

УДК 629.735.33.015.3:533.695

*Л. Л. Теперин^{1,2}, Т. М. Притуло², Ф. Э. Орфинежад¹, Мьё Тхейн¹*¹Московский физико-технический институт (государственный университет)²ФГУП «ЦАГИ» им. проф. Н. Е. Жуковского

Средства снижения индуктивного сопротивления крыла самолета

В данной работе при проектировании самолёта предлагается использовать явления полезной интерференции между его элементами, которые были впервые упомянуты А. Ферри. Получена формула для расчёта индуктивного сопротивления несущей поверхности, представленной кусочно-постоянным распределением вихрей вдоль её размаха. Решена задача об оптимальном распределении циркуляции вдоль размаха крыла, обеспечивающая минимум индуктивного сопротивления при заданной подъёмной силе. Приведён ряд тестовых примеров расчёта. Получена оценка потерь в индуктивном сопротивлении при согласовании несущих и несущих элементов компоновки. Решена задача о путях снижения индуктивного сопротивления при установлении концевой крылышка. Получена аналитическая зависимость влияния законцовки на изгибающий момент крыла. На примере самолёта Боинг-787 проведено исследование влияния прогиба крыла на индуктивное сопротивление.

Ключевые слова: дозвуковые режимы полёта, индуктивное сопротивление, вихревая модель крыла, циркуляция, изгибающий момент.

*L. L. Teperin^{1,2}, T. M. Pritulo², F. A. Orfininezhad¹, MyoThyen¹*¹Moscow Institute of Physics and Technology (State University)²Zhukovsky FSUE «TsAGI»

Resources of inductive drag diminution of the aircraft wing

In this paper, we propose to use for aircraft designing the favorable interference phenomena of its elements. It is A. Ferry who first mentions on it. The formula for calculating the lifting surface inductive drag is obtained. This surface is presented by piecewise constant vortex distribution over its span. The problem of optimal circulation distribution over the wingspan that generates the inductive drag minimum for the given lifting force is solved. There are given some calculation examples. We obtain the estimation of the inductive drag losses that may arise during lifting accommodation and no lifting elements of the combination. The problem of ways of the inductive drag decreasing at tip winglet installation is solved. The analytical dependence of the winglet influence on the wing bending moment is obtained too. The effect of wing flexing on the inductive drag is investigated on an example of Boeng-787 aircraft.

Key words: subsonic flight mode, inductive drag, vortex wing model, circulation, bending moment

1. Введение

В данной работе рассматриваются самолёты, совершающие длительный полёт на крейсерском режиме, когда задача снижения воздушного сопротивления является наиважнейшей. От уменьшения сопротивления и соответствующего увеличения аэродинамического

© Теперин Л. Л., Притуло Т. М., Орфинежад Ф. Э., Мьё Тхейн, 2017

© Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)», 2017

качества летательных аппаратов (ЛА) этого класса напрямую зависит требуемое на полёт количество топлива, что заметно сказывается на проблемах экологии и на конкурентоспособности создаваемой летательной техники. Поэтому при проектировании самолёта предлагается использовать явления полезной интерференции между его элементами с целью минимизации индуктивного сопротивления. Интерференция считается полезной или благоприятной, если аэродинамическое сопротивление суммы элементов будет меньше, чем сумма сопротивлений элементов по отдельности при равной суммарной подъёмной силе или объёме. Отношение этих сопротивлений будем называть коэффициентом интерференции. Впервые на возможность оптимизации сверхзвуковой компоновки за счёт полезной интерференции крыла и тела под ним указал А. Ферри [1]. В качестве исходной модели планера в этом случае была выбрана компоновка, представляющая собой треугольное крыло с расположенным под ним полуконусом. Хотя в данной работе рассматриваются сверхзвуковые режимы обтекания, основные постулаты применения явлений полезной интерференции остаются в силе. Примеры использования эффектов полезной интерференции несущих поверхностей, фюзеляжей и воздухозаборников воздушно-реактивных двигателей приведены в работе [2]. Здесь положительные эффекты достигаются путём уменьшения лобового сопротивления, обусловленного объёмом, и использованием поперечных скосов потока для наиболее выгодного расположения воздухозаборников.

2. Полёт в схеме «журавлиный клин»

Рассмотрим возможности снижения воздушного сопротивления дозвукового пассажирского самолёта на крейсерском режиме полёта. Аэродинамическое сопротивление такого летательного аппарата (ЛА) можно приближенно представить состоящим из двух частей – постоянной и переменной. Постоянная часть C_{x0} , не зависящая от угла атаки, пропорциональна сопротивлению трения, а переменная часть, зависящая от угла атаки или коэффициента подъёмной силы, является индуктивным сопротивлением C_{xi} . В этой постановке полное сопротивление самолёта описывается «полярной»:

$$C_x = C_{x0} + \frac{C_y^2}{\pi \lambda_{эфф}}, \lambda_{эфф} \geq \lambda_{геом} = \frac{L^2}{S_{хар}}$$

Индуктивное сопротивление пропорционально квадрату коэффициента подъёмной силы и обратно пропорционально эффективному удлинению. Эффективное удлинение крыла $\lambda_{эфф}$ равно его геометрическому удлинению $\lambda_{геом}$ для крыла с эллиптическим распределением циркуляции вдоль размаха. Во всех остальных случаях оно превышает его. Важной характеристикой летательного аппарата является также его аэродинамическое качество K – отношение коэффициента подъёмной силы к коэффициенту сопротивления. В работе [3] с помощью точных решений для косых скачков уплотнения находится форма тела, обтекаемого с двумя плоскими, пересекающимися на его ребре скачками, соответствующая максимальному аэродинамическому качеству при заданной интенсивности скачков. Определим максимальное значение аэродинамического качества, продифференцировав его по C_y и приравняв результат 0. В результате получается, что условием максимального аэродинамического качества будет равенство двух составляющих сопротивления, постоянной и переменной:

$$K = \frac{C_y}{C_x}, C_{x0} = \frac{C_y^2}{\pi \lambda_{эфф}},$$

при этом само максимальное значение аэродинамического качества определяется выражением

$$K_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \lambda_{эфф}}{C_{x0}}}.$$

Таким образом, для дозвукового самолёта, совершающего крейсерский полёт с максимальным аэродинамическим качеством, индуктивное сопротивление составляет половину полного сопротивления.

На рис. 1 в верхнем правом углу изображен типичный пассажирский самолёт, совершающий одиночный крейсерский полёт. Используя метод косых подковообразных вихрей, который будет рассмотрен в последующих разделах, можно определить его индуктивное сопротивление и вычислить эффективное удлинение $\lambda_{эфф1}$. Максимальное аэродинамическое качество самолёта обозначим K_{max} . Теперь представим, что крейсерский полёт совершает система, составленная из одинаковых пассажирских самолётов по типу журавлиной стаи. На основе метода косых подковообразных вихрей можно определить индуктивное сопротивление и эффективное удлинение каждого самолёта в отдельности. Преимущество полёта в группе заключается в том, что за крылом в области, ограниченной его размахом, образуются скосы потока, направленные вниз, а вне этой области скосы направлены вверх. Следовательно, если один самолёт, следующий за другим ведомым самолётом, будет расположен в зоне положительных скосов потока, то его индуктивное сопротивление уменьшится.

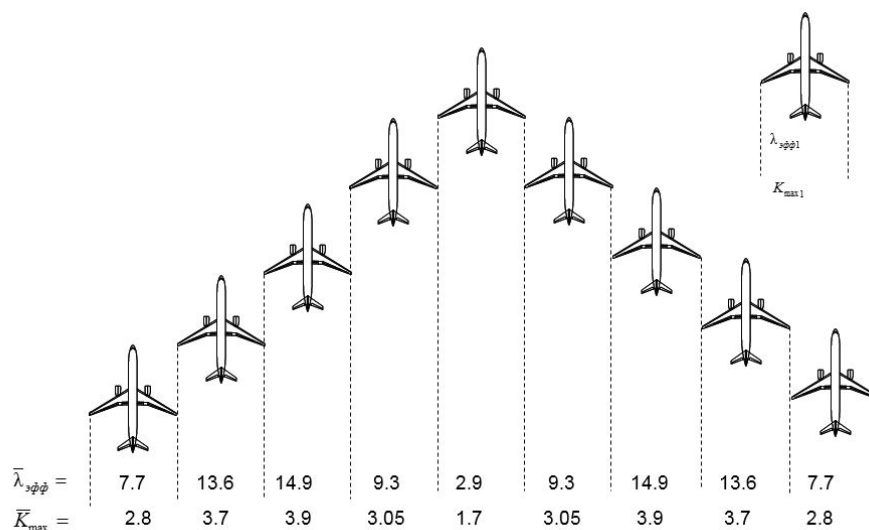


Рис. 1. Полезная интерференция, подсказанная природой

Также уменьшится индуктивное сопротивление и у ведущего самолёта, так как впереди любого самолёта с положительной подъёмной силой образуется зона со скосами потока, направленными вверх. Положительные скосы увеличивают местные углы атаки, поэтому полный вектор аэродинамической силы по теореме Н.Е. Жуковского отклоняется в направлении против набегающего потока, тем самым уменьшая компоненту, соответствующую индуктивному сопротивлению. Из таблицы под системой самолётов видно, что все участники группового полёта имеют эффективное удлинение во много раз большее, чем эффективное удлинение самолёта одиночки. Соответственно максимальное аэродинамическое качество у самолётов в группе также больше, чем у самолёта, совершающего крейсерский полёт в одиночку. Наибольшее преимущество в аэродинамическом качестве имеют самолёты в середине «клина». Их максимальное качество почти в 4 раза превышает качество при условии одиночного полёта. Самолёт с таким преимуществом может пролететь расстояние в 4 раза большее с тем же запасом топлива на борту.

3. Вихревая модель крыла большого удлинения

Большую часть подъёмной силы летательного аппарата создает крыло. Механизм образования подъёмной силы крыла, раскрытый Н.Е. Жуковским, заключается в образовании

циркуляции в его сечениях, т.е. присоединенного вихря. Распределение циркуляции вдоль размаха крыла не постоянно, поэтому с его задней кромки непрерывно сходится вихревая пелена, компенсирующая изменение циркуляции в сечениях. Пелена меняет свою форму, скручивается в более крупные структуры, размывается и на достаточном расстоянии исчезает совсем.

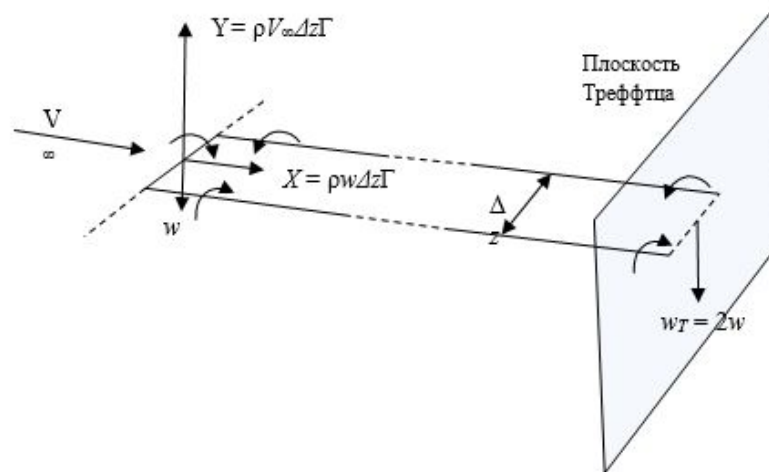


Рис. 2. Элементарный несущий элемент вихревой системы крыла

В данной работе вихревая система компоновки самолёта представляется в виде кусочно-постоянного распределения циркуляции вдоль размаха несущих поверхностей в сочетании с вихревой пеленой в виде бесконечно тонких прямолинейных нитей, простирающихся от вихревой системы несущей поверхности (далее крыла) до бесконечности. При этом вихревые нити пелены сохраняют свою форму и интенсивность. Вихревая система крыла формируется из большого количества элементарных несущих элементов (рис. 2). Каждый несущий элемент состоит из присоединенного вихря шириной Δz , с концов которого сбегают два полубесконечных свободных вихря. Интенсивности вихрей, составляющих несущий элемент, одинаковы и равны Γ . Для определения вектора сил, действующих на такой отрезок крыла, воспользуемся формулой Жуковского, согласно которой сила, действующая на присоединенную часть несущего элемента, пропорциональна произведению скорости на интенсивность циркуляции. Скорость в принятой вихревой модели крыла следует определять в центре присоединенной части несущего элемента. Аэродинамическую силу, действующую на несущий элемент, можно разложить на две составляющие – подъёмную силу Y , перпендикулярную набегающей скорости V_∞ :

$$Y = \rho V_\infty \Delta z \Gamma,$$

и индуктивное сопротивление X в направлении набегающей скорости:

$$X = \rho \omega \Delta z \Gamma,$$

где ρ – плотность воздуха, ω – скорость, индуцированная свободными вихрями и перпендикулярная направлению набегающей скорости

$$\omega = \frac{2\Gamma}{\pi \Delta z}.$$

Из этих соотношений понятно, что индуктивное сопротивление пропорционально квадрату

подъёмной силы и обратно пропорционально квадрату размаха несущего элемента:

$$X = \frac{2Y^2}{\pi\rho V_\infty^2 \Delta z^2}.$$

Для построения вихревой системы крыла целиком необходимо составить систему из нескольких несущих элементов, интенсивность циркуляции которых Γ_i будет равна циркуляциям в соответствующих сечениях крыла, шириной совпадающих с шириной несущего элемента. Несущие элементы располагаются вдоль линии четверти хорд крыла, которая близка к аэродинамическому фокусу. Подъёмная сила крыла в такой постановке будет равна сумме подъёмных сил несущих элементов:

$$Y = \sum_{i=1}^n \rho V_\infty \Delta z_i \Gamma_i,$$

а индуктивное сопротивление – сумме их индуктивных сопротивлений:

$$X = \sum_{i=1}^n \rho \omega_i \Delta z_i \Gamma_i. \quad (1)$$

Вертикальный скос ω_i формируется всеми свободными вихрями. Для вихревой системы, расположенной в одной горизонтальной плоскости, вертикальный скос можно определить по формуле

$$\omega_i = \frac{1}{4\pi} \sum_{j=1}^n \Gamma_j \left(\frac{1}{z_{ij} - \Delta z_j} - \frac{1}{z_{ij} + \Delta z_j} \right) \quad (2)$$

(здесь z_{ij} – расстояние между центрами присоединенной части i -го и j -го несущего элемента).

Для вихревой модели крыла с непрерывным распределением циркуляции вдоль размаха можно применить теорему импульсов, с помощью которой определить индуктивное сопротивление. Индуктивное сопротивление будет равно разности импульсов набегающего потока и импульса в бесконечно удаленной плоскости, перпендикулярной скорости набегающего потока – плоскости Треффтца. Рассмотрим след вихревой пелены крыла размахом $L = 2l$, окруженный контуром, интегрирование по которому по теореме Грина заменяет интегрирование по плоскости Треффтца. Если внешние части контура интегрирования устремить к бесконечности, то для определения индуктивного сопротивления достаточно выполнить интегрирование по вихревой пелене:

$$X = \frac{\rho}{2} \int_{-1}^1 \Gamma(z) \omega_\tau(z) dz. \quad (3)$$

Если учесть, что вертикальный скос потока в плоскости Треффтца ω_τ ровно в два раза больше, чем вертикальный скос потока w в плоскости крыла, то дискретный аналог формулы индуктивного сопротивления (1) полностью идентичен полученному интегральному соотношению для непрерывного распределения циркуляции (3).

Вихревая система крыла легко распространяется на любое пространственное сочетание несущих поверхностей, она позволяет учесть также наличие экрана или свободной границы и несущего элемента типа фюзеляжа, к которому примыкает крыло. Смоделировать наличие экрана или свободной границы можно с помощью фиктивной вихревой системы, расположенной под экраном или свободной границей на таком же расстоянии. В случае экрана фиктивная (отражённая) вихревая система должна иметь обратную (отрицательную) напряженность всех вихрей, её составляющих, чтобы требуемое граничное условие непротекания на экране выполнялось автоматически. Также автоматически будет выполняться условие отсутствия перепада давления на свободной границе, если циркуляции исходной и отражённой вихревой системы окажутся одинаковой величины и знака.

Если несущая поверхность примыкает к ненесущему элементу, то в этом случае можно также применить метод отражённых вихрей. Рассмотрим для простоты фюзеляж круглого поперечного сечения радиуса a (рис. 3).

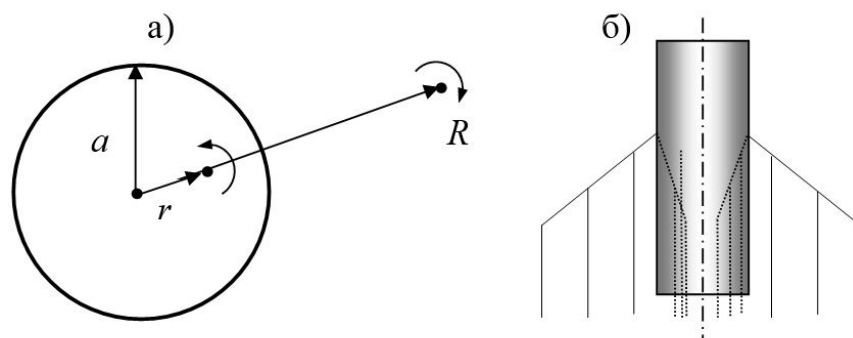


Рис. 3. Вихрь, отражённый относительно круга (а). Вихревая система крыла с отражённой относительно поверхности фюзеляжа фиктивной вихревой системой (б)

На рис. 3а изображена комбинация из двух вихрей и круга. Известно (правило инверсии круга), что вихрь обратного вращения, помещённый внутрь круга на расстоянии r :

$$r = \frac{a^2}{R},$$

от его центра, позволит выполнить автоматически условие непротекания на контуре круга. Этот принцип можно перенести на интерференцию цилиндра и вихревого отрезка, параллельного его оси. Для этого построим отражённую вихревую систему по правилу инверсии круга внутри цилиндрического фюзеляжа (рис. 3б). Очевидно, что чем меньше отношение диаметра фюзеляжа к размаху крыла $r \rightarrow 0$, тем меньше будет промежуток между отражёнными вихревыми системами внутри фюзеляжа. Отсюда следует считать оправданной упрощённую вихревую модель крыла большого удлинения, состоящую из вихревой системы правой и левой консоли, соединённой внутри фюзеляжа вихрем, равным по интенсивности присоединённой части вихря бортового несущего элемента.

4. Критерий Мунка. Оптимальное распределение циркуляции

В предыдущем разделе была получена формула для расчёта индуктивного сопротивления несущей поверхности, представленной кусочно-постоянным распределением вихрей вдоль её размаха (1). Эта формула позволяет определить индуктивное сопротивление, если известно распределение циркуляции вдоль размаха крыла. Естественно возникает вопрос: какое распределение циркуляции обеспечит минимум индуктивного сопротивления при заданной подъёмной силе?

Рассмотрим компоновку летательного аппарата, составленную из набора несущих поверхностей, каждая из которых моделируется элементарными несущими элементами с присоединённой частью шириной Δz_i и циркуляцией Γ_i . Предположим также, что элементарный несущий элемент наклонен под углом θ_i по отношению к горизонтальной плоскости в соответствии с локальным углом V -образности несущей поверхности. Количество элементарных несущих элементов, моделирующих компоновку, равно n . В соответствии с результатами предыдущего раздела суммарная подъёмная сила компоновки Y и индуктивное сопротивление X будут равны:

$$Y = \sum_{i=1}^n \rho V_\infty \cos \theta_i \Delta z_i \Gamma_i,$$

$$X = \sum_{i=1}^n \rho \omega_i \Delta z_i \Gamma_i \sum_{j=1}^n A_{ij} \Gamma_j.$$

Здесь матрица A_{ij} представляет собой скос потока, индуцированный i -м несущим элементом по нормали в центр присоединенной части j -го несущего элемента. Если несущие элементы не имеют угла V-образности и расположены в одной плоскости, то матрицу A_{ij} можно определить в соответствии с формулой (2):

$$A_{ij} = \frac{1}{4\pi} \sum_{j=1}^n \Gamma_j \left(\frac{1}{z_{ij} - \Delta z_j} - \frac{1}{z_{ij} + \Delta z_j} \right).$$

Выражение для A_{ij} может оказаться гораздо сложнее, если будет необходимо учесть пространственное расположение несущих поверхностей и вихревые системы, отражённые от твёрдых или жидких границ и цилиндрических элементов, моделирующих фюзеляж.

Для решения задачи о минимуме индуктивного сопротивления при заданной подъёмной силе Y_0 составим функционал J :

$$J = X + \lambda(Y - Y_0),$$

где λ – множитель Лагранжа. Условием минимума будет равенство 0 частных производных функционала J по циркуляциям Γ_i :

$$\frac{\partial J}{\partial \Gamma_i} = 0, \quad i = 1, \dots, n.$$

Дифференцирование функционала приводит к системе линейных алгебраических уравнений относительно циркуляций элементарных несущих элементов Γ_i :

$$\sum_{i=1}^n \Gamma_i (\Delta z_j A_{ji} + \Delta z_i A_{ij}) = -2\lambda \Delta z_j \cos \theta_j.$$

Если предположить, что все отрезки, на которые крыло разделено по размаху, имеют одинаковую ширину $\Delta z_i = \text{const}$, то можно легко показать, что матрица A симметрична относительно главной диагонали $A_{ki} = A_{ik}$, и тогда система линейных уравнений будет иметь вид:

$$\sum_{i=1}^n \Gamma_i A_{ji} = -\lambda \cos \theta_j. \quad (4)$$

В левой части этого уравнения стоит скос потока ω_i , индуцированный в центр j -го присоединенного вихря несущего элемента, т.е.

$$\omega_i = -\lambda \cos \theta_j.$$

Это означает, что у системы несущих поверхностей индуктивное сопротивление будет минимальным, если скосы потока, индуцированные в присоединённые части элементарных несущих элементов будут пропорциональны местному углу наклона элемента относительно горизонтальной плоскости. Множитель λ выбирается из условия равенства подъёмной силы заданному значению. Для крыла без V-образности ($\theta_i = 0$) скос ω_j будет постоянным вдоль всего размаха. Известно, что постоянный скос создает эллиптическое распределение циркуляции вдоль размаха крыла. В общем случае для определения циркуляций Γ_i , обеспечивающих минимальное индуктивное сопротивление, необходимо решить систему линейных уравнений (4). По существу, эта система уравнений описывает двумерную задачу обтекания как твердого тела следа вихревой пелены, сбегаящего с задних кромок несущих поверхностей компоновки (рис. 4).

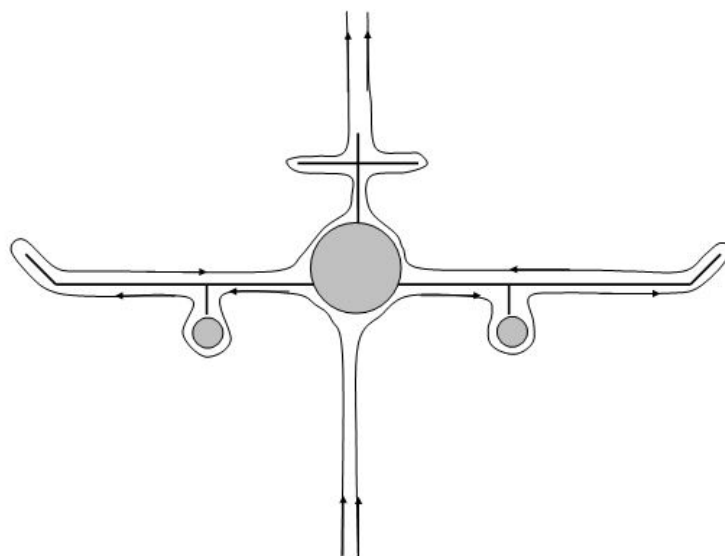


Рис. 4. Задача о минимуме индуктивного сопротивления

Для решения данной задачи след вихревой пелены удобно, в свою очередь, представить в виде прямолинейных отрезков, каждый из которых разбит на элементы приближенно одной ширины. На концах такого элементарного отрезка располагаются вихри противоположного вращения Γ_i . Их интенсивность равна интенсивности присоединенной части несущего элемента. В центре отрезка назначается контрольная точка, в которой выполняется условие непротекания. Выполнив условие непротекания во всех контрольных точках, приходим к системе уравнений, эквивалентной системе уравнений (4) для условия минимума индуктивного сопротивления. Полученное решение для Γ_i следует масштабировать до получения заданного значения подъёмной силы.

Несущие элементы компоновки необходимо моделировать кругами с отраженными внутри них вихревыми системами, как это показано на рис. 3б. Отраженная вихревая система участвует в формировании матрицы линейной системы уравнений (4) и, таким образом, влияет на решение.

Рассмотрим тестовый пример расчёта оптимального распределения циркуляции вдоль размаха крыла, установленного на фюзеляже в схеме центроплан. Пусть размах крыла равен 20 м, а диаметр фюзеляжа меняется от 0 до 10 м. Определять оптимальное распределение циркуляции вдоль размаха крыла будем при заданном коэффициенте подъёмной силы, включая подъёмную силу, индуцированную крылом на фюзеляже.

На рис. 5 показана зависимость минимального индуктивного сопротивления комбинации крыло-фюзеляж от отношения диаметра фюзеляжа к размаху крыла. Индуктивное сопротивление отнесено к сопротивлению крыла такого же размаха без фюзеляжа (нулевой диаметр). У всех рассмотренных вариантов коэффициент подъёмной силы C_y был одинаковым и равнялся 0.5. Из графика на рис. 5 видно, что если диаметр фюзеляжа равен половине размаха крыла, то индуктивное сопротивление увеличивается на 80% по сравнению с крылом без фюзеляжа. Для современных пассажирских самолётов отношение диаметра фюзеляжа к размаху крыла составляет величину порядка 0.1. В этом случае потери индуктивного сопротивления равны примерно 2%.

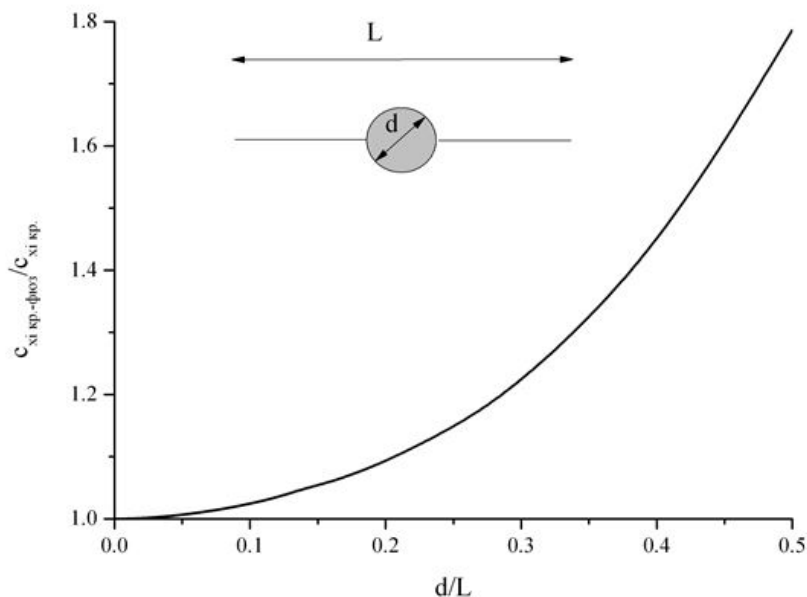


Рис. 5. Влияние диаметра фюзеляжа на индуктивное сопротивление

5. Примеры расчёта индуктивного сопротивления и методы его снижения

На основе разработанной в предыдущем разделе методики попытаемся решить некоторые задачи, связанные с проблемой расчёта и снижения индуктивного сопротивления.

Концевое крылышко как средство снижения индуктивного сопротивления

Впервые Уиткомб [4] предложил использовать небольшие крылышки, установленные на концах крыла для снижения индуктивного сопротивления. Найдем зависимость минимального индуктивного сопротивления от угла установки концевого крылышка θ для компоновки крыло-фюзеляж, изображенной на рис. 6. Длина концевого крылышка равна h .

Проведем параметрические расчёты индуктивного сопротивления компоновки по углу установки концевого крылышка θ в диапазоне от 0 до 360 градусов. Для каждого угла θ будем искать такое распределение циркуляции, которое обеспечивает минимальное индуктивное сопротивление при постоянной подъёмной силе.

На основании этих расчётов можно получить аналитическую аппроксимацию для индуктивного сопротивления и изгибающего момента:

$$\Delta C_{xi} = -\frac{4h(L+h)}{(L+2)^2} \sin^{1.5} \frac{\theta}{2},$$

$$\Delta \bar{M}_{изг} = \frac{4h}{L} \sin^2 \frac{\theta}{2}.$$

На рис. 7 показано относительное уменьшение индуктивного сопротивления в зависимости от угла V-образности концевого крылышка и относительный прирост изгибающего момента в бортовом сечении крыла по сравнению с крылом без концевого крылышка.

Результаты расчёта показали, что максимальный выигрыш в индуктивном сопротивлении наблюдается, когда концевое крылышко является продолжением основного крыла. Хотя при этом наблюдается и негативный прирост изгибающего момента. Возможностям минимизации индуктивного сопротивления крыла с законцовками при заданных значениях подъёмной силы и изгибающего момента посвящена работа [5].

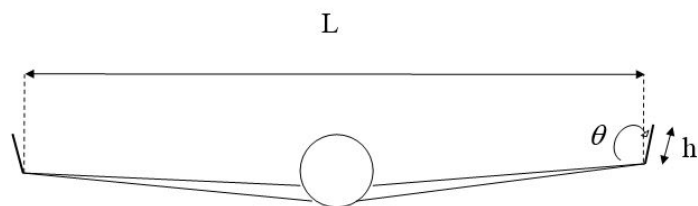


Рис. 6. Установка концевого крылышка на компоновку крыло-фюзеляж

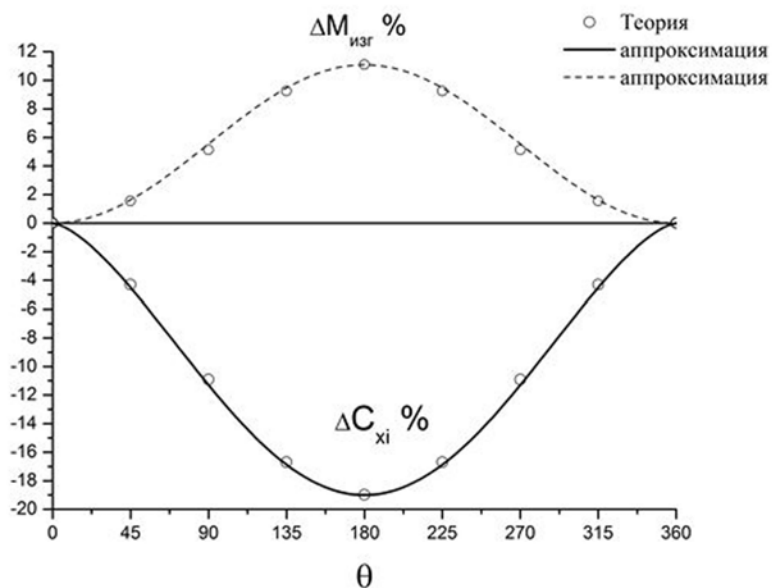


Рис. 7. Зависимость индуктивного сопротивления и изгибающего момента от положения концевого крылышка

Влияние V-образности и изгиба крыла на его индуктивное сопротивление

Представляет интерес рассмотреть форму крыла современного пассажирского самолёта Боинг-787, изображенного на рис. 8. Крыло этого самолёта имеет заметный прогиб с переменным углом V-образности.



Рис. 8. Самолёт Боинг-787 с V-образным крылом

Оценим влияние такой формы крыла на индуктивное сопротивление. Для этого сравним представленную компоновку самолёта с компоновкой с плоским крылом такого же размаха.

Т а б л и ц а 1

Сравнение компоновок самолёта Боинг-787 с крыльями различной формы

Боинг-787		$C_y = 0.5$	
	Исходная компоновка	Компоновка с плоским крылом такого же размаха	Компоновка с плоским крылом с размахом, равным длине исходного крыла
C_{xi}	1	1.038	0.951
$M_{изг}$	1	0.945	0.987

Пространственное положение пелены исходного крыла позволяет снизить индуктивное сопротивление по сравнению с вариантом плоского крыла на 3.8% (табл. 1). Если крыло самолёта Боинг-787 «разогнуть» до плоского положения, то размах его увеличится и индуктивное сопротивление уменьшится почти на 5%, как это указано в табл. 1. Что касается изгибающего момента в корне крыла, то V-образная исходная компоновка имеет этот параметр по сравнению с компоновкой с плоским крылом того же размаха больше на 5.5%, что неизбежно должно отразиться на массе конструкции. Вопросам минимизации индуктивного сопротивления неплоских крыльев посвящена работа [6], где также рассмотрен ряд интересных примеров.

6. Выводы

1. На основе модели вихревой несущей линии разработан метод определения распределения циркуляции по размаху несущих поверхностей компоновки самолёта, обеспечивающей минимум индуктивного сопротивления при заданной подъёмной силе.
2. На основе теоремы инверсии круга получена оценка потерь в индуктивном сопротивлении при согласовании несущих и ненесущих элементов компоновки.
3. Получена аналитическая зависимость влияния законцовки на индуктивное сопротивление и изгибающий момент крыла.

Литература

1. *Ferri A., Clarke J., Ting L.* Favorable Interference in Lifting Systems in Supersonic Flow // *J. Aeron. Sci.* 24. N 11. P. 791–804.
2. *Воеводенко Н.В., Губанов А.А., Коваленко В.В., Притуло М.Ф., Притуло Т.М.* Полезная интерференция несущих поверхностей, фюзеляжей и воздухозаборников воздушно-реактивных двигателей при больших сверхзвуковых скоростях // *Учёные записки ЦАГИ.* 1998. Т. XXIX, № 1–2. С. 3–12.
3. *Келдыш В.В.* Полезная интерференция крыла и тела при сверхзвуковых скоростях // *Учёные записки ЦАГИ.* 1971. Т. II, № 1. С. 17–24.
4. *Withcomb Richard T.* A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets // *NASA-TN-D-8260.* July 1976. P. 30.
5. *Баринов В.А., Теперин Л.Л.* Минимальное индуктивное сопротивление крыла с законцовками при заданных значениях подъёмной силы и изгибающего момента // *Аэромеханика и газовая динамика.* 2003. № 2. С. 27–30.
6. *Ляпунов С.В.* Неплоские крылья минимального индуктивного сопротивления // *Изв. РАН. МЖГ.* 1993. № 2. С. 103–109.

References

1. *Ferri A., Clarke J., Ting L.* Favorable Interference in Lifting Systems in Supersonic Flow. J. Aeron. Sci. 24. N 11. P. 791–804.
2. *Voevodenko N.V., Gubanov A.A., Kovalenko V.V., Pritulo M.F., Pritulo T.M.* Favorable Interference of Lifting Surfaces, Fuselages and Air-bracing Engine Inlets at High Supersonic Speeds. TsAGI Scientific Notes. 1998. V. XXIX, N 1–2. P. 3–12.
3. *Keldysh V.V.* Favorable Interference of Wing and Body at Supersonic Speeds. TsAGI Scientific Notes. 1971. V. II, N 1. P. 17–24.
4. *Withcomb Richard T.* A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets. NASA-TN-D-8260. July 1976. P. 30.
5. *Barinov V.A., Teperin L.L.* Minimal inductive drag of wing with winglets at the given values of the lifting force and bending moment. Aeromechanics and gas dynamics. 2003. N 2. P. 27–30.
6. *Lyapunov S.V.* No flatted Wings of Minimal Inductive Drag. R.A. of Science Issue. Fluid and Gas Mechanics. 1993. N 2. P. 103–109.

Поступила в редакцию 19.11.2017