

области вблизи критической точки. Причиной убывания  $\bar{\tau}$  является нарастание толщины пограничного слоя и связанное с этим уменьшение градиента скорости  $dv/dn$ . В переходном участке, где ламинарное движение сменяется турбулентным, касательные напряжения значительно увеличиваются. В пределах турбулентного участка пограничного слоя  $\bar{\tau}$  вновь убывает вдоль контура продольного сечения тела по той же причине, что и для ламинарного участка.

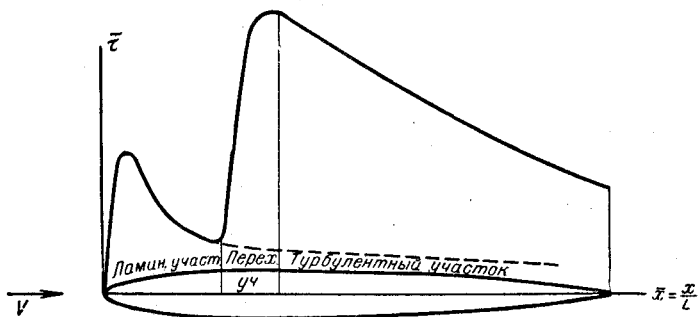


Рис. 3.37. Примерное распределение касательного напряжения по длине сечения тонкого, симметрично обтекаемого тела. Число Рейнольдса больше критического значения.

Если бы удалось искусственно задержать переход в пограничном слое ламинарного течения в турбулентное, то касательные напряжения в переходном и турбулентном участках слоя резко уменьшились бы. Распределение касательных напряжений выглядело бы, как показано на рис. 3.37 пунктирной линией. Соответственно уменьшилось бы сопротивление трению поверхности тела. Расчеты показывают, что при больших значениях числа Рейнольдса, когда ламинарный участок пограничного слоя занимает лишь незначительную часть поверхности тела, при замене турбулентного движения ламинарным произошло бы уменьшение сопротивления трению в десятки раз. До недавнего времени идея уменьшения силы трения жидкой среды о поверхность тела казалась практически неосуществимой. Однако в настоящее время уже разработан ряд практических способов ламинаризации течения в пограничном слое, которые позволяют значительно снизить сопротивление удобообтекаемого тела (см. гл. VII).

## § 11. Аэродинамическая сила и аэродинамический момент; их составляющие по осям координат

Мы рассмотрим теперь вопрос о суммарном сопротивлении жидкой или газообразной среды при движении в ней тела.

Представим себе тело, движущееся в среде произвольным образом. Воздействие среды на тело сводится к силам, непрерывно распределенным по всей поверхности тела; эти поверхностные аэродина-

мические силы могут быть охарактеризованы величинами нормального и касательного напряжений  $p$  и  $\tau$  в каждой точке поверхности тела.

Аэродинамические силы, распределенные по поверхности тела, представляют собой в общем случае пространственную систему сил и могут быть приведены, согласно известной теореме механики, к силе  $R$  и паре сил с моментом  $M$ .

Силу  $R$ , представляющую собой главный вектор системы элементарных аэродинамических сил, распределенных по поверхности тела, мы будем называть аэродинамической силой или силой сопротивления среды, а момент пары  $M$ , являющийся главным моментом той же системы сил, — аэродинамическим моментом в рассматриваемом случае движения тела.

Следует обратить внимание на то, что аэродинамическая сила в общем случае направлена под некоторым углом к вектору скорости

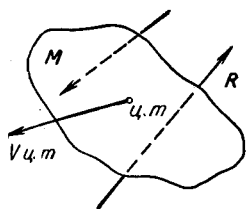


Рис. 3.38. Векторы аэродинамической силы и аэродинамического момента в общем случае.

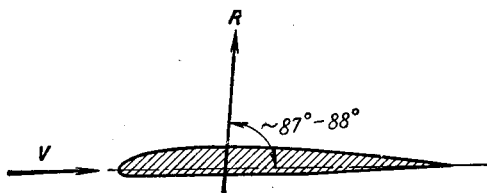


Рис. 3.39. Аэродинамическая сила при движении крыла может быть почти перпендикулярной к направлению движения.

(как показано на рис. 3.38). Для современных форм несущих поверхностей самолета угол, образуемый линией действия аэродинамической силы с направлением набегающего потока, может достигать  $87-88^\circ$ , т. е. аэродинамическая сила в этом случае почти перпендикулярна к потоку (рис. 3.39).

При вычислениях и экспериментах обычно приходится иметь дело не с векторами  $R$  и  $M$ , а с их составляющими в той или иной системе координат.

Наиболее часто в аэродинамике применяются две системы координат: скоростная система и так называемая связанная система. Каждая из них имеет свои преимущества при решении определенного круга вопросов.

В скоростной системе координат одна из осей (мы будем называть ее осью  $x$ ) всегда считается направленной по скорости движения центра тяжести летательного аппарата (рис. 3.40). Отсюда и название — скоростная система координат. Остальные оси в этой системе можно, вообще говоря, располагать произвольно, однако наиболее удобно считать ось  $y$  находящейся в плоскости симметрии летательного аппарата. Эта ось перпендикулярна к оси  $x$ , и положительным

направлением ее в условиях горизонтального полета считается направление снизу вверх. Направление оси  $z$  тогда определится из условия, что в данном случае, как и на всем протяжении курса, мы берем правую систему координат; ось  $z$  будет направлена перпендикулярно к плоскости  $xu$  вдоль правого крыла. Начало координат в скоростной системе обычно считают совпадающим с центром тяжести летательного аппарата. В частных случаях могут быть и отступления от этого общего

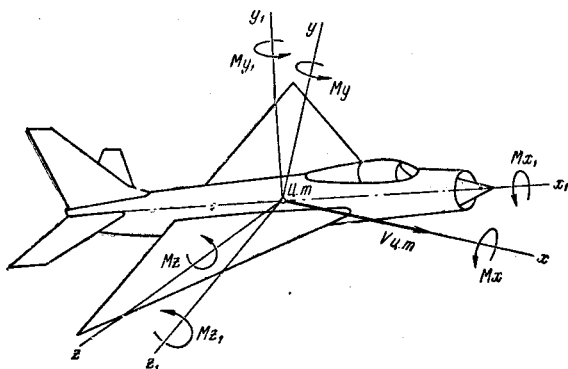


Рис. 3.40. Скоростная и связанная системы координат.

правила. Так, например, при изучении вопросов, относящихся к изолированным крыльям, начало координат скоростной системы часто располагают в точке  $O$ , в которой хорда профиля, получающегося в сечении крыла плоскостью симметрии, пересекается с контуром носовой части профиля (рис. 3.41)<sup>1)</sup>.

Как видно из определения скоростной системы координат, ее расположение не зависит от ориентировки летательного аппарата ни по отношению к вектору скорости центра тяжести, ни по отношению к горизонту. Эта система связана лишь с направлением скорости центра тяжести летательного аппарата или, что все равно при полете с постоянной скоростью, с направлением невозмущенного потока, набегающего на летательный аппарат.

В противоположность этому, другая система координат, которая называется *связанной*, считается жестко соединенной с летательным аппаратом и, следовательно, вместе с ним изменяет свое расположение в пространстве.

<sup>1)</sup> Хордой профиля крыла называется некоторый условно проведенный отрезок прямой, связанный с профилем. Мы будем обычно понимать под хордой профиля (если не оговорено другое определение) отрезок, соединяющий наиболее удаленные друг от друга точки профиля: хвостовую и носовую.



Рис. 3.41. Начало координат (точка  $O$ ) в случае изолированного крыла.

Существует много вариантов связанной системы координат, однако наибольшее распространение получила следующая система, очень удобная при изучении вопросов динамики самолета. Начало координат этой системы помещается в центре тяжести самолета. Ось  $x_1$  направлена вперед, к носу самолета. Расположение оси  $x_1$  при этом выбирается таким образом, чтобы она совпадала с одной из главных осей инерции самолета. Ось  $y_1$  располагается в плоскости симметрии самолета и считается направленной вверх; ось  $z_1$  перпендикулярна к плоскости симметрии и направлена вдоль правого крыла (рис. 3.40). Нетрудно видеть, что при таком расположении все оси координат являются главными центральными осями инерции самолета.

В отличие от осей скоростной системы они обозначаются буквами  $x_1, y_1, z_1$  и называются: ось  $Ox_1$  — продольной осью, ось  $Oy_1$  — нормальной осью и ось  $Oz_1$  — поперечной осью летательного аппарата.

Взаимное расположение осей связанной и скоростной систем координат определяется двумя углами (рис. 3.42): углом  $\beta$  [между направлением скорости центра тяжести и проекцией этой скорости на плоскость симметрии самолета (т. е. на плоскость  $x_1y_1$ ) и углом  $\alpha$  между проекцией вектора скорости  $V_{ц.т.}$  на плоскость симметрии и осью  $x_1$ . Угол  $\beta$  называется *углом скольжения*, угол  $\alpha$  — *углом атаки*.

Угол скольжения и угол атаки полностью определяют направление скорости центра тяжести, и наоборот, если известно направление  $V_{ц.т.}$ , то нетрудно определить угол атаки и угол скольжения.

Аэродинамическую силу  $R$  и аэродинамический момент  $M$  обычно раскладывают на составляющие по осям скоростной или связанной системы координат. В скоростной системе координат проекции силы  $R$  и момента  $M$  будем обозначать соответственно через  $X, Y, Z, M_x, M_y, M_z$ . В связанной системе координат проекции силы  $R$  и момента  $M$  будем обозначать соответственно через  $X_1, Y_1, Z_1, M_{x_1}, M_{y_1}, M_{z_1}$ . При этом во всех случаях за положительное значение (по знаку) момента относительно оси будем считать такой момент, который стремится повернуть самолет вокруг оси против хода часовой стрелки (см. рис. 3.40). При таком условии и принятом нами расположении скоростной и связанной систем координат момент, например, на пикирование, т. е. момент, который стремится уменьшить угол атаки самолета, будет считаться отрицательным, а момент, который стремится увеличить угол атаки, — положительным.

Введем, кроме того, обозначения для проекций силы  $R$  на направление, обратное положительному направлению оси  $x$  или оси  $x_1$ .

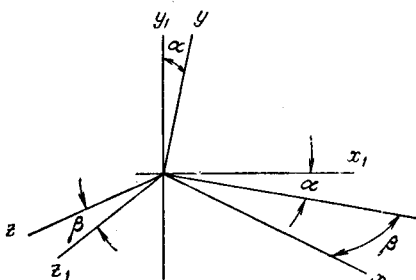


Рис. 3.42. Взаимное расположение связанной и скоростной систем координат определяется углом атаки  $\alpha$  и углом скольжения  $\beta$ .

В скоростной системе координат обозначим эту проекцию через  $Q$ , в связанной системе — через  $Q_1$ ; таким образом,

$$Q = -X, \quad Q_1 = -X_1.$$

Надобность в этих дополнительных обозначениях обуславливается тем, что для обычных условий горизонтального полета величины  $X$  и  $X_1$  получаются отрицательными по знаку и, следовательно,  $Q$  и  $Q_1$  будут положительными.

Проекция аэродинамической силы на оси скоростной системы координат имеют следующие названия. Проекция аэродинамической силы на направление, обратное направлению скорости полета ( $Q$ ), называется *силой лобового сопротивления*; проекция аэродинамической силы на направление, перпендикулярное к скорости полета и лежащее в плоскости симметрии летательного аппарата ( $Y$ ), называется *подъемной силой*<sup>1)</sup>. Третья проекция аэродинамической силы в скоростной системе координат ( $Z$ ) называется *боковой силой*.

В условиях нормального горизонтального полета подъемная сила является силой, поддерживающей летательный аппарат в воздушной среде. Следует обратить внимание на то, что здесь сила поддержания имеет динамическое происхождение. Она возникает лишь в *условиях движения* летательного аппарата относительно среды и в этом смысле противоположна статической подъемной силе, которая поддерживает, например, аэростаты в условиях покоя.

Отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению

$$k = \frac{Y}{Q}$$

называется *аэродинамическим качеством* летательного аппарата при данных условиях движения. Эта величина представляет собой тангенс угла наклона результирующей аэродинамической силы к направлению набегающего потока. В условиях нормального горизонтального полета, когда приближенно можно считать, что сила лобового сопротивления уравновешивается силой тяги  $T$ , а подъемная сила — весом самолета  $G$ , аэродинамическое качество равно отношению  $G/T$ , т. е. представляет собой полетный вес самолета, приходящийся на один килограмм тяги. Для лучших современных форм несущих поверхностей аэродинамическое качество при малых скоростях движения достигает величины 35—40, для самолетов 10—20, для удобообтекаемых тел вращения 3—5. При сверхзвуковых скоростях движения аэродинамическое качество имеет значительно меньшую величину; например, для несущих поверхностей оно равно 5—7.

<sup>1)</sup> В литературе США и английской лобовое сопротивление обозначается через  $D$  (Drag), а подъемная сила — через  $L$  (Lift). В немецкой литературе приняты обозначения: для лобового сопротивления  $W$  (Widerstand), для подъемной силы  $A$  (Auftrieb).

В связанной системе координат проекции аэродинамической силы  $R$  называются:  $X_1$  — продольной силой,  $Y_1$  — нормальной силой,  $Z_1$  — поперечной силой. Проекции аэродинамического момента  $M$  в той же системе координат называются  $M_{x1}$  — момент крена,  $M_{y1}$  — момент рысканья,  $M_{z1}$  — момент тангажа.

Если известны составляющие аэродинамической силы и аэродинамического момента в одной из систем координат, то, зная угол атаки  $\alpha$  и угол скольжения  $\beta$ , можно определить их составляющие в другой системе. Наиболее часто приходится от скоростной системы переходить к связанной. В простейшем случае, когда угол скольжения  $\beta = 0$ , формулы для перехода от проекций аэродинамической силы в скоростной системе к ее проекциям в связанной имеют вид (рис. 3.43):

$$Q_1 = Q \cos \alpha - Y \sin \alpha,$$

$$Y_1 = Q \sin \alpha + Y \cos \alpha,$$

$$Z_1 = Z.$$

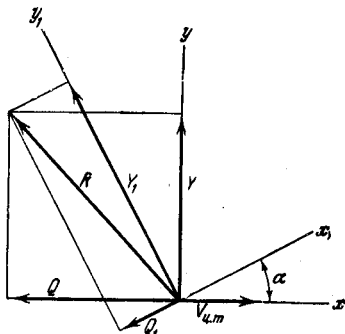


Рис. 3.43. Переход от скоростной системы к связанной.

Переходные формулы для проекций аэродинамического момента имеют вид:

$$M_{x1} = M_x \cos \alpha + M_y \sin \alpha,$$

$$M_{y1} = M_y \cos \alpha - M_x \sin \alpha,$$

$$M_{z1} = M_z.$$

Отсюда нетрудно получить формулы и для обратного перехода от связанной системы к скоростной.

## § 12. Основные формулы для аэродинамической силы и аэродинамического момента. Коэффициенты сопротивления

Выясним, какова зависимость между аэродинамической силой и основными величинами, характеризующими движущееся тело и среду (к таким величинам относятся размеры тела, скорость его движения, плотность среды и т. д.).

Запишем в математической форме определение аэродинамической силы как результирующей сил давления и сил трения, распределенных по поверхности тела. Выделим на поверхности тела  $\Sigma$  элементарную площадку  $d\Sigma$ . При движении тела в среде на нее будет действовать нормальная к площадке сила  $p d\Sigma$  и касательная к площадке сила  $\tau d\Sigma$ . Спроектируем эти силы на оси скоростной системы координат; проекция на ось  $x$  сил, приложенных к площадке  $d\Sigma$ , равна

$$[p \cos(\rho, x) + \tau \cos(\tau, x)] d\Sigma.$$