
СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ РАЗРАБОТКИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

УДК 629.735

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРЫЛА МАГИСТРАЛЬНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА

А. А. Горбунов, А. Д. Припадчев

Оренбургский государственный университет

Поступила в редакцию 16.12.2016 г.

Аннотация. В представленной статье предложена «Концепция стратегии развития проектно-производственной среды», позволяющая реализовывать этапы жизненного цикла «Проектирование – Производство – Эксплуатация». Формализованный вид процесса проектирования магистрального воздушного судна выполнен в виде логико-структурной схемы синтеза проектных решений. Сформированный и формализованный подход по включению дополнительной аэродинамической поверхности в уравнение существования самолета позволяет перейти на новый уровень качества процесса проектирования магистрального воздушного судна.

Ключевые слова: жизненный цикл, нисходящее проектирование, магистральное воздушное судно, дополнительные аэродинамические поверхности, этапы проектирования, величина циркуляции, проектные процедуры.

Annotation. This paper introduces the «Concept development strategy design and production environment» allowing to realize lifecycle phase «Designing – Production – Operation». The formalized type of design process of the commercial airliner is executed in the form of the logiko-skeleton diagram of synthesis of project decisions. Formed and formalized approach on inclusion additional aerodynamic surface in the plane of existence the equation allows to pass, a new level of quality in the design process of the main aircraft.

Keywords: life cycle, the descending design, commercial airliner, additional aerodynamic surfaces, design stages, circulation size, the design procedures.

ВВЕДЕНИЕ

Современное магистральное воздушное судно (ВС) – сложная техническая система, проектирование и разработка которой представляет собой многоэтапный итерационный процесс, видоизменяющийся во времени. Проектирование, производство и эксплуатация магистрального ВС требуют привлечения больших материальных ресурсов, необходимых для проведения научно-исследовательских (НИР), опытно-конструкторских работ (ОКР), а также поисковых работ для синтеза

эффективных технических решений, по выбранным критериям эффективности.

Безопасное и эффективное функционирование магистрального ВС по критерию «стоимость-эффективность» в условиях воздействия различных по природе факторов, изменяющихся в течение времени, предполагает к гармоничному взаимодействию компонентов, входящих в структуру ВС. Структура ВС представляет собой большое количество взаимосвязанных компонентов, состоящих из агрегатов, подразделяющихся на следующих уровнях на конструктивные элементы и функциональные блоки. Такое деление позволяет проводить проектирование ВС в

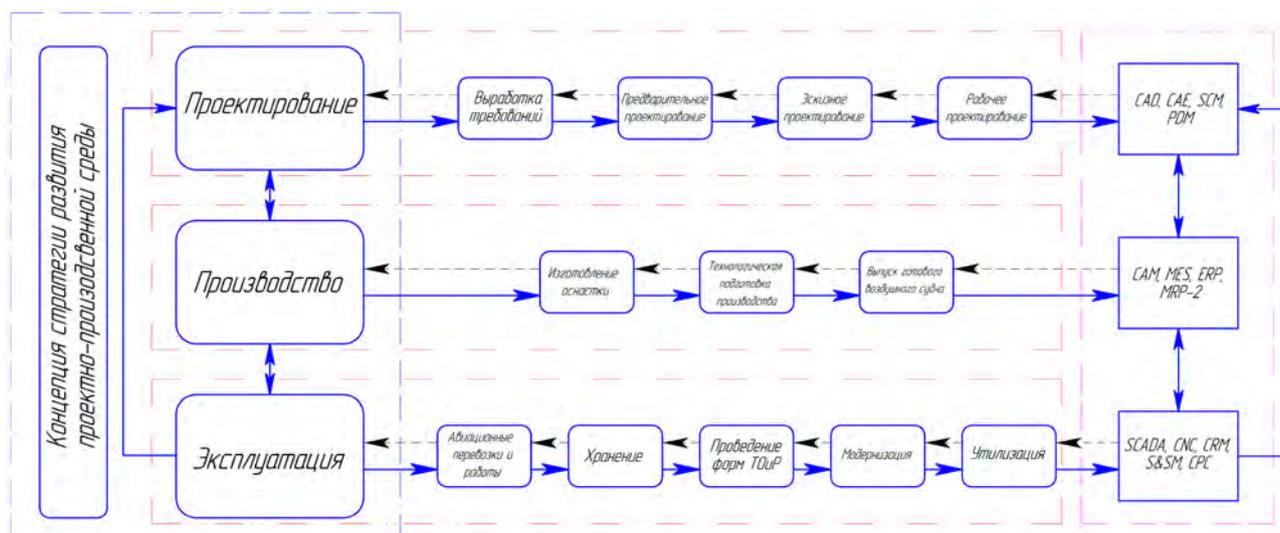


Рис. 1. Реализации жизненного цикла «Проектирование – Производство – Эксплуатация» магистрального ВС

решении задач малой размерности (нисходящее проектирование) для несуществующего объекта на ранних стадиях проектирования. Несмотря на явные преимущества, при таком подходе существуют и недостатки, т. к. работа на некоторых этапах проектирования ведется с недостаточно определенным (гипотетическим) объектом с использованием ряда противоречивых критериев.

Для связи этапов между собой, выполнения функций взаимодействия и возможности существования ВС в единой информационной среде применяют интегрированные средства автоматизации в виде: организационного, методического, информационного, программного и математического обеспечения. Совокупность этапов, охватывающих различные состояния проектируемого магистрального ВС непрерывно взаимодействующие между собой, посредством программного и информационного обеспечения, с момента возникновения ВС и заканчивая выводом его из эксплуатации, представлено в виде замкнутого цикла, рис. 1.

Цикл начинается с момента формирования «Концепции стратегии развития проектно-производственной среды». Такая концепция включает в себя ряд взаимосвязанных и изменяющихся во времени процессов на рассматриваемом уровне, где каждый отдельно взятый процесс представляет слож-

ную иерархическую структуру, функционирующую по определенным законам.

МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТА

Традиционный процесс проектирования ВС предполагает эскизную прорисовку будущего объекта (рисунок ВС) и оценку его пригодности для реализации поставленной цели. При проектировании магистрального ВС область проектных решений значительно сужается, но задача по поиску оптимального решения по выбранным критериям значительно усложняется. В настоящее время приоритетными направлениями в мировом самолетостроении в целом и отечественном в частности с учетом реализации государственной программы Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 годы», являются:

- снижение аварийности и повышение коэффициента безопасности полетов;
- повышение ресурса и снижение массы конструкции ВС – за счет применения новых конструкционных и композиционных материалов;
- снижение расхода топлива – за счет применения эффективных силовых установок с высокой степенью двухконтурности;
- совершенствование аэродинамики ВС – в настоящее время является наименее

изученной областью. Позволяет достичь значительных изменений в летно-технических характеристиках ВС.

Исходя из того, что процесс проектирования – творческий процесс, это позволяет классифицировать его как итерационный процесс, при котором все составляющие неразрывно связаны [1]. Формализованный вид такого процесса решения проектной задачи можно описать следующей зависимостью

$$A = S\{X, D, Y\},$$

где X – входная величина;

D – оператор действия;

Y – выходные данные;

S – состав алгоритма.

Графически, формализованный вид решения проектной задачи, можно представить в виде алгоритма, рис. 2.

Изменяя вход в модель, выполняются функции обратной связи, добиваясь тем самым требуемых характеристик объекта проектирования. Если необходимо найти экстремум целевой функции $F(X)$, то решается задача оптимизации.

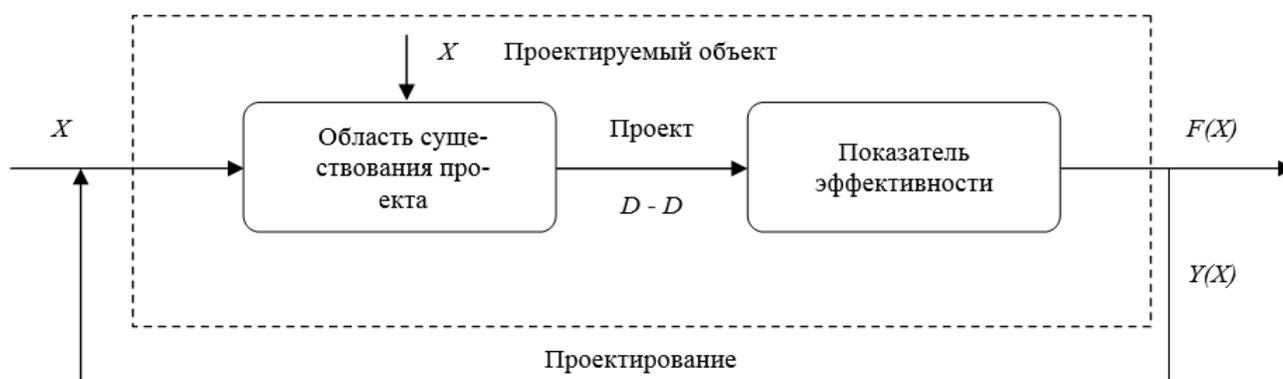
Используя схему алгоритма решения проектной задачи на основе многократного анализа различных вариантов проектных альтернатив, процесс проектирования магистрального ВС на этапе внешнего проектирования (предварительного, предпроектных исследований) может быть представлен в следующем виде, рис. 3.

Входной величиной является предлагаемая «Концепция стратегии развития проектно-производственной среды», которая объединяет требования технического зада-

ния (ТЗ) и технического предложения (ТП). Управляющими величинами являются требования Международной организации гражданской авиации (ИКАО), авиационные правила (АП), государственные и отраслевые системы стандартов (ГиОСС), нормы летной годности (НЛГ) и федеральные авиационные правила (ФАП). Механизм проектирования и «вызов» осуществляется за счет применения интегрированных средств автоматизации взаимодействующих в единой информационной среде на этапах жизненного цикла. На выходе получаем один из возможных вариантов проектного решения для магистрального ВС и комплект эксплуатационной документации, обеспечивающий рациональную эксплуатацию ВС.

На этапе эскизного проектирования входными величинами являются величины полной стартовой тяговооруженности ВС \bar{P}_0 , величина удельной нагрузки на крыло p_0 . Представленные входные величины выступают ограничениями, которые связаны с условиями эксплуатации и особенностью применения ВС в рамках действующих регламентирующих стандартов в области выполнения авиационных перевозок и работ. Алгоритмом решения выступает уравнение А. Ф. Можайского (уравнение существования самолета) определяющее величину взлетной массы ВС, в первом приближении [2, 3]. Переменными выступает группа отдельных множеств характеристик:

- режимных характеристик (РХ);
- конструктивно-геометрических характеристик (КГХ);



$F(X)$ – целевая функция; X_0 – параметры по результатам i -го приближения;
 $Y(X)$ – отклик.

Рис. 2. Структурная схема алгоритма решения проектной задачи

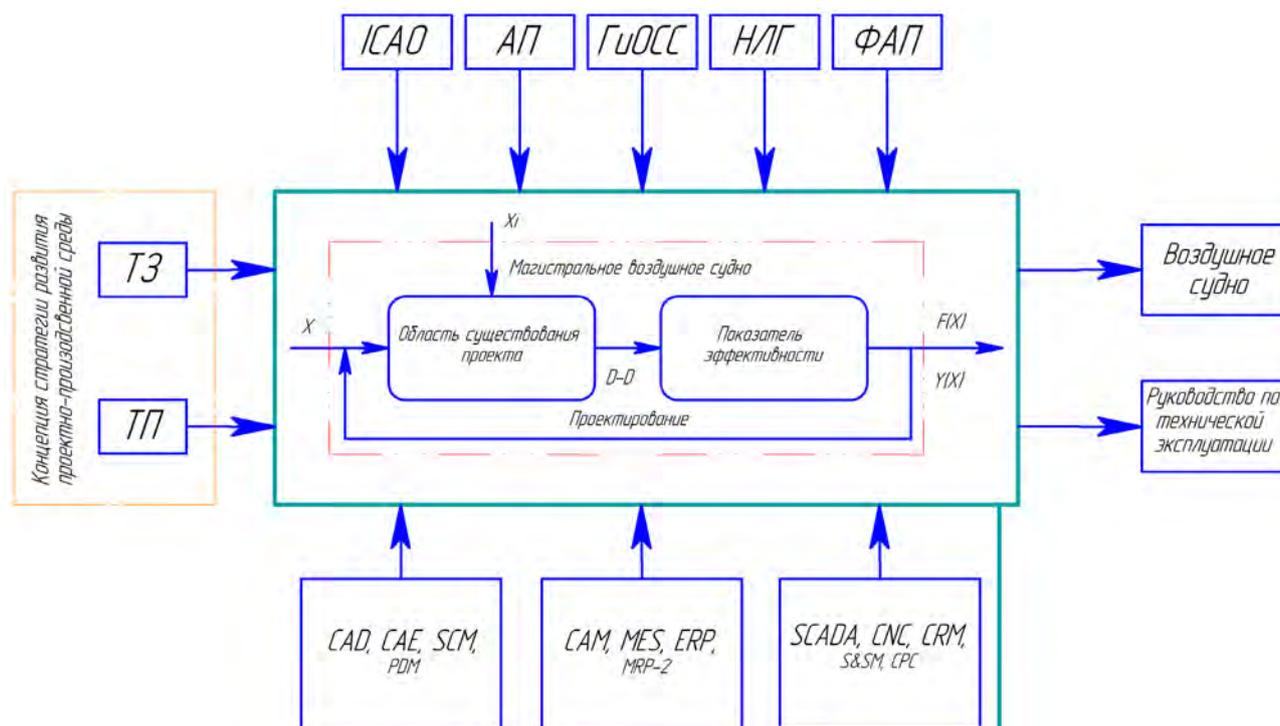


Рис 3. Внешнее проектирование магистрального ВС

– массовых и прочностных характеристик (МХ);

– аэродинамических характеристик (АХ).

Выходными параметрами являются характеристики режимов эксплуатации магистрального ВС, отражающие летно-технические и энергетические характеристики ВС которые могут удовлетворять требования ТЗ и ТП. Таким образом, этап эскизного проектирования магистрального ВС, представляем в следующем виде, рис. 4.

На этапе проектирования элементов магистрального ВС осуществляется решение оптимизационной задачи по минимизации целевой функции f_0^1 – обеспечения потребной посадочной скорости и скорости крейсерского полёта, в условиях принятых ограничений, за счет изменения конструктивно-геометрических характеристик системы несущих поверхностей, фюзеляжа и выбора типа силовой установки.

Рассматривая направления совершенствования аэродинамики магистральных ВС, при адекватном подходе (с точки зрения логики синтеза проектных решений) достигают значительных изменений в летно-технических характеристиках ВС – снижении аэродинамического сопротивления на крейсерских

режимах полета от 10 до 20 %, уменьшения удельного расхода топлива, сокращения потребной взлетной дистанции с полной коммерческой загрузкой.

Под совершенствованием аэродинамики понимается изменение обликовых характеристик (геометрические формы и взаимное расположение агрегатов 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, то наибольший эффект достигается за счет модификации и модернизации крыла. Современная практика и научные исследования показали, что использование дополнительных аэродинамических поверхностей (ДАП), (законцовок, winglets) позволяет повысить аэродинамическую эффективность ВС, вследствие чего снижается расход топлива. Процесс проектирования крыла магистрального ВС, на этапе проектирования элементов, может быть представлен как взаимосвязанный процесс отыскания потребных характеристик по выбранному критерию эффективности [4]. Критерием эффективности на данном этапе выступает решение оптимизационной задачи по

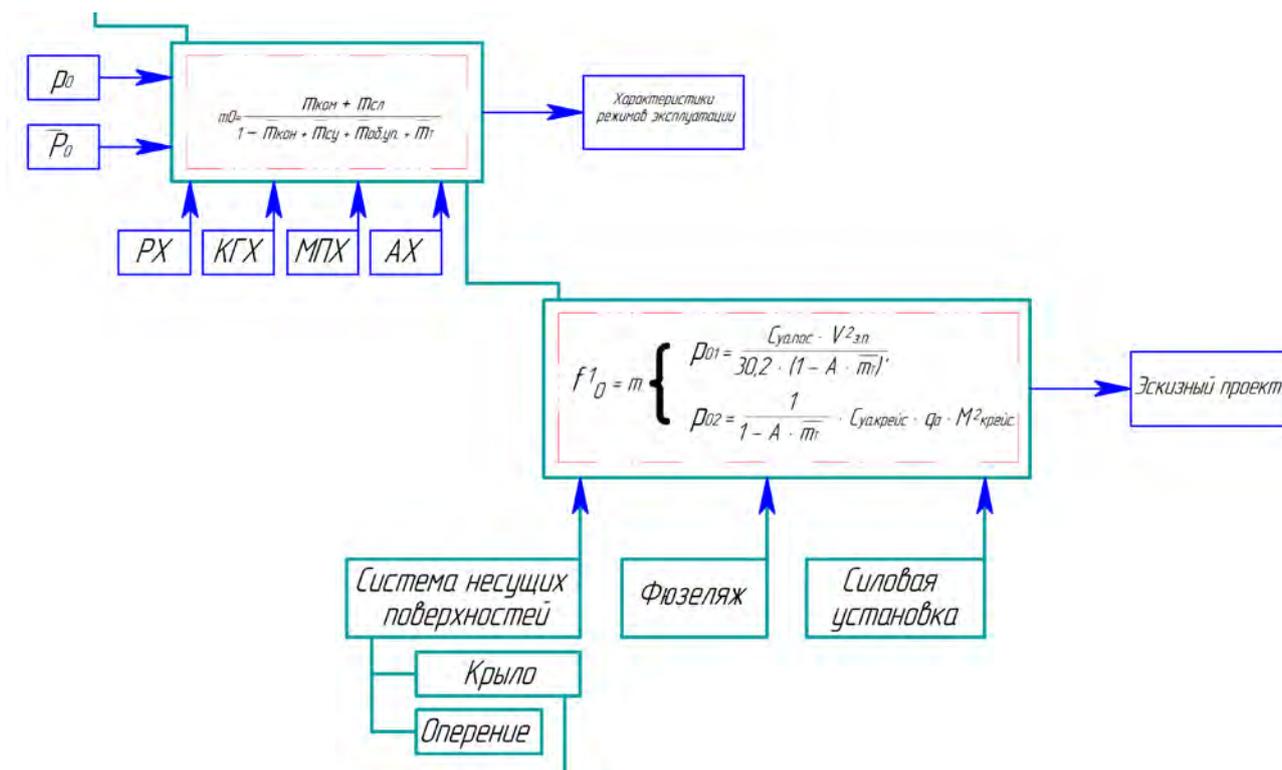


Рис. 4. Эскизное проектирование магистрального ВС

минимизации относительной массы крыла $\bar{m}_{кр}$, выраженным в виде целевой функции f_0^2 , вычисляется по формуле

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7 \cdot k_1 \cdot n_p \cdot \varphi \cdot \lambda \sqrt{m_0^1}}{10^4 \cdot \rho_{0взлетное} \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \cdot \chi} \times \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{\rho_0} + 0,015$$

где k_1 – коэффициент, зависящий от ресурса крыла;

n_p – заданная НЛГ расчетная перегрузка;

φ – коэффициент, учитывающий разгрузку крыла;

λ – удлинение крыла;

m_0^1 – взлетная масса ВС в первом приближении, кг;

$\rho_{0взлетное}$ – значение удельной нагрузки на крыло при взлете ВС, даН/м²;

χ – угол стреловидности крыла по 1/4 хорде, градус;

η – сужение крыла;

\bar{c}_0 – относительная толщина крыла по бортовой хорде;

k_2 – коэффициент, учитывающий особенности механизации крыла и наличия аэроди-

намического наплыва в месте сопряжения крыла и фюзеляжа;

k_3 – коэффициент, учитывающий тип топливного бака.

Ограничения будут выступать: величина дальности полета L_p , значения удельной нагрузки на крыло ρ_0 , число Маха на крейсерском режиме полета $M_{кр}$, скорость захода на посадку $V_{з.п.}$. Переменными выступают коэффициенты 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 допустимая величина напряжения в элементах конструкции при заданной конструктивно-силовой схеме σ , рис. 5.

Управляющим параметром выступают ДАП, оказывающие влияние на характер изменения циркуляции вдоль размаха крыла Γ , что приводит к изменению безразмерных коэффициентов C_x и C_y . На выходе получаем параметризованную плановую проекцию крыла, рис. 6.

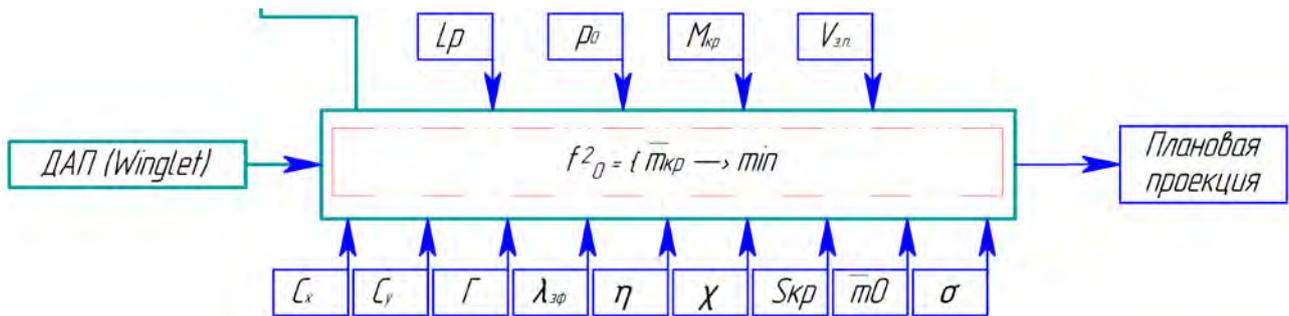


Рис. 5. Проектирование элементов магистрального ВС, «Крыло + ДАП»

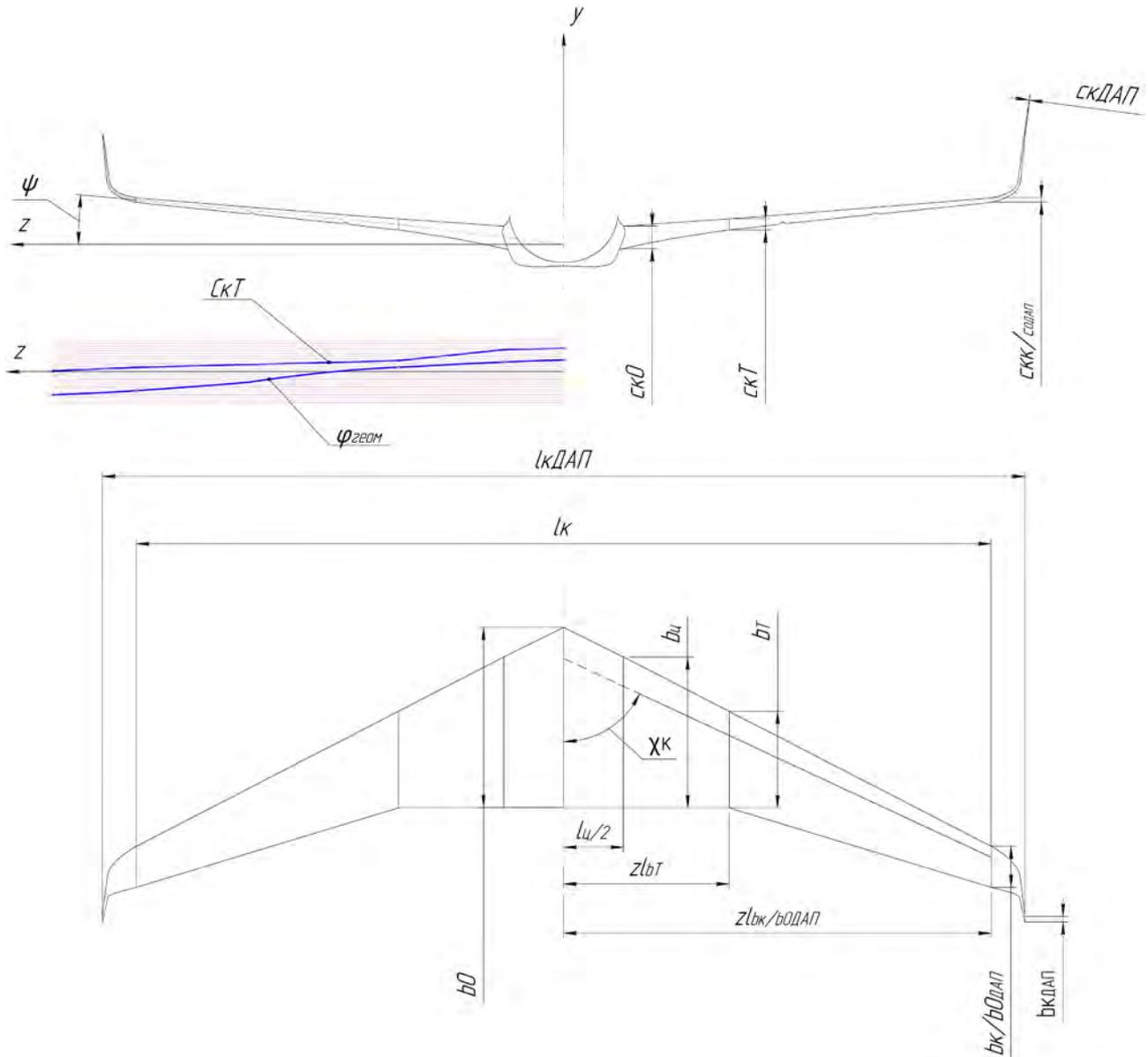
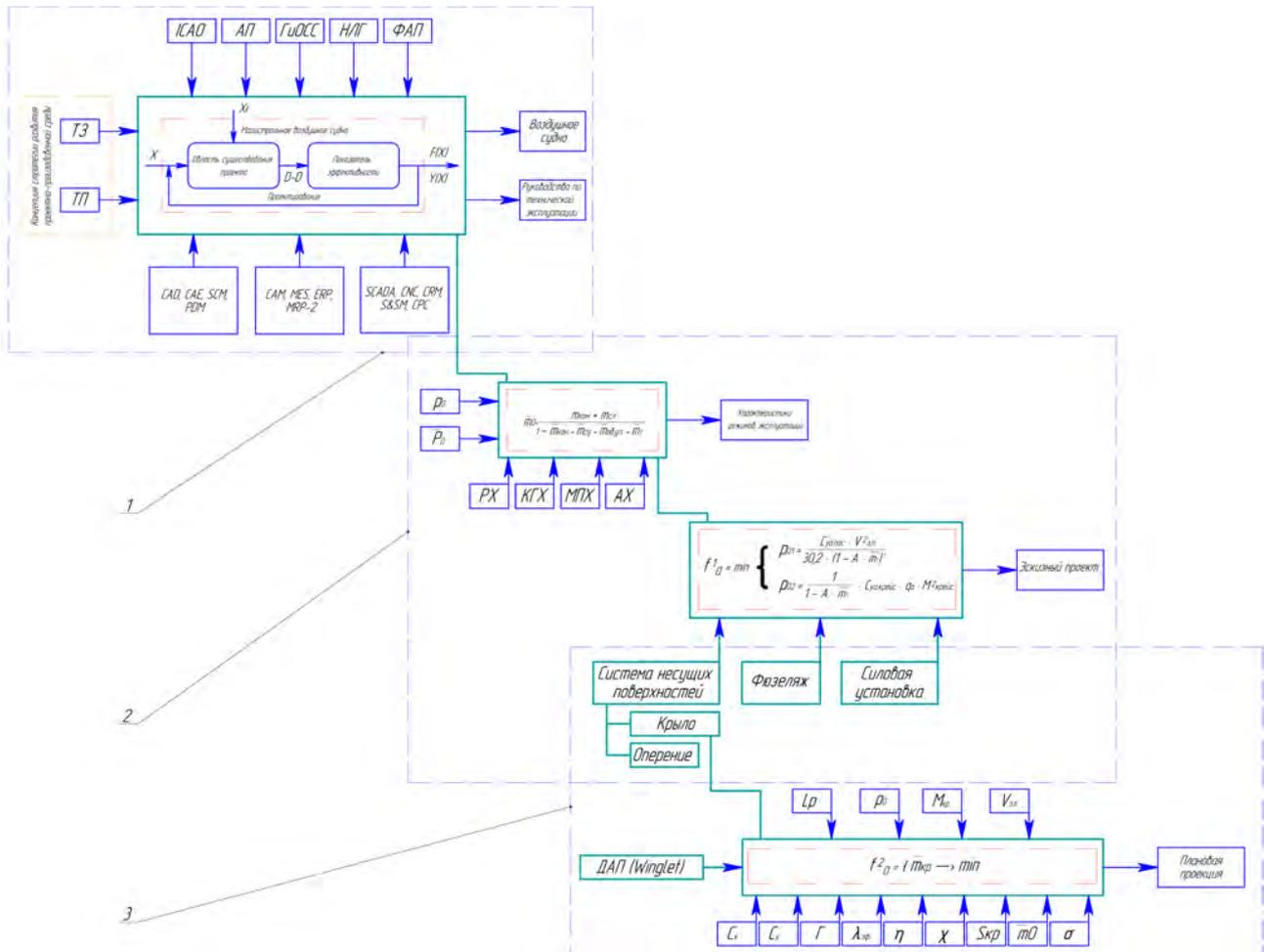


Рис. 6. Параметризованная плановая проекция крыла с ДАП, тип «Крылышко», магистрального ВС

Плановые проекции отдельных агрегатов, полученные на этапе проектирования элементов магистрального ВС, объединяются в одну электронную геометрическую 3d-мо-

дель, образуя эскизный проект ВС. Эскизный проект позволяет провести оценку аэродинамических и энергетических характеристик проектируемого ВС, в случае удовлетворения



1 – внешнее проектирование (предварительное, предпроектные исследования);
 2 – эскизное проектирование; 3 – проектирование элементов ВС.

Рис. 7. Логико-структурная схема синтеза проектных решений с детализацией проектных процедур для крыла магистрального ВС

выбранных критериев эффективности осуществляется переход на очередную стадию проектирования, в противном случае процесс повторяется с учетом выявленных недостатков по результатам имитационного моделирования.

Логико-структурная схема основных этапов синтеза проектных решений с детализацией проектных процедур для крыла магистрального ВС с ДАП представлена на рис. 7.

Этапы внешнего проектирования, эскизного проектирования и проектирования элементов находятся в органическом взаимодействии и в совокупности и частности представляют собой итерационные процессы по синтезу проектного решения в заданных ограничениях.

Учет характера влияния ДАП на характеристики крыла является сложной научной задачей, решение которой на данной стадии проектирования либо затруднено или вообще невозможно, в связи с отсутствием математического аппарата, который позволяет вести точные расчеты аэродинамики средствами вычислительной техники, поэтому здесь целесообразно использовать результаты НИР и ОКР (НИОКР). В других случаях прибегают к использованию ноу-хау.

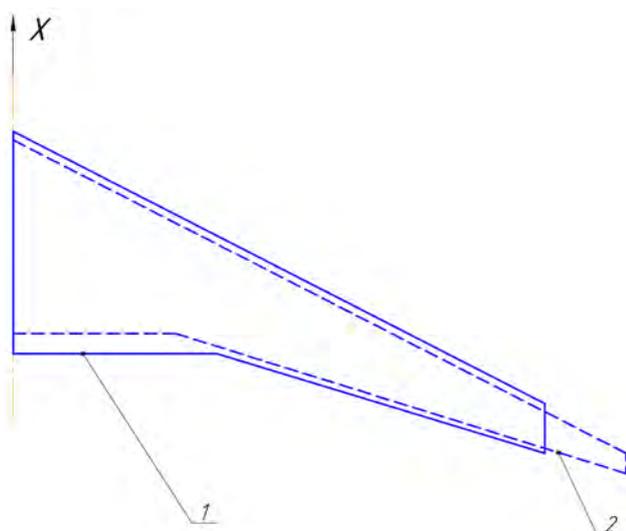
ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Появление ДАП в начале 1970-х, разработанной Ричардом Уиткомбом и получившей название «Whitcomb winglet (Крылышко Уи-

ткома)», было в своем роде ноу-хау в мировом самолетостроении, в настоящее время в ряде научных работ, публикаций, ДАП позиционируется как некий «Девайс (полезное техническое устройство)», причем процесс его проектирования в составе облика ВС отсутствует в открытых научных источниках. В классическом проектировании по методикам, предлагаемым такими авторами как С.М. Егер, Daniel P. Raymer, Egbert Torenbeek и др., процесс ведется из предположения, что ДАП проектируется под существующее ВС, т.е. не включена в уравнение существования самолета [5, 6].

Физический смысл применения ДАП заключается в изменении величины эффективного удлинения крыла, геометрическая интерпретация изменения величины эффективного удлинения выглядит как эквивалентное крыло с сопоставимой площадью, но большего размаха, рис. 8, где $S_1 = S_2$, а $\lambda_{эф.2} > \lambda_{эф.1}$.

С точки зрения аэродинамического проектирования наиболее целесообразно добиться эллиптического характера распределения подъемной силы и величины циркуляции вдоль размаха крыла, но на практике мы можем наблюдать следующую характерную картину, рис. 9. На закон распределения циркуляции оказывает воздействие фюзеляж



1 – крыло магистрального ВС с ДАП;
2 – эквивалентное крыло без ДАП.

Рис. 8. Геометрическая интерпретация изменения величины эффективного удлинения для крыла с ДАП

магистрального 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. 10, наблюдаем заметное увеличение величины подъемной силы на концевой части крыла, при этом величина циркуляции Γ , принимает практически эллиптическую форму.

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 сформировать 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.

Процесс обтекания крыла ВС носит пространственный характер. Генерируемая крылом подъемная сила образует над крылом зону пониженного давления, а под крылом – повышенного давления, при этом у торцов крыла происходит перетекание потока с нижней поверхности на верхнюю, рис. 11.

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 образуется мощный концевой вихрь.

Такой характер циркуляции Γ , порождает появление вредного сопротивления, получившего название индуктивное C_{xi} . В конечном итоге, отклонения линий тока от общего обтекания крыла потоком воздуха, приводит

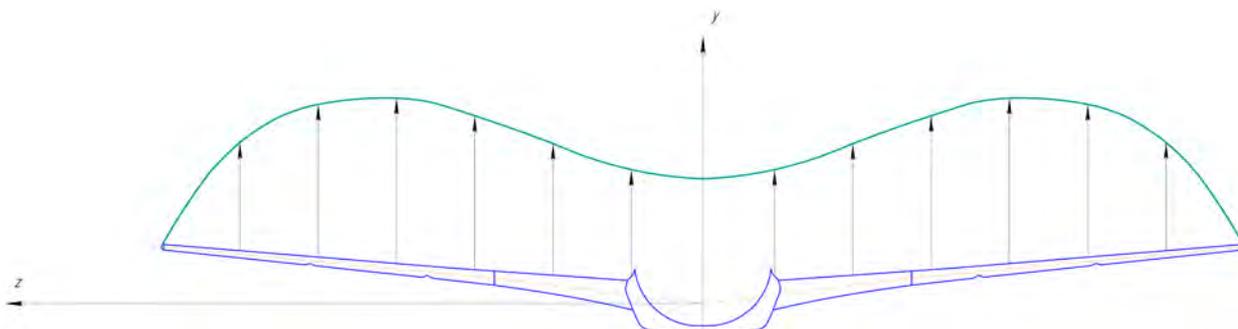


Рис. 9. Распределения подъемной силы вдоль размаха крыла магистрального ВС без ДАП

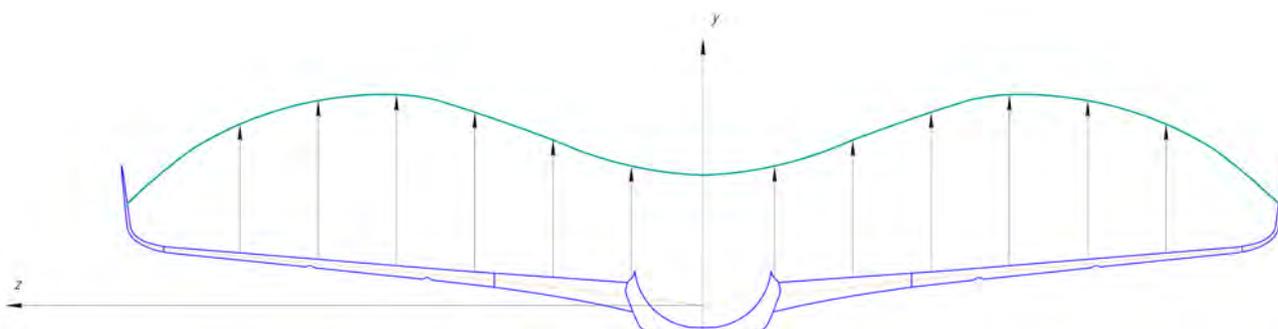


Рис. 10. Распределения подъемной силы вдоль размаха крыла магистрального ВС с ДАП, тип «Крылышко»

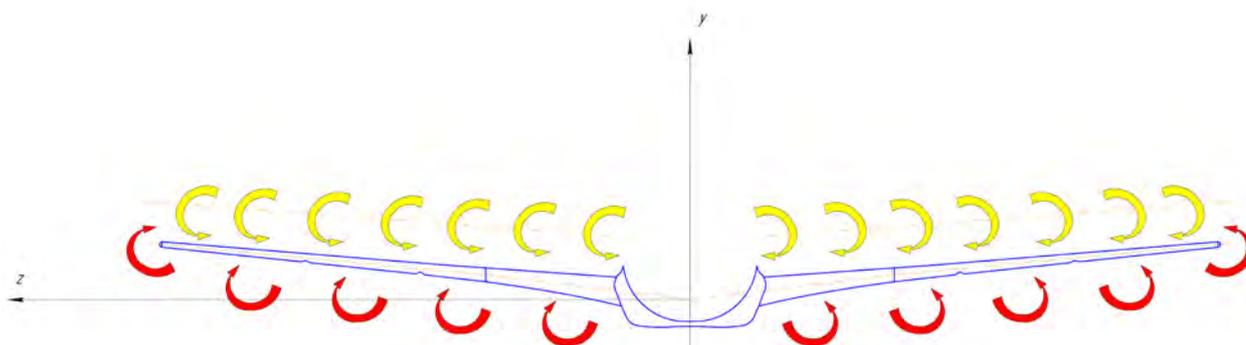


Рис. 11 – Характерная особенность циркуляции потока вдоль размаха крыла магистрального ВС без ДАП

к изменению вектора подъемной силы C_y , за счет его отворота на некоторый угол [7].

Характерная картина циркуляция потока вдоль размаха крыла магистрального ВС без ДАП, представлена на рис. 12. Ось X направлена по направлению полета.

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, а 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.

Проводимые исследования показывают, что установка ДАП способствует в зависимости от выбранного типа, изменению величины циркуляции вдоль размаха крыла, при этом характерная картина перетекания давления из области высокого в область низкого имеет следующий характерный вид для ДАП тип «Крылышко», рис. 13.

Применение различных типов ДАП позволяет частично предотвратить и локализовать процесс перетекания давления вблизи концевой части крыла и изменить характер обтекания крыла конечного размаха, при

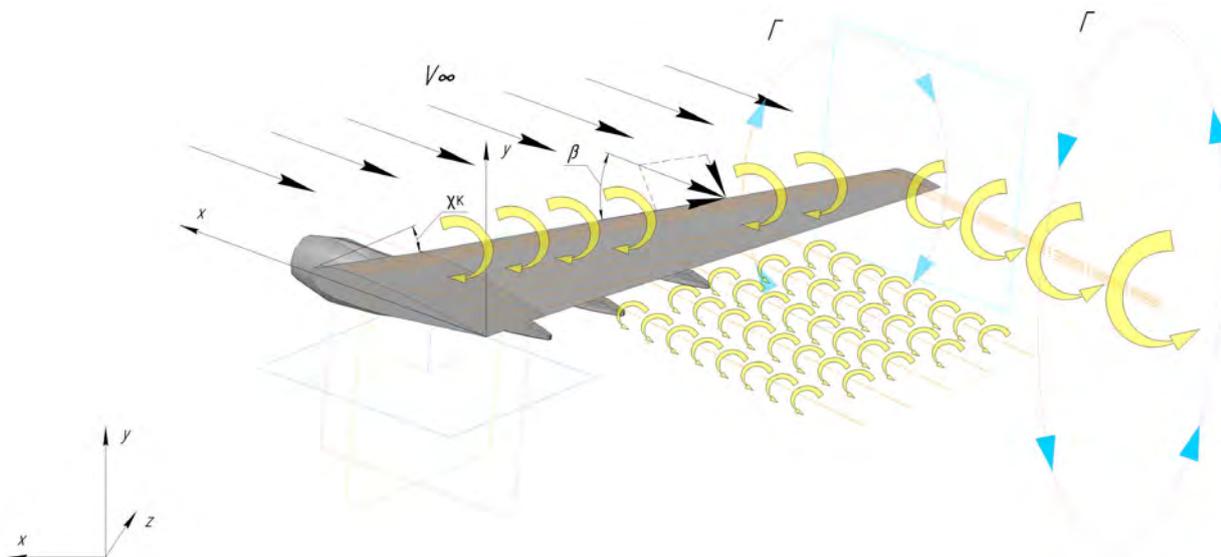


Рис. 12. Картина обтекания крыла бесконечным потоком со скоростью V_∞ , магистрального ВС без ДАП

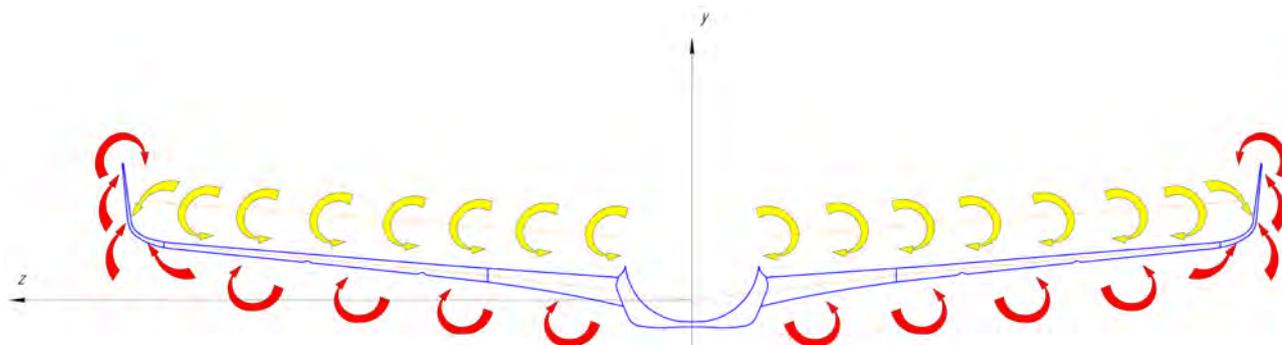


Рис. 13. Характерная особенность циркуляции потока вдоль размаха крыла магистрального ВС с ДАП, тип «Крылышко»

этом для ДАП тип «Крылышко» линии тока вдоль размаха крыла приобретают следующий вид, рис. 14. Поворот вектора подъемной силы C_y полностью не компенсируется за счет использования ДАП, но изменения вектора и частичная локализация линий тока на концевой части ДАП позволяет ослабить мощный концевой вихрь. Величина индуктивного сопротивления снижается, что приводит к увеличению значения эффективного удлинения крыла, и как следствие повышение аэродинамического качества и снижение 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 сопро-

тивления 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 затян timer появление волнового кризиса. В связи с чем применяется эффект скольжения для стреловидного крыла конечного размаха.

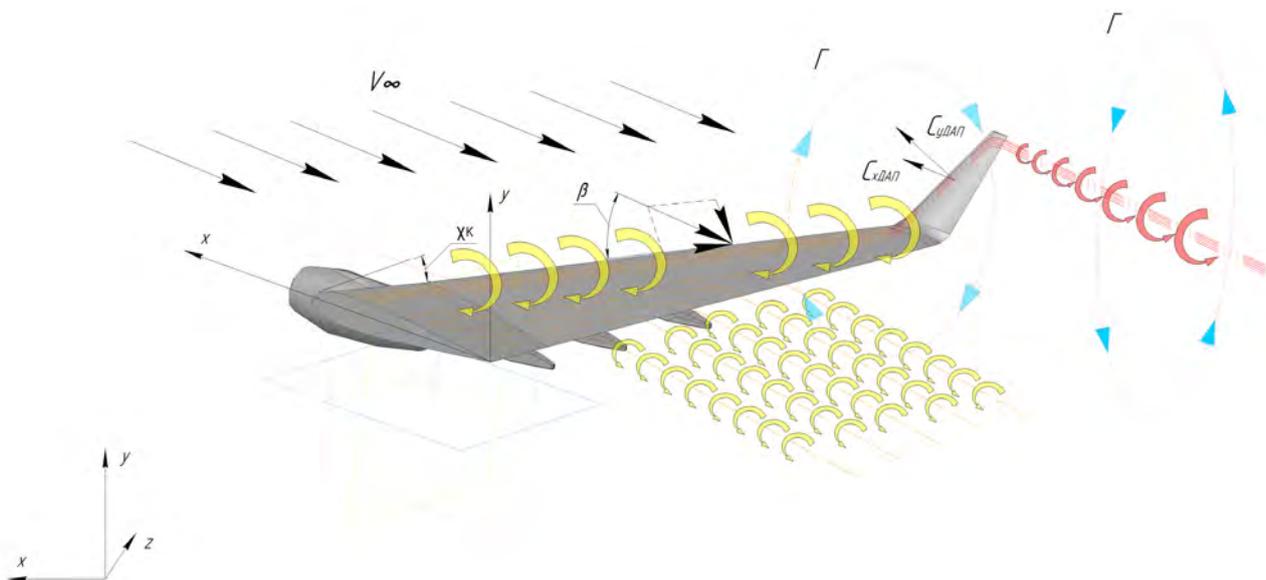


Рис. 14. Картина обтекания крыла бесконечным потоком со скоростью V_∞ , магистрального ВС с ДАП, тип «Крылышко»

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Сформированная концепция стратегии развития проектно-производственной среды позволяет реализовать этапы жизненного цикла «Проектирование – Производство – Эксплуатация», для магистрального ВС. Логико-структурная схема синтеза проектных решений с детализацией проектных процедур для магистрального ВС объединяет сложно формализуемые входные величины и управляющие параметры, с учетом НИОКР.

Учет типа ДАП на этапе проектирования элементов магистрального ВС способствует повышению качества и совершенствует процессы проектирования и сокращает сроки создания и ввода в эксплуатацию вновь проектируемых магистральных ВС.

Включение ДАП в уравнение существования самолета позволяет сформировать новый подход к проектированию магистрального ВС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белоцерковский А. С. Создание и применение математических моделей самолетов / А. С. Белоцерковский. – М. : Наука, 1984. – 144 с.
2. Концептуальное проектирование самолёта: учеб. пособие / [В.А. Комаров и др.]. – 2-е изд., перераб. и доп. / – Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. – 120 с.
3. Raymer D. P. 1992. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
4. Torenbeek E. 1982. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Delft University Press.
5. Whitcomb R. A Design Approach and Selected Wind-Tunnel results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets. Langley Research Center, 1976.
6. Nagel B., Kintscher M. and Streit T. Active and Passive Structural Measures for Aeroelastic Winglet Design. ICAS, 2008.
7. Hepperle M. and Struber H. Optimization of Flying Wing Transport Aircraft: DLR-Interner Bericht. Braunschweig: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 2005.

Горбунов А. А. – канд. техн. наук, старший преподаватель кафедры летательных аппаратов, Аэрокосмический институт, Оренбургский государственный университет.
E-mail: gorbynovaleks@mail.ru

Gorbunov A. A. – Candidate of Technical Sciences, senior lecturer, Department of aircraft, Aerospace Institute, Orenburg State University.
E-mail: gorbynovaleks@mail.ru

Припадчев А. Д. – д-р техн. наук, доцент, заведующий кафедрой летательных аппаратов, Аэрокосмический институт, Оренбургский государственный университет.
E-mail: apripadchev@mail.ru

Pripadchev A. D. – Doctor of Technical Sciences, Head of aircraft department, Aerospace Institute, Orenburg State University.
E-mail: apripadchev@mail.ru