

УДК 629.7

DOI: 10.22213/2413-1172-2023-4-23-32

Величина циркуляции при формировании аэродинамического облика магистрального воздушного судна*

А. А. Горбунов, кандидат технических наук, доцент, Оренбургский государственный университет, Оренбург, Россия

А. Д. Припадчев, доктор технических наук, профессор, Оренбургский государственный университет, Оренбург, Россия

А. Г. Магдин, кандидат технических наук, Оренбургский государственный университет, Оренбург, Россия

Представлен механизм образования индуктивного сопротивления для крыла конечного размаха, а также возможный вариант учета величины циркуляции как управляющего параметра в процесс предварительного проектирования крыла магистрального воздушного судна, оснащенного дополнительными аэродинамическими поверхностями (законцовки крыла, winglet). Обеспечение наименьшего сопротивления трения достигается гладкостью поверхности крыла в сочетании с ламинарными профилями (с наибольшей длиной ламинарного участка пограничного слоя). При достижении критических значений числа M на крыле появляются сверхзвуковые зоны, поэтому необходимо максимально затянута возникновение волнового кризиса, – применить эффект скольжения для стреловидного крыла конечного размаха. Уменьшение индуктивного сопротивления возможно получить, применяя крыло большого удлинения или различные типы законцовок крыла, позволяющие управлять величиной циркуляции, локализовать процесс перетекания давления вблизи концевой части крыла конечного размаха за счет увеличения эффективного размаха. Исследования обтекания аэродинамической модели магистрального воздушного судна легли в основу концептуальной модели и математического обеспечения, реализующего методику выбора состава рациональных проектно-конструкторских параметров. Выявленные экспериментальные данные и функциональные зависимости позволили сформировать вектор параметров для формальной аэродинамической модели, связывающей геометрию модели воздушного судна (облик) и его аэродинамические характеристики через безразмерные коэффициенты при различных режимных характеристиках. Анализ результатов и последующая обработка с целью синтеза проектного решения на валидационном базисе предполагает применение формализованного многопараметрического подхода, т. е. необходима машинная (компьютерная) обработка. Реализация многопараметрического подхода в прикладном программном обеспечении на языке программирования C++ позволяет исследовать и устанавливать связи между параметрами и получать новый вариант проектной альтернативы на количестве данных меньшей размерности.

Ключевые слова: воздушное судно, проектирование элементов, вектор параметров, дополнительные аэродинамические поверхности (законцовки крыла, winglet).

Введение

Рассматривая направления совершенствования аэродинамики магистральных воздушных судов (ВС), при рациональном подходе (с точки зрения логики синтеза проектных решений) можно достичь значительных изменений в летно-технических характеристиках ВС: снижения аэродинамического сопротивления на крейсерских режимах полета на 10...20 %, уменьшения удельного расхода топлива, сокращения потребной взлетной дистанции с полной коммерческой загрузкой. Под совершенствованием аэродинамики понимается изменение обличевых характеристик (геометрические формы и взаимное расположение агрега-

тов магистрального ВС) системы несущих поверхностей, включающей крыло и оперение. В связи с тем, что оперение является средством аэродинамической балансировки для магистрального ВС классической аэродинамической схемы, наибольший эффект достигается за счет модификации и модернизации крыла. Современная практика и научные исследования показали, что использование дополнительных аэродинамических поверхностей (ДАП) (законцовки крыла, winglet) позволяет повысить аэродинамическую эффективность ВС, вследствие чего снижается расход топлива [1–4].

Целью исследования является разработка научно-методического обеспечения, включаю-

© Горбунов А. А., Припадчев А. Д., Магдин А. Г., 2023

* Работа проведена в рамках стипендии Президента РФ № СП-1811.2021.1 от 29.12.2020 г. для молодых ученых и аспирантов на выполнение научного исследования по теме «Расширение информационных основ технологии формирования облика летательного аппарата нового поколения».

щего методики, модели, прогнозирование, совершенствующие принципы проектирования магистрального ВС, обеспечивающие повышение точности и снижение временных затрат на ранних стадиях и этапах проектирования.

Практическая значимость заключается в разработке научных основ и формальных моделей, построенных на теоретико-экспериментальных подходах в процессе выбора рационального состава проектно-конструкторских параметров, описывающих аэродинамический облик магистрального ВС, оснащенного законцовками крыла, отличающихся от существующих комплексностью учитываемых параметров в оценке эффективности ВС при одинаковых условиях функционирования.

Формулировка задачи

Процесс проектирования крыла магистрального ВС на этапе проектирования элементов может быть представлен как взаимосвязанный процесс отыскания потребных характеристик по выбранному критерию эффективности (Проектирование самолетов / под ред. М. А. Погосяна. 5-е изд., перераб. и доп. М. : Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.). Критерием эффективности на данном этапе выступает реше-

ние оптимизационной задачи по минимизации относительной массы крыла $\bar{m}_{кр}$, выраженной в виде целевой функции $f_0^2 = \bar{m}_{кр} \rightarrow \min$. Ограничения будут выступать: величина дальности полета L_p , значения удельной нагрузки на крыло p_0 , число Маха на крейсерском режиме полета $M_{кр}$, скорость захода на посадку $V_{з.п.}$. Переменными выступают: коэффициент лобового сопротивления C_x и коэффициент подъемной силы C_y , величина и характер циркуляции Γ , эффективное удлинение крыла $\lambda_{эф}$, сужение крыла η , угол стреловидности крыла по 1/4 хорде χ , площадь крыла $S_{кр}$, масса ВС в первом приближении m_0 и допускаемая величина напряжения в элементах конструкции при заданной конструктивно-силовой схеме σ (рис. 1). Управляющими параметрами выступают ДАП, оказывающие влияние на характер изменения циркуляции Γ вдоль размаха крыла, что приводит к изменению безразмерных коэффициентов C_x и C_y . На выходе можно получить параметризованную плановую проекцию крыла.

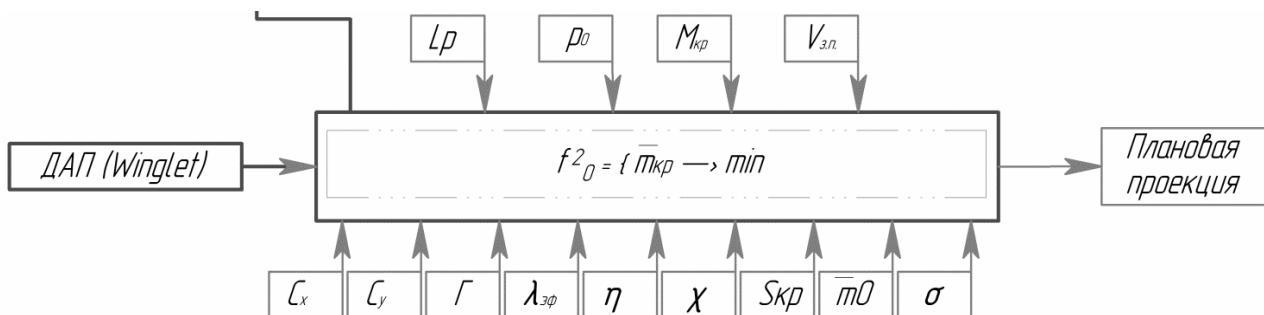


Рис. 1. Проектирование элементов магистрального ВС, «крыло + ДАП»

Fig. 1. Design of mainline aircraft elements, «wing + AAS»

С точки зрения аэродинамического проектирования крыло можно заменить крылом бесконечного размаха в первом приближении в виде бесконечно длинного вихревого шнура, который называется присоединенным вихрем крыла [5–7]. В связи с тем, что величина индуктивного сопротивления для крыла бесконечного размаха вовсе не существует, а для крыла конечного размаха не имеет однозначной (определенной) точки приложения, и ее величина не может быть однозначно определена без применения экспериментальных методов исследования, на этапе проектирования элементов ВС целесообразно использовать некоторый коэффициент, полученный по результатам НИОКР.

К крылу конечного размаха вводить только присоединенный конечный вихрь нельзя, так как это будет противоречить теореме Гельмгольца о вихрях, в силу которой вихрь не может прерываться в жидкости (в данном случае на торцах крыла). Поэтому в качестве приближенной модели крыло конечного размаха можно заменить одним присоединенным вихрем с двумя хвостами, причем присоединенный вихрь должен быть в пределах крыла, а хвосты, называемые свободными вихрями, должны выйти за пределы крыла в торцах и, подхваченные потоком, простираться на бесконечность.

Для крыла конечного размаха обтекание имеет не плоскопараллельный характер, а про-

странственный, особенно вблизи его концов. При этом концы крыла влияют на распределение давления по всей его поверхности. Таким образом, крыло конечного размаха можно заменить одним бесконечным вихревым шнуром не прямолинейной, а П-образной (подковообразной) формы в плане (рис. 2).

Наличие свободных вихревых шнуров, тянущихся за крылом конечного размаха, обнаруживается при опытах в аэродинамических трубах с помощью шелковинок или дыма. Следует отметить, что в принятой простейшей вихревой схеме циркуляция вдоль крыла конечного размаха предполагалась постоянной, однако опыт показал, что циркуляция вдоль размаха крыла меняется [8–10]. В центральной части прямоугольного крыла она имеет максимум, а на концах – минимум. Чтобы сохранить принятую схему для переменной циркуляции, взамен одного П-образного вихревого шнура крыло можно заменить системой П-образных вихревых

нитей. Вдоль каждой такой вихревой нити циркуляция будет постоянной, однако при переходе от одного сечения крыла к другому она будет меняться скачкообразно (рис. 3).

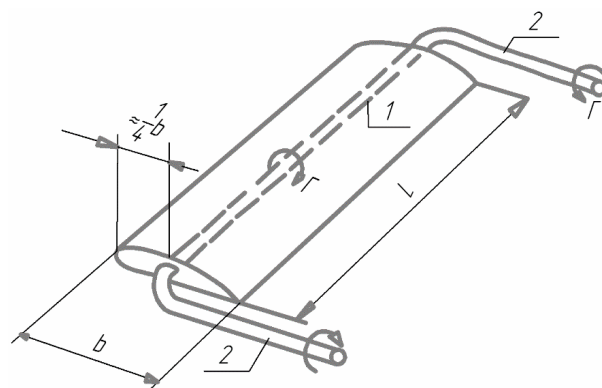


Рис. 2. Вихревая схема крыла конечного размаха: 1 – присоединенный вихрь; 2 – свободный вихрь

Fig. 2. Vortex diagram of a finite span wing: 1 - attached vortex; 2 - free vortex

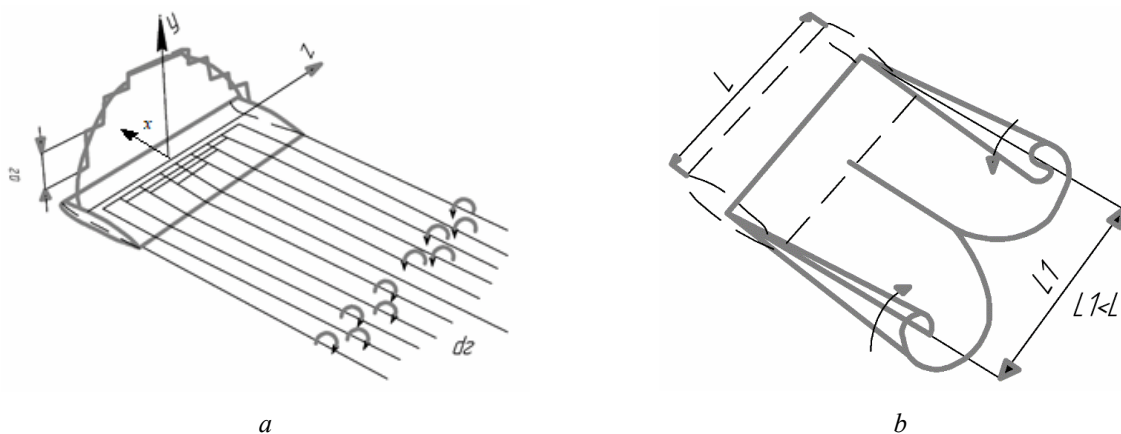


Рис. 3. Схема крыла конечного размаха:

a – вихревая пелена (отложено на диаграмме вдоль оси x); *b* – свертывающаяся вихревая пелена

Fig. 3. Finite span wing diagram:

a - vortex sheet (plotted along the x - axis in the diagram); *b* - curtailed vortex sheet

Чтобы циркуляция вдоль крыла изменялась непрерывно, необходимо, чтобы число подковообразных вихрей стремилось к бесконечности. В этом случае за крылом свободные вихри сольются в единое целое и образуют вихревую пелену, состоящую из бесконечно большого числа сходящихся с крыла вихревых нитей. Исследования вихревой пелены за крылом показывают, что она неустойчива и вскоре после сбегания с крыла свертывается в два вихревых шнура конической формы. Этот факт в теории крыла конечного размаха не учитывается, так как учесть его с математической точки зрения крайне затруднительно [11–13].

Всякое несущее тело, в том числе крыло, испытывает со стороны жидкости (газа) действие подъемной силы, обычно направленной вверх. Реакция крыла направлена вниз. Под крылом конечного размаха создается повышенное давление (подпор), над крылом – пониженное (подсос). Разность давлений вызывает движение воздуха, направленное вниз. Однако около торцов крыла воздух, наоборот, поднимается вверх. Кроме того, по мере удаления от оси симметрии крыла величины разрежения и повышенного давления изменяются, что приводит к появлению поперечных токов, направленных от большего давления к меньшему.

Концевые свободные вихри зарождаются в результате перетекания воздуха с нижней стороны крыла из области повышенного давления в область разрежения на верхней его стороне.

Эти движения воздуха около крыла накладываются на поступательный поток и отклоняют его вниз. У крыла конечного размаха появляется скос потока (рис. 4).

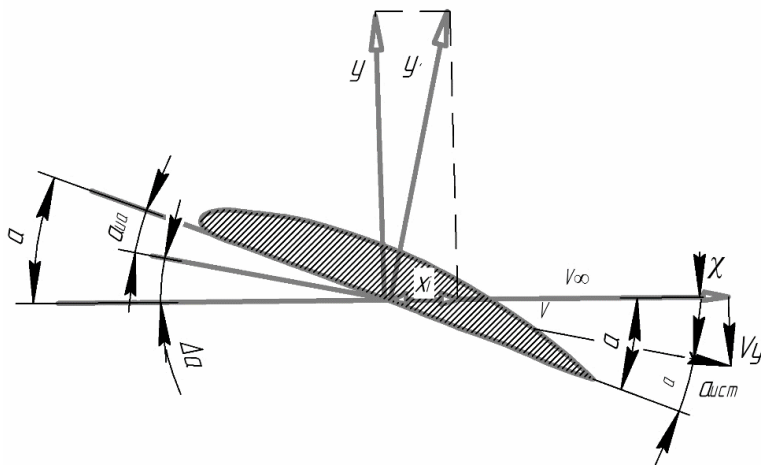


Рис. 4. Скос потока для крыла бесконечного размаха под углом атаки α , эквивалентного крылу конечного размаха

Fig. 4. Flow slope for a wing of infinite span at an angle α equivalent to a wing of finite span

Угол скоса $\Delta\alpha$ зависит от величины вертикальной скорости V_y , индуцированной крылом. Так как обычно этот угол мал, то его можно записать в следующем виде:

$$\operatorname{tg} \Delta\alpha \approx \Delta\alpha = \frac{V_y}{V_\infty}. \quad (1)$$

Благодаря скосу потока истинный угол атаки крыла будет отличаться от геометрического на величину $\Delta\alpha$:

$$\alpha_{\text{ист}} = \alpha - \Delta\alpha = \alpha - \frac{V_y}{V_\infty}. \quad (2)$$

Поворот вектора скорости набегающего потока на угол $\Delta\alpha$ вызывает такой же поворот вектора подъемной силы \bar{Y} ; однако с точки зрения динамики полета действительно подъемной силой будет не вся сила Y' , а ее составляющая, нормальная к направлению невозмущенного потока, которая вычисляется по формуле

$$\begin{aligned} Y &= Y' \cos \Delta\alpha \approx \bar{Y} \Rightarrow \\ X_i &= Y = \bar{Y} \operatorname{tg} \Delta\alpha \approx Y \Delta\alpha. \end{aligned} \quad (3)$$

Сила X_i направлена по потоку в сторону, обратную движению крыла, и называется индуктивным сопротивлением. Таким образом, у крыла конечного размаха благодаря скосу потока из-за влияния концов крыла появляется

сопротивление особого рода. Это сопротивление не связано ни с вязкостью или трением, ни со срывом потока, т. е. у крыла конечного размаха даже в идеальной жидкости (газ) будет возникать индуктивное сопротивление.

Физическое исследование обтекания аэродинамической модели магистрального ВС

Характеристики аэродинамической модели ВС для различных кондиций воздействия воздушного потока определялись путем проведения программы испытания с применением двух дозвуковых аэродинамических труб АД Т-1 ОГУ и АД Т-3 СГАУ постоянного действия с открытой рабочей частью, замкнутого типа, высокоавтоматизированной системой обработки и хранения данных. В проведенных экспериментальных исследованиях было обеспечено полное геометрическое подобие для аэродинамических моделей ВС (рис. 5).

Соблюдение равенств безразмерных коэффициентов в поставленном эксперименте не представляется возможным в связи с режимными характеристиками аэродинамических труб, поэтому использовался принцип условного подобия, т. е. принцип автомодельности (Аэродинамические трубы дозвуковых и сверхзвуковых скоростей: методическое пособие / В. Т. Калугин, А. Ю. Луценко, Е. Г. Столярова, А. И. Хлупнов. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 28 с.).

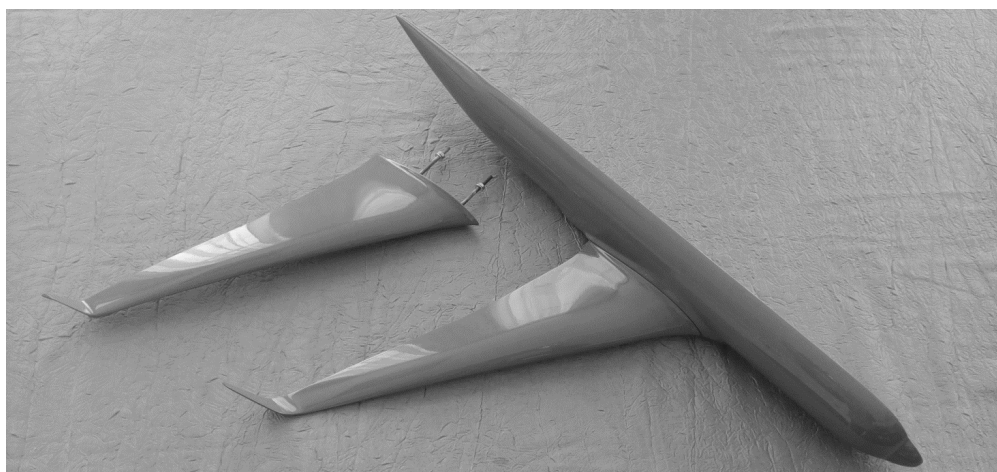


Рис. 5. Аэродинамическая модель компоновки элементов магистрального ВС «фюзеляж + крыло + ДАП»

Fig. 5. Aerodynamic model of the arrangement of main aircraft elements «fuselage + wing + AAS»

Информационная измерительная система (ИИС) дозвуковых аэродинамических труб – многоканальная измерительная структура, основой которой является программируемый терминал Omron для АДТ Т-1 ОГУ и L-1250 для АДТ Т-3 СГАУ, программируемых логическими контроллерами, а также совокупность программно-технических средств с блочно-модульной структурой и универсальным вычислительным ядром. Процессор обеспечивает ввод аналоговой информации, ее анализ в независимом от компьютера режиме с последующим сообщением результатов анализа. Управление ИИС от ЭВМ осуществляется специальными программами-драйверами с помощью программируемых логических контроллеров CJ2M [14–16].

Основные модифицируемые параметры в процессе постановки эксперимента: углы уста-

новки аэродинамической модели, град: –10; –8; –6; –4; –2; 0; 2; 4; 6; 8; 10 соответственно; скорость потока, изменяемая для каждого угла установки моделей, м/с: 10; 15; 20; 25; 30.

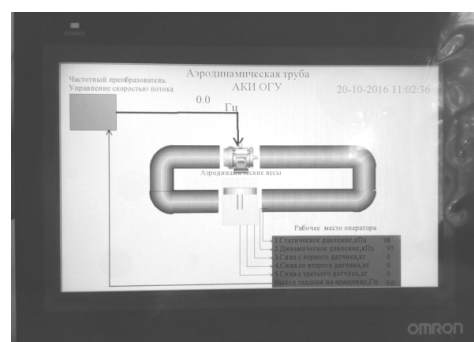
С помощью встроенных инструментов ИИС задается шаг времени отображения поступающих параметров с аэродинамических весов и вывод информации в виде гистограмм и графиков (рис. 6).

Дальнейшая постобработка результатов весовых испытаний показала незначительный разброс экспериментальных данных в пределах 7%.

По проведенным весовым испытаниям получены безразмерные аэродинамические коэффициенты для различных углов атаки и скоростей потока, результаты весовых испытаний систематизированы и упорядочены по скоростям продувки, углам установки моделей.



a



b

Рис. 6. Аэродинамическая труба АДТ Т-1: а – общий вид; б – терминал управления

Fig. 6. Aerodynamic tube ADT T-1: a - general view; b - control terminal

Обсуждение результатов

На примере компоновки элементов «фюзеляж + крыло + ДАП» наблюдается следующее. Физический смысл от применения ДАП заклю-

чается в изменении величины эффективного удлинения крыла. Геометрическая интерпретация изменения величины эффективного удлинения выглядит как эквивалентное крыло с сопос-

тавимой площадью, но большего размаха, где $S_1 = S_2$, а $\lambda_{эф2} > \lambda_{эф1}$ [17–20].

При аэродинамическом проектировании крыла необходимо стремиться к эллиптическому характеру распределения подъемной силы и величины циркуляции вдоль размаха, но на практике мы можем наблюдать следующую характерную картину (рис. 7).

На закон распределения циркуляции оказывает воздействие фюзеляж ВС; характер его влияния для заданной аэродинамической схемы

изменить практически невозможно, но возможно добиться увеличения величины подъемной силы на концевых частях крыла за счет его оснащения ДАП.

Рассматривая распределение величины подъемной силы и ее характер изменения вдоль размаха крыла, оснащенного ДАП (рис. 8), наблюдается заметное увеличение величины подъемной силы на концевой части крыла, при этом величина циркуляции Γ принимает практически эллиптическую форму.

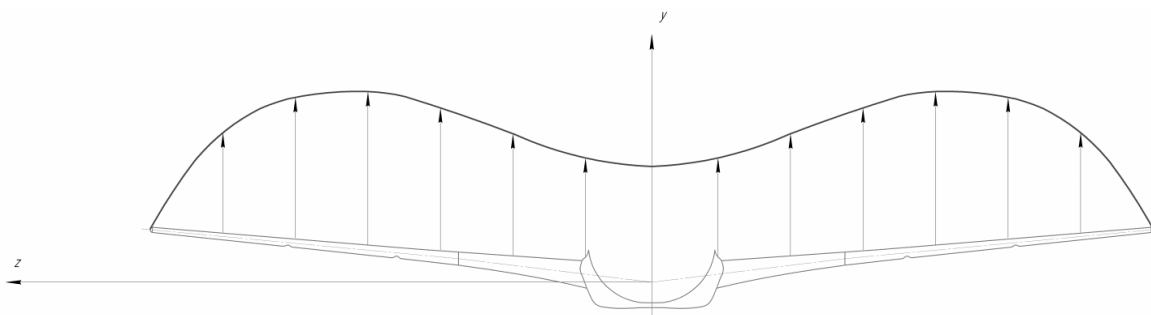


Рис. 7. Распределение подъемной силы вдоль размаха крыла магистрального ВС без ДАП (отложено на диаграмме вдоль оси y)

Fig. 7. Distribution of lift force along the wingspan of a mainline aircraft without AAS (plotted along the y – axis in the diagram)

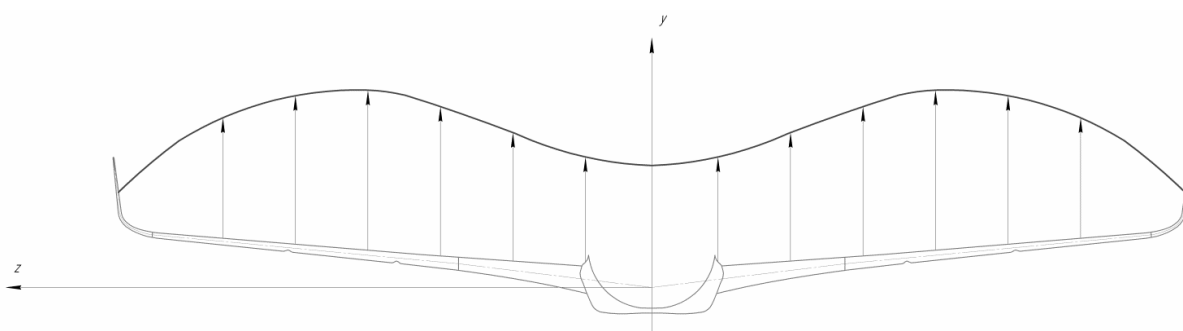


Рис. 8. Распределение подъемной силы вдоль размаха крыла магистрального ВС с ДАП, тип «крылышко» (отложено на диаграмме вдоль оси y)

Fig. 8. Distribution of lift along the wingspan of a mainline aircraft with AAS, type “wing” (plotted along the y – axis in the diagram)

Такой процесс распределения циркуляции Γ обусловлен характером процессов обтекания стреловидного крыла большого удлинения $\lambda > 5$ при больших дозвуковых скоростях полета при числе $M \leq 1$. При аэродинамическом проектировании крыла необходимо выполнение ряда требований, которые можно сформулировать следующим образом:

- обеспечение возможно меньшего аэродинамического сопротивления;
- обеспечение максимально возможной величины подъемной силы на протяжении всего профиля полета;

- обеспечение продольной и поперечной устойчивости и управляемости.

В случае уменьшения удлинения крыла усиливается эффект перетекания у торцов крыла, а наличие стреловидности способствует перетеканию давления вдоль передней кромки крыла. В результате взаимодействия линий тока в местах перетекания давления за задней кромкой крыла образуется вихревая пелена, а на торцевых частях – мощный концевой вихрь. Такой характер циркуляции Γ порождает появление вредного сопротивления, получившего название индуктивного C_{xi} . В конечном итоге отклонения

линий тока от общего обтекания крыла потоком воздуха приводит к изменению вектора подъемной силы C_y за счет его отворота на некоторый угол. Характерная картина циркуляции потока вдоль размаха крыла магистрального ВС без ДАП представлена на рисунке 9. Ось X направлена по направлению полета.

Применение различных типов ДАП позволяет частично предотвратить и локализовать процесс перетекания давления вблизи концевой части крыла и изменить характер обтекания крыла конечного размаха, при этом для ДАП типа «крылышко» линии тока вдоль размаха крыла приобретают вид, как показано на рисунке 10.

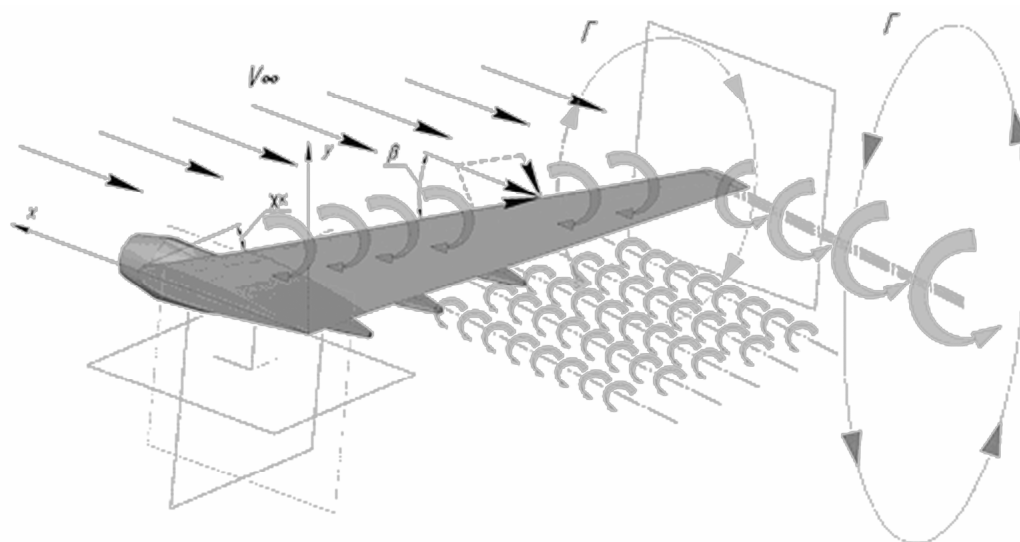


Рис. 9. Картина обтекания крыла бесконечным потоком со скоростью V_∞ магистрального ВС без ДАП
 Fig. 9. The pattern of infinite flow around the wing of a mainland aircraft without AAS with a velocity of V_∞

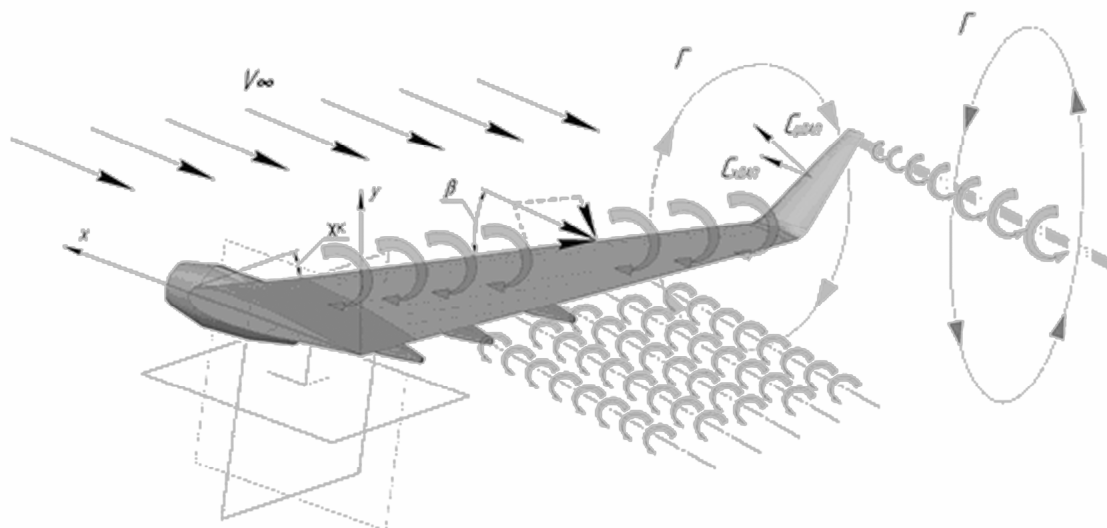


Рис. 10. Картина обтекания крыла бесконечным потоком со скоростью V_∞ магистрального ВС с ДАП типа «крылышко»

Fig. 10. The pattern of infinite flow around the wing of a mainland aircraft with AAS of the type “wing” with a velocity of V_∞

Поворот вектора подъемной силы C_y полностью не компенсируется за счет использования ДАП, но изменение вектора и частичная локализация линий тока на концевой части ДАП позволяют ослабить мощный концевой вихрь. Ве-

личина индуктивного сопротивления снижается, что приводит к увеличению значения эффективного удлинения крыла и, как следствие, повышению аэродинамического качества и снижению лобового сопротивления C_x .

Характерный профиль полета (траектория или циклограмма) для магистрального ВС предполагает длительный полет на больших дозвуковых скоростях при числе $M \leq 1$ и относительно небольшом угле атаки. В таких условиях (режимах эксплуатации) часть сопротивления крыла определяется сопротивлением трения. Сопротивление давления при относительно небольшой величине толщины профиля крыла составляет существенно меньшее значение, поэтому для обеспечения наименьшего сопротивления трения целесообразно обеспечить максимально возможную гладкость поверхности крыла и применять профили с наибольшей длиной ламинарного участка пограничного слоя. В случае приближения к критическому значению числа M на крыле появляются сверхзвуковые зоны, приводящие к появлению волнового сопротивления, поэтому необходимо максимально затянута появление волнового кризиса, в связи с чем применяется эффект скольжения для стреловидного крыла конечного размаха.

Так как невозможно получить подъемную силу крыла конечного размаха без индуктивного сопротивления, то оно является мерой энергии, затрачиваемой на создание подъемной силы. Действительно, если представить себе, что подъемная сила создается вследствие отбрасывания крылом вниз масс воздуха, то подъемная сила должна быть равна количеству движения этих отбрасываемых масс. Для непрерывного отбрасывания масс воздуха вниз затрачивается мощность, равная произведению силы на скорость полета, причем силой в данном случае является сила индуктивного сопротивления.

При заданной подъемной силе и, следовательно, заданном количестве движения отбрасываемого вниз воздуха выгоднее с энергетической точки зрения отбрасывать большую массу с меньшей скоростью. При заданной скорости полета можно отбрасывать большую массу, только имея большой размах крыла, т. е. захватывая большой объем воздуха. Следовательно, для уменьшения индуктивного сопротивления выгоднее иметь большой размах крыла или большое относительное удлинение и летать с большой скоростью, а также можно применять так называемые ДАП. Действие законцовок, задерживающих перетекание у концов крыла, приводит к увеличению эффективного размаха, т. е. крыло приобретает новое эффективное удлинение больше геометрического.

Выводы

Полученные экспериментальные данные и функциональные зависимости легли в основу

формальной аэродинамической модели, связывающей геометрию модели ВС (облик) и его аэродинамические характеристики через безразмерные коэффициенты при различных режимных характеристиках. Результаты приняты в проектную и конструкторскую деятельность АО ПО «Стрела», филиал АО ВПК «НПО «Машиностроение» – КБ «Орион», а также в АО «Государственная корпорация «Ростех», «РТ-Техприемка».

Зафиксированные результаты исследования нашли практическое применение в концептуальной модели, математическом обеспечении и прикладном ПО, реализующем методику выбора состава рациональных проектно-конструкторских параметров, что обеспечивает тождественность с позиции комплексности учитываемых параметров в оценке эффективности ВС при одинаковых условиях функционирования, инвариантное к типу ВС и составным элементам, а применение языка программирования C++ консолидирует разработанное ПО на предприятия авиационного и оборонно-промышленного кластера.

Библиографические ссылки

1. Климova А. А., Вожаев В. В. Применение современных численных методов для исследования аэродинамических характеристик механизированных крыльев // *Авиационная промышленность*. 2021. № 1. С. 14–20.
2. Гайнутдинов В. Г., Гайнутдинова Т. Ю., Трусуфус М. В. О расчетно-экспериментальных исследованиях при выборе проектных параметров элементов управления планера самолета вертикального взлета и посадки // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2020. № 1. С. 3–8.
3. Погосян М. А. Авиастроение: перспективы развития // *Труды ГосНИИАС. Серия: Вопросы авионики*. 2018. № 3 (36). С. 75–80.
4. Разработка облика самолета с использованием высокоточных методов вычислительной аэродинамики и оптимизации / К. С. Анисимов, Е. В. Кажан, И. А. Курсаков, А. В. Лысенков, В. Ю. Подаруев, А. А. Савельев // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26, № 2. С. 7–19.
5. Пархаев Е. С., Семенчиков Н. В. Методика аэродинамической оптимизации крыльев малоразмерных беспилотных летательных аппаратов // *Вестник Московского авиационного института*. 2018. Т. 25, № 3. С. 7–16.
6. Горбунов А. А., Припадчев А. Д., Магдин А. Г. *Аэромеханика летательных аппаратов* : монография. Оренбург : ОГУ, 2022. 119 с.
7. Mukohara H., Anyoji M. (2022) Computational Analysis of Compressibility Effect on Flow Field and Aerodynamics at Low Reynolds Numbers. *Physics of Fluids*, 2022, vol. 34, no. 51.

8. Скворцов Е. Б., Чанов М. Н., Шелехова С. В. Методы интеграции в концептуальном проектировании самолетов транспортной категории // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2023. № 3. С. 14–27.
9. Глазков С. А., Горбушин А. Р., Семенов А. В. Развитие расчетных и экспериментальных методов для повышения точности испытаний // Труды ЦАГИ. 2019. № 2783. С. 127–164.
10. Принятие решений в многокритериальных задачах на этапе обликового проектирования авиационно-ракетной техники / С. И. Голубев, В. В. Малышев, С. А. Пиявский, К. И. Сыпало // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2020. № 2. С. 89–97.
11. Khan S., Sharma S. (2019) Analysis of Cloud Computing for Security Issues and Approaches. *International Journal on Emerging Technologies*, 2019, vol. 10, no. 1, pp. 68-73.
12. Rahman Md R. (2020) Computational Analysis of Aerodynamic Parameters for Supersonic Artillery Projectiles. *SSRG International Journal of Mechanical Engineering*, 2020, vol. 7, no. 8, pp. 5-17.
13. Численные исследования влияния угла скольжения на интерференцию воздушного винта и крыла сверхбольшого удлинения / О. В. Павленко, Е. А. Пигусов, А. Сантош, М. Г. Реслан // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30, № 1. С. 23–35.
14. Choudhary R., Garg A.K. (2019) Fixed Point Results in Parametric Metric Space. *International Journal on Emerging Technologies*, 2019, vol. 10, no. 2b, pp. 100-104.
15. Гайнутдинов В. Г., Гайнутдинова Т. Ю., Трусфус М. В. О расчетно-экспериментальных исследованиях при выборе проектных параметров элементов управления планера самолета вертикального взлета и посадки // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 1. С. 3–8.
16. Автоматизированная система информационно-аналитической поддержки процесса многодисциплинарного проектирования авиационной техники / В. Н. Евдокименков, Н. Б. Топоров, М. Н. Красильщиков, К. С. Анисимов, К. И. Сыпало // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2023. Т. 20, № 7 (229). С. 35–43.
17. Туркин И. К., Парафесь С. Г. Об одном подходе к проектированию системы «руль – привод» с учетом требований аэроупругой устойчивости // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 1. С. 71–77.
18. Kim H., May-Fun (2019) Liou Flow Simulation and Drag Decomposition Study of N3-X Hybrid Wing-Body Configuration. *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 85, pp. 24-39.
19. Corrado G. (2022) Recent Progress, Challenges and Outlook for Multidisciplinary Structural Optimization of Aircraft and Aerial Vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 2022, vol. 135, p. 100861.
20. Komarov V.A. (2018) Dimensionless Criterion of Power Perfection of a Structure. *Mechanics of Solids*, 2018, vol. 53, iss. 4, pp. 385-396.

References

1. Klimova A.A., Vozhdaev V.V. (2021) [Application of modern numerical methods to study the aerodynamic characteristics of powered wings]. *Aviacionnaja promyshlennost'*, 2021, no. 1, pp. 14-20 (in Russ.).
2. Gajnutdinov V.G. Gajnutdinova T.Yu., Trusfus M.V. (2020) [On computational and experimental studies when choosing design parameters of the glider controls of a vertical take-off and landing aircraft]. *Izvestija vysshih uchebnyh zavedenij. Aviacionnaja tehnika*, 2020, no. 1, pp. 3-8 (in Russ.).
3. Pogosyan M.A. (2018) [Aircraft industry: development prospects]. *GosNIAS. Serija: Voprosy avioniki*, 2018, no. 3 (36), pp. 75-80 (in Russ.).
4. Anisimov K.S., Kazhan E.V., Kursakov I.A., Lysenkov A.V., Podaruev V.Yu., Savel'ev A.A. (2019) [Designing the appearance of an aircraft using high-precision methods of computational aerodynamics and optimization]. *Vestnik Moskovskogo aviacionnogo instituta*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 7-19 (in Russ.).
5. Parhaev E.S., Semenchikov N.V. (2018) [Methodology for aerodynamic optimization of the wings of small-sized unmanned aerial vehicles]. *Vestnik Moskovskogo aviacionnogo instituta*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 7-16 (in Russ.).
6. Gorbunov A.A., Pripadchev A.D., Magdin A.G. (2022) *Aeromekhanika letatel'nyh apparatov* [Aeromechanics of aircraft]. Orenburg: OGU Publishing, 2022, 119 p. (in Russ.).
7. Mukohara H., Anyoji M. (2022) Computational Analysis of Compressibility Effect on Flow Field and Aerodynamics at Low Reynolds Numbers. *Physics of Fluids*, 2022, vol. 34, no. 51.
8. Skvorcov E.B., Chanov M.N., Shelekhova S.V. (2023) [Integration methods in the conceptual design of transport category aircraft]. *Polet. Obshherossijskij nauchno-tehnicheskij zhurnal*, 2023, no. 3, pp. 14-27 (in Russ.).
9. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Semenov A.V. (2019) [Development of computational and experimental methods to improve test accuracy]. *Trudy CAGI*, 2019, no. 2783, pp. 127-164 (in Russ.).
10. Golubev S.I., Malyshev V.V., Piyavskij S.A., Sy-palo K.I. (2020) [Decision making in multi-criteria problems at the stage of design design of aircraft and missile technology]. *Izvestija Rossijskoj akademii nauk. Teorija i sistemy upravlenija*, 2020, no. 2, pp. 89-97 (in Russ.).
11. Khan S., Sharma S. (2019) Analysis of Cloud Computing for Security Issues and Approaches. *International Journal on Emerging Technologies*, 2019, vol. 10, no. 1, pp. 68-73.
12. Rahman Md R. (2020) Computational Analysis of Aerodynamic Parameters for Supersonic Artillery Projectiles. *SSRG International Journal of Mechanical Engineering*, 2020, vol. 7, no. 8, pp. 5-17.

13. Pavlenko O.V., Pigusov E.A., Santosh A., Reslan M.G. (2023) [Numerical studies of the influence of glancing angle on the interference of a propeller and an ultra-high aspect ratio wing]. *Vestnik Moskovskogo aviacionnogo instituta*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 23-35 (in Russ.).

14. Choudhary R., Garg A.K. (2019) Fixed Point Results in Parametric Metric Space. *International Journal on Emerging Technologies*, 2019, vol. 10, no. 2b, pp. 100-104.

15. Gajnutdinov V.G., Gajnutdinova T.Yu., Trusfus M.V. (2020) [On computational and experimental studies when choosing design parameters of the glider controls of a vertical take-off and landing aircraft]. *Izvestija vysshih uchebnyh zavedenij. Aviacionnaja tehnika*, 2020, no. 1, pp. 3-8 (in Russ.).

16. Evdokimenkov V.N., Toporov N.B., Krasil'shchikov M.N., Anisimov K.S., Sypalo K.I. (2023) [Automated system of information and analytical support

for the process of multidisciplinary aircraft design]. *Vestnik komp'yuternyh i informacionnyh tehnologij*, 2023, vol. 20, no. 7 (229), pp. 35-43 (in Russ.).

17. Turkin I.K., Parafes' S.G. (2020) [On one approach to designing a steering wheel-drive system taking into account the requirements of aeroelastic stability]. *Izvestija vysshih uchebnyh zavedenij. Aviacionnaja tehnika*, 2020, no. 1, pp. 71-77 (in Russ.).

18. Kim H., May-Fun (2019) Liou Flow Simulation and Drag Decomposition Study of N3-X Hybrid Wing-Body Configuration. *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 85, pp. 24-39.

19. Corrado G. (2022) Recent Progress, Challenges and Outlook for Multidisciplinary Structural Optimization of Aircraft and Aerial Vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 2022, vol. 135, p. 100861.

20. Komarov V.A. (2018) Dimensionless Criterion of Power Perfection of a Structure. *Mechanics of Solids*, 2018, vol. 53, Iss. 4, pp. 385-396.

The Amount of Circulation when Forming the Aerodynamic Appearance of a Main Aircraft

A.A. Gorbunov, PhD in Engineering, Associate Professor, Orenburg State University, Orenburg, Russia

A.D. Pripadchev, DSc in Engineering, Professor, Orenburg State University, Orenburg, Russia

A.G. Magdin, PhD in Engineering, Orenburg State University, Orenburg, Russia

The work proposed by the authors describes the mechanism for the formation of induced drag for a wing of finite span, as well as a possible option for taking into account the circulation value as a control parameter in the process of preliminary design of a mainline aircraft wing equipped with additional aerodynamic surfaces (wing tips, winglets). Providing the least frictional resistance is achieved by the smoothness of the wing surface in combination with laminar profiles (with the greatest length of the laminar section of the boundary layer), when critical values of the M number are reached, supersonic zones appear on the wing, therefore it is necessary to delay the occurrence of the wave crisis as much as possible - apply the sliding effect for the swept wing of the final scope. A reduction in inductive drag can be achieved by using a high aspect ratio wing or various types of wing tips, which make it possible to control the amount of circulation and localize the process of pressure flow near the end part of a wing of finite span by increasing the effective span. The study of the flow around an aerodynamic model of a mainline aircraft formed the basis of the conceptual model and mathematical support that implements the methodology for selecting the composition of rational design parameters. The identified experimental data and functional dependencies made it possible to form a vector of parameters for a formal aerodynamic model, connecting the geometry of the aircraft model (shape) and its aerodynamic characteristics through dimensionless coefficients for various operating characteristics. Analysis of the results and subsequent processing in order to synthesize a design solution on a validation basis involves the use of a formalized multi-parameter approach, i.e. machine (computer) processing is required. The implementation of a multi-parameter approach in application software in the C++ programming language will allow us to explore and establish connections between parameters and obtain a new version of the design alternative using a smaller amount of data.

Keywords: aircraft, element design, vector of parameters, additional aerodynamic surfaces (wingtips, winglet).

Получено 24.10.2023

Образец цитирования

Горбунов А. А., Припадчев А. Д., Магдин А. Г. Величина циркуляции при формировании аэродинамического облика магистрального воздушного судна // Вестник ИжГТУ имени М. Т. Калашникова. 2023. Т. 26, № 4. С. 23–32. DOI: 10.22213/2413-1172-2023-4-23-32

For Citation

Gorbunov A.A., Pripadchev A.D., Magdin A.G. (2023) [The Amount of Circulation when Forming the Aerodynamic Appearance of a Main Aircraft]. *Vestnik IzhGTU imeni M.T. Kalashnikova*, 2023, vol. 26, no. 4, pp. 23-32 (in Russ.). DOI: 10.22213/2413-1172-2023-4-23-32