

ABOUT THE FUNDAMENTAL THEOREM OF AERODYNAMICS



ОБ ОСНОВНОЙ ТЕОРЕМЕ АЭРОДИНАМИКИ





Georgy I. KARACHEVSKY,
Cand. Sci. (Tech), Senior Researcher of the Central
Research Institute of the Air Force of Russian Defence
Ministry, Shchyolkovo-3, Russia,
gkarachevski@mail.ru

Георгий Иванович КАРАЧЕВСКИЙ,
кандидат технических наук, старший научный
сотрудник Центрального научно-исследовательского
института военно-воздушных сил Минобороны
России, Щелково-3, Россия,
gkarachevski@mail.ru

ABSTRACT | The fundamental theorem of aerodynamics (the Kutta-Joukowski theorem) used for the calculation of airfoil lift is one of the basic in modern aerodynamic theory. The article shows that the improvement of airfoil lift and drag analytic formulae which express this theorem is possible and reasonable. In particular, new formulae derived prove that all finite and infinite wings cause induced drag from lift. The known aerodynamic theory denies such drag as far as all infinite wings are concerned.

Keywords: *aerodynamic theory, airfoil lift, Newton's law, induced drag, D'Alembert's paradox, the law of conservation of energy, circulation of speed, downwash of flow*

АННОТАЦИЯ | Одним из базовых положений существующей аэродинамической теории является основная теорема аэродинамики (теорема Кутта — Жуковского) о подъемной силе несущего профиля крыла. В статье представлено аргументированное обоснование возможности и целесообразности существенно уточнить аналитические формулы подъемной силы и аэродинамического сопротивления несущего крыла, выражающие эту теорему. Выведенные новые формулы, в частности, подтверждают, что индуктивное сопротивление, связанное с подъемной силой, создают все несущие крылья как конечного, так и бесконечного размахов. Известная аэродинамическая теория принципиально отрицает наличие подобного сопротивления у всех несущих крыльев бесконечного размаха.

Ключевые слова: *аэродинамическая теория, подъемная сила, законы Ньютона, индуктивное сопротивление, парадокс Эйлера – Даламбера, закон сохранения энергии, циркуляция скорости, скос потока воздуха*

ВВЕДЕНИЕ

Аэродинамика — прикладная наука. Она является научной основой для создания всех типов летательных аппаратов (ЛА), осуществляющих полеты в пределах земной атмосферы. Поэтому современные высокие темпы развития такой авиационной техники создают устойчивое ощущение, что в данной области механики все должно быть изучено и апробировано достаточно детально и, соответственно, искать там какие-либо существенные инновационные идеи бессмысленно.

Однако результаты многолетних комплексных исследований, выполненных в Центральном НИИ ВВС Министерства обороны России, убедительно показывают, что это ощущение не отражает реальной ситуации, поскольку известная базовая аэродинамическая теория в действительности недостаточно совершенна и требует основательной доработки. В частности, удалось теоретически выявить и экспериментально подтвердить, что существующая теория не обеспечивает возможность с необходимой точностью (то есть с допустимыми погрешностями не более ~ 10...15%) моделировать и определять картину и параметры потока воздуха около обтекаемых им любых материальных тел практически во всем дозвуковом диапазоне относительных скоростей. В силу этой особенности являются несогласованными с практикой и фундаментальными законами механики и те интегральные характеристики, которые выражают силовое взаимодействие воздушного потока с обтекаемыми им телами. К примеру, не соответствуют закону сохранения энергии основная теорема аэродинамики о подъемной силе профиля крыла (то есть крыла бесконечного размаха), а также наиболее известный аэродинамический парадокс Эйлера — Даламбера об отсутствии сопротивления материальных тел, не связанного с влиянием вязкости воздуха.

С целью устранения подобных принципиальных недостатков известной теории и повышения эффективности прикладных исследований, ведущим автором проводимых исследований разработана новая научная гипотеза и осуществлена ее опытная апробация [1, 5]. Все полученные результаты соответствующих сравнительных оценок — положительные. Кроме того, в ходе этих

исследований теоретически обоснована и экспериментально подтверждена ранее не установленная закономерность, которая еще в 1991 году была заявлена в Госкомитет по изобретениям и открытиям для регистрации ее в качестве научного открытия в области механики (приоритетный документ № 12109 от 12.02.1991). Однако в силу целого ряда объективных, а также и субъективных причин это открытие до сих пор остается незарегистрированным и при осуществлении прикладных исследований практически никак не учитывается. Но при этом вполне очевидно, что во всех реальных процессах данная закономерность продолжает действовать и оказывать определенное влияние как на параметры потока воздуха, так и на интегральные характеристики его силового взаимодействия с обтекаемыми телами. Ниже кратко представлены некоторые новые результаты проведенных исследований, которые касаются двух основных характеристик аэродинамической науки, то есть подъемной силы и аэродинамического сопротивления материальных тел, обтекаемых потоком воздуха.

Основная теорема аэродинамики о подъемной силе профиля крыла, а также наиболее известный аэродинамический парадокс Эйлера — Даламбера об отсутствии сопротивления материальных тел, не связанного с влиянием вязкости воздуха, не соответствуют закону сохранения энергии.

ПОДЪЕМНАЯ СИЛА НЕСУЩИХ ТЕЛ

Подъемная сила несущего (то есть создающего такую силу) материального тела (\mathbf{Y}_a) — это направленная по нормали к невозмущенному потоку воздуха составляющая суммарной аэродинамической силы, действующей в виде распределенной нагрузки на всю внешнюю поверхность такого тела со стороны непрерывно обтекающих его все новых и новых локальных воздушных масс.

Для удобообтекаемых материальных тел типа крыла, лопасти винта и др., предназначенных, главным образом, именно для создания подъемной силы, данное понятие является основной интегральной

характеристикой, выражающей возможный диапазон их силового взаимодействия с обтекающими воздушными массами. Трактовка основных особенностей данной характеристики за время существования аэродинамической науки изменилась незначительно. В рамках известной теории эти особенности принято объяснять и учитывать следующим образом.

Во-первых, это понятие принято рассматривать и количественно оценивать применительно в основном, к несущим телам типа «крыло», имеющим острую заднюю кромку, на которой местная скорость воздушного потока имеет ко-

нечную величину и бесрывной (плавный) характер течения. Данное условие, называемое «постулатом Чаплыгина — Жуковского», предопределяет, по существу, величину создаваемой таким крылом подъемной силы на каждом конкретном сочетании его угла атаки и относительной скорости воздушного потока.

Во-вторых, величину и направление этой силы принято аналитически выражать с помощью основной теоремы аэродинамики (называемой также теоремой Н. Е. Жуковского или Кутта — Жуковского). В соответствии с этой теоремой величина подъемной силы несущего профиля крыла (крыла бесконечного размаха) может быть выражена с помощью следующей формулы [6]:

$$Y_a = \rho V_\infty \Gamma l, (1)$$

где ρ — плотность воздуха;

V_∞ — относительная скорость невозмущенного потока;

Γ — циркуляция скорости вдоль замкнутого цилиндрического контура вокруг присоединенного вихря или системы вихрей, условно заменяющих несущий профиль крыла;

l — длина (размах) участка такого профиля, на котором оценивается величина создаваемой подъемной силы.

В отношении этой формулы следует заметить, что изначально она выведена для условий некоторой гипотетической сплошной (то есть имеющей немолекулярную структуру), идеальной (то есть не вязкой и не обладающей свойствами переноса массы и энергии) и несжимаемой (то есть имеющей одинаковую и неизменную во всех точках пространства местную плотность) среды. Реальный воздух, как известно, ни одним из указанных свойств в действительности не обладает. Тем не менее в практике прикладных исследований эта формула в том же виде используется практически во всем диапазоне дозвуковых скоростей потока воздуха на основании предположения о том, что вносимые физическими свойствами реального воздуха погрешности пренебрежимо малы.

В-третьих, в соответствии с известной теорией принято считать, что во всех реальных аэродинамических процессах основной причиной появления подъемной силы несущих крыльев является именно циркуляция скорости (Γ), причем

сама эта циркуляция появляется под действием завихренности, то есть определенной системы минивихрей воздушного потока, проходящего через зону пограничного слоя. Кроме того, предполагается, что величина (интенсивность) такой циркуляции скорости не зависит от формы и размеров выбранного жидкого контура и остается равной суммарному напряжению всех охватываемых им присоединенных вихрей.

Причинно-следственные взаимосвязи реальных аэродинамических процессов, связанные с понятием «подъемная сила», в рамках разработанной новой теории представляются существенно по-иному [1, 4, 5].

Прежде всего, учитывается подтверждаемое практикой предположение о том, что при выполнении определенных условий подъемную силу способны создать практически все твердые (а также и гибкие) материальные тела любых форм и размеров. В частности, подобную силу

создают такие необычные по внешней форме тела, как круглый цилиндр, шар или даже обычный булыжник, если в процессе своего движения относительно воздуха в целом они одновременно вращаются вокруг своей оси.

Кроме того, важно заметить, что при анализе основных особенностей подобных аэродинамических процессов и выводе обобщающей формулы подъемной силы несущих тел используется постулируемое положение о возможности протекания всех этих процессов только в полном соответствии с базовыми фундаментальными законами механики, то есть с первым, вторым и третьим законами Ньютона, а также законами сохранения массы и энергии. В частности, в тех случаях, когда несущее тело перемещается относительно неподвижного в целом воздуха, действие указанных законов проявляется следующим образом.

Любое подобное тело с помощью своей внешней поверхности оказывает распределенное асимметричное силовое воздействие на непрерывно обтекающие его с разных сторон все новые и новые локальные воздушные массы. Сам возмущаемый таким образом воздушный поток меняет при этом исходное направление своего относительного движения и отклоняется в сторону, противоположную создаваемой телом подъемной силе. Данный динамический процесс силового взаимодействия между воздушными массами и несущим телом можно выразить с помощью формулы, соответствующую

Подъемную силу способны создать круглый цилиндр, шар или даже обычный булыжник, если в процессе своего движения относительно воздуха они одновременно вращаются вокруг своей оси.

щей второму закону Ньютона и имеющей следующий вид:

$$\vec{F} = m \vec{a}, \quad (2)$$

где \vec{F} — суммарный вектор распределенных сил, действующих со стороны поверхности несущего тела на обтекающие его массы воздуха в направлении, противоположном создаваемой им подъемной силе;

m — масса возмущенного воздуха, непосредственно участвующего в создании подъемной силы;

\vec{a} — вектор усредненного ускорения данной массы воздуха в том же направлении.

В соответствии с третьим законом Ньютона сами эти воздушные массы действуют при этом на обтекаемое ими тело с силой, равной по величине указанной силе \vec{F} , но противоположно ей направленной. Именно эта сила реакции со стороны движущихся воздушных масс представляет собой подъемную силу (Y_a) несущего тела. Следовательно, ее можно выразить такой формулой:

$$Y_a = -\vec{F} = -m \vec{a}, \quad (3)$$

Отрицательный знак в правой части формулы показывает, что ускорение (а также и возмущенная составляющая скорости) движения находящихся за несущим телом воздушных масс направлено в сторону, противоположную создаваемой им подъемной силе.

Величину создаваемой несущим телом подъемной силы можно выразить и с помощью следующей, выведенной автором новой аналитической формулы [1, 4, 5]:

$$Y_a = \rho V_\infty \Gamma / (1 - M^2/2), \quad (4)$$

где M — число невозмущенного потока воздуха;
 Γ — напряжение присоединенного вихря.

Остальные обозначения соответствуют тем параметрам, которые присутствуют в приведенной выше формуле Н. Е. Жуковского.

Приведенная новая формула подъемной силы несущих тел отличается от этой известной формулы подъемной силы несущего профиля крыла по следующим двум признакам:

— во-первых, наличием дополнительного множителя в скобках, который выражает зависимость такой силы от числа M , то есть влияния свойства сжимаемости реального воздуха;

— во-вторых, тем, что символ „ Γ “ в новой формуле означает величину напряжения присоединенного вихря (или сумму напряжений всех подобных вихрей, находящихся внутри выбранного жидкого контура и условно заменяющих несущее тело), а в известной формуле Н. Е. Жуковского —

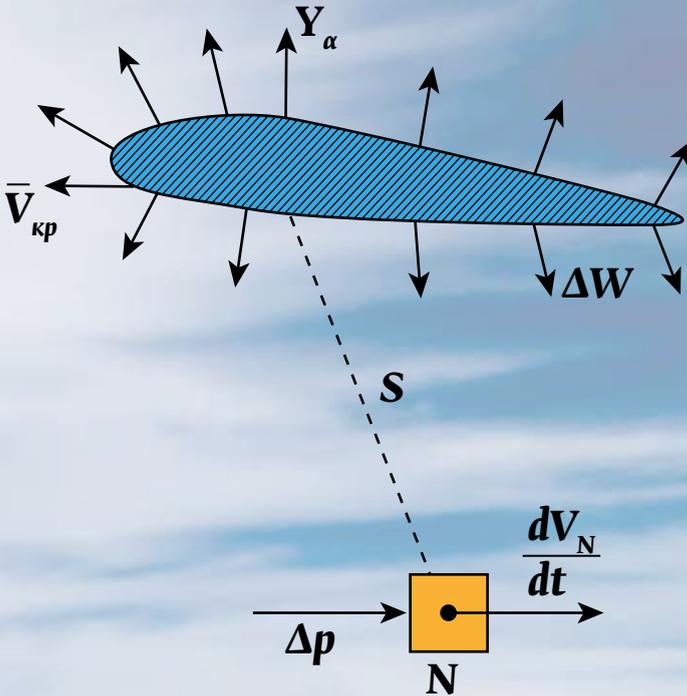
величину циркуляции скорости вдоль произвольного замкнутого цилиндрического контура вокруг такого вихря (вихрей).

В отношении второго из указанных признаков следует заметить, что в наиболее общем случае (то есть при условии $M \neq 0$) указанные характеристики (то есть напряжение присоединенного вихря и циркуляция скорости вокруг него) не равны друг другу. Однако они становятся равными между собой, если принять гипотетическое допущение о несжимаемости воздуха (то есть условие $M=0$ независимо от величины V_∞). Следовательно, нетрудно установить, что формула (теорема) Н. Е. Жуковского представляет собой частный вариант новой формулы подъемной силы несущих тел для случаев применения подобного упрощающего допущения.

А по поводу причинно-следственных взаимосвязей между понятиями «циркуляция скорости» и «подъемная сила несущего тела» необходимо сделать следующее уточнение. Во всех реальных аэродинамических процессах, происходящих при дозвуковых скоростях воздушного потока, эффект циркуляции скорости вокруг несущих тел действительно всегда имеется и заметно проявляется. Этот эффект характеризует уровень энергообмена между такими телами и обтекающими их воздушными массами, что происходит именно из-за создаваемой ими подъемной силы. При этом основным первоисточником участвующей в подобных процессах энергии является (в частности, в тех случаях, когда тело движется относительно неподвижного в целом воздуха) само движущееся тело. А приемником и переносчиком подобной энергии выступает окружающий его воздух. Такой энергообмен происходит в полном соответствии с законом сохранения энергии в ходе выполнения несущим телом работы по ускоренному отбрасыванию непрерывно набегающих на него все новых и новых локальных воздушных масс.

Таким образом, согласно данным представлениям, циркуляция скорости вдоль замкнутого жидкого цилиндрического контура вокруг любого несущего тела — не причина, а лишь следствие (или, точнее, сопутствующий специфический эффект), сопровождающий все подобные реальные аэродинамические процессы при дозвуковых скоростях невозмущенного потока воздуха. А при сверх- и гиперзвуковых скоростях такого потока подобный эффект циркуляции скорости может проявляться в реальных процессах только частично, то есть на небольших участках указанного произвольного контура. Поэтому использование такой характеристики применительно ко всем подобным высокоскоростным процессам лишено какого-либо содержательно-целевого смысла.

ОСНОВНЫЕ ПРИЧИНЫ НЕСОВЕРШЕНСТВА КЛАССИЧЕСКОЙ ТЕОРИИ



I. НЕСОВЕРШЕНСТВО МЕТОДОЛОГИЧЕСКОГО ПОДХОДА

Причинно-следственные связи (ПСС):

- ① если $\frac{dV_N}{dt} > 0$, то $\Delta p > 0$ (2-й закон Ньютона)
- ② поскольку Δp и $V_N > 0$, то $A = \int \Delta p \cdot V_N \cdot dt > 0$ (работа)
- ③ $A = W_N$, где W_N – внешняя энергия (закон сохранения энергии)
- ④ $W_N = f(S, V_{kp}, Y_\alpha, t...)$ (закон поступления внешней энергии)

ВЫВОД: моделирование на базе Эйлера (Навье–Стокса) обеспечивает учет лишь пункт 1 указанной цепочки ПСС.

II. НЕПОЛНОТА БАЗОВЫХ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ СРЕДЫ

Уравнение Эйлера:

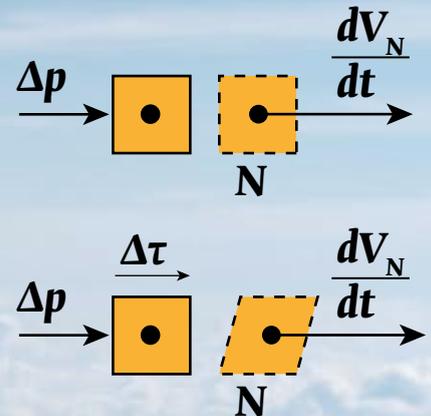
$$\frac{dV_x}{dt} = X - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial X}; \quad \frac{dV_y}{dt} = Y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial Y}; \quad \frac{dV_z}{dt} = Z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial Z}$$

Главная особенность: допущение, что жидкая элементарная частица движется как абсолютно твердое тело.

Уравнение Навье–Стокса:

$$\frac{dV_x}{dt} = X - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial X} + \nu \left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial Z^2} \right) + \frac{v}{3} \frac{\partial \theta}{\partial X}; \text{ и т.д.}$$

Главная особенность: учитывается влияние вязкости среды на параметры движения жидкой частицы.



ВЫВОД: эти уравнения не учитывают возможность линейной деформации и изменения местного ускорения в условиях: $\Delta p \neq 0$; $p \neq const$; $v = 0$

III. НЕСОВЕРШЕНСТВО МЕТОДОВ УЧЕТА СЖИМАЮЩЕЙСЯ СРЕДЫ

Известные методы – Прандтля–Глауэрта, Кармана–Тзяня, Христиановича, Кюхемана–Вебера и других (всего около 15) – разработаны в рамках принятого методологического подхода и не обеспечивают адекватное моделирование реальных аэродинамических процессов.

Анализ физической сущности реальных аэродинамических процессов показывает, что в условиях установившегося и бесрывного течения дозвукового воздушного потока, обтекающего материальные тела, вдоль всей поверхности таких тел всегда имеется весьма тонкий и плавно нарастающий пограничный слой. Действующие внутри такого слоя касательные силы трения направлены вдоль поверхности обтекаемого потоком воздуха материального тела и не оказывают ощутимого влияния на местные параметры всего остального внешнего потока, а также на циркуляцию скорости вокруг несущих тел. Это подтверждается еще тем проявляющимся во многих реальных процессах фактом, что направление циркуляционной составляющей местной скорости воздушного потока часто не совпадает с градиентом скорости примыкающего к поверхности тела пограничного слоя. С учетом этих, а также и других подобных особенностей реальных аэродинамических процессов можно вполне обоснованно констатировать, что все несущие материальные тела способны создавать подъемную силу как при наличии, так и при полном отсутствии (в частности, в случае организации отсоса) пограничного слоя.

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ МАТЕРИАЛЬНЫХ ТЕЛ

Аэродинамическое сопротивление (X_a) любого материального тела представляет собой направленную в сторону невозмущенного потока воздуха осевую составляющую суммарной аэродинамической силы, распределенно действующей на всю внешнюю поверхность такого тела со стороны непрерывно обтекающих его все новых и новых локальных воздушных масс.

Указанная распределенная нагрузка действует в виде местных сил давления и касательных напряжений. Такое сопротивление создают в реальных процессах все обтекаемые потоком воздуха материальные тела любых форм и размеров.

Для удобообтекаемых материальных тел, предназначенных именно для создания подъемной силы (типа крыла, лопасти винта и др.), аэродинамическое сопротивление представляет собой основную интегральную характеристику, выражающую уровень их аэродинамического совершенства. Этот

уровень принято оценивать с помощью показателя, называемого аэродинамическим качеством и выражаемого с помощью следующей формулы:

$$K = C_{ya} / C_{xa}, \quad (5)$$

где C_{ya} , C_{xa} — коэффициенты подъемной силы и аэродинамического сопротивления несущих тел.

Аэродинамическое сопротивление зависит от значительного числа разных факторов. Поэтому его удобней выразить и оценивать в виде определенной суммы частных типов сопротивлений, которые отличаются друг от друга обуславливающими их основными причинами. С помощью соответствующих коэффициентов подобная сумма может быть выражена так:

$$C_{xa} = C_{xmp} + C_{xf} + C_{xi}, \quad (6)$$

где C_{xmp} — коэффициент сопротивления трения, обусловленного действием касательных напряжений в зоне контакта воздушного потока с поверхностью обтекаемого им тела;

C_{xf} — коэффициент сопротивления формы, связанного с влиянием формы тела на распределенное давление вдоль его внешней поверхности;

C_{xi} — коэффициент индуктивного сопротивления, обусловленного необратимыми энергозатратами в процессе создания подъемной силы несущим телом и проявляющегося в виде распределенных сил давления на всей внешней поверхности такого тела.

В рамках известной теории коэффициент общего аэродинамического сопротивления материальных тел (в частности, в виде несущих крыльев) принято выражать аналогичным образом [6]. Однако, по оценкам автора, трактовка основной первопричины сопротивления формы и индуктивного сопротивления, а также соответствующие аналитические формулы для определения их величин требуют существенного уточнения.

Сопротивление формы (X_f) материального тела в реальных процессах проявляется только в тех случаях, когда оно обладает телесностью, то есть имеет объемную форму. Данная особенность связана с тем, что это сопротивление представляет собой интегральную сумму только местных сил давления, распределенно действующих на всю внешнюю поверхность обтекаемого тела и направленных

Воздушные массы, обтекающие объемное тело, совершают вынужденное возмущенное движение даже в условиях полного отсутствия пограничного слоя. Это означает, что на обеспечение подобного их движения тратится определенная энергия, и такое тело будет непременно создавать соответствующее сопротивление, непосредственно зависящее именно от его формы и размеров.

ных по местной нормали к ней. Поэтому тонкие плоские пластины, установленные в направлении невозмущенного воздушного потока, подобное сопротивление создавать не могут.

Известные методы моделирования реальных аэродинамических процессов, принятые и используемые в рамках существующей теории, не показывают наличие такого типа сопротивления применительно ко всем телам и при любой скорости невозмущенного воздушного потока. Поэтому неопровержимое проявление подобного сопротивления практически во всех реальных процессах у объемных по форме тел принято объяснять только влиянием на особенности таких процессов свойства вязкости воздуха, которое не учитывается при осуществлении их расчетного моделирования с использованием допущения об идеальности среды. При этом предполагается, что подобное влияние происходит из-за наличия пограничного слоя на поверхности тела и оттеснения им примыкающего воздушного потока на так называемую толщину вытеснения [6]. Следовательно, в соответствии с такими представлениями, сопротивление формы объемных тел не может появиться в случае отсутствия пограничного слоя.

Указанное положение существующей теории вполне согласуется с известным парадоксом Эйлера — Даламбера [6], но явно не соответствует фундаментальному закону сохранения энергии. Подтверждается такой вывод тем, что обтекающие объемное тело воздушные массы совершают вынужденное возмущенное движение (в соответствии с законом сохранения массы) даже в условиях полного отсутствия пограничного слоя. А это означает, что на обеспечение подобного их движения тратится определенная энергия, и такое тело будет непременно создавать соответствующее сопротивление, непосредственно зависящее именно от его формы и размеров.

Разработанная новая альтернативная научная теория [1, 4, 5] подтверждает наличие сопротивления формы у всех объемных материальных тел практически при любой конечной скорости и ненулевом числе M невозмущенного потока воздуха. При этом главная первопричина такого сопротивления связана, во всех подобных процессах, с влиянием на них не вязкости, а только свойства весьма сильной сжимаемости реального воздуха. Внешне подобное влияние наглядно

и убедительно проявляется через сильное асимметричное изменение картины и параметров течения воздушного потока (в направлении невозмущенного потока) при изменении его числа M . В частности, это приводит еще к тому, что обтекающий симметричное по форме материальное тело установившийся воздушный поток является всегда асимметричным даже при полном отсутствии пограничного слоя. И такая асимметрия интенсивно нарастает по мере увеличения числа M невозмущенного потока. Для практики прикладных исследований подобная закономерность удобна тем, что позволяет, во многих случаях, объединить взаимосвязанные между собой характеристики «сопротивление трения» и «сопротивление формы» и использовать совместно под общим названием «профильное сопротивление (X_{np})». С помощью соответствующих коэффициентов подобную сумму можно выразить так:

$$C_{xnp} = C_{x0} = C_{xnp} + C_{xf}, \quad (7)$$

где C_{x0} — коэффициент аэродинамического сопротивления материального тела при нулевой подъемной силе.

В отношении данного коэффициента важно обратить внимание на ту его особенность, что практически во всем диапазоне дозвуковых скоростей (чисел M) потока воздуха он имеет почти неизменную величину. Объясняется это тем, что в условиях плавного и бесрывного обтекания удобообтекаемых материальных тел (в частности, профилей крыла) установившимся потоком воздуха их коэффициент сопротивления трения по мере увеличения числа M (числа Re) уменьшается практически с той же интенсивностью, с которой нарастает при этом коэффициент сопротивления формы. В соответствии с разработанной теорией величину коэффициента сопротивления формы можно отдельно определять путем численного моделирования соответствующих реальных аэродинамических процессов с использованием выведенных новых базовых уравнений [1, 5].

Индуктивное сопротивление (X_i) несущих материальных тел обусловлено теми необратимыми энергозатратами, которые сопровождают процесс создания ими подъемной силы путем ускоренного и непрерывного отбрасывания в противоположную ей сторону обтекающих такие тела все новых и новых локальных воздушных масс.

Компенсация энергии, затраченной на отклонение несущим профилем крыла обтекающего его воздушного потока, возможна лишь с помощью приложенной к такому крылу силы тяги.

Принятое и используемое в рамках известной теории положение об индуктивном сопротивлении характеризуется следующими основными особенностями [6, 7].

Известная основная теорема аэродинамики (теорема Н. Е. Жуковского) наличие подобного сопротивления у несущих профилей крыла (то есть крыльев бесконечного размаха) отрицает. С учетом этого принято считать, что подобное сопротивление могут создавать только несущие крылья конечного размаха. При этом предполагается, что основная причина его появления связана с теми полубесконечными свободными вихрями, которые отходят от концов и задней кромки таких крыльев. Считается, что такие вихри отклоняют набегающий на них воздушный поток в сторону, противоположную создаваемой подъемной силе, и обуславливают появление осевой составляющей этой силы, направленной в сторону невозмущенного потока. Именно эту составляющую принято называть индуктивным сопротивлением всех несущих крыльев конечно размаха.

Однако, по оценкам автора, данное положение известной теории не в полной мере согласуется с законом сохранения энергии и с соответствующими реальными процессами. В частности, такому закону противоречит утверждение об отсутствии подобного сопротивления у всех несущих профилей крыла. Подтверждается этот вывод следующим вполне логичным аргументом.

Любой несущий профиль крыла при создании подъемной силы совершает определенную работу и тратит соответствующую энергию на отклонение обтекающего его воздушного потока. При этом компенсация данной энергии возможна лишь с помощью приложенной к такому крылу силы тяги. Следовательно, в соответствии с третьим законом Ньютона, подобный движущийся с установившейся скоростью профиль крыла непременно должен создавать индуктивное сопротивление, равное по величине такой силе тяги, но противоположно ей направленное. Более того, подобное сопротивление несущего профиля должно нарастать по мере увеличения создаваемой им подъемной силы, поскольку при этом одновременно растут: совершаемая профилем работа — приложенная к профилю сила тяги — поступающая к нему энергия — его индуктивное сопротивление. Известная теория все это отрицает.

А используемая при выводе формулы индуктивного сопротивления несущих крыльев конечного размаха известная расчетная модель явно противоречит соответствующим реальным процессам. Связано это с тем, что из-за повышенного давления с нижней стороны несущего крыла

и пониженного — с верхней его стороны (а также в соответствии с известным направлением вращения присоединенного вихря и обусловленной им циркуляции скорости), набегающий на такое крыло воздушный поток в действительности всегда отклоняется не вниз, а только вверх, то есть именно в сторону действия подъемной силы. Таким образом, эти, а также и некоторые другие несовершенные положения известной теории, очевидно, нуждаются в обновлении.

Выведенная автором новая аналитическая формула индуктивного сопротивления несущих крыльев имеет следующий вид [1, 4, 5]:

$$X_i = Y_a \alpha_a f(M), \text{ где } f(M) = \frac{M(1 - M^2/4)}{(1 + M)(1 - M^2/2)}, \quad (8)$$

где α_a — аэродинамический угол атаки несущего крыла;

$f(M)$ — функция от числа M невозмущенного потока воздуха, характеризующая влияние свойства его сжимаемости на величину индуктивного сопротивления.

С помощью соответствующих коэффициентов указанная формула может быть выражена так:

$$C_{xi} = C_{ya} \alpha_a f(M) = \frac{C_{ya}^2}{C_y} f(M), \quad (9)$$

где $C_y^{\alpha} = \frac{dC_{ya}}{d\alpha}$ — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки.

Выведенные новые формулы индуктивного сопротивления несущих крыльев обладают следующими наиболее существенными и важными для практики прикладных исследований свойствами.

Во-первых, они являются достаточно универсальными, поскольку имеют единый вид для всех типов крыльев как конечного, так и бесконечного размахов. Следовательно, они вполне согласуются с законом сохранения энергии, так как подтверждают наличие ненулевого индуктивного сопротивления и у всех несущих крыльев бесконечного размаха. При этом данные формулы применимы во всей области дозвуковых скоростей и чисел M невозмущенного потока воздуха. Кроме того, нетрудно заметить, что при использовании упрощающего допущения о несжимаемости воздуха (то есть условия, что $M=0$ при любой конечной скорости потока) они показывают отсутствие подобного сопротивления у всех несущих крыльев независимо от величины создаваемой ими подъемной силы. Данное свойство выведенных формул подтверждает их согласованность с теоремой Н. Е. Жуковского, а также с парадоксом Эйлера — Даламбера при применении указанного гипотетического допущения. Следовательно, данная особенность показывает, что эти новые формулы обеспечивают выполнение известного постулата Нильса Бора о сходимости «старой» и «новой» теорий в граничной области их применимости.

Во-вторых, выведенные формулы показывают, что при любой фиксированной скорости невозмущенного потока воздуха индуктивное сопротивление несущего крыла конечного размаха всегда несколько больше, чем у участка аналогичного профиля (то есть крыла бесконечного размаха), имеющего тот же размах и создающий ту же самую подъемную силу. Данный эффект проявляется благодаря коэффициенту, величина которого у всех крыльев конечного размаха всегда несколько меньше, чем у профиля крыла. А реальная физическая первопричина этой особенности связана с тем, что обтекающий несущее крыло конечного размаха возмущенный воздушный поток имеет пространственный характер течения и сопровождается более высокими энергос затратами, чем обтекающий профиль крыла плоскопараллельный поток.

В-третьих, новые формулы индуктивной и общей аэродинамической поляр крыла, выражаемые зависимостями типа: $C_{ya} = f(C_{xi})$ и $C_{ya} = f(C_{xa})$, где $C_{xa} = C_{xo} + C_{xi}$, являются более точными и согласованными с реальными процессами, чем аналогичные формулы, соответствующие известной теории. Объясняется данный эффект тем, что выведенные новые формулы обеспечивают учет влияния на величину индуктивного сопротивления несущих крыльев практически всех их ге-

ометрических параметров (сужения, удлинения, стреловидности, крутки и т. д.), а также числа М невозмущенного потока воздуха. Аналогичные зависимости по существующей теории учитывают, как известно, влияние на полярю крыла только его удлинения. Данный положительный эффект новой теории был проверен и подтвержден путем осуществления сравнительных оценок с использованием экспериментальных поляр ряда серийных аэродинамических профилей крыла [1, 4, 5].

Изложенные в статье результаты исследований обладают, по оценкам автора, мировой новизной и большой прикладной значимостью, а также определяют приоритет российской науки в данной области. Тем не менее за прошедшие более чем четверть века их признание и внедрение в практику прикладных исследований так и не состоялись. Основная тому причина — необоснованное и неаргументированное их игнорирование со стороны некоторых высокопоставленных руководителей аэродинамической науки.

Автор убежден в необходимости внедрения разработанных новых научных положений в практику прикладных исследований и в учебные процессы и призывает читателей и научное сообщество к обсуждению данного вопроса.

Литература

1. Карачевский Г.И. Усовершенствованные теоретические основы для расчетных методов аэродинамических исследований на базе нового подхода к учету влияния сжимаемости среды: диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук, 30 ЦНИИ МО РФ, 1992 г. (рукопись).
2. Научно-технический отчет ЦАГИ, 1990, инв. № 8931.
3. Научно-технический отчет ЦАГИ, 1990, инв. № 9130.
4. Карачевский Г.И. Аэродинамика. Физические основы подъемной силы и аэродинамического сопротивления материальных тел. Москва, 2010. 158 с.
5. Карачевский Г.И. Аэродинамика. Усовершенствованная базовая теория для практики прикладных исследований. Москва, Черноголовка: ИПХФ РАН, 2018. 384 с.
6. Авиация, энциклопедия. М.: Большая российская энциклопедия: ЦАГИ, 1994. 735 с.
7. Голубев А.Г. и др. Аэродинамика. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 687 с.

References

1. Karachevsky G.I. Usovshenstvovanniye teoreticheskiye osnovy dlya raschetnykh metodov aerodinamicheskikh issledovaniy na baze novogo podkhoda k uchetu vliyaniya szhimaemosti sredy. Doctor's degree dissertation. 30 TsNII MO RF, 1992. (rukopis').
2. Nauchno-tekhnicheskyy otchet TsAGI, 1990, no. 8931.
3. Nauchno-tekhnicheskyy otchet TsAGI, 1990, no. 9130.
4. Karachevsky G.I. Aerodinamika. Fizicheskiye osnovy pod'emnoy sily i aerodinamicheskogo soprotivleniya material'nykh tel. Moscow, 2010, 158 p.
5. Karachevsky G.I. Aerodinamika. Usovshenstvovannaya bazovaya teoriya dlya praktiki prikladnykh issledovaniy. Moscow, Chernogolovka, IPKhF RAN, 2018, 384 p.
6. Aviatsiya, entsiklopediya. Moscow, Bol'shaya rossiyskaya entsiklopediya, TsAGI, 1994, 735 p.
7. Golubev A.G. et al. Aerodinamika. Moscow, MGТУ im. N.E. Baumana, 2010, 687 p.

© Карачевский Г.И., 2019

История статьи:

Поступила в редакцию: 17.09.2019
Принята к публикации: 21.10.2019

Модератор: Гесс Л.А.

Конфликт интересов: отсутствует

Для цитирования:

Карачевский Г.И. Об основной теореме аэродинамики // Воздушно-космическая сфера. 2019. №4. С. 88-97.

