

УДК 621.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-72-90

Концептуальная оценка топливной эффективности пассажирских самолетов с переходом на композитные крылья

А.С. Кретов¹, Д.В. Тиняков¹, П.А. Шатаев²

¹Нанкинский университет авионавтики и астронавтики, г. Нанкин, Китай

²Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева, г. Казань, Россия

Аннотация: Одним из показателей успешности любого нового самолета является его топливная эффективность, влияющая как на дальность, так и на экономичность, поскольку в прямых эксплуатационных расходах затраты на топливо составляют около 30 %. На основе анализа чувствительности взлетной массы к проектным изменениям рассматривается проблема улучшения базовых самолетов по топливной эффективности. Особенностью предлагаемых проектных изменений является применение композитных крыльев большего удлинения, позволяющих повысить топливную эффективность за счет снижения индуктивного сопротивления. Для обоснования применения такого подхода рассмотрены две задачи. Первая – это переход на конструкции крыльев из композитных материалов, что позволит увеличить удлинение крыла без потери жесткости; вторая – применение (при необходимости) устройств, уменьшающих размах крыла, связанных с ограничениями в аэропорту. Предложена методика оценки массы композитных крыльев на основе универсальной весовой формулы В.А. Комарова, которая была уточнена за счет применения интегрального коэффициента, учитывающего особенности распределения массы в конструкции, тип силовой увязки конструктивных элементов и их прочностные характеристики. Для упрощения размещения самолетов с крыльями большого размаха в существующей инфраструктуре аэропортов рассмотрено использование складывающихся законцовок крыла, выполнен принципиальный анализ конструкции поворотного узла законцовок, проведена оценка влияния устройства складывания на массу пассажирского самолета. Верификация предложенного подхода осуществлена на примере семейства самолетов компании Boeing B777. Выполнен численный анализ применения композитных крыльев для самолетов Ил-96, Ту-214 и SSJ-100, а также рассмотрен эффект использования винглетов на самолете MC-21.

Ключевые слова: пассажирский самолет, топливная эффективность, взлетная масса самолета.

Для цитирования: Кретов А.С., Тиняков Д.В., Шатаев П.А. Концептуальная оценка топливной эффективности пассажирских самолетов с переходом на композитные крылья // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 72–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-72-90

Conceptual assessment of the fuel efficiency of passenger aircraft with the transition to composite wings

A.S. Kretov¹, D.V. Tinyakov¹, P.A. Shataev²

¹Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China

²Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russia

Abstract: One of the success indicators for any new aircraft is its fuel efficiency, influencing both range and cost-effectiveness, as fuel costs amount to 30% of direct operating costs. Based on the analysis of take-off mass response to design changes, a solution to the basic-type aircraft improvement in terms of fuel efficiency is considered. The feature of proposed redesigning is the use of a higher aspect-ratio of an airfoil allowing for fuel efficiency to be increased by reducing the induced drag. Two solutions are considered to substantiate this approach. The first one is the transition to composite wing structures, which will allow for a high aspect ratio of an airfoil without losing rigidity. The second one is the application (if necessary) of devices, reducing the wingspan, caused by the airport restrictions. The methodology for assessing the mass of composite wings based on the universal weight formula by V.A. Komarov which was specified by applying an integral factor considering the features of mass distribution in the structure, the structural adaptation of structure elements and their strength performance, has been proposed. To simplify the arrangement of aircraft with large-span wings in the available airport layout, the application of folding wingtips was considered.

The principal analysis of the wingtip swiveling unit structure was performed. The assessment of the folding device effect upon the mass of a passenger aircraft was completed. The proposed approach was verified based on the Boeing company of B777 aircraft family. The numerical analysis of the composite wing application for the IL-96, Tu-214 and SSJ-100 was performed, and the winglet use effect on the MC-21 aircraft was studied.

Key words: passenger aircraft, fuel efficiency, take-off mass of aircraft.

For citation: Kretov, A.S., Tiniakov, D.V., Shataev, P.A. (2023). Conceptual assessment of the fuel efficiency of passenger aircraft with the transition to composite wings. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 2, pp. 72–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-72-90

Введение

Очевидно, что Россия как страна с территорией более 17 млн км² полноценно не может существовать без эффективного воздушного транспорта. Ситуация, возникшая в начале 2022 г., заставляет не просто задуматься об этой проблеме, а срочно решать ее, причем рассчитывая при этом только на отечественное производство. Задачами первоочередной важности являются: 1) обеспечить импортонезависимость региональному самолету SSJ-100; 2) «поставить на крыло» среднемагистральный MC-21. И если новый MC-21 будет постепенно заменять проверенный временем Ту-204/214, то какой самолет займет нишу широкофюзеляжных дальнемагистральных лайнеров. Создание китайско-российского широкофюзеляжного CR-929 на 250–300 пассажиров задерживается на неопределенное время, поэтому очевидно, что на сегодняшний день наиболее доступное и приемлемое в создавшихся условиях решение по дальним широкофюзеляжным самолетам может быть найдено на базе самолета Ил-96, подтвердившего свою надежность многолетней службой в авиакомпании СЛО «Россия».

Одним из показателей успешности любого нового самолета является его топливная эффективность, влияющая как на дальность, так и на экономичность, поскольку в прямых эксплуатационных расходах затраты на топливо составляют около 30 %. На лучших магистральных пассажирских самолетах удельные затраты топлива сейчас доведены до 18–19 г/(пасс км).

Определенный эффект в повышении топливной эффективности может быть достигнут оптимизацией маршрута полета. Комплекс-

ное исследование вопросов навигационно-временного обеспечения показало, что одним из перспективных подходов к решению проблемы повышения точности навигационных определений является разработка интегрированных систем навигации (ИСН) на основе инерциальных и спутниковых технологий.

Первое направление повышения топливной эффективности магистральных пассажирских самолетов, как правило, связывают с созданием двигателей нового поколения. В их число входят силовые установки, работающие на криогенном топливе. В работе [1] были проведены весовой и экономический анализы возможности применения сжиженного природного газа (СПГ) на примере существующего самолета Ту-204 (нереализованный проект Ту-206).

В качестве второго направления обычно рассматривается применение эффективных компоновочных схем [2–5] для новых воздушных судов (ВС). В этой связи выделим работу [6], в которой рассмотрена одна из наиболее перспективных, по мнению авторов, компоновочных схем будущих магистральных пассажирских самолетов – «смешанное крыло-фюзеляж», получившая за рубежом название Blended Wing Body (BWB). В указанной работе [6] была рассмотрена возможность использования этой схемы для ВС на СПГ и на сжиженном водороде. Достаточно привлекательной и перспективной схемой будущих пассажирских самолетов также считается двухфюзеляжная схема [7].

В предлагаемом исследовании главное внимание уделяется третьему направлению улучшения топливной эффективности ВС транспортной категории на базе существующих схем за счет усовершенствования их

аэродинамических свойств. Главный показатель для этого направления – коэффициент аэродинамического качества $K = c_{ya}/c_{xa}$, где c_{ya} и c_{xa} – коэффициенты подъемной силы и сопротивления. Существуют разные пути по увеличению аэродинамического качества. В настоящее время с этой целью используются аэродинамические компоновки самолетов с крыльями умеренной стреловидности ($\chi \approx 30^\circ$) и со сверхкритическими профилями нового поколения. Такие профили в сечениях крыла имеют относительную толщину в пределах $\bar{c} = 12-15\%$, что повышает прочностные и жесткостные характеристики и позволяет достигать удлинения до $\lambda = 8-10$. На сегодняшний день именно такие крылья обеспечивают максимальную аэродинамическую эффективность на крейсерских скоростях полета 840–900 км/ч.

Аэродинамическое качество, близкое к максимальному $K_{\max} = c_{ya K_{\max}}/c_{xa}$ обычно реализуется в крейсерском полете при оптимальных значениях коэффициентов подъемной силы и сопротивления. Для магистральных пассажирских самолетов, разработанных в последние годы, значения $c_{ya K_{\max}} = 0,5-0,6$. Но при этом значительную трудность представляет выполнение требования обеспечения запаса по числам M и значениям c_{ya} до начала появления опасных аэроупругих явлений. Отработка аэродинамики крыла при таких значениях c_{ya} и числах Маха $M = 0,8-0,9$ требует больших затрат для проведения длительных экспериментальных исследований и широкого применения компьютерных методов вычислений и моделирования аэродинамических параметров, что сделать на этапе оперативной концептуальной оценки достаточно трудоемко и сложно.

Более простым и эффективным способом для исследования возможности повышения аэродинамического качества на начальном этапе проектирования является уменьшение аэродинамического сопротивления самолета.

На крыло магистрального самолета приходится около 60 % аэродинамического сопротивления всего самолета [8], которое на дозвуковой скорости состоит из профильного и индуктивного

$$c_{xa} = c_{xa\text{проф}} + c_{xa\text{инд}} = c_{xa0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda e}, \quad (1)$$

где c_{xa0} – коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе; λ – удлинение крыла, e – коэффициент Освальда, учитывающий характер распределения подъемной силы вдоль размаха.

Увеличение удлинения λ , а также оптимизация сужения крыла η и угла стреловидности χ , влияющие на коэффициент e , являются эффективным способом снижения c_{xa} за счет уменьшения индуктивного сопротивления [9, 10].

Главный фактор, препятствующий увеличению удлинения, связан с обеспечением необходимой жесткости крыла. На магистральных самолетах со стреловидными крыльями, выполненными из традиционных алюминиевых сплавов, удлинение не превышает 9–10 единиц. С применением композиционных материалов (КМ), отличающихся большей жесткостью и меньшей плотностью, это ограничение может быть пересмотрено. Так, новый российский среднемагистральный самолет МС-21 имеет композитное крыло с удлинением $\lambda = 11,5$ и является своего рода рекордсменом среди пассажирских ВС по параметру «физическое удлинение» $\lambda_{\text{физ}} = \lambda / \cos \chi$.

Однако увеличение удлинения крыла, особенно для крупногабаритных перспективных самолетов, затруднено еще и тем, что авиационные компании фактически ограничивают размах крыла из-за установленных в аэропортах размеров стояночных площадок и мест посадки пассажиров [11]. На рис. 1 приведены данные по размаху крыльев и их удлинению для самолетов транспортной категории за последние 50 лет и значения максимального размаха крыльев в аэропортах различной категории по классификации ARC (Airport Reference Code) и различных категорий самолетов по классификации ADG (Airplane Design Group), согласно которой по размаху крыла они подразделяются на 6 групп: $l_I < 15$ м; $15 \text{ м} < l_{II} < 24$ м; $24 \text{ м} < l_{III} < 36$ м; $36 \text{ м} < l_{IV} < 52$ м; $52 \text{ м} < l_V < 65$ м; $65 \text{ м} < l_{VI} < 80$ м. Самолеты с размахом крыла более 80 м требуют уже

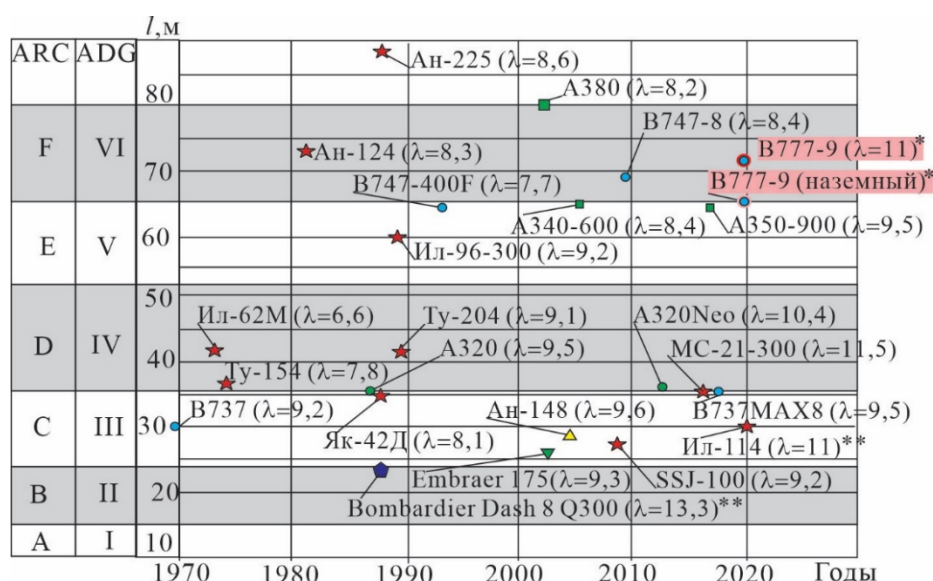


Рис. 1. Размах крыльев самолетов и категории аэропортов и самолетов¹ (в скобках приводится удлинение крыла)

* Для самолета Boeing 777-9 показаны два размаха: «наземный» и «летный».

** Самолет имеет прямое крыло

Fig. 1. Aircraft wingspan and the categories of airports and aircraft¹
(Aspect ratio of an airfoil is in brackets)

* For the Boeing 777-9, two wingspans are shown: “ground” and “flight”/

** Aircraft has the straight wing

специальных аэродромов. В этой связи при стремлении увеличить размах крыла могут потребоваться специальные технические решения для преодоления этих ограничений.

Свежим примером в этой проблеме является решение, использованное фирмой Boeing на новых самолетах Boeing 777X, спроектированных на базе Boeing 777-300ER. Самолеты семейства Boeing 777X, к которым относятся Boeing 777-8 и Boeing 777-9, имеют крыло, выполненное из КМ, и на нем применены складывающиеся законцовки консолей (рис. 2). При взлете, в полете и при посадке такие законцовки в разложенном состоянии обеспечивают размах $l = 71,76$ м (позиция слева) и площадь крыла в плане составляет $S = 466,8$ м², а в сложенном «наземном» состоянии (позиция справа) – $l = 64,85$ м и $S = 427,8$ м².

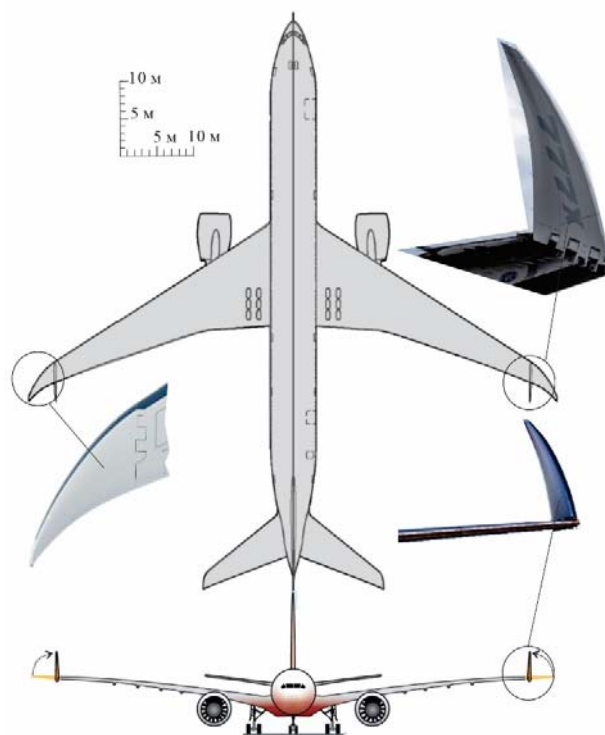


Рис. 2. Схема самолета Boeing-777-9 со складывающимися законцовками²

Fig. 2. Layout of the Boeing 777-9 folding wingtips²

¹ All the World's Aircraft. Jane's Publishing [Электронный ресурс] // URL: <https://janes.migavia.com> (дата обращения: 11.07.2022).

² Boeing [Электронный ресурс] // URL: <https://www.boeing.com/777x/reveal/twitter-922798339946622976/> (дата обращения: 11.07.2022).

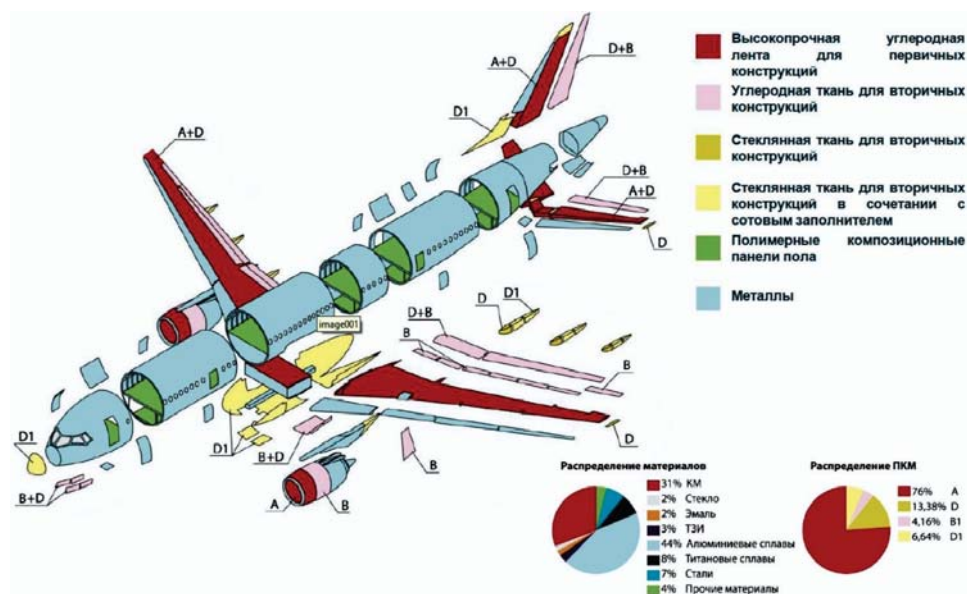


Рис. 3. Схема технологического членения и распределение материалов в планере самолета MC-21 (по материалам презентации ОАК)

Fig. 3. Diagram of the technological segmentation and the material distribution in the airframe of the MC-21 (based on the materials of the UAC presentation)

Таким образом, для обоснования применения такого подхода требуется рассмотрение двух задач. Первая – это переход на конструкции крыльев из КМ, что позволит увеличить удлинение крыла без потери жесткости; вторая – применение (при необходимости) устройств, уменьшающих размах крыла, связанных с ограничениями в аэропорту (см. рис. 1).

Опыт применения КМ на пассажирских самолетах XXI века существенно возрос. Самолеты компаний Boeing (B-787), Airbus (A-350) содержат в конструкции уже около 50 % КМ. При этом удлинение крыла у Boeing 787 составляет $\lambda = 11$, а у A-350 – $\lambda = 9,03$. Достаточно «скромное» по композитным меркам удлинение крыла A-350, видимо, связано с тем, что ВС находится на пределе категории «Е», а применять складывающиеся законцовки его создатели посчитали нецелесообразным. В настоящее время завершаются сертификационные испытания двух самолетов с крыльями из КМ: это уже упомянутый Boeing 777X в варианте 777-9 с $\lambda = 11$, а также российский MC-21 с $\lambda = 11,5$ (рис. 3). В конструкции этих самолетов около 40 % КМ. По мнению разработчиков MC-21, благодаря крылу из КМ и большому удлинению

его топливная эффективность должна достигнуть рекордной величины 16,5 г/пасс. км.

Но увеличение удлинения крыла не является единственным эффективным способом уменьшения индуктивного сопротивления самолета. Это достигается также применением законцовок крыла с особыми формами, часто называемыми винглетами. Однако их использование, как правило, также связано с увеличением размаха крыльев.

Рассмотрим вторую проблему – уменьшение габаритов самолета на аэродроме. Главным образом это связано с размахом крыла. Так, для летательных аппаратов специального назначения давно применяются складные крылья. Ближе всего к рассматриваемой теме подобные решения используются на самолетах палубной авиации, позволяющие уменьшить габариты при размещении и хранении на судне. На рис. 4 показан палубный истребитель Су-33 с узлами складывания консолей крыла и горизонтального оперения.

В конце 1990-х годов на цифровой модели самолета Boeing-777-200 было проанализировано его крыло, относящееся к категории Е ($l < 65$ м), с возможностью уменьшения размаха за счет узлов складывания до категории D



Рис. 4. Су-33 с узлами складывания консолей крыла и горизонтального оперения
Fig. 4. Su-33 with the half-wing and the horizontal stabilizer folding assembly units

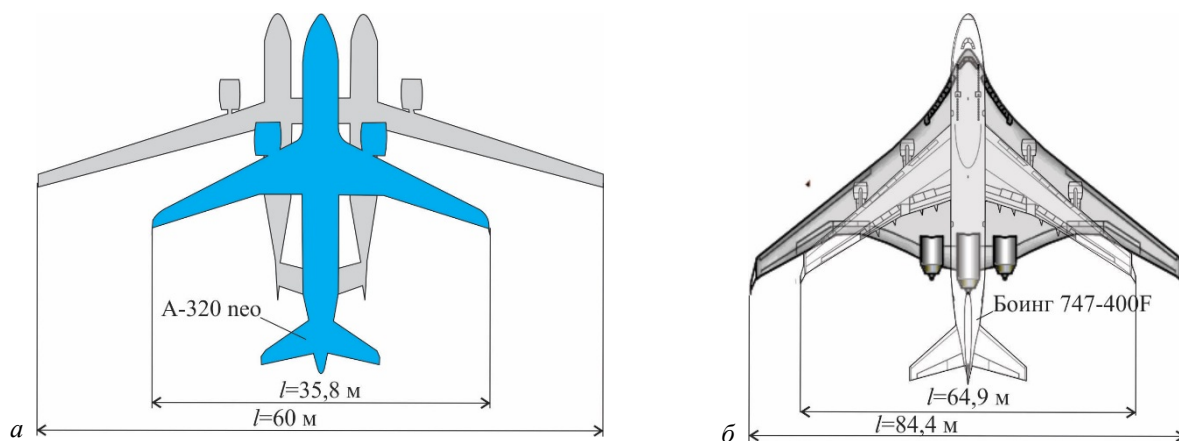


Рис. 5. Существующие и перспективные самолеты одинаковой дальности и пассажировместимости с большей топливной эффективностью: а – А320neo и его двухфюзеляжный аналог [7]; б – Boeing 747 и самолет со смешанным крылом-фюзеляжем [6]

Fig. 5. Current and advanced aircraft of the equal range and passenger capacity with greater fuel efficiency: а – А320neo and its twin-fuselage prototype [7]; б – Boeing 747 and the mixed wing-fuselage aircraft [6]

($l < 52$ м). Это позволило бы размещать ВС в ангарах, предназначенных для самолета DC-10.

Уже упомянутые выше перспективные схемы – двухфюзеляжная (рис. 5, а) и «смешанное крыло-фюзеляж» (рис. 5, б) – также отличаются существенно большим размахом крыла по сравнению с традиционными самолетами, и в них тоже может потребоваться складывание концевых частей крыльев, которые выходят за допустимые габариты в существующих аэропортах.

Главная цель данной работы связана с повышением топливной эффективности ВС за счет увеличения удлинения крыла при переходе на композитную конструкцию, а также применение в случае необходимости складывающихся законцовок крыла.

Оценка влияния проектных изменений на взлетную массу

Для концептуального начального анализа новых инвестиционных проектов с целью получения надежных результатов с минимальными трудозатратами в данной работе рассматривается методика, которая строится на применении данных уже проверенных проектов (базовых самолетов). Для оценки эффективности нового проекта, как и в предыдущих работах этого направления [1, 6, 12], воспользуемся подходом, основанным на анализе чувствительности максимальной взлетной массы (МВМ) к начальным измене-

ниям проектных параметров (весовых, аэродинамических и других). Вновь отметим важность работ [13–16], в которых были разработаны основы этого подхода, который назывался «метод коэффициентов роста». Концептуальная оценка нового проекта считается допустимой, если она обеспечивает получение результатов с точностью 10–15 %, и в таких пределах может выполняться варьирование проектных параметров.

Далее будем использовать аналогичные обозначения параметров, как и в [6]. МВМ самолета представляется в виде четырех функциональных компонент:

$$m = \sum_{i=1}^4 m_i = m_{к.п} + m_{сy} + m_{т.с} + m_{ц}, \quad (2)$$

$$m = m_{ц} / (1 - \bar{m}_{к.п} - \bar{m}_{сy} - \bar{m}_{т.с}); \quad m = m_{индeр} / (1 - \bar{m}_{деp}). \quad (3)$$

Отметим, что в каждой конкретной проектной ситуации такой постановки задачи массы $m_{индeр}$ и $m_{деp}$ могут быть разные.

В соответствии с рассматриваемым подходом конечное изменение взлетной массы при начальном (локальном) изменении i -й функциональной массы Δm_{i0} , вызванном проектным изменением, составит

$$\Delta m = \frac{\partial m}{\partial m_i} \Delta m_{i0} = \mu_{mi} \Delta m_{i0}, \quad (4)$$

где μ_{mi} – коэффициент чувствительности взлетной массы (КЧВМ).

В работах [1, 6, 15] показано, что при условии сохранения летно-технических характеристик, как у базового самолета, КЧВМ составляет:

– для функциональных масс, зависящих от m :

$$\mu_{m_{ц}} = \mu_{m_{к.п}} = \mu_{m_{сy}} = \mu_{m_{т.с}} = \mu_m = \frac{1}{\bar{m}_{ц} + (\bar{m}_{сy} + \bar{m}_{т.с}) c_{хаф} / c_{ха}}. \quad (7)$$

Весовой анализ конструкции

В случае отсутствия информации по относительной массе $\bar{m}_{к.п}$ для вычисления μ_m

где $m_{к.п}$ – масса конструкции планера; $m_{сy}$ – масса силовой установки, связанная с массой двигателей $m_{дв}$ соотношением $m_{сy} = k_{сy} m_{дв}$; $m_{т.с}$ – масса топливной системы, связанная с массой топлива m_t соотношением $m_{т.с} = k_{тс} m_t$; $m_{ц}$ – масса целевой нагрузки, включающей коммерческую нагрузку $m_{ком}$, а также экипаж, питание и другое, доставляемое на борт непосредственно перед вылетом ($m_{серв}$). К $m_{ц}$ также отнесено все несъемное снаряжение и различное оборудование – $m_{об.сн}$.

Запись функциональных масс в относительном виде $\bar{m}_i = m_i / m$ позволяет получить известное уравнение существования самолета, а также его вариант при использовании понятий независимой (известной) – $m_{индeр}$ и зависимой (неизвестной) – $m_{деp}$ составляющих массы от МВМ:

$$\mu_{mi} = 1 / \left[\bar{m}_{ц} - \Delta \bar{m}_i + (\bar{m}_{сy} + \bar{m}_{т.с}) c_{хаф} / c_{ха} \right], \quad (5)$$

– для функциональной массы, независимой от m :

$$\mu_m = 1 / \left[\bar{m}_{ц} + (\bar{m}_{сy} + \bar{m}_{т.с}) c_{хаф} / c_{ха} \right], \quad (6)$$

где $c_{хаф}$, $c_{ха}$ – коэффициенты аэродинамического сопротивления фюзеляжа и всего самолета.

Величины $\Delta \bar{m}_i$ в (5), относящиеся к относительным массам начальных изменений функциональных составляющих, обычно значительно меньше остальных слагаемых, поэтому часто ими можно пренебречь, и тогда КЧВМ по всем функциональным массам будут одинаковы:

могут применяться полуэмпирические зависимости, обычно называемые весовыми формулами. Для оценки массы крыла, которое является в данном исследовании основным

объектом, воспользуемся достаточно хорошо проверенной в течение нескольких десятиле-

тий и скорректированной с учетом сегодняшних реалий весовой формулой из работы [3]

$$\bar{m}_{кр} = \frac{n_y^p \lambda \psi 0,022 \sqrt[4]{m}}{p_0 \bar{c}_0^{0,75} (\cos \chi_{0,25})^{1,5}} (0,85 + \frac{\bar{c}_0 / \bar{c}_k - 1}{\eta + 3}) k_1 + \frac{4,5 k_2 k_3}{p_0} + 0,01, \quad (8)$$

где n_y^p – расчетная перегрузка, $p_0 = mg / S$ – удельная нагрузка на крыло; η – сужение крыла; $\chi_{0,25}$ – угол стреловидности по линии четверти хорды; $\bar{c}_0$, $\bar{c}_k$ – относительные толщины профиля в корневом и концевом сечениях; ψ – коэффициент, учитывающий разгрузку крыла изгибающими моментами от топлива и сосредоточенных грузов на крыле:

$$\psi = 0,92 - 0,5 \bar{m}_t - 0,1 k_{дв}, \quad (9)$$

$k_{дв}$ – коэффициент, учитывающий расположение двигателей (в данном случае для двигателей на крыле $k_{дв} = 1$); k_1 – коэффициент, учитывающий ресурс крыла, обычно $k_1 = 1,1$ (далее будут приводиться только те коэффициенты, которые используются для самолетов рассматриваемого класса, для других эти коэффициенты можно найти в [3, 17]); k_2 – коэффициент, учитывающий используемый вид механизации крыла ($k_2 = 1,5$); k_3 – коэффициент, учитывающий вид герметизации топливных баков ($k_3 = 1,1$).

Проведем оценку массы крыла самолета Boeing 777-300ER, используя следующие исходные данные: $m = 351,5$ т; $S = 427,8$ м²; $n_y^p = 3,75$; $\bar{c}_0 = 0,14$; $\bar{c}_k = 0,09$; $\lambda = 9,8$; $\chi_{0,25} = 32^\circ$; $\psi = 0,68$; $\eta = 6,1$. В результате получим: $\bar{m}_{кр} = 0,11$, что согласуется со статистикой для современных пассажирских самолетов [3–5, 18] $\bar{m}_{кр} = 0,1–0,12$. Для остальных агрегатов планера воспользуемся статистическими данными: фюзеляж – $\bar{m}_ф = 0,1–0,12$; оперение – $\bar{m}_{оп} = 0,016–0,02$; шасси – $\bar{m}_{ш} = 0,04–0,06$. И тогда можно принять, что

$$\bar{m}_{к.п} = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_ф + \bar{m}_{оп} + \bar{m}_{ш} = 0,11 + 0,11 + 0,02 + 0,04 = 0,26.$$

К сожалению, надежные весовые формулы для оценки масс агрегатов планера из КМ пока отсутствуют, и для этого обычно используют корректировочные коэффициенты. Первоначальные оценки снижения массы металлических силовых конструкций при переходе на КМ составляли до 40 %, но по мере накопления опыта проектирования и эксплуатации таких конструкций применительно к магистральным пассажирским самолетам эта цифра заметно снизилась: до 20 % [19, 20], 12–14 % [21] и 8,7–12 % [22].

Учитывая наличие многих материалов в конструкции (рис. 3), такой разброс вполне очевиден. В этой связи предлагается подход, построенный на методике работы В.А. Комарова [23], в которой для агрегатов планера самолета была предложена следующая универсальная структура весовой формулы:

$$m_i = \frac{\phi}{\bar{\sigma}} C_K PL, \quad (10)$$

где ϕ – коэффициент полноты массы (учитывает реальный прирост к теоретической массе из-за наличия стыковочных и несилевых элементов в конструкции, отклонения от оптимального распределения материала в пользу простоты и технологичности конструкций и прочие добавки); $\bar{\sigma}$ – удельная прочность основного конструкционного материала, используемого в агрегате; C_K – коэффициент силового фактора, учитывающий особенности внешней формы конструкции, ее силовой схемы и распределения нагрузки, P , L – характерная нагрузка и характерный размер рассматриваемого агрегата.

При оценке ϕ обычно используют статистические данные на основе уже существую-

щих конструкций. Для нахождения C_K в общем случае рекомендуется использовать высокоточное математическое моделирование на основе МКЭ и численных методов аэродинамики [24, 25]. Но в ряде случаев можно применить и аналитическую оценку C_K , как это было сделано, например, в работе [26] при концептуальном прогнозе массы фюзеляжа в случае перехода на КМ.

При анализе массы крыла в работах В.А. Комарова было предложено в качестве P использовать максимальную нагрузку, воспринимаемую крылом $P = n_y^p mg$, а в качестве характерного размера – $L = \sqrt{S}$. Но, поскольку в рассматриваемой задаче в качестве главного исследуемого проектного параметра выступает удлинение крыла, для того чтобы ослабить влияние параметра L на C_K , в качестве характерного размера предлагается использовать расстояние от плоскости симметрии самолета до средней аэродинамической хорды крыла z_a , которая для трапецевидного крыла выражается через размах и сужение [27]:

$$z_a = \frac{l}{6} \left(1 + \frac{1}{\eta + 1} \right). \quad (11)$$

Окончательный вид формулы для оценки массы всего крыла

$$m_{кр} = \frac{\varphi}{\sigma} C_K n_y^p m_{МВМ} g z_a. \quad (12)$$

Наиболее сложными параметрами при вычислениях по этой формуле являются φ , C_K , а также σ , поскольку крыло содержит широкий набор материалов с разными плотностями и допускаемыми напряжениями (рис. 3). Объединим в формуле (12) эти три параметра в один, обозначив его как $\beta_{км} = \frac{\varphi}{\sigma} C_K$. И тогда, если для уже существующего самолета известна масса его композитного крыла, с помощью вычисленного параметра $\beta_{км}$ можно будет спрогнозировать

массу крыла нового создаваемого самолета подобного класса, но уже с другими размерами и нагрузкой:

$$m_{кр км} = \beta_{км} n_y^p m_{МВМ} g z_a. \quad (13)$$

Оценка массы устройства, обеспечивающего отклонение законцовок крыла

Очевидно, что введение устройства для уменьшения размеров крыла на аэродроме неизбежно приведет к начальному росту массы крыла: во-первых, вследствие нарушения непрерывности силовых элементов и в районе узла складывания потребуется силовая вставка массой $m_{вст}$; во-вторых, потребуется механизм с приводом для складывания с массой $m_{мех.скл}$; в третьих, необходим элемент, обеспечивающий фиксацию законцовок в крайних положениях, массу которого обозначим $m_{мех.штыр}$. Принципиальная схема этого устройства, как это сделано на примере Boeing 777-9, приведена на рис. 6.

Итак, масса всего устройства, связанная со складыванием законцовок, составит

$$m_{скл} = m_{вст} + m_{мех.скл} + m_{мех.фикс}. \quad (14)$$

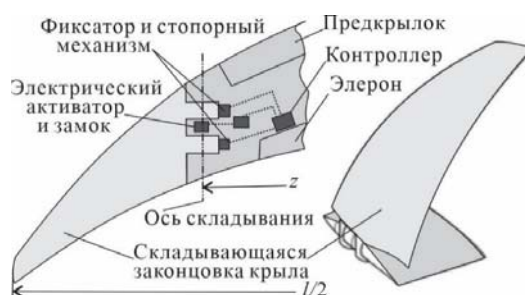


Рис. 6. Схема системы складывания законцовки крыла³

Fig. 6. Layout of the wingtip folding system³

³ Aviation week [Электронный ресурс] // aviationweek. URL: <https://aviationweek.com/commercial-aviation/boeing-777x-prototype-wingtip-tests-begin> (дата обращения: 01.03.2022).

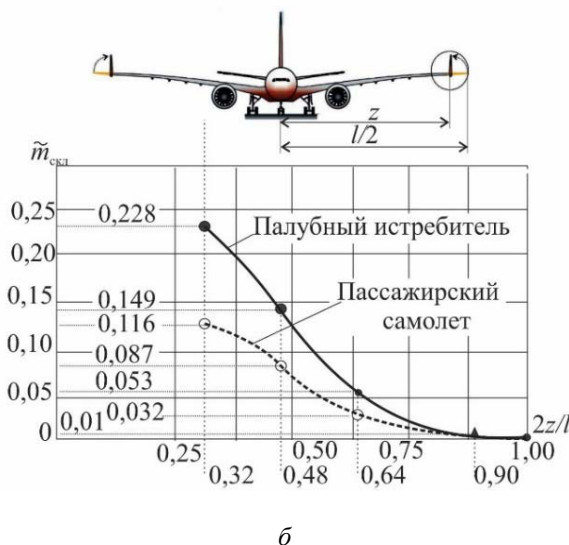
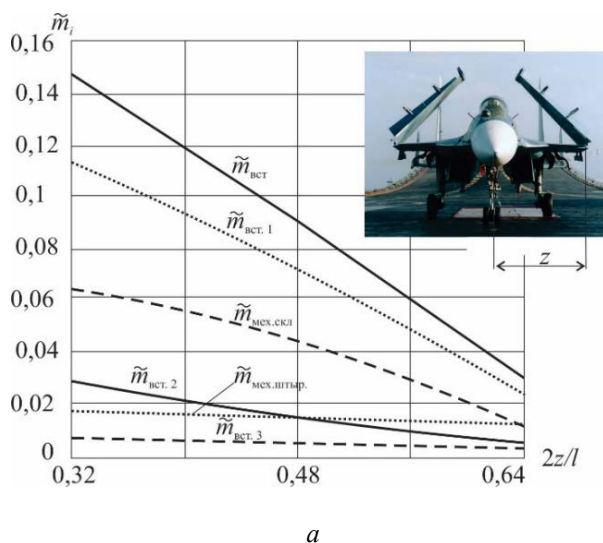


Рис. 7. Относительные массы элементов устройства для складывания по размаху крыла кессонной силовой схемы: *a* – для палубного истребителя [28]; *б* – относительные массы всего устройства для истребителя [28] и пассажирского самолета

Fig. 7. Mass fractions of device elements for folding along the wingspan of the torsion-box structural layout: (*a*) for the deck-based fighter [28]; (*б*) mass fractions of the whole device for the fighter [28] and the passenger aircraft

Оценка этих масс – сложная и достаточно самостоятельная задача. В работах [28, 29] были получены зависимости, необходимые для вычисления всех составляющих в (14), на примере конструкции с поворотом законцовки вокруг оси, параллельной продольной оси самолета, как это было сделано на палубном истребителе Су-33 (рис. 4). В указанных работах расчет проводился для трех положений узла складывания $\bar{z} = 2z/l$: 0,32; 0,48 и 0,64. Воспользуемся этой же методикой, предполагая, что в рассматриваемом случае конструкция складываемой законцовки выполнена по силовой схеме, в которой 80 % изгибающего момента воспринимается панелями, а 20 % – лонжеронами. Дополнительно введем следующие обозначения масс элементов силовой вставки, состоящей из: поясов двух силовых нервюр ($m_{вст.1}$) и их стенок ($m_{вст.2}$), а также фитингов с проушинами ($m_{вст.3}$). Обозначим отношение масс рассмотренных элементов к массе исходного крыла $\tilde{m}_i = m_i / m_{кр}$. На рис. 7, *a* приводятся значения $\tilde{m}_i$ для палубного истребителя Су-33, а на рис. 7, *б* – значения относительной массы узлов складыва-

ния для истребителя и пассажирского самолета в зависимости от места расположения узла по размаху – $2z/l$. Пересчет массы элементов силовой вставки для пассажирского самолета выполнен с помощью коэффициента $k_{n_y^p} = n_{y^p}^{\text{Истр.}} / n_{y^p}^{\text{Пасс.сам.}}$, учитывающего разные значения расчетных перегрузок для этих двух типов самолетов $k_{n_y^p} = 12 / 3,75$, на которые должны рассчитываться эти конструкции. Расчет масс $m_{мех.скл}$, $m_{мех.фикс}$ проводился аналогично, как и в [28].

Для самолета Boeing 777-9 узел складывания находится на расстоянии $\bar{z} = 0,9$, и согласно рис.7, *б* он будет иметь относительную массу $\tilde{m}_{скл} \approx 0,01$.

Наряду с поворотом законцовок относительно оси, параллельной оси самолета, может применяться и более сложная кинематика складывания. Одним из таких альтернативных вариантов является телескопическое выдвижение законцовок. В работе [30] было показано весовое и аэродинамическое преимущество такого способа изменения размаха крыла. Однако для рассматриваемого класса самолетов из-за наличия кессон-баков

Таблица 1
Table 1

Оценивание величины индуктивного сопротивления крыла
Wing induced impedance value evaluation

Параметр	l , м	S , м ²	$\chi_{п.к}$, °	η	λ	z_a , м	c_{xai}	c_{xa}	Δc_{xa} , %
Boeing 777-300ER	64,8	427,8	33	5,4	9,5	10,8	0,0141	0,0521	-7,3
Boeing 777-9	71,8	466,8	33	5	11	12	0,0102	0,0483	

в неподвижной части крыла телескопический способ раскладывания крыла может привести к уменьшению объема баков.

Проектировочная оценка аэродинамического совершенства крыла самолета

Как следует из формулы (2), удлинение крыла λ непосредственно оказывает существенное влияние на величину индуктивной составляющей аэродинамического сопротивления.

Коэффициент Освальда e , который обеспечивает пересчет на эффективное удлинение, можно определить, используя выражение из [4]:

$$e_v = 4,61(1 - 0,045\lambda^{0,68})(\cos \chi_{le})^{0,15} - 3,1. \quad (15)$$

Проанализируем с точки зрения аэродинамического сопротивления, что дает перевод базового самолета Boeing 777-300ER с металлическим крылом и удлинением $\lambda = 9,5$ на крыло с большим удлинением за счет применения КМ – $\lambda = 11$ (как это сделано на Boeing 777-9). В табл. 1 приводятся необходимые данные для расчета индуктивного сопротивления крыла с использованием формул (1) и (15). При вычислении c_{ya} рассматривался крейсерский полет при осредненной массе самолета, соответствующей выработке топлива на 40 %:

$$c_{ya} = \frac{2m(1 - 0,4\bar{m}_T)g}{\rho V^2 S}. \quad (16)$$

Для оценки полного лобового сопротивления самолета использовались данные исследований, проведенные в [8, 31], согласно которым доля индуктивного сопротивления для рассматриваемого класса самолетов составляет около 27 % от общего сопротивления самолета.

Как видно, увеличение удлинения на $\Delta\lambda = 1,5$ приводит к уменьшению индуктивного сопротивления примерно на 27,7%, а общего лобового сопротивления самолета – на 7,3%.

Эффект влияния винглетов с высотой $h_{\text{винглет}}$ можно учесть с помощью эмпирического соотношения из работы [4], корректирующего удлинение крыла:

$$\lambda_{\text{eff}} = \lambda(1 + 1,9h_{\text{винглет}}/l). \quad (17)$$

И тогда для оценки индуктивного сопротивления можно использовать более общую формулу

$$c_{xa \text{ инд}} = \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda e w}, \quad (18)$$

где w – коэффициент, учитывающий наличие винглетов $w = 1 + 1,9h_{\text{винглет}}/l$. При отсутствии винглетов $h_{\text{винглет}} = 0$ и $w = 1$.

Численные исследования

Boeing 777-9. Для реализации предлагаемой методики по концептуальной оценке эффективности новых проектных решений, связанных с конструкцией крыла, вначале рас-

смотрим в качестве первого примера самолет Boeing 777-300ER с двигателями GE90-115B, на базе которого создан Boeing 777-9. Этот самолет имеет вместимость до 426 человек (в конфигурации с двумя классами), и, по оценке его создателей, он по топливной эффективности на 20 % лучше своего предшественника.

По сравнению с базовым самолетом на анализируемом новом варианте самолета применяются двигатели GE9X-105B1A, которые обеспечивают снижение затрат топлива на 10 % за счет новых конструкторских решений. Композиционное крыло нового самолета (рис. 2), по сравнению с базовым 777-300ER, имеет размах на 7 метров больше и площадь, большую на 7 %.

$$\mu_m = \frac{1}{\bar{m}_c + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{т.с} c_{xa\phi} / c_{xa}} = \frac{1}{0,33 + 0,06 + 0,35 \times 0,25} = 2,13. \quad (19)$$

Далее на новом самолете по аналогии с Boeing 777-9 увеличим размах крыла до 71,8 м, а площадь до 466,8 м², что будет соответствовать $\lambda = 11$. Для такого металлического крыла, согласно (8), его масса составила бы 42,8 т. Применение КМ внесет изменение в начальную массу на величину $\Delta m_{кр \Delta \lambda КМ 0}$.

Кроме того, появится начальная масса за счет узла складывания, которая, согласно проведенным выше исследованиям (рис.6, б), составит 1 % от массы крыла базового самолета – $\Delta m_{кр скл 0} \approx 0,4$ т. И наконец, еще одна начальная добавка массы в конструкции – за счет увеличения длины фюзеляжа $\Delta l_\phi = 76,7 - 73,9 = 2,8$ м. Массу фюзеляжа нового самолета увеличим пропорционально его длине, тогда для базового самолета эта добавка составит $\Delta m_{\phi 0} = \Delta l_\phi m_\phi / l_\phi = 2,8 \times 351 \times 0,096 / 73,9 = 1,28$ т.

Большее удлинение крыла за счет снижения индуктивного сопротивления в данной постановке задаче обеспечит уменьшение МВМ за счет снижения массы топлива. Это можно учесть, если, рассматривая основной

Зная из опубликованных данных по базовому самолету, что $m = 351,5$ т, $m_{пуст} = 168,7$ т, $m_t = 114$ т, $m_{дв} = 2 \times 8,25$ т, $m_{п.н} = 68,5$ т, из условия $\sum_{i=1}^4 \bar{m}_i = 1$ можно определить значения всех четырех относительных масс функциональных составляющих: $\bar{m}_{к.п} = 0,26$ (эта масса была вычислена выше); $\bar{m}_{cy} = 0,06$; $\bar{m}_{т.с} = 0,35$; $\bar{m}_{ц.н} = 0,33$ (в этих расчетах было принято, что $k_{cy} = 1,28$, а $k_{т.с} = 1,08$). При этом будем исходить из установки уже готового двигателя GE9X (то есть силовая установка попадает в категорию независимых масс от МВМ). С учетом этого скорректируем формулу (8) для вычисления КЧВМ и, приняв $c_{xa\phi} / c_{xa} = 0,25$, получим

(крейсерский) участок полета, принять во внимание пропорциональную связь с массой топлива, а следовательно и сопротивлением (двигатель рассматривается уже готовый), $\Delta m_{т 0} / \Delta c_{xa} = k_{т кр} m_t / c_{xa}$, и тогда начальное изменение топлива за счет изменения сопротивления

$$\Delta m_{т \Delta c_{xa 0}} = k_{т кр} m_t \Delta c_{xa} / c_{xa}, \quad (20)$$

где $k_{т кр}$ – статистический коэффициент, учитывающий долю массы топлива, расходуемого на крейсерском режиме полета к общей массе топлива $k_{т кр} = m_{т кр} / m_t$. В результате суммарное начальное изменение массы нового самолета составит

$$\Delta m_0 = \Delta m_{кр \Delta \lambda КМ 0} + \Delta m_{кр скл 0} + \Delta m_{\phi 0} + \Delta m_{т \Delta c_{xa 0}}. \quad (21)$$

Из условия, что МВМ нового самолета осталась на уровне базового, следует, что $\Delta m_0 = 0$, и тогда из уравнения (21), задав-

Таблица 2
Table 2

Анализ изменений индуктивного сопротивления и масс пассажирских самолетов
Analysis of changes of induced impedance and passenger aircraft masses

Самолеты	МС-21-300		SSJ-100		Ту-204/214		Ил-96-300	
	Базовый	+винглеты	Базовый	Крыло из КМ	Базовый	Крыло из КМ	Базовый	Крыло из КМ + законцовки
l , м	35,9	35,9	27,8	31	40,9	46	60,1	67,1
$l_{\text{азр}}$, м	—	35,9	—	31	—	46	—	64,9
S , м ²	113	113	83,8	83,8	184,2	184,2	391,6	391,6
$\chi_{\text{п.к}}$, °	28	28	32/27,5	32/27,5	33	33	32	32
λ	11,5	11,5	9,22	11,5	9,1	11,5	9,2	11,5
η	4,37	4,37	3,25	3,25	2,9	2,9	3,5	3,5
z_a , м	7,1	8*	5,7	6,4	8,6	9,6	12,2	13,7
$c_{\text{ха инд}}$	0,0076	0,0063**	0,0079	0,00502	0,0085	0,0058	0,0104	0,00781
$c_{\text{ха}}$	0,0281	0,0266	0,0295	0,0266	0,0319	0,0291	0,0386	0,0361
$\Delta c_{\text{ха}}$, %	-5,3		-9,83		-8,78		-6,5	
m , т	79,25	?	49,45	?	102,72	?	250	?
m_t , т	16	?	10	?	22,5	?	80	?
$m_{\text{кр}}$, т по (9)	6	—	4,7	—	12,9	—	28,5	—
$m_{\text{кр}}$, т по (14)	—	6,8	—	3,4	—	10,5	—	28,9
$\beta_{\text{км}}$, т/(т м ² /с ²)	—	0,00029	—	0,00029	—	0,00029	—	0,00023
$\Delta m_{\text{кр } \Delta \lambda \text{ КМ } 0}$, т	—	0,8	—	-1,3	—	-2,3	—	0,4
$\Delta m_{\text{кр скл } 0}$, т	—	0	—	0	—	0	—	0,3
$k_{\text{т кр}}$	0,6	—	0,7	—	0,7	—	0,78	—
$\Delta m_{\text{т } \Delta c_{\text{ха } 0}}$, т по (19)	—	-0,6	—	-0,6	—	-1,2	—	-4
μm по (8)	1,13	—	1,32	—	1,22	—	1,32	—
Δm , т	0,23		-2,54		-4,54		-4,45	
Δm_t , т по (21)	-0,56		-0,94		-2,08		-6,3	
$\Delta m_t / m_t$ 100%	-3,54		-9,5		-9,2		-6,3	

* При подсчете z_a для анализа массы крыла МС-21 с винглетами они разворачиваются в плоскость крыла и рассматривается крыло с новым условным размахом $l = 35,9 + 4,8 = 40,7$ м.

** В соответствии с формулой (18).

поскольку $k_{\text{т кр}} = 0,8$, можно найти $\Delta m_{\text{кр } \Delta \lambda \text{ КМ } 0} = 4,8$ т, а затем, используя (13), и $\beta_{\text{км}} = 0,000234$ т/(т м²/с²).

Анализ российских самолетов. Далее рассмотрим численные примеры по улучшению топливной эффективности российских

самолетов за счет совершенствования аэродинамики путем применения КМ в крыле и его элементах. В качестве базовых рассматриваются существующие ВС: среднемагистральный МС-21, региональный SSJ-100, ближнесреднемагистральный Ту-204/214 и дальнемагистральный широкофюзеляжный

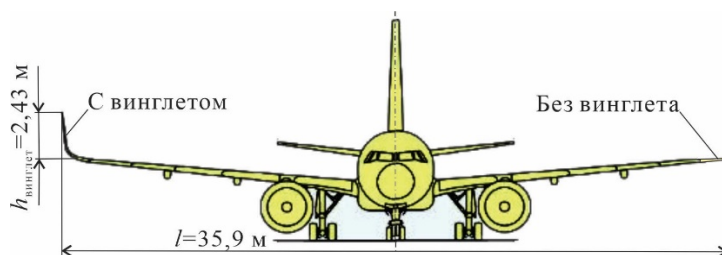


Рис. 8. Вид самолета МС-21 без винглета (справа) и с винглетом (слева)
Fig. 8. Aircraft MC-21 view without the winglet (starboard) and with the winglet (port)

самолет Ил-96-300. В табл. 2 приведены параметры этих ВС для оценки их версий с новыми крыльями из КМ.

Предполагается, что новые самолеты должны остаться в той же категории ADG по размаху крыла ($l_{\text{аэр}}$). Для упрощения постановки задачи принято, что новые версии ВС имеют одинаковые с базовыми: площадь, сужение и стреловидность. В таблицу также включены данные, необходимые для последующего весового анализа рассматриваемых ВС и оценке их топливной эффективности. При этом считается, что удельная нагрузка на крылья новых самолетов при увеличении удлинения не возрастает, а тяговооруженность остается не меньше, чем у базовых.

Для удешевления новых проектов предполагается, что изменения в базовых ВС коснутся только крыла и топливной системы. В этой связи КЧМ, согласно выражению (6) и балансу относительных масс, примет следующий вид:

$$\mu_m = \frac{1}{1 - (\bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_T c_{xa \text{ кр}} / c_{xa})}. \quad (22)$$

Как уже было отмечено выше, в соответствии с исследованием [8] доля сопротивления крыла составляет 60 % от всего сопротивления самолета ($c_{xa \text{ кр}} / c_{xa} = 0,6$).

Изменение в расходе топлива подсчитывается согласно [12] по формуле

$$\Delta m_T = \Delta m_{T0} + \bar{m}_T (1 - c_{xa \text{ ф}} / c_{xa}) \Delta m. \quad (23)$$

МС-21. Сертифицируемый в настоящее время среднемагистральный МС-21 пока существует без винглетов, поэтому для него рассмотрим вариант крыла с тем же размахом, но с винглетами, как на самолете Airbus A320Neo, имеющих высоту $h_{\text{винглет}} = 2,43$ м (рис. 8).

По информации из интернет-ресурсов, самолет МС-21 имеет композиционное крыло с массой $m_{\text{кр}} \approx 6$ т. Это позволяет найти значение параметра $\beta_{\text{км}}$ для данного класса самолетов. Из формулы (13) следует, что $\beta_{\text{км}} = m_{\text{кр км}} / (n_y^p m g z_a) = 6/3,75/79,25/9,8/7,1 = 0,00029$ т/(т м²/с²). Для крыла с винглетами из табл. 2 значение $z_a \approx 8$ м, подсчитаем его новую массу $m_{\text{кр км}} = 6,8$ т. Тогда $\Delta m_{\text{кр } \Delta \lambda 0} = 0,8$ т, а начальное снижение массы топлива за счет меньшего сопротивления согласно (19) $\Delta m_{T \Delta c_{xa0}} = -0,6$ т. Таким образом, взлетная масса практически не изменится, но расход топлива при этом снизится на 3,5 %.

Ил-96-300, Ту-204/214, SSJ-100. Новые версии самолетов с $\lambda = 11,5$ для Ту-204/214 и SSJ-100 остаются в тех же категориях аэропортов по размаху крыла, а Ил-96 получается с размахом крыла $l = 67,1$ м, что на 2,1 м превышает допустимый размах для категории Е. В этой связи потребуются применение складных законцовок крыла общей длиной 2,5 м. Вычисленные значения КЧМ по (22), а Δm_0 по (21) позволяют оценить общее изменение МВМ, а затем по (23) определить и изменение затрат топлива. При этом параметр $\beta_{\text{км}}$, учитывая категории самолетов, для новых версий

Ту-204/214 и SSJ-100 брался аналогичным, как для MC-21 $\beta_{\text{км}} = 0,00029 \text{ т}/(\text{т м}^2/\text{с}^2)$, а для Ил-96 – как для самолета Boeing 777-9 $\beta_{\text{км}} = 0,000234 \text{ т}/(\text{т м}^2/\text{с}^2)$.

Выводы

1. Показана общая тенденция применения крыльев большого удлинения из композиционных материалов – как возможного эффективного направления увеличения топливной эффективности будущих магистральных пассажирских самолетов.

2. На основе анализа чувствительности взлетной массы базового самолета к проектным изменениям, а также универсальной весовой формулы В.А. Комарова предложена методика оценки массы крыла из КМ.

3. Методика расчета массы устройства складывания консолей крыла, разработанная для самолетов палубного базирования в работе [28], адаптирована и применена для оценки массы узлов складывания законцовок крыла пассажирских самолетов.

4. Выполнена концептуальная оценка топливной эффективности для самолетов Ил-96-300, Ту-204/214 и SSJ-100 в случае применения композитных крыльев с удлинением 11,5 (для самолета на базе Ил-96 также и складывающихся законцовок), а также установки винглетов на самолет MC-21. При этом отмечается снижение средних затрат топлива: MC-21 – на 3,5 %; SSJ-100 – на 9,5 %; Ту-204/214 – на 9,2 %; Ил-96 – на 6,3 % (табл. 2).

Список литературы

1. Кретов А.С., Глухов В.В. Альтернативное топливо в транспортной авиации и оценка эффективности его применения // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2021. № 3. С. 4–13.

2. Антуфьев Б.А. и др. Влияние компоновочной схемы на массу силовой конструкции перспективных магистральных пас-

сажирских самолетов большой дальности // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1996. № 1. С. 9–15.

3. Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю. и др. Проектирование самолетов: учебник для вузов / Под ред. М.А. Погосяна. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.

4. Raymer D.P. Aircraft design: A conceptual approach. 6th ed. Publisher: American Institute of Aeronautics & Ast, 2018. 1062 p.

5. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes. Chichester: John Wiley and Sons, 2013. 440 p.

6. Кретов А.С., Глухов В.В. О применении интегральной компоновочной схемы для «криогенных» самолетов транспортной категории // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2022. № 1. С. 11–23.

7. Ma Y., Elham A. Twin-fuselage configuration for improving fuel efficiency of passenger aircraft [Электронный ресурс] // Aerospace Science and Technology. 2021. Vol. 118, no. 2021. ID: 107000. DOI: 10.1016/j.ast.2021.107000 (дата обращения: 01.03.2022).

8. Бюшгенс Г.С. и др. Аэродинамика и динамика полета магистральных пассажирских самолетов. Москва-Пекин: Издательский отдел ЦАГИ – Авиа-Издательство КНР, 1995. 772 с.

9. Рябков В.И., Тиняков Д.В. Метод формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолетов транспортной категории на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2011. Т. 52. С. 41–48.

10. Тиняков Д.В. Интегрированное формирование геометрических параметров системы несущих поверхностей на этапе предварительного проектирования самолетов транспортной категории // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2012. Т. 53. С. 27–35.

11. Куприков М.Ю., Максимов С.В. Влияние инфраструктурных ограничений на облик перспективного дальнемагистраль-

ного самолета // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1999. № 1. С. 52–55.

12. Kretov A. Sensitivity factors of aircraft mass for the conceptual design // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2021. Vol. 93, no. 9. Pp. 1470–1477. DOI: 10.1108/AEAT-11-2020-0256

13. Дракин И.И. Влияние изменений весовых и аэродинамических характеристик конструкций на полетный вес летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1960. № 1. С. 52–62.

14. Политковский В.И., Бадягин А.А. О коэффициенте увеличения стартовой массы ЛА // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1966. № 1. С. 161–164.

15. Гоголин В.П. Определение коэффициента роста изменений взлетного веса при реализации изменений веса конструкции // Труды КАИ. 1973. Вып. 160. С. 11–14.

16. Гоголин В.П. К задаче разрешения противоречий между весом и сопротивлением частей самолета // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1974. № 1. С. 13–16.

17. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2005. 648 с.

18. Kundu A.K. Aircraft design. New York: Cambridge University Press, 2010. 648 p. DOI: 10.1017/CBO9780511844652

19. Дмитриев В.Г. О создании ближне-среднего магистрального самолета нового поколения // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2012. № 7. С. 3–12.

20. Green J.E. Greener by Design – the Technology Challenge // The Aeronautical Journal. 2002. Vol. 106, no. 1056. Pp. 57–113. DOI: 10.1017/S0001924000095993

21. Чернышев С.Л. Новый этап применения композиционных материалов в авиационном машиностроении // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2013. № 1. С. 3–10.

22. Замула Г.Н., Колесник К.А. Весовая и топливная эффективности применения композиционных материалов в авиаконструкци-

ях // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 2. С. 12–19.

23. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 1. С. 31–39.

24. Гуменюк А.В., Комаров В.А. Критерий силового совершенства конструкции крыльев // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2003. № 6. С. 24–30.

25. Комаров В.А., Лукьянов О.Е. Многодисциплинарная оптимизация параметров крыла грузового самолета // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 3. С. 3–15.

26. Кретов А.С., Шатаев П.А. К оценке массы фюзеляжа самолета при переходе на композиционные материалы // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 17–26.

27. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: справочник. М.: Машиностроение, 1982. 149 с.

28. Ярыгина М.В., Попов Ю.И. Формирование весовой формулы складного крыла // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2012. № 2. С. 8–12.

29. Попов Ю.И., Ярыгина М.В. Методика весового анализа складного крыла самолета палубного базирования [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2011. № 43. 23 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=24860> (дата обращения: 01.03.2022).

30. Вейсхаар Т., Комаров В.А., Шахов В.Г. Телескопические крылья: весовая и аэродинамическая эффективность // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2009. № 2. С. 10–18.

31. Тиняков Д.В. Определение углов геометрической крутки местных хорд трапециевидного крыла на основе коэффициента роста индуктивного сопротивления // Авиационно-космическая техника и технология. 2014. № 2 (109). С. 39–45.

References

1. **Kretov, A.S., Glukhov, V.V.** (2021). Alternative fuel in transport aviation and estimation of its application efficiency. *Russian Aeronautics*, vol. 64, no. 3, pp. 365–375. DOI: 10.3103/S1068799821030016
2. **Antufiev, B.A. et al.** (1996). Influence of the layout scheme on the mass of the load structure of promising long-range passenger aircraft. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 9–15. (in Russian)
3. **Poghosyan, M.A., Liseytshev, N.K., Sagittarius, D.Yu. et al.** (2018). Aircraft Design: Textbook for Universities, in Pogosyan M.A. (Ed.). 5th ed. pererab. i dop. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 864 p. (in Russian)
4. **Raymer, D.P.** (2018). Aircraft design: A conceptual approach. 6th ed. Publisher: American Institute of Aeronautics & Ast, 1062 p.
5. **Torenbeek, E.** (2013). Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes. Chichester: John Wiley and Sons, 440 p.
6. **Kretov, A.S., Glukhov, V.V.** (2022). Application of integrated layout for “cryogenic” transport category aircraft. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 11–23. (in Russian)
7. **Ma, Y., Elham, A.** (2021). Twin-fuselage configuration for improving fuel efficiency of passenger aircraft. *Aerospace Science and Technology*, vol. 118, no. 2021, ID: 107000. DOI: 10.1016/j.ast.2021.107000 (accessed: 01.03.2022).
8. **Bushgens, G.S. et.al.** (1995). Aerodynamic and Dynamic of Long-Haul Aircraft. Proceedings of the TsAGI and Avia PRC. Moscow-Beijing: Izdatelskiy otdel TsAGI – Avia-Izdatelstvo KNR, 772 p. (in Russian)
9. **Riabkov, V.I., Tiniakov, D.V.** (2011). The method of forming the geometric parameters of lifting surfaces of aircraft transport category based on particular criteria and integral indicators of their effectiveness. *Otkrytyye informatsionnyye i kompyuternyye integrirovannyye tekhnologii*, vol. 52, pp. 41–48. (in Russian)
10. **Tiniakov, D.V.** (2012). Integrated generation of the lift system surfaces geometric parameters on the preliminary designing stage of transport category airplanes. *Otkrytyye informatsionnyye i kompyuternyye integrirovannyye tekhnologii*, vol. 53, pp. 27–35. (in Russian)
11. **Kuprikov, M.Yu., Maksimov, S.V.** (1999). Influence of infrastructure restrictions on the appearance of a promising long-range aircraft. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 52–55. (in Russian)
12. **Kretov, A.** (2021). Sensitivity factors of aircraft mass for the conceptual design. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 93, no. 9, pp. 1470–1477. DOI: 10.1108/AEAT-11-2020-0256
13. **Drakin, I.I.** (1960). Influence of changes in the weight and aerodynamic characteristics of structures on the flight weight of an aircraft. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 52–62. (in Russian)
14. **Politkovsky, V.I., Badyagin, A.A.** (1966). On the Coefficient of Increasing the Launch Mass of the Aircraft. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 161–164. (in Russian)
15. **Gogolin, V.P.** (1973). Determination of the coefficient of growth of changes in take-off weight during the implementation of changes in the weight of the structure. *Trudy KAI*, issue 160, pp. 11–14. (in Russian)
16. **Gogolin, V.P.** (1974). On the problem of resolving contradictions between the weight and drag of aircraft parts. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 13–16. (in Russian)
17. **Yeger, S.M., Mishin, V.F., Liseytshev, N.K. et al.** (2005). Aircraft design: Textbook for Universities. Moscow: Mashinostroyeniye, 648 p. (in Russian)
18. **Kundu, A.K.** (2010). Aircraft design. New York: Cambridge University Press, 648 p. DOI: 10.1017/CBO9780511844652
19. **Dmitriyev, V.G.** (2012). The approach to the construction of the medium haul aircraft of

the next generation. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 7, pp. 3–12. (in Russian)

20. **Green, J.E.** (2002). Greener by Design – the Technology Challenge. *The Aeronautical Journal*, vol. 106, no. 1056, pp. 57–113. DOI: 10.1017/S0001924000095993

21. **Chernyshev, S.L.** (2013). New stage of application of composite materials in aircraft manufacturing. *Problemy mashinostroyeniya i avtomatizatsii*, no. 1, pp. 3–10. (in Russian)

22. **Zamula, G.N., Kolesnik, K.A.** (2018). Weight savings and fuel efficiency due to composites application in aerostructures. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 2, pp. 12–19. (in Russian)

23. **Komarov, V.A.** (2000). Mass analysis of aircraft structures: Theoretical foundations. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 1, pp. 31–39. (in Russian)

24. **Gumenyuk, A.V., Komarov, V.A.** (2003). Wing load-bearing upgrade criteria. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 6, pp. 24–30. (in Russian)

25. **Komarov, V.A., Lukyanov, O.E.** (2018). Multidisciplinary optimization of the cargo airplane wing parameters. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 3, pp. 3–15. (in Russian)

26. **Kretov, A.S., Shataev, P.A.** (2020). Preliminary assessment of the weight of the aircraft fuselage as a result of the transition to composite materials. *Russian Aeronautics*, vol. 63, no. 3, pp. 386–396. DOI: 10.3103/S1068799820030034

27. **Mikeladze, V.G., Titov, V.M.** (1982). Basic geometric and aerodynamic parameters of aircraft and missiles: Handbook. Moscow: Mashinostroyeniye. (in Russian)

28. **Yarygina, M.V., Popov, Yu.I.** (2012). Development of the weight formula for a folding wing. *Russian Aeronautics*, vol. 55, no. 2, pp. 120–126. DOI: 10.3103/S106879981202002

29. **Popov, Yu.I., Yarygina, M.V.** (2011). Method of folding wing weight analysis. *Trudy MAI*, no. 43, 23 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=24860> (accessed: 01.03.2022). (in Russian)

30. **Weisshaar, T., Komarov, V.A., Shakhov, V.G.** (2009). Telescopic wings: weight and aerodynamic efficiency. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 2, pp. 10–18. (in Russian)

31. **Tiniakov, D.V.** (2014). The adjusted method of the determination of the angles of geometrical twist of trapezoidal wing based the induced drag growth factor. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, no. 2 (109), pp. 39–45. (in Russian)

Сведения об авторах

Кретов Анатолий Степанович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры проектирования самолетов Нанкинского университета аэронавтики и астронавтики, kretov-ac@mail.ru.

Тиняков Дмитрий Васильевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры гражданской авиации Нанкинского университета аэронавтики и астронавтики, tinyakov_dm@mail.ru.

Шатаев Павел Александрович, магистр науки и техники, соискатель Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева, pasha-taev@yandex.ru.

Information about the authors

Anatoly S. Kretov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Aircraft Design Chair, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, kretov-ac@mail.ru.

Dmytry V. Tinyakov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Civil Aviation Chair, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, tinyakov_dm@mail.ru.

Pavel A. Shataev, Master of Science, External Doctorate Student of the Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, pashataev@yandex.ru.

Поступила в редакцию 29.09.2022
Принята в печать 23.03.2023

Received 29.09.2022
Accepted for publication 23.03.2023