

происхождения которые, однако, как мы видели (§ 52), косвенно связаны с трением.

Для чисел Рейнольдса, малых в сравнении с единицей, коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  по закону Стокса при увеличении числа Рейнольдса убывает. При дальнейшем возрастании числа Рейнольдса уменьшение коэффициента лобового сопротивления все более замедляется в связи с проявлением инерции среды. В области чисел Рейнольдса порядка десятков тысяч коэффициент лобового сопротивления остается примерно постоянным (значения  $c_x$ , приведенные в конце предыдущего параграфа, относятся именно к этому интервалу чисел Рейнольдса, до  $Re \approx 100\,000 - 200\,000$ ).

В определенной области чисел Рейнольдса (для шара при  $Re$  от 200 000 до 300 000; для цилиндра при  $Re$  от 400 000 до 500 000) вдруг наступает резкое уменьшение коэффициента лобового сопротивления. Коэффициент лобового сопротивления уменьшается в три, четыре, пять раз, а затем при дальнейшем увеличении числа Рейнольдса вновь остается почти постоянным (рис. 114). Лобовое сопротивление в целом испытывает при этом также резкое уменьшение (рис. 115). Указанное явление носит название *кризиса*.

Кризис связан с резким изменением характера течения в слое жидкости (или газа), который прилежит к поверхности движущегося тела. Обратимся вновь к рис. 109 и 110. На этих рисунках показано, что «срыв вихрей» происходит в определенном месте движущегося тела. До места срыва вихрей обтекание изображено на упомянутых рисунках как ламинарное. При кризисе это ламинарное до места срыва вихрей обтекание превращается в турбулентное; в связи с этим место срыва вихрей смещается назад, и лобовое сопротивление резко уменьшается.

## § 55. Аэродинамические силы. Подъемная сила крыла и тяга самолета

Особенностью воздуха в сравнении с жидкостями является большая сжимаемость воздуха. Учитывая эту особенность и повторяя рассуждения, которые были приведены в § 49, при выводе уравнения Бернулли, можно получить видоизмененное уравнение Бернулли, в котором сжимаемость воздуха заранее предусмотрена (§ 133). Оказывается, однако, что при не слишком больших скоростях практически нет надобности прибегать к этому уточнению уравнения Бернулли. Действительно, пусть течение воздуха нарушено каким-нибудь телом. Скорость воздуха вблизи тела обозначим через  $v$ , а на достаточно большом расстоянии от него — через  $v_0$ . По теореме Бернулли разность давлений  $\Delta p$ , обусловленная разностью скоростей, равна:

$$\Delta p = p_0 - p = \frac{\rho}{2} (v^2 - v_0^2).$$

Пусть скорость воздуха вдали от тела  $v_0 = 0$ , а скорость близ него  $v = 100$  м/сек. Тогда разность давлений

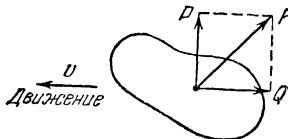
$$\Delta p = \frac{\rho v^2}{2} = \frac{0,13 \cdot 100^2}{2} = 650 \text{ кг/м}^2.$$

Если давление  $p_0$  невозмущенного потока есть атмосферное давление  $10\,333$  кг/м<sup>2</sup>, то  $\frac{\Delta p}{p} = 0,063$ , и по закону Бойля таково же сжатие воздуха. Следовательно, ошибка, которую мы совершим, считая в этом случае воздух несжимаемым, составит всего 6%. Скорость 100 м/сек есть скорость 360 км/час. Мы видим таким образом, что во многих приближенных расчетах, например в расчетах движения нескоростных самолетов, можно не учитывать сжимаемость воздуха и пользоваться простейшей формой уравнения Бернулли. Однако тот же рассмотренный нами пример показывает, что в расчетах движения скоростных самолетов пренебрегать

поправкой на сжимаемость воздуха недопустимо. Тем более эту поправку нужно учитывать в задачах баллистики (учения о полете снарядов), где приходится иметь дело со скоростями порядка 1000 м/сек.

Силы, действующие на движущиеся в воздухе тела, называют *аэродинамическими силами*.

Когда аэродинамическая сила  $F$  направлена под углом к движению, ее можно разложить на нормальную составляющую  $P$  и на тангенциальную составляющую  $Q$ , которая представляет собой лобовое сопротивление (рис. 116). Нормальная составляющая  $P$ , возникающая при движении самолетного крыла, является *подъемной силой*, поддерживающей самолет в воздухе.



Поперечное сечение крыла имеет характерную форму — так называемый *профиль Жуковского* (рис. 117).

Подъемная сила и лобовое сопротивление крыла возникают в результате взаимодействия с крылом вызванных его движением вихревых систем. Таких вихревых систем три:

1. *Вихревая пелена*, возникающая позади крыла, как и позади всякого тела (рис. 117). Существованием этой вихревой пелены и силами вязкости объясняется часть лобового сопротивления крыла — так называемое *профильное сопротивление*  $Q_p$ .

2. Скорость потока, обтекающего острую заднюю кромку крыла, имеет очень большую величину (рис. 118), поэтому в самом начале движения самолета тут возникает вихрь большой мощности — так называемый *разгонный вихрь* (рис. 119), который увлекается потоком, и после этого у задней кромки образуется точка срыва струй. А так как в замкнутой системе (крыло — воздух) момент вращения должен

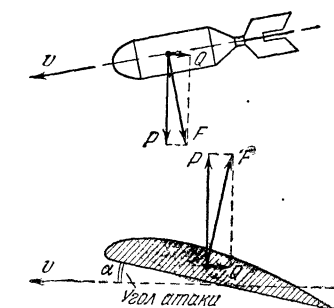


Рис. 116. Аэродинамические силы  $\alpha$  — угол атаки.

оставаться постоянным, то *вокруг крыла устанавливается окружное течение*  $B$  («циркуляция» воздуха), момент вращения которого равняется моменту вращения избыточного или разгонного вихря  $A$  (рис. 120). Это циркуляцион-

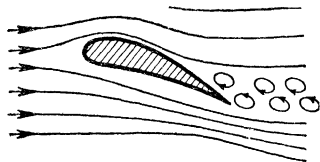


Рис. 117. Вихревая пелена позади несущей поверхности

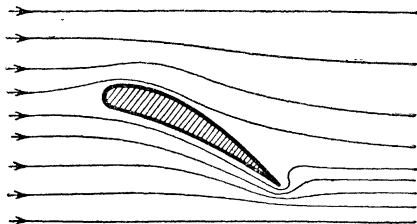


Рис. 118. Скорость воздуха у задней кромки крыла очень велика (на рисунке показано уплотнение линий тока).

ное течение складывается с течением воздуха навстречу крылу, в результате чего *скорость воздуха над крылом оказывается больше, чем под крылом* (рис. 121). На основании теоремы Бернулли давление должно быть больше там, где меньше скорость. Поэтому *под крылом образуется область повышенного давления, над крылом — пониженного*: на крыло действует некоторая *подъемная сила*  $P$ .

На рис. 122 изображено распределение областей с повышенным и пониженным давлением по крылу. Из этого рисунка видно, что подъемная сила обуславливается не столько давлением на нижнюю часть крыла, сколько сосущим действием воздуха на его верхнюю поверхность.

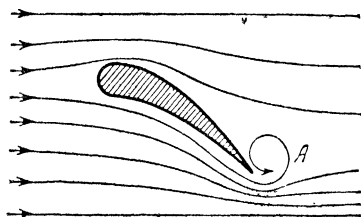


Рис. 119. В начале движения у задней кромки возникает «разгонный вихрь» А.

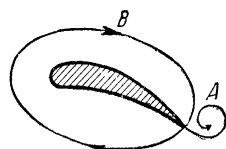


Рис. 120. Окружное течение вокруг крыла (присоединенный вихрь).

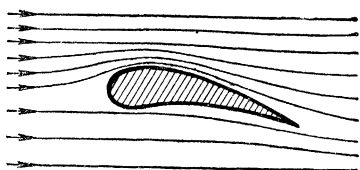


Рис. 121. Наложение циркуляции на встречный поток. Скорость воздуха, пропорциональная густоте линий тока, над крылом оказывается больше, чем под крылом.

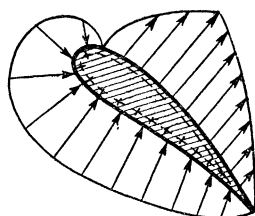


Рис. 122. Распределение давления на несущую поверхность.

3. Циркуляция вокруг крыла — несущий вихрь — не кончается у его концов, но сбегает с них. Кроме того, благодаря пониженному давлению над крылом воздух перетекает как показано на рис. 123, с нижней поверхности крыла на верхнюю. Это течение воздуха, складываясь со сбегавшим с концов крыла вихрем, образует позади крыла так называемые вихревые «уши», или *вихревые жгуты*. Работа, идущая на создание этих вихрей, обуславливает существование добавочного сопротивления  $Q_i$ , называемого *индуктивным сопротивлением* (рис. 124). Индуктивное сопротивление тем меньше, чем больше отношение длины крыла к его ширине, называемое удлинением крыла.

При больших скоростях движения сказывается затрата работы на волнообразование — *волновое сопротивление*.

Подъемная сила, как показывают опыт и теория пропорциональна квадрату скорости движения  $v$ , площади несущей поверхности самолета  $S$  и плотности воздуха  $\rho$ , т. е. аналогично формуле (10)

$$P = c_y \frac{\rho v^2}{2} S; \quad (17)$$

здесь  $P$  обозначает подъемную силу, а коэффициент  $c_y$  называют коэффициентом подъемной силы. Профильное, индуктивное и волновое сопротивление крыла вместе дают лобовое сопротивление  $Q$ :

$$Q = Q_p + Q_i + Q_{\text{волн}} = c_x \frac{\rho v^2}{2} S. \quad (18)$$

Коэффициент  $c_x$  есть коэффициент лобового сопротивления крыла. Величины коэффициентов  $c_x$  и  $c_y$  зависят от формы крыла и от его положения относительно потока — угла атаки (рис. 116).

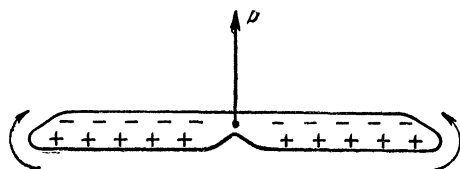


Рис. 123. Благодаря разности давлений воздух перетекает с нижней поверхности крыла на верхнюю.

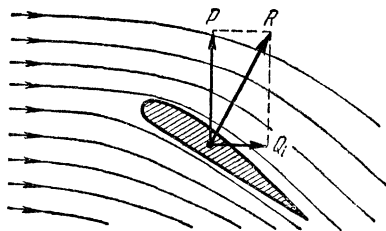


Рис. 124. Нормальное давление разлагается на подъемную силу и индуктивное сопротивление.

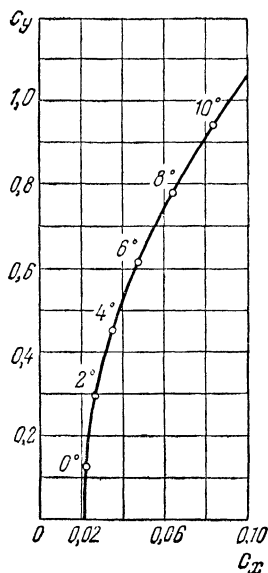


Рис. 125. Поляра самолета-истребителя конца второй мировой войны.

Теоретически коэффициент сопротивления  $c_x$  и коэффициент подъемной силы  $c_y$  могут быть вычислены для крыльев различной формы по формулам, предложенным Жуковским и Чаплыгиным, с достаточно большой степенью точности. Экспериментальным путем коэффициенты  $c_x$  и  $c_y$  определяют в аэродинамических лабораториях. С этой целью модель крыла обдувают в аэродинамической трубе. Результаты опыта часто изображают графически в виде так называемых *поляр* (рис. 125). По оси  $x$  откладывают коэффициент лобового сопротивления  $c_x$ , по оси  $y$  — коэффициент подъемной силы  $c_y$ .

Координаты точек на кривой соответствуют коэффициентам подъемной силы и лобового сопротивления при различных углах атаки. Имея полярю для какого-нибудь крыла и зная скорость движения самолета, можно определить подъемную силу и лобовое сопротивление, а также угол атаки  $\alpha$ , при котором отношение  $\epsilon = \frac{c_y}{c_x}$  — качество крыла — будет наибольшим. Для этого достаточно провести касательную к полярю из начала координат. На рис. 125  $c_x$  и  $c_y$  представляют собой коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы всего самолета, а не одного только крыла.

Для примера, пользуясь приведенной на рис. 125 полярой самолета, вычислим площадь крыла и мощность мотора, необходимые для полета самолета весом в 6 т на высоте 8000 м, со скоростью 630 км/час при наимыгоднейшем угле атаки.

Чтобы определить *наимыгоднейший* угол атаки, т. е. такой угол, при котором отношение подъемной силы к сопротивлению  $\frac{P}{Q} = \frac{c_y}{c_x}$  будет наибольшим, проводим

из начала координат касательную к поляре; для точки касания, которая, как легко сообразить, соответствует наибольшему

отношению  $\frac{c_y}{c_x}$ , получается:

$$\alpha_{\text{наив}} = 6^\circ, \quad c_y = 0,62, \quad c_x = 0,046.$$

При указанном угле атаки отношение подъемной силы к сопротивлению (это отношение назы-

вают *качеством самолета*)  $\epsilon =$

$$= \frac{0,62}{0,046} = 27,0. \quad \text{Принимая во}$$

внимание, что подъемная сила должна уравновешивать вес самолета  $P = G = 6000 \text{ кг}$ , находим необходимую площадь крыльев:

$$S = \frac{G}{c_y q}, \quad \text{где } q \text{ — скоростной на}$$

пор  $\left( q = \frac{\rho v^2}{2} \right)$ . На высоте 8000 м

весовая плотность воздуха  $\gamma = 0,525 \text{ кг/м}^3$ ; при скорости полета  $v = 630 \text{ км/час} = 175 \text{ м/сек}$

$$\text{скоростной напор } q = \frac{\rho v^2}{2} =$$

$$= \frac{\gamma v^2}{2g} = \frac{0,525 \cdot 175^2}{19,6} = 820 \text{ кг/м}^2$$

и, стало быть, необходимая площадь крыла  $S = \frac{6000}{0,62 \cdot 820} = 12 \text{ м}^2$ .

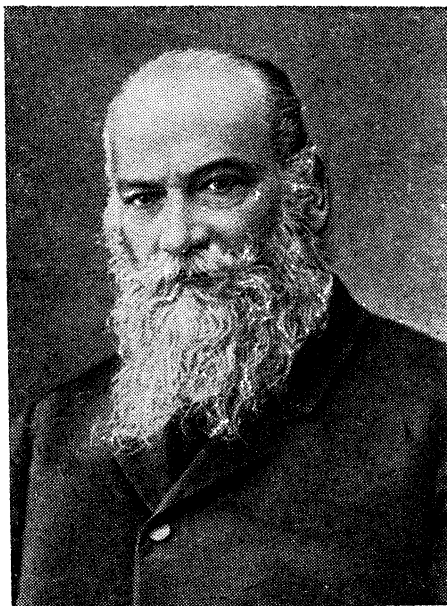
Сопротивление при указанной площади крыла можно вычислить по формуле (10); но, поскольку выше уже было определено качество самолета  $\epsilon = \frac{P}{Q}$ ,

а  $P = G$ , то можно вычислить  $Q$  прямо из соотношения  $Q = \frac{G}{\epsilon} = \frac{6000}{13,5} \approx 450 \text{ кг}$ .

Мощность мотора должна быть по меньшей мере такова, чтобы каждую секунду могла быть затрачена работа, равная произведению преодолеваемого сопротивления  $Q$  на перемещение самолета за 1 сек. Следовательно, необходимая мощность мотора при к.п.д. винта  $\eta = 70\%$  будет:

$$N = \frac{Qv}{75\eta} = \frac{450 \cdot 175}{75 \cdot 0,7} \approx 1500 \text{ л. с.}$$

Такой поршневой мотор весит около 1500 кг и расходует 500—600 кг бензина в час. Для повышения скорости в 1,5 раза (до 945 км/час) пришлось бы увеличить мощность и вес мотора в  $(1,5)^3 = 3,37$  раза; такой мотор с винтом весил бы почти столько же, как и весь самолет. Вследствие большой потребной мощности и боль-



Николай Егорович Жуковский  
(1847—1921)

шого веса поршневых двигателей винтомоторные самолеты никогда не могли достичь скорости в 800 км/час. Достижение больших скоростей затруднено и тем, что при увеличении скорости к. п. д. винта убывает.

Воздушный винт развивает тягу потому, что *винт отбрасывает назад некоторую массу воздуха*. Сила тяги винта при этом равна изменению количества движения воздуха за 1 сек.:  $F = m\Delta v$ . В результате работы винта перед ним создается пониженное давление позади него — повышенное, и воздух, засасываясь передней частью винта и отталкиваясь его задней частью, половину добавочной скорости приобретает перед пропеллером и половину — за ним. Поэтому скорость воздуха, обтекающего винт, равна  $v + \frac{\Delta v}{2}$ , где  $v$  — скорость поступательного движения винта и  $\Delta v$  — добавочная скорость, которую винт сообщает воздуху.

Мощность, потребляемая винтом, равна произведению силы тяги винта  $F$  на путь, проходимый им в 1 сек., т. е. на скорость движения винта относительно воздуха:  $N = F \left( v + \frac{\Delta v}{2} \right)$ .

Часть этой мощности  $Fv$ , называемая *полезной мощностью*, расходуется на поступательное движение винта, часть  $F \frac{\Delta v}{2}$  — *теряемая мощность* — на сообщение отбрасываемому воздуху кинетической энергии.

Отношение полезной мощности к затрачиваемой представляет собой к.п.д. винта  $\eta$ :

$$\eta = \frac{Fv}{F \left( v + \frac{\Delta v}{2} \right)} = \frac{1}{1 + \frac{1}{2} \frac{\Delta v}{v}}.$$

Чтобы развить известную тягу, винт должен каждую секунду отбрасывать либо большую массу воздуха  $M$  с малой скоростью  $\Delta v_1$ , либо малую массу  $m$  с большой скоростью  $\Delta v_2$ . (Тогда тяга будет  $F = M\Delta v_1 = m\Delta v_2$ .) Легко сообразить, что в первом случае кинетическая энергия, сообщаемая отброшенному воздуху,  $\frac{M\Delta v_1^2}{2}$ , будет меньше, чем во втором,  $\frac{m\Delta v_2^2}{2}$ ; поэтому *выгоднее пользоваться винтами большого диаметра и большого шага*.

Работа винта зависит также от формы лопасти. С аэродинамической точки зрения наивыгоднейшим будет винт большого диаметра с узкой лопастью, вращающийся с большой скоростью. Но соображения прочности не позволяют при постройке воздушных винтов идти в этом направлении слишком далеко.

Сила тяги винта используется на некоторых летательных аппаратах в качестве подъемной силы. Такие аппараты называются *вертолетами*, или *геликоптерами*. За последние годы создано много удачных конструкций вертолетов, винты которых приводятся в движение поршневыми, газотурбинными или реактивными двигателями. Вертолеты могут подниматься и опускаться вертикально и не нуждаются в оборудованных посадочных площадках.

Основоположником теории подъемной силы крыла самолета и теории тяги винта был Николай Егорович Жуковский. Им была установлена фундаментальная теорема, определяющая величину подъемной силы, и им же была установлена зависимость подъемной силы от геометрической формы профиля крыла. Теория подъемной силы при стационарном движении была создана также нашим соотечественником — акад. Сергеем Алексеевичем Чаплыгиным; он же является родоначальником теории составных крыльев. Чаплыгин первый (в 1902 г.) разработал метод учета влияния сжимаемости воздуха.