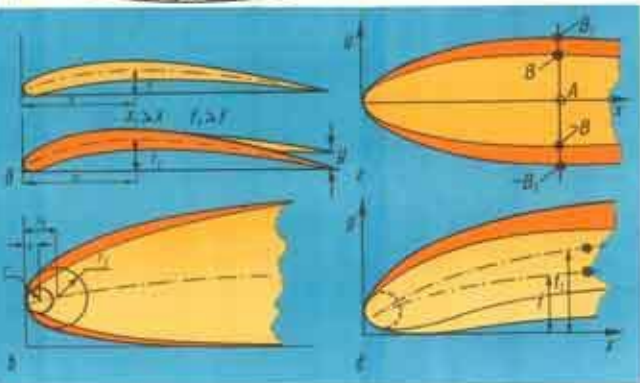


Рис. 6. Камберлиния (задняя кромка) профиля.

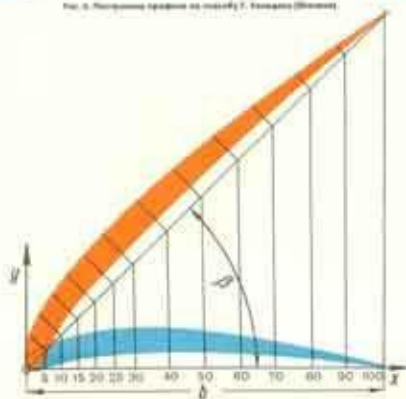


Рис. 7. Профиль крыла по методу Г. Бишопа.

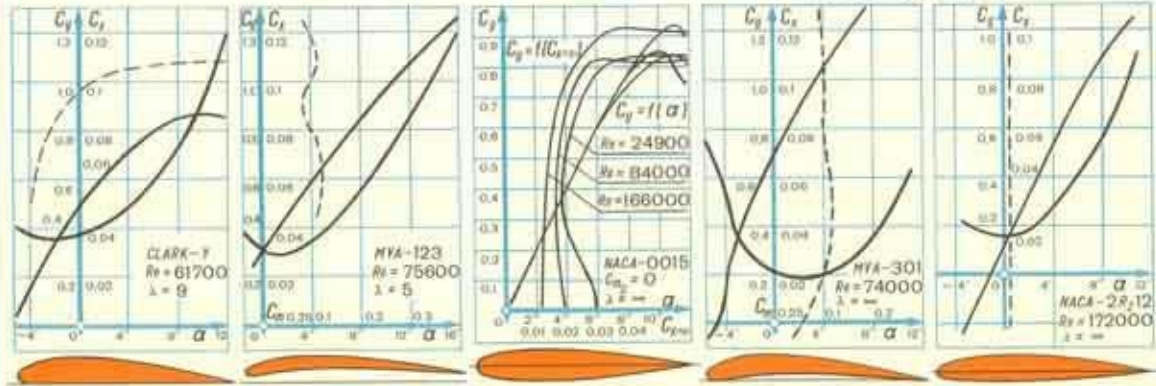


Рис. 8. Профиль крыла с характеристиками.



# ДВИЖЕНИЕ ТЕЛ В ВОЗДУХЕ

Сопротивление движущегося в воздушном потоке тела характеризуется сопротивлением формы и сопротивлением трения. Величина сил трения находится в определенной зависимости от структуры пограничного слоя и физических процессов, происходящих в нем.

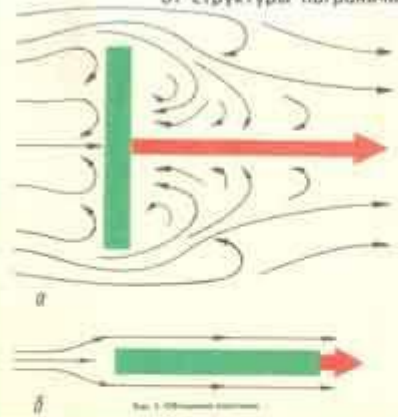


Рис. 1. Обтекание пластины.

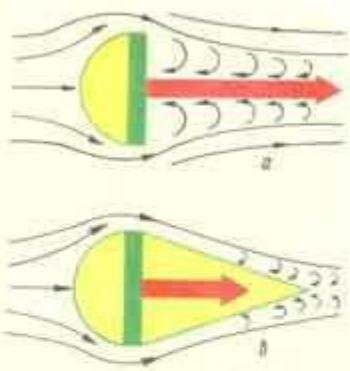


Рис. 2. Обтекание шаровидного и конусовидного тел.

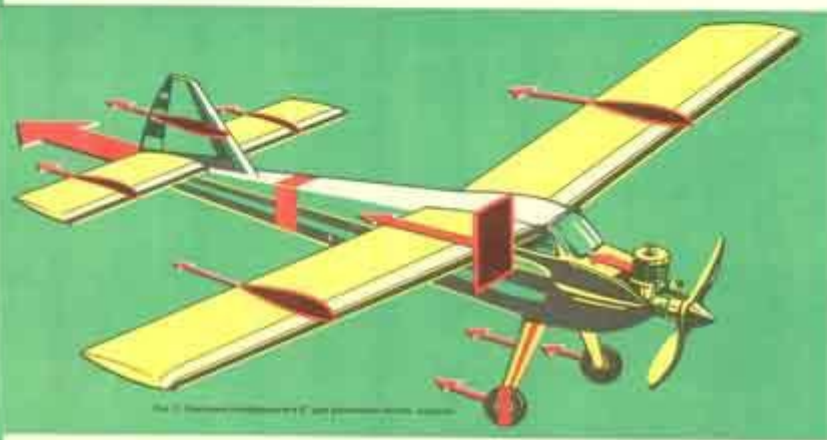
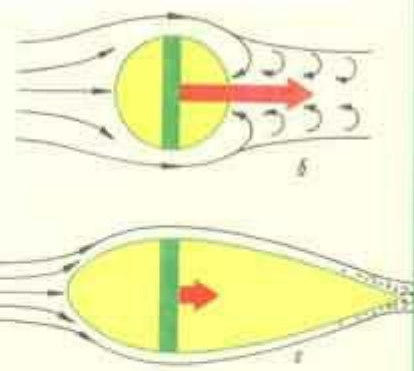


Рис. 4. Действие сил на крыло самолета.

$$X = C_x \frac{\rho v^2}{2} S$$

Сечение тела	$C_x$	Сечение тела	$C_x$
шарик	0,20	шарик с ребрами	0,22
шарик с ребрами	0,10	шарик с ребрами	0,34
шарик с ребрами	0,30	шарик с ребрами	0,02
шарик с ребрами	0,50	шарик с ребрами	0,025
шарик	0,22	шарик с ребрами	0,40
шарик с ребрами	0,45	шарик	1,1

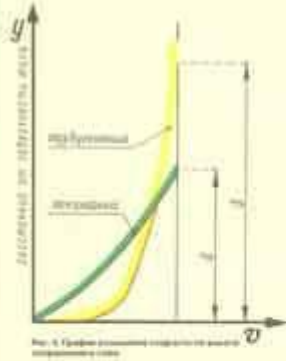


Рис. 5. Профиль скорости в пограничном слое.

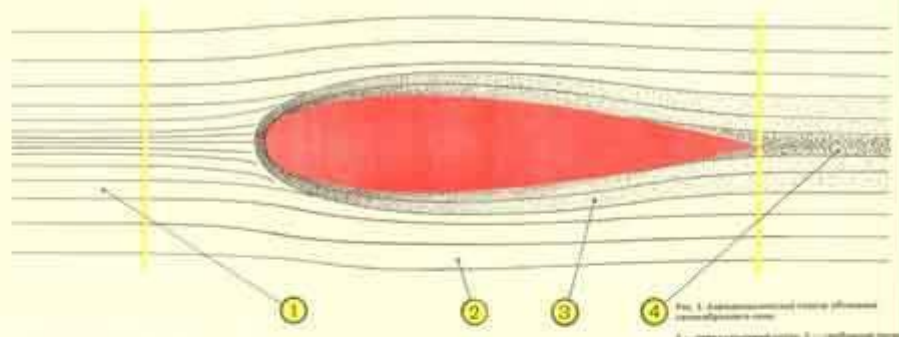


Рис. 6. Развитие пограничного слоя обтекания профиля.

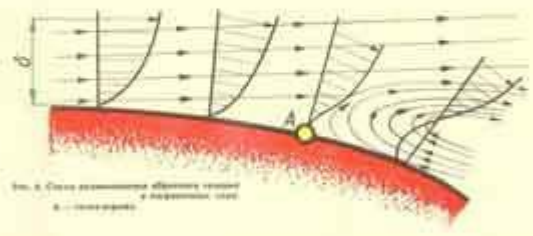


Рис. 7. Структура пограничного слоя и свободный поток.

ПОГРАНИЧНЫМ слоем называется тонкий слой воздуха, в котором скорость возрастает от нуля до скорости потока, обтекающего тела.

Слой воздуха, в котором отсутствуют силы внутреннего трения, называется СВОБОДНЫМ ПОТОКОМ.

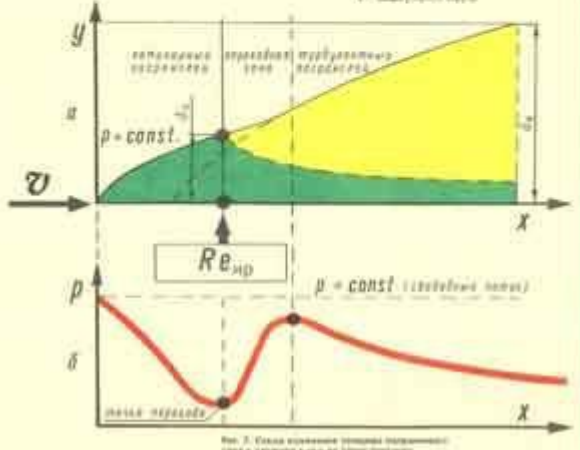


Рис. 8. Структура пограничного слоя и давление в нем на длине профиля.





# СРЕДНЯЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ХОРДА

Средняя аэродинамическая хорда (САХ)—это хорда условного прямоугольного крыла, которое имеет подъемную силу, сопротивление и момент, аналогичные исходному крылу.

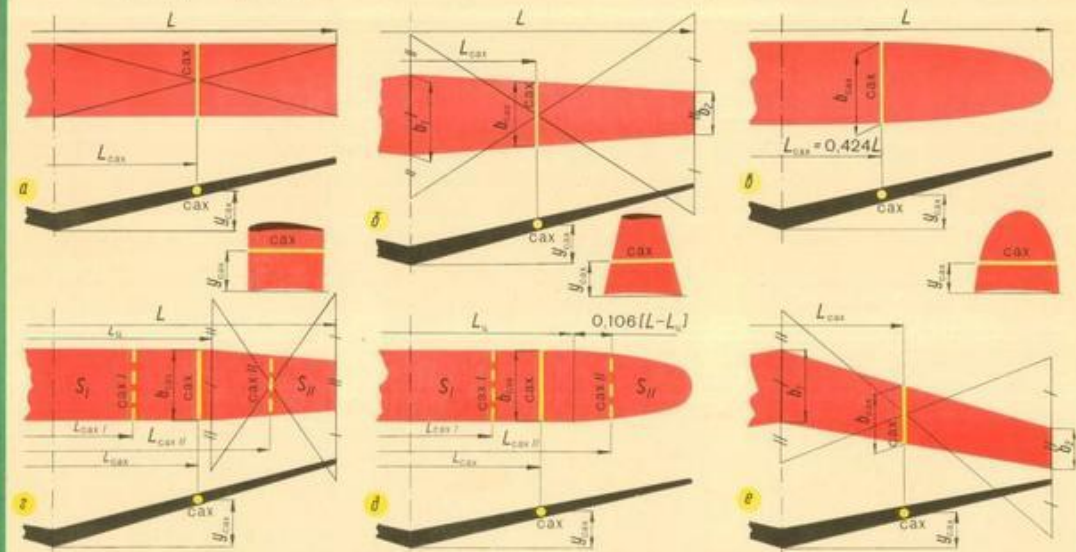


Рис. 1. Графическое определение САХ крыла различных геометрических форм и размеров: 1) — прямоугольное, 2) — трапециевидное, 3) — овальное, 4) — трапециевидное с прямоугольными центролонжем, 5) — эллиптическое с прямоугольным центролонжем, 6) — эллиптическое.

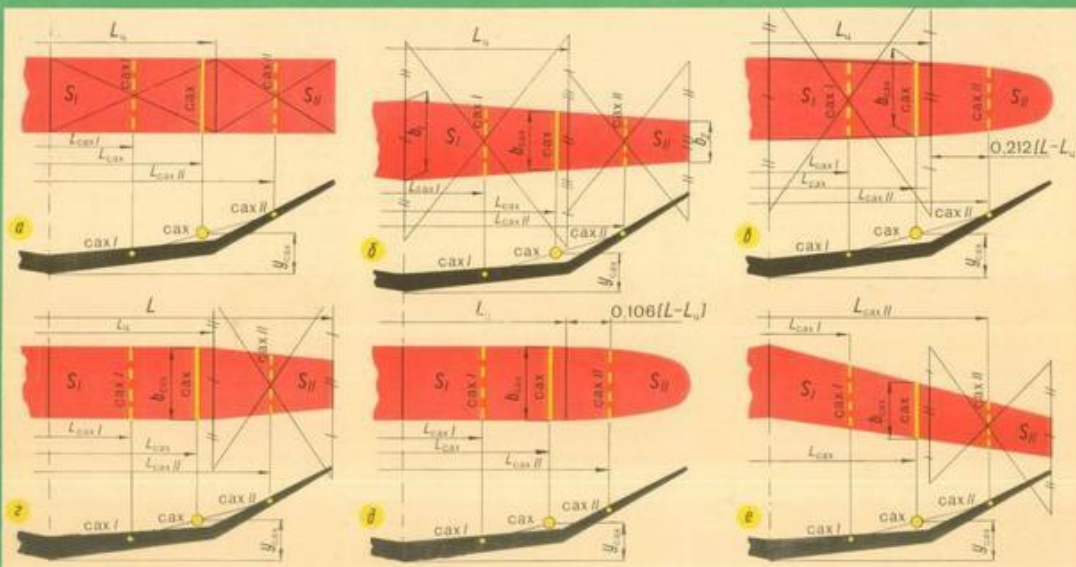
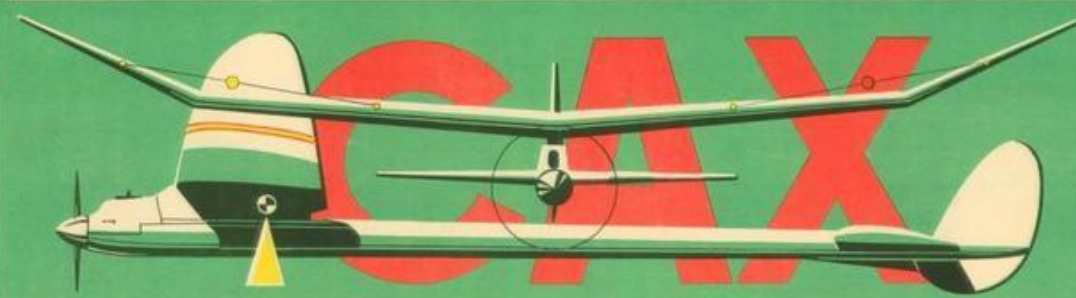


Рис. 2. Графическое определение САХ крыла различных геометрических форм и размеров: 1) — трапециевидное, 2) — трапециевидное, 3) — овальное, 4) — трапециевидное с прямоугольным центролонжем, 5) — эллиптическое с прямоугольным центролонжем, 6) — эллиптическое.

## ЛИТЕРАТУРА

Прандтль Л. Гидроаэромеханика. М., 1951 Петров К.П. Аэродинамика ракет. М., 1977 Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. М., 1985 Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М., 1987 Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М., 1991 Авиация: энциклопедия. М., 1994