

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»

В.А. ФРОЛОВ

Как и почему появляется подъёмная сила на крыле самолёта

Научно-популярные материалы

САМАРА
2013

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	3
1 ПРЕДМЕТ АЭРОДИНАМИКИ	5
2 ПРИНЦИП ОБРАТИМОСТИ.....	6
3 ОСНОВНАЯ ФОРМУЛА АЭРОДИНАМИКИ	8
4 ФОРМУЛА ЖУКОВСКОГО О ПОДЪЁМНОЙ СИЛЕ	10
5 ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЁМНОЙ СИЛЫ ОТ УГЛА АТАКИ	14
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	16
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	17

ВВЕДЕНИЕ

Целью научно-популярных материалов является познакомить читающих с основами аэродинамики крыла, с причинами возникновения аэродинамической подъёмной силы. В первую очередь научно-популярные материалы предназначены для школьников и абитуриентов, желающих связать свою дальнейшую судьбу с профессией инженера по самолётостроению, готовящих себя для поступления в ВУЗ аэрокосмического профиля. Будущий студент должен знать какие проблемы ему предстоит изучить в период обучения в университете для того чтобы стать высококвалифицированным специалистом в области аэродинамики летательных аппаратов. «Как и почему возникает подъёмная сила на крыле самолёта?» – это один из ключевых вопросов аэродинамики самолётов. Вопрос этот не простой и, возможно, поиск ответа на этот вопрос и будет мотивацией абитуриента при выборе своей будущей специальности. В предлагаемых научно-популярных материалах не ставится задача дать исчерпывающий ответ на вопрос, поставленный в название. Брошюра направлена на освещение только некоторых основных физических аспектов, знакомство с которыми позволит школьнику и абитуриенту оценить те разделы физики и математики, которые будут востребованы при изучении предмета аэродинамики.

Автор данных материалов в течение многих лет читает курс «Аэродинамика самолёта» в Самарском государственном аэрокосмическом университете (национальном исследовательском университете) студентам факультета летательных аппаратов и курс «Вычислительные методы потенциальных течений» студентам механико-математического факультета Самарского государственного университета. Вопросы, рассмотренные в материалах, можно найти в пособии автора [1]. Рисунки с линиями тока (рисунки 2 и 3), представленные в брошюре, получены автором на основе математического моделирования потенциальных течений на компьютере в результате работы разработанной Фортран-программы. По мнению автора, данные материалы бу-

дуг полезны также студентам первого курса во время изучения учебной дисциплины «Введение в специальность».

1 ПРЕДМЕТ АЭРОДИНАМИКИ

Аэродинамика летательного аппарата (ЛА) – наука об общих законах движения воздуха и особенностях его течения при обтекании ЛА и его частей, о силах и моментах, действующих на ЛА и его части, о тепловом воздействии потока на ЛА.

Аэродинамика опирается на законы *физики*, механики и термодинамики. Использует достижения *математики* практически во всех её разделах. Особенно широко применяется аппарат дифференциального и интегрального исчисления. В аэродинамике исследователи имеют дело с физическими и математическими моделями. Из сказанного следует, что уже в школе следует обратить внимание на глубокое изучение таких предметов как *физика и математика*. В определённых разделах школьного курса физики имеются сведения об основах механики и термодинамики. В старших классах курс математики включает в себя основы дифференциального и интегрального исчисления.

Насколько важны аэродинамические исследования при создании нового самолёта? Приведём пример важности аэродинамических исследований. Считается, что **пятикратное** увеличение расходов на аэродинамические исследования являются выгодными, если это приводит к увеличению аэродинамического качества всего лишь **на 1%**. Понятие аэродинамического качества, которое было употреблено выше означает отношение подъёмной силы самолёта к его силе лобового сопротивления

$$K = \frac{Y_a}{X_a},$$

где Y_a – подъёмная сила, H ; X_a – сила лобового сопротивления, H .

Можно сказать, что аэродинамическое качество это критерий совершенства летательного аппарата. Чем выше аэродинамическое качество, тем более совершеннее (более изящно спроектирован ЛА) конструкция ЛА.

2 ПРИНЦИП ОБРАТИМОСТИ

Принцип обратимости лежит в основе аэродинамических исследований. Согласно этому принципу воздействие воздушного потока на неподвижное тело равносильно воздействию неподвижного потока на движущееся в ней тело. Таким образом, можно изучать силовое взаимодействие воздушной среды на ЛА путём придания воздуху скорости ЛА, а аппарат при этом оставаться неподвижным. Этот принцип обратимости используется, как в математических, так и в экспериментальных исследованиях. Так выполнение этого принципа в аэродинамических исследованиях в аэродинамической трубе (АДТ) заключается в создании воздушного потока, а модель ЛА закрепляется на аэродинамических весах и часто остаётся неподвижной во время эксперимента. Обратимость потока упрощает изучение законов движения среды. Принцип обратимости заключается в утверждении, что для ЛА, движущегося с постоянной поступательной скоростью в неподвижной воздушной среде силовое и тепловое воздействие со стороны среды равносильно силовому и тепловому воздействию для случая остановленного ЛА и двигающегося воздуха. При этом движущийся воздух имеет скорость равную по величине и обратную по направлению поступательной скорости ЛА.

Таким образом, в курсе аэродинамики самолёта мы имеем дело с движущимся воздухом, поэтому крайне важно изучить законы его движения. Не будем заниматься в данных материалах описанием этих законов, поскольку популярный характер брошюры не позволяет прибегать к математическим выкладкам. Укажем только на важное обстоятельство вывода основных уравнений движения воздуха – в основе этого вывода лежит второй закон Ньютона, который утверждает, что произведение массы тела на его ускорение равно силе, действующей на данное тело. Таким образом, ещё раз можно подчеркнуть важность изучения законов механики, входящих составной частью в курс физики. Ещё одно замечание, на которое следует обратить внимание,

законы движения воздуха подчиняются ньютоновским законам механики, т.е. аэродинамика как наука основывается на *ньютоновской механики*.

3 ОСНОВНАЯ ФОРМУЛА АЭРОДИНАМИКИ

Основная формула аэродинамики это представление аэродинамической силы как произведение трёх сомножителей: коэффициента аэродинамической силы, скоростного потока и характерной площади. Таким образом, например, подъёмная сила записывается следующей формулой:

$$Y_a = c_{ya} \cdot q_\infty \cdot S, \quad (1)$$

где c_{ya} – коэффициент подъёмной силы (величина безразмерная);

$$q_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}, \text{ Па}$$

есть скоростной напор, ρ_∞ – плотность воздуха, кг/м^3 ; V_∞ – скорость полёта самолёта или в обращённом движении скорость набегающего потока воздуха, м/с . Нижний индекс ∞ означает, что параметр выбирается на бесконечности, т.е. вдали перед ЛА; S – площадь крыла в плане, м^2 .

Последние две формулы указывают, что подъёмная сила пропорциональна плотности воздуха и площади крыла, а также **пропорциональна квадрату скорости**. Таким образом, изменение скорости полёта ЛА существенно будет влиять на величину подъёмной силы. Это обстоятельство сказывается при смене режима полёта самолёта. Обычно, например, пассажирский самолёт совершает полёт, проходя последовательно три основных режима: режим взлёта, крейсерский режим и режим посадки. Крейсерским режимом называется режим полёта с постоянной скоростью на определённой высоте от поверхности земли. Высота и скорость крейсерского режима выбираются из условия обеспечения максимальной экономии топлива во время крейсерского режима полёта.

Очевидным условием полёта ЛА является равенство подъёмной силы весу самолёта

$$Y_a = G, \quad (2)$$

где $G = m \cdot g$ – вес самолёта, H (m – масса самолёта, кг ; $g \approx 9,8$ – ускорение

свободного падения, м/с^2).

Если принять для анализа в формуле (1) плотность воздуха и площадь крыла постоянными величинами, то для выполнения условия (2) на разных режимах полёта, когда скорость полёта изменяется, остаётся только одно изменять величину коэффициента подъёмной силы. Например, на режиме посадки скорость полёта V_∞ уменьшается до предельной скорости $V_{\text{нос}} \ll V_{\text{крей}}$. Чтобы выполнить условие (2) необходимо увеличить коэффициент подъёмной силы c_{ya} . На самолётах это увеличение обеспечивается за счёт механизации крыла, применением закрылков и предкрылков. Можно, конечно, подъёмную силу изменять и за счёт изменения площади крыла. Такой способ изменения подъёмной силы широко используется птицами, например, сокол во время атаки уменьшает площадь крыльев, подживая их к туловищу, тем самым уменьшает сопротивление и увеличивает скорость полёта. А непосредственно перед захватом добычи крылья расправляет, увеличивая их площадь и тем самым увеличивая подъёмную силу. Способ изменения площади крыла для увеличения подъёмной силы в самолётостроении использовался на отдельных экспериментальных конструкциях самолётов, но широкого применения этот способ не нашёл из-за увеличения веса конструкции такого крыла. Однако, в будущем вполне возможно, что способ увеличения подъёмной силы крыла за счёт увеличения его площади найдёт применение на ЛА.

4 ФОРМУЛА ЖУКОВСКОГО О ПОДЪЁМНОЙ СИЛЕ

Выдающийся русский учёный Николай Егорович Жуковский (рисунок 1) получил простую формулу для подъёмной силы

$$Y_a = -\rho \cdot |V_\infty| \cdot \Gamma, \quad (3)$$

где ρ – плотность воздуха, $кг/м^3$; V_∞ – скорость полёта самолёта или в обратном движении скорость набегающего потока воздуха, $м/с$; Γ – циркуляция скорости, $м^2/с$.



Николай Егорович
Жуковский
(1847—1921)

Рисунок 1 – Портрет Н.Е. Жуковского

Как видно из формулы (3) подъёмная сила возникает только при наличии движения крыла в среде, имеющей некоторую плотность. Ключевой характеристикой, приводящей к возникновению подъёмной силы, является циркуляция скорости Γ . Циркуляция скорости это контурный интеграл

$$\Gamma = \oint V_s ds.$$

Контурный интеграл это такой интеграл, в котором путь интегрирования представляет собой некоторый контур. В случае крыла этот контур является замкнутым и охватывающим сечение крыла, как показано на рисунке 2.

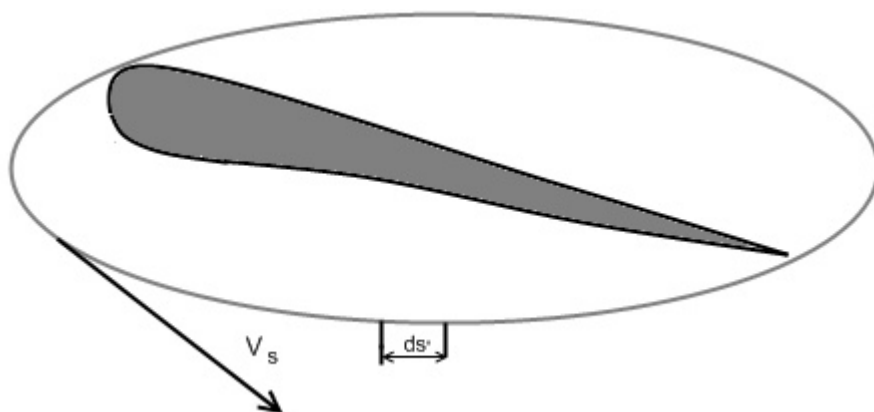


Рисунок 2 – К определению циркуляции скорости

Итак, главным фактором, определяющим подъёмную силу, является наличие циркуляции скорости вокруг сечения крыла. Именно вокруг сечения крыла, поскольку из величин циркуляций для каждого сечения крыла складывается общее распределение циркуляции по размаху крыла. Вот почему важно понять наличие циркуляции вокруг сечения крыла. Сечение крыла в аэродинамике называют ещё профилем крыла. На рисунке 2 контур, залитый серым цветом, есть профиль крыла.

Вычисление контурного интеграла можно разбить на две части по верхней поверхности профиля и по нижней поверхности профиля, но направление интегрирования должно сохраняться, например, по часовой стрелки для всего контура. Нетрудно понять, что если распределение скорости по верхней и по нижней поверхности будет одинаково, но знаки будут разные, поскольку направление обхода контура одинаково для обеих поверхностей, то суммарная величина циркуляции будет равна нулю и, следовательно, подъёмная сила не возникнет. Одинаковое распределение скоростей по нижней и верхней поверхности будет иметь место, например, для симметричного профиля, обтекаемого потоком воздуха под нулевым углом атаки. Пример такого случая показан на рисунке 3. Синими линиями показаны, так называемые линии тока, линии вдоль которых двигаются частицы воздуха.

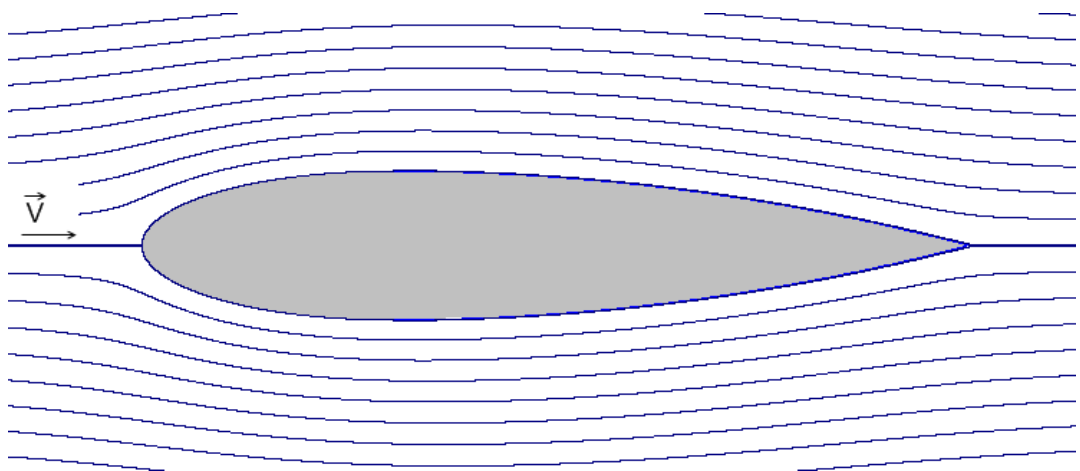


Рисунок 3 – Линии тока при обтекании симметричного профиля под нулевым углом атаки

Если оставить симметричный профиль, но пусть поток на него уже набегаёт под углом атаки, отличным от нуля, то картина обтекания изменится (рисунок 4). В этом случае распределение скорости по верхней и нижней поверхностям не будет совпадать, а, следовательно, суммарная циркуляция, определяемая интегралом будет отлична от нуля, что и приведёт к наличию подъёмной силы профиля.

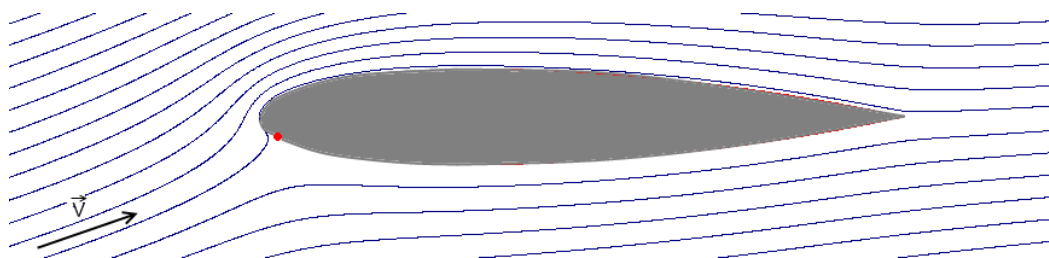


Рисунок 4 – Линии тока при обтекании несимметричного профиля под углом атаки

К аналогичному результату приведёт обтекание несимметричного профиля под нулевым углом атаки. Различное распределение скорости по верхней и нижней поверхности профиля объясняется тем, что на нижней поверхности имеется точка торможения потока, которая на верхней поверхности отсутствует. На рисунке 4 эта точка показана красной точкой. Точкой торможения называется такая точка на поверхности профиля, в которой модуль скорости равен нулю. Если жидкая частица попадает в эту точку, то в дальнейшем она перестает двигаться, т.е. частица полностью затормаживается (останавливается). Для несимметричного профиля на различное распределение скорости по верхней и нижней поверхностям ещё влияет различие в дли-

нах дуг верхней и нижней поверхности. Таким образом, можно утверждать, что симметричного профиля при нулевом угле атаки подъемная сила всегда будет равна нулю, а для несимметричного профиля при нулевом угле атаки всегда будет отлична от нуля.

5 ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЁМНОЙ СИЛЫ ОТ УГЛА АТАКИ

Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки определяется формулой

$$C_{ya} = C_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0), \quad \alpha \ll 1,$$

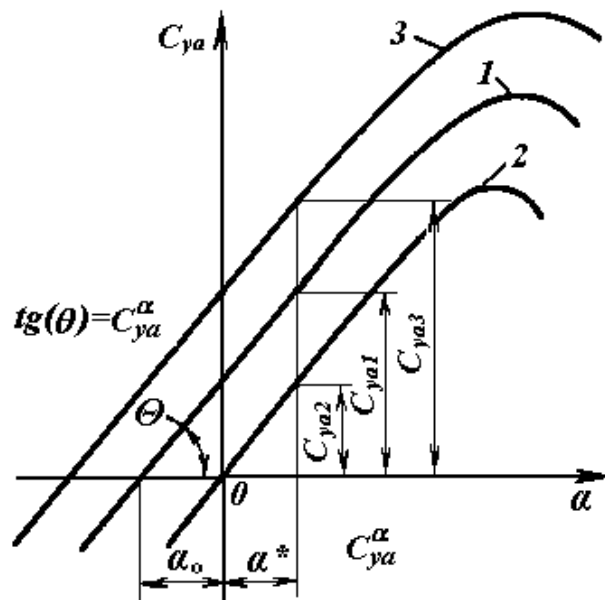
где $C_{ya}^{\alpha} = \frac{dC_{ya}}{d\alpha}$ – производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки,

$1/\text{град}$; α – угол атаки, град ; α_0 – угол атаки нулевой подъёмной силы, град .

Углом атаки называется угол между проекцией вектора скорости на плоскости симметрии крыла и плоскостью хорд. Для профиля это угол между вектором скорости и хордой профиля. Хордой профиля называется кратчайшее расстояние передней и задней кромками профиля. Угол атаки нулевой подъёмной силы это угол атаки, при котором подъёмная сила равна нулю. Условие $\alpha \ll 1$ означает малую величину угла атаки по сравнению с углом в 1 рад . Пределы линейного характера подъёмной силы зависят от формы профиля. Обычно линейный характер зависимости сохраняется до $10\text{-}15 \text{ граду-сов}$. Типовые зависимости коэффициента подъёмной силы для профилей с разной вогнутостью показаны на рисунке 5. Под вогнутостью профиля понимают отношение максимального прогиба срединной линии профиля к его хорде (рисунок 6)

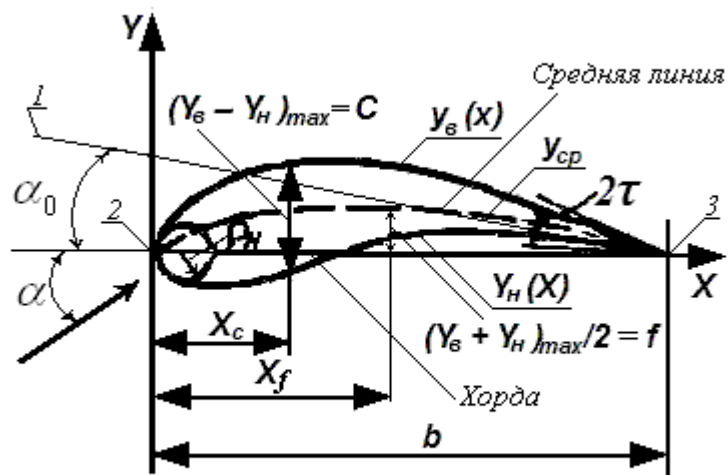
$$\bar{f} = \frac{f}{b}.$$

Появление подъёмной силы даже при нулевом угле атаки у несимметричных профилей за счёт вогнутости профиля лежит в основе создания дополнительной подъёмной силы у крыла на режимах взлёта и посадки. Искривление средней линии профиля достигается применением механизации по передней и по задней кромкам крыла.



- 1 - профиль с положительной вогнутостью \bar{f}_1 ;
- 2 - симметричный профиль $\bar{f}_2=0$;
- 3 - профиль с увеличенной вогнутостью $\bar{f}_3 > \bar{f}_1$.

Рисунок 5 – Типовые зависимости коэффициента подъёмной силы профиля от угла атаки



- 1 - линия нулевой подъёмной силы;
- 2 - передняя кромка профиля (носок);
- 3 - задняя кромка профиля

Рисунок 6 – Геометрические характеристики профиля

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В электронных научно-популярных материалах рассмотрены причины возникновения аэродинамической подъёмной силы

Научно-популярный контент предназначен для помощи школьникам и абитуриентам в изучении основного вопроса аэродинамики: «Как создаётся подъёмная сила на крыле самолёта?».

Предполагается, что изложенное в электронном контенте поможет абитуриентам и школьникам более осознано подойти к выбору своей будущей специальности.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 *Фролов, В. А.* Аэродинамические характеристики профиля и крыла: учеб. пособие для вузов по специальности «Самолётостроение»/ *В. А. Фролов.* – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 48 с.