

**Основы аэродинамики. Основные
понятия и законы аэродинамики.
Причины возникновения подъемной
силы. Понятие о сжимаемости воздуха.**

**Лектор: ст.преподаватель
Ахметова С.Т.**

Цель лекции:

- Ознакомиться с предметом и задачами авиационной метеорологии, основами аэродинамики, изучить основные понятия и законы аэродинамики и причины возникновения подъемной силы, понятие о сжимаемости воздуха.

Авиационная метеорология - специализированная прикладная отрасль метеорологии, изучающая влияние метеорологических условий на авиационную технику и деятельность авиации, а также разрабатывающая теоретические и методические основы метеорологического обеспечения полетов.

- Аэродинамика - наука о законах движения воздуха и о механическом взаимодействии между воздушными потоками и телами, которые в нем находятся.
- Основная задача, которая решается аэродинамикой в интересах авиации, заключается в определении сил и моментов, действующих на самолет при различных условиях полета. Эти силы возникают за счет воздействия самолета или отдельных его частей на воздушный поток, изменяя как характеристики самой среды (воздуха), так и характеристики движения.
- Основными характеристиками, которые определяют физическое состояние воздуха, являются: давление, температура, плотность и его сжимаемость. Остальные характеристики воздуха являются производными от перечисленных выше и определяются математически.

Законы аэродинамики

- Уравнение состояния воздуха.

$$p V = R T ,$$

где V - удельный объем воздуха, а R - газовая постоянная.

Законы аэродинамики

- Уравнение неразрывности.

$$(\rho S V)_1 = (\rho S V)_2.$$

Здесь ρ - плотность воздуха,
 S - площадь сечения трубки и
 V - скорость воздуха в сечении.

$$\rho S V = \text{const}$$

Секундная масса воздуха, проходящего через любое сечение установившегося потока, есть величина постоянная. Таким образом, установлено, что большему сечению соответствует меньшая скорость потока, и наоборот.

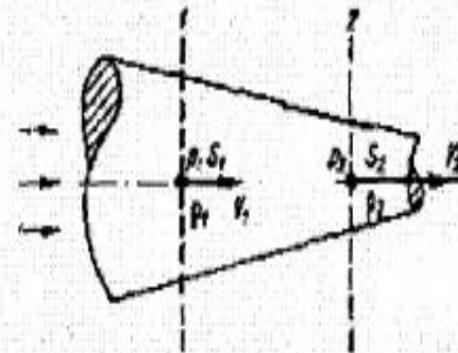


Рис. 1.1. Схема движения воздуха в трубке переменного сечения.

Законы аэродинамики

- **Уравнение (закон) Бернулли.**

По законам аэродинамики полное давление на уровне любого произвольного сечения складывается из двух частей: статического давления (p) - атмосферного давления на высоте полета и так называемого скоростного напора, который называется еще динамическим давлением и который равен $\rho V^2 / 2$.

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const.}$$

Большей скорости потока соответствует меньшее статическое давление, и наоборот .

Уравнение Бернулли позволяет объяснить физические процессы, приводящие к образованию аэродинамических сил на крыле самолета и несущем винте вертолета.

Причины возникновения подъемной силы

Хордой крыла называется отрезок прямой, соединяющий переднюю и заднюю точки профиля крыла. *Углом атаки крыла* (α) называется угол между хордой крыла и направлением скорости невозмущенного потока (рис. 1.2). Этот угол может быть положительным ($\alpha > 0$), отрицательным ($\alpha < 0$) или равняться нулю ($\alpha = 0$).



Рис. 1.2. Угол атаки крыла.

Первый случай: $\alpha = 0$ (рис. 1.3).

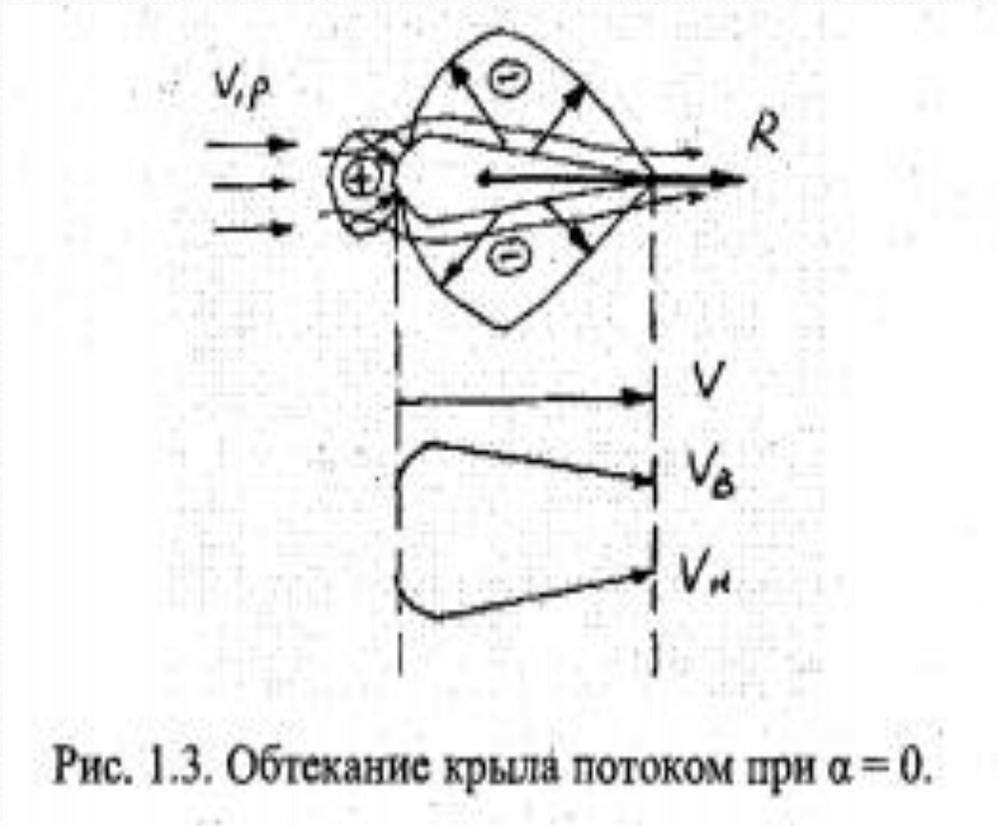


Рис. 1.3. Обтекание крыла потоком при $\alpha = 0$.

При таком обтекании ($\alpha = 0$) на крыло самолета будет действовать только сила R , которая возникает за счет увеличения давления на передней кромке крыла и направлена горизонтально. В этом случае подъемная сила не возникает, и самолет не летит.

Второй случай: $\alpha > 0$ (рис. 1.4).

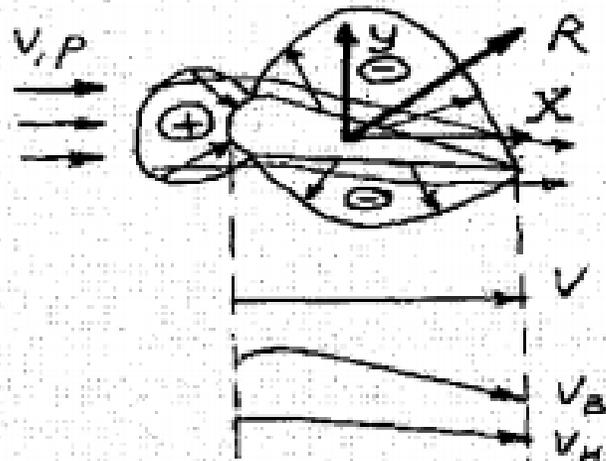


Рис. 1.4. Обтекание крыла потоком при $\alpha > 0$.

Во-первых, так как давление на нижней поверхности крыла больше, чем на верхней, то и сила давления снизу больше, чем сверху.

Во-вторых, при угле атаки $\alpha > 0$ возникает равнодействующая сил давления на верхнюю и нижнюю поверхности крыла R , которая направлена назад-вверх (рис. 1.4) и называется *полной аэродинамической силой*. Горизонтальная составляющая этой силы обозначается буквой X и называется *лобовым сопротивлением*, а вертикальная составляющая – буквой Y и называется *подъемной силой*.

Полную аэродинамическую силу и ее составляющие можно определить по эмпирическим формулам:

$$R = c_R S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1.5)$$

$$Y = c_y S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1.6)$$

$$X = c_x S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1.7)$$

где c_R , c_y , c_x – коэффициенты полной аэродинамической силы, подъемной силы и лобового сопротивления соответственно, S – площадь крыла в плане, $\rho V^2/2$ – скоростной напор.

Второй случай: $\alpha > 0$ (рис. 1.4).

- Таким образом, возникающая подъемная сила в буквальном смысле слова поднимает самолет в воздух, и он летит. Следовательно, для того чтобы самолет взлетел, нужен...воздух, нужны двигатели, которые обеспечивают Самолет у горизонтальное движение, и нужен ...самолет со специальной конструкцией крыла, которое обеспечивает разные скорости обтекания на его верхней и нижней поверхностях.

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{c_y}{c_x}.$$

Аэродинамические силы и коэффициенты для крыла и самолета в целом зависят от угла атаки. Эти зависимости обычно устанавливают экспериментально и представляют в виде графиков.

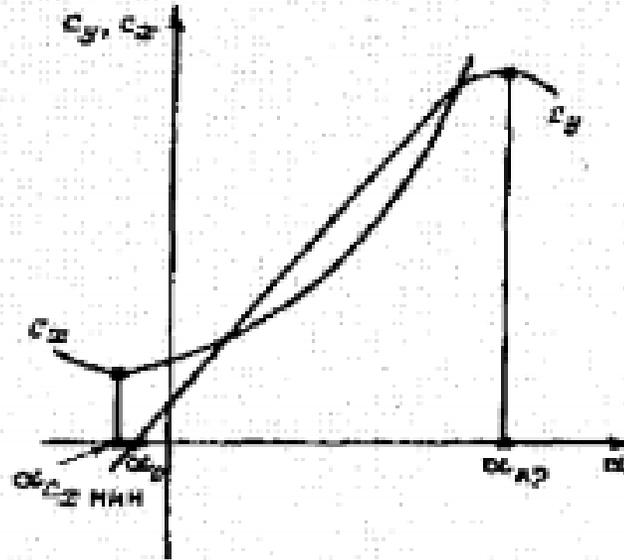


Рис. 1.5. Зависимость коэффициентов c_y и c_x от угла атаки α .

Зависимость коэффициента лобового сопротивления (c_x) от угла атаки также представлена на рис. 1.5. Из этого графика видно, что ни при каких углах атаки коэффициент c_x не равен нулю. Минимальное значение коэффициента лобового сопротивления наблюдается на угле атаки, близком к углу атаки нулевой подъемной силы.

Универсальной характеристикой, часто применяемой на практике, является зависимость коэффициентов c_y и c_x от угла атаки. Эта зависимость, представленная графически, получила название *поляры крыла самолета* (рис. 1.6). Каждой точке на кривой соответствуют значения c_y и c_x при определенном угле атаки.

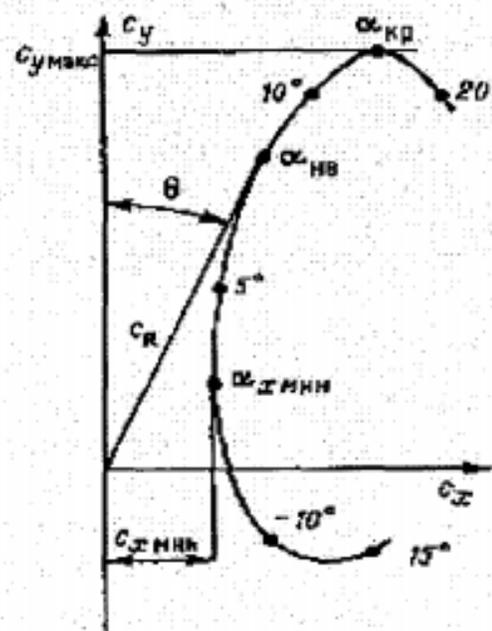


Рис. 1.6. Поляра крыла самолета.

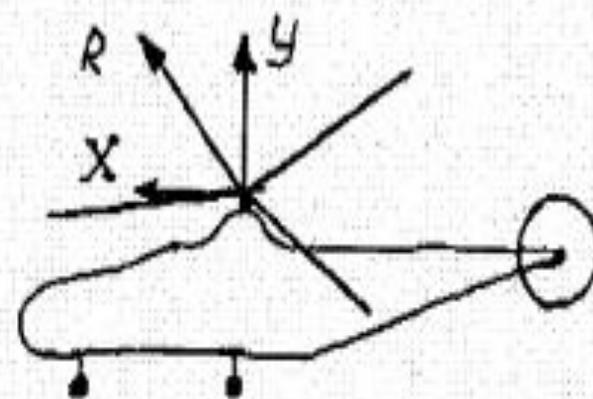


Рис. 1.7. Возникновение подъемной силы у вертолета.

Понятие о сжимаемости воздуха

Сжимаемостью воздуха называется изменение его плотности ($\Delta \rho$), происходящее при изменении давления (Δp). Следовательно, мера сжимаемости равна $\Delta \rho / \Delta p$.

$$p = \rho RT$$

$$p + \Delta p = (\rho + \Delta \rho)RT.$$

$$\Delta p = \Delta \rho RT \text{ или } \frac{\Delta \rho}{\Delta p} = \frac{1}{RT}.$$

Понятие о сжимаемости воздуха

Для воздуха сжимаемость при адиабатическом процессе меньше, чем при изотермическом, в 1,4 раза ($\chi = c_p/c_v$), т.е.

$$\frac{\Delta p}{\Delta \rho} = \frac{1}{\chi RT} = \frac{1}{1,4 \cdot 287T} = \frac{1}{400T} \quad (1.12)$$

Отсюда видно, что сжимаемость воздуха зависит только от его температуры: чем выше температура воздуха, тем меньше его сжимаемость.

$$a^2 = \Delta p / \Delta \rho.$$

$$a^2 = 400T, \quad a = 20\sqrt{T}.$$

$$M = \frac{V}{a}$$

несжимаемое	$0 < M < 0,5,$
сжимаемое	$0,5 < M < 0,8,$
околозвуковое	$0,8 < M < 1,2,$
сверхзвуковое	$1,2 < M < 5,0,$
гиперзвуковое	$M > 5,0.$

Список литературы:

- 1. Наставление по кодам. Том 1.1, ВМО №306, 1995, дополн. №5 (август 2005).
- 2. Богаткин О.Г. Основы авиационной метеорологии: учебник. / О.Г. Богаткин. – С-Пб.: РГГМУ 2010. – 339 с.
- 3. Сафонова Т.В. Авиационная метеорология: учеб. пособие/ Т.В. Сафонова. – Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2014. – 237 с.
- 4. Позднякова В.А. Практическая авиационная метеорология: учеб. пособие/ Уральский УТЦ ГА: Екатеринбург. 2010. – 113 с.
- 5. Богаткин О. Г. Практикум по курсу Основы авиационной метеорологии.
– С-Пб.: РГГМУ. 2009 г.

Спасибо за внимание!
