

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-101-120

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕХАНИЗАЦИИ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА

Ю.С. МИХАЙЛОВ¹

¹ *Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия*

Для самолетов со стреловидными крыльями, совершающих полет на трансзвуковых скоростях, использование закрылков Фаулера и щелевых предкрылков является общепринятым решением увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки. В литературе это решение известно как классический вариант механизации крыла. В настоящей работе представлены результаты численных и экспериментальных исследований некоторых решений, предназначенных для повышения эффективности классического варианта механизации. Концепция механизации задней кромки, именуемая «Адаптивный закрылок», рассмотрена как способ улучшения аэродинамических характеристик самолета на режимах взлета и посадки. Интеграция отклоняемого вниз спойлера с выдвижением закрылка позволяет повысить максимальный угол отклонения закрылка в посадочной конфигурации и значение коэффициента подъемной силы на линейном участке, соответственно. Во взлетной конфигурации увеличение аэродинамического качества возможно за счет уменьшения отклонения адаптивного закрылка при сохранении подъемной силы крыла. Для эффективной защиты передней кромки крыла от раннего отрыва потока на больших углах атаки использован щелевой щиток Крюгера удобообтекаемой геометрии. Предварительное проектирование усовершенствованного варианта механизации включало определение аэродинамической формы и положения механизации на режимах взлета и посадки. Аэродинамический анализ характеристик выполнен с использованием двумерных методов расчета высоконесущей системы в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Проведено сравнение результатов проектирования классического и усовершенствованного вариантов механизации, показавшее преимущество последнего в аэродинамических характеристиках. Результаты весовых испытаний модели самолета с адаптивной механизацией задней кромки крыла в аэродинамической трубе подтвердили ее эффективность.

Ключевые слова: механизация крыла, адаптивный закрылок, щиток Крюгера, аэродинамическое проектирование, экспериментальные исследования.

ВВЕДЕНИЕ

Выбор геометрических параметров гражданских самолетов, совершающих полет с трансзвуковой скоростью, основывается на компромиссе между эффективностью крыла в крейсерском полете и на взлетно-посадочных режимах. На этапе предварительного проектирования ожидаемый рост веса, сложности и шума от увеличения эффективности механизации сопоставляется с выбором параметров компоновки крыла, обеспечивающих высокий уровень аэродинамических характеристик (АДХ) самолета в крейсерском полете. Большинство компромиссных решений приводит к интеграции механизации передней и задней кромок, включающей выдвижные предкрылки и закрылки [1]. Изменения массы самолета и, соответственно, крейсерского значения коэффициента подъемной силы, происходящие в процессе полета, компенсируются увеличением высоты полета. Также в процессе проектирования обеспечивается большая гибкость АДХ самолета, позволяющая избежать значительного увеличения расхода топлива на нерасчетных режимах полета.

Значительный прогресс, достигнутый в развитии вычислительных методов CFD для анализа и проектирования механизации, привел к существенному улучшению ее эффективности и разработке конфигураций с минимальной сложностью [2]. В литературе эти конфигурации, включающие выдвижной закрылок и предкрылок, известны как классический вариант механизации. Последующее удаление внутреннего (скоростного) элерона из размаха механизации задней кромки, проведенное впервые в компоновках крыла самолетов фирмы Эрбас Индастри, позволило исключить разрыв между внутренними и внешними секциями выдвинутого закрыл-

ка, что обеспечило увеличение коэффициента $C_{y_{\max}}$ в посадочной конфигурации до значения $C_{y_{\max}} \approx 3$ (самолет А320 [3]).

В настоящее время традиционные классические конфигурации механизации крыла достигли высокого уровня аэродинамического совершенства, и только малые улучшения их характеристик возможны в основном за счет изменения кинематики их выдвижения. Поэтому дальнейшее повышение эффективности механизации связано с пересмотром концепции ее проектирования при разработке новых самолетов.

Исследования, проведенные за прошедшие три десятилетия в гражданской авиации [4–6], показали возможности улучшения АДХ крыла как за счет использования различных устройств управления кривизной в крейсерском полете, так и повышения несущих свойств на взлетно-посадочных режимах. Общим подходом для большинства рассмотренных решений была разработка довольно сложных дополнительных устройств и систем управления к уже существующим в компоновке исходного крыла.

Основное внимание в ближайшее время будет сосредоточено на расширении функциональности механизации задней кромки с целью применения ее не только на режимах взлета и посадки, но и для адаптации геометрии сечений крыла в крейсерском полете. Хорошей альтернативой выдвижному предкрылку может стать щиток Крюгера удобообтекаемой геометрии, выдвигаемый с нижней поверхности носка крыла с формированием профилированной щели. Отсутствие отрыва потока с нижней поверхности щитка, наблюдаемое у выдвижного предкрылка, способствует повышению эффективности механизации на взлетно-посадочных режимах полета.

Успешные летные испытания многофункциональных минищитков по задней кромке закрылков показали возможность улучшения АДХ самолета на нерасчетных режимах крейсерского полета [7]. Однако их использование требует применения дополнительной системы приводов, которая должна быть заложена в проект самолета на начальном этапе его разработки. Как и в ряде случаев было показано, что полученные преимущества в крейсерском полете не всегда адекватны усложнению конструкции крыла и систем управления, а также увеличению взлетной массы самолета.

Более конструктивным решением может стать комплексный подход к использованию закрылков как на взлетно-посадочных режимах полета, так и в условиях крейсерского полета для управления характеристиками крыла и распределением нагрузки по размаху за счет локального изменения кривизны. Ключевым элементом в расширении функциональности механизации задней кромки является интеграция отклоняемого вниз спойлера с выдвижением или поворотом одноцелевых закрылков [8].

ОБЗОР РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ МЕХАНИЗАЦИИ В КОМПОНОВКАХ ПРЯМЫХ И СТРЕЛОВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ

В ЦАГИ в период с 1971 г. по 1993 г. был проведен большой объем экспериментальных исследований различных вариантов механизации [6], предназначенной для компоновок стреловидных крыльев со сверхкритическими профилями с уплощенной геометрией верхней поверхности. Основное внимание в этих исследованиях было уделено повышению эффективности механизации передней и задней кромок с целью компенсации потерь в подъемной силе крыла от применения сверхкритических профилей. Результаты исследования некоторых вариантов механизации, которые актуальны и в настоящее время, приведены ниже.

Предкрылок усовершенствованной формы

Применяемые в настоящее время в компоновках крыла выдвижные предкрылки имеют далеко не оптимальную форму с точки зрения несущих свойств и сопротивления. Малая кривизна средней линии и наличие острого выступа («зуба») на нижней поверхности не позволяют

обеспечить высокие значения $C_{y_{max}}$ в посадочной конфигурации и повышенный уровень аэродинамического качества на взлете.

Ниже приведены результаты сравнения эффективности предкрылка усовершенствованной формы ($\varepsilon_{пр}=13\%$) и обычного предкрылка ($\varepsilon_{пр}=15\%$) в компоновке прямого крыла со сверхкритическим профилем ($\bar{c}=9\%$) и отклоненной механизацией задней кромки (рис. 1).

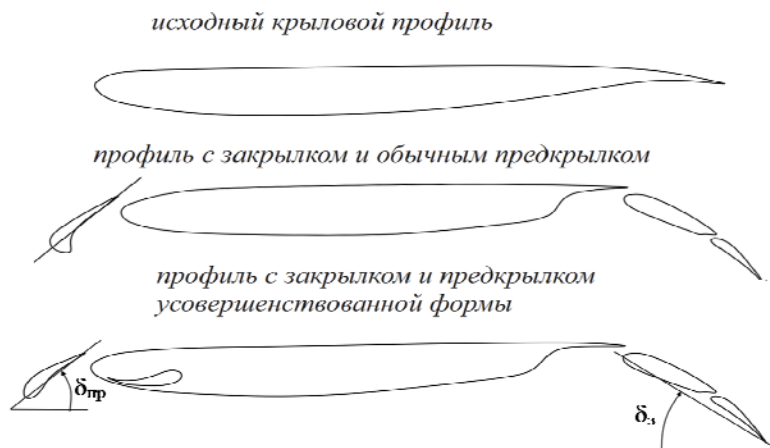


Рис. 1. Геометрия механизированного сечения крыла с двумя вариантами предкрылка
Fig. 1. High-lift devices geometry of wing cross- section

Одной из особенностей применения предкрылка усовершенствованной формы в качестве элемента механизации передней кромки является кинематика его выдвижения из убранного положения в рабочее и наоборот. В крейсерском положении предкрылок убран в нишу, расположенную в носовой части нижней поверхности сечения крыла (рис. 2, положение 1). После подачи команды на его выдвижение предкрылок совершает вращательное движение относительно неподвижной оси вращения, расположенной в носовой части крыла. В некотором отношении такой процесс выдвижения предкрылка сходен с отклонением простого щитка Крюгера: и там, и здесь — вращательное движение. Выбор соответствующего положения предкрылка в крейсерской конфигурации и его оси вращения позволяет сформировать профилированную щель в носовой части крыла на режимах взлета и посадки. Удобообтекаемая форма предкрылка в сочетании с профилированной щелью оказывают благоприятное влияние на характеристики высококонесущей системы на больших углах атаки.

Положение предкрылка	$\delta_{пр}$	$d, \%$	$h_{щ}, \%$
1*	-179°		—
2	-131°	-0,28	1,0
3	-90°	-1,55	1,5
4	-40°	-1,0	2,0

* Предкрылок убран

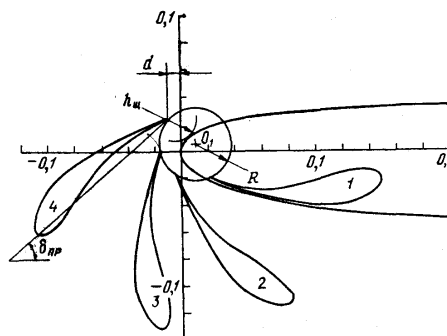


Рис. 2. Эскиз выдвижения предкрылка из убранного положения в расчетную позицию
Fig. 2. Sketch of a slat extension from retracted position to design station

Модель прямого крыла с эффективным удлинением $\lambda_{эф} \approx 5$ и механизацией, показанной на рис. 1, была испытана в малоскоростной аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ. Скорость набегающего потока в испытаниях составляла $V=40$ м/с, что соответствует числу Рейнольдса $Re = 1,1 \cdot 10^6$, вычисленному по хорде крыла $b = 0,4$ м.

На рис. 3 приведены экспериментальные зависимости $C_y = f(\alpha)$ и $m_z = f(\alpha)$ рассмотренных конфигураций механизации, включая убранное положение (исходный профиль), несколько углов отклонения двух вариантов предкрылка при наличии выдвинутой механизации задней кромки и вариант отклонения предкрылка усовершенствованной формы с убранном закрылке. Из этих зависимостей следует, что во всем диапазоне углов α и при всех значениях углов отклонения механизации ($\delta_{пр}$ и δ_3) подъемная сила крыла с предкрылком усовершенствованной формы выше, чем у крыла того же профиля с обычным предкрылком ($\Delta C_{y_{max}} = 0,1-0,3$). Улучшилось также протекание моментных характеристик $m_z = f(\alpha)$ в области околоскритических углов атаки.

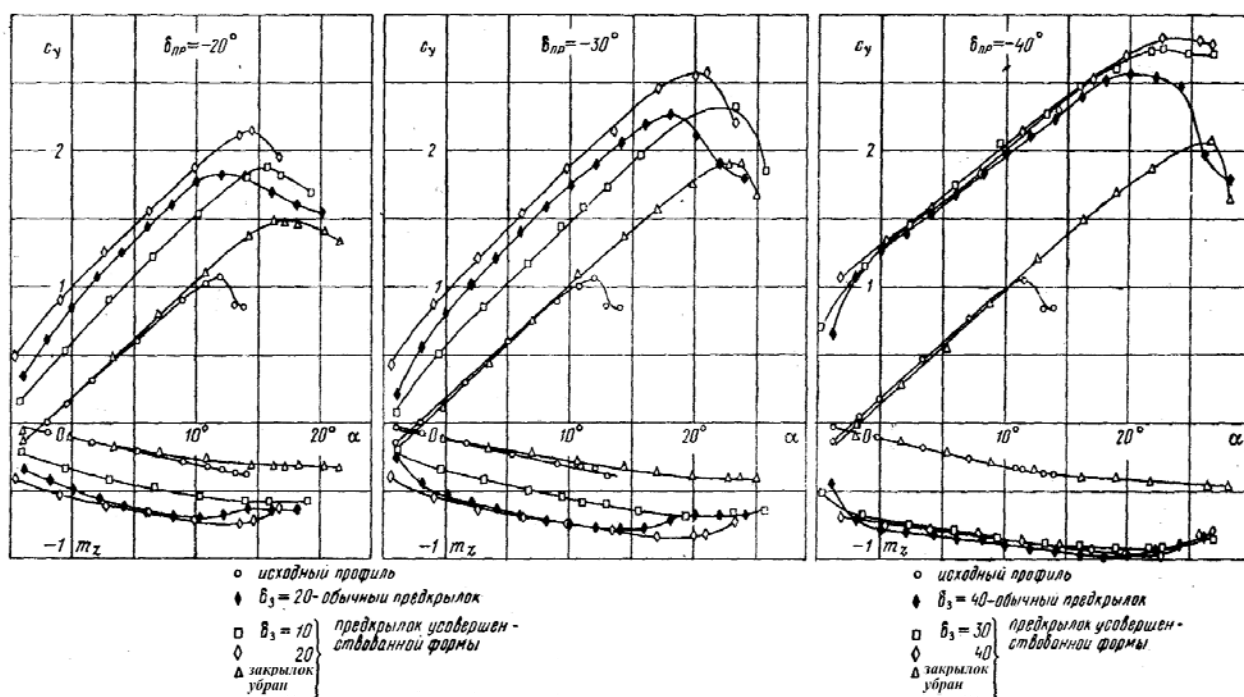


Рис. 3. Сравнение характеристик модели крыла с двумя вариантами геометрии предкрылка

Fig. 3. Comparison of wing model performance with two versions of slat geometry

Оценка эффективности предкрылка усовершенствованной формы в сравнении с обычным предкрылком по величине приращения коэффициента максимальной подъемной силы $\Delta C_{y_{max}}$ дополнена аналогичным сравнением величин аэродинамического качества K в зависимости от относительного расположения элементов механизированного крыла (рис. 4).

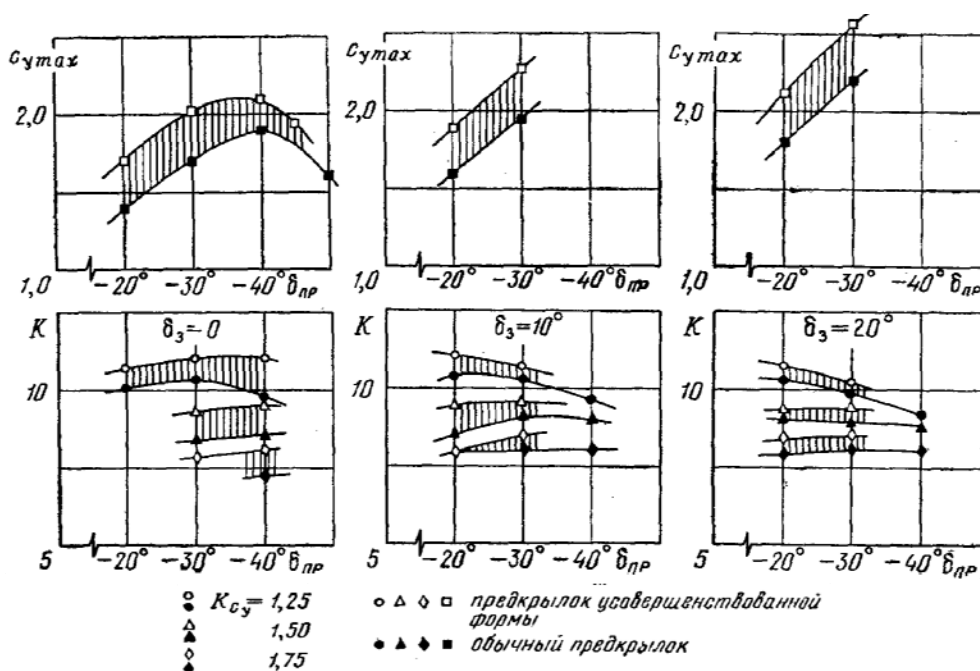


Рис. 4. Влияние геометрии предкрылка на $C_{y_{max}}$ и аэродинамическое качество
Fig. 4. Effect of slat geometry on maximum Cl and lift-to-drag ratio

Из сравнения кривых $K = f(C_y)$ для сходных комбинаций двух рассматриваемых вариантов предкрылка следует, что в диапазоне изменения коэффициента подъемной силы $C_y = 1,25 \div 1,75$ аэродинамическое качество механизированного крыла с предкрылком усовершенствованной формы заметно выше, чем у крыла с обычным предкрылком. Так, при $\delta_3 = 20^\circ$ приращение аэродинамического качества ΔK составляет 0,5 и $\Delta C_{y_{max}} \approx 0,3$ при этом сама величина коэффициента максимальной подъемной силы достигает значения 2,6. При меньших углах отклонения закрылка ($\delta_3 = 0-10^\circ$) приращение K оказывается еще большим: $\Delta K = 0,5 \div 1,3$ при такой же разнице в значениях коэффициентов максимальной подъемной силы ($\Delta C_{y_{max}} \approx 0,2 \div 0,3$).

Адаптивный закрылок

Большой цикл проведенных исследований механизации на прямоугольных крыльях в АДТ Т-102 показал, что эффективность закрылков на сверхкритических профилях первого поколения несколько меньше, чем на обычных профилях. Это обстоятельство обусловлено меньшей вогнутостью верхней поверхности новых профилей и, соответственно, меньшим скосом потока в области закрылка, ограничивающим максимальный угол его отклонения. Для повышения эффективности закрылка были предложены устройства, позволяющие увеличить кривизну хвостового участка основного профиля перед закрылком. Суть предложенной «врезной» механизации (Я.М. Серебрянский, А.В. Потапчик, Ю.Г. Степанов (1981 г.) [6]) состояла в том, что фиксированный, отогнутый вниз хвостовой участок основного крыла «врезался» в специальный паз на верхней поверхности закрылка. Такая механизация (рис. 5, а) обеспечила большее приращение подъемной силы, чем обычная ($\Delta C_{y_0} = 0,5$; $\Delta C_{y_{max}} = 0,3$ – прямое крыла с $\lambda_{эф} = 5$) за счет ликвидации или существенного ослабления отрыва пограничного слоя на верхней поверхности закрылка. Однако эта механизация могла быть настроена только на один режим полета, например, режим посадки.

Отмеченный недостаток отсутствует у механизации, у которой отгиб хвостовой части крыла вниз (отклонение спойлера) осуществляется одновременно с выдвижением закрылка в

рабочие положения. Усовершенствованный вариант механизация в дальнейшем был назван адаптивным (рис. 5, б), поскольку он обеспечивает наилучшие возможности для улучшения АДХ характеристик крыла на режимах взлета и посадки.

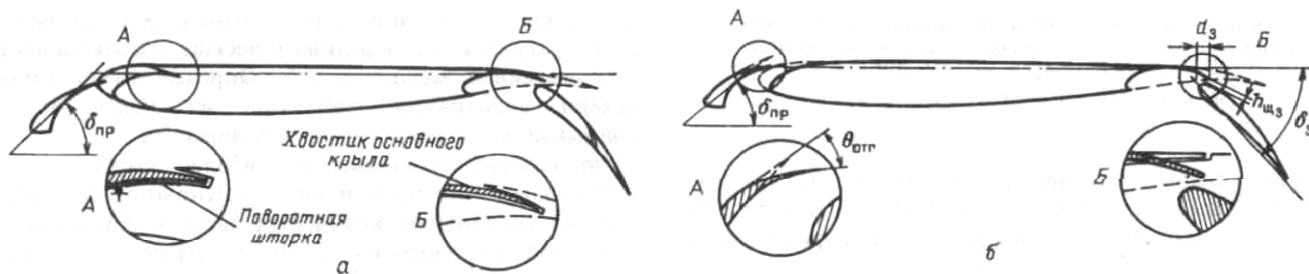


Рис. 5. «Врезная» и адаптивная механизация крыла
Fig. 5. "Cutting-in" and adaptive high-lift devices

В работе [6] было показано, что отгиб хвостовой части крыла наиболее эффективен в комбинации с однощелевым закрылком (рис. 6), где его применение эквивалентно увеличению количества звеньев обычного закрылка на одно звено.

Положительные результаты исследования адаптивной механизации на моделях прямоугольных крыльев в АДТ подтвердились в испытаниях полных компоновок моделей самолетов различного назначения. Испытания на модели магистрального пассажирского самолета типа Ил-96, проведенные в АДТ переменной плотности ($M = 0,2$; $Re = 4,1 \cdot 10^6$), показали, что отклонение хвостового участка крыла перед двухщелевым выдвижным закрылком существенно повышает уровень несущих свойств крыла в посадочной конфигурации по сравнению с обычным закрылком (рис. 7). Дополнительное приращение подъемной силы крыла от отклонения адаптивного закрылка на режиме взлета может быть частично «разменено» на увеличение аэродинамического качества за счет отклонения закрылка на меньший угол.

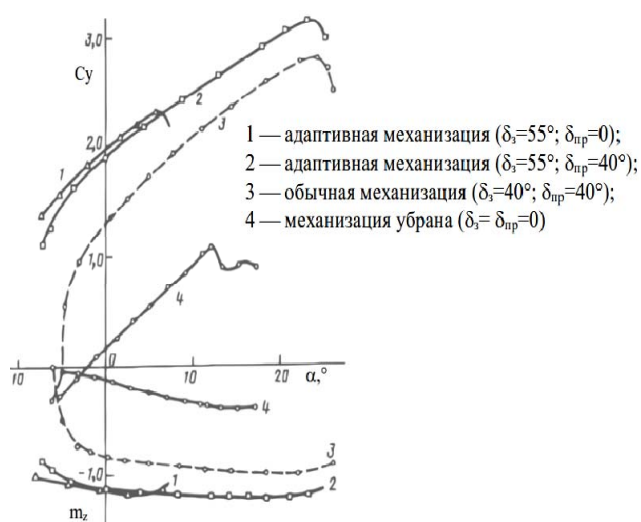


Рис. 6. Влияние адаптивного закрылка на несущие свойства крыла ($M = 0,13$; $Re = 1,1 \cdot 10^6$; $\lambda_{эф} = 5$)

Fig. 6. Effect of adaptive flap on wing lift performance ($M = 0,13$; $Re = 1,1 \cdot 10^6$; $\lambda_{ef} = 5$)

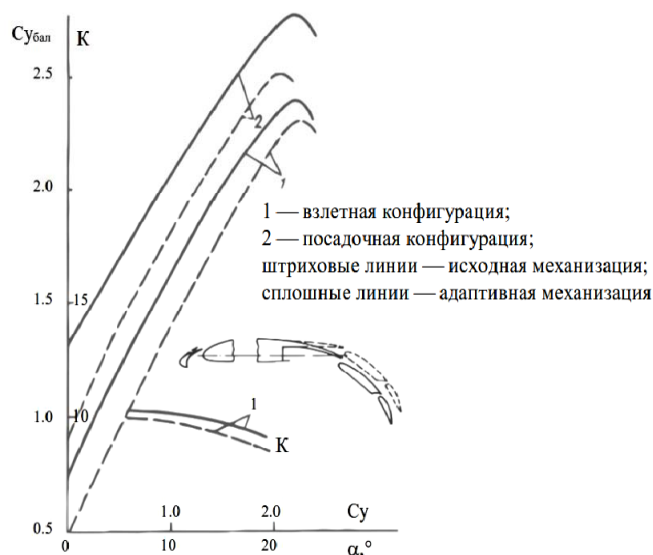


Рис. 7. Влияние адаптивного закрылка на характеристики модели самолета Ил-96

Fig. 7. Effect of adaptive flap on performance of Il-96 aircraft model

Адаптивная взлетно-посадочная механизация, примененная в компоновке крыла палубного истребителя Су-27К, показала заметное преимущество в АДХ по сравнению с обычной механизацией.

КОНЦЕПЦИЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕХАНИЗАЦИИ

Адаптивный вариант механизации задней кромки, включающий интеграцию отклоняемых вниз на малые углы спойлеров с функцией поворота закрылка, успешно апробирован в летных испытаниях и применяется в компоновках крыла новых дальних магистральных самолетов (ДМС) Boeing B787 [8] и Airbus A350XWB [9]. Отклонение вниз спойлеров обеспечивает как предварительный поворот потока перед закрылком, так и регулировку щели между задней кромкой основной части крыла и носком закрылка для всех рабочих положений, включая малые углы отклонения. Достигнутое при этом существенное снижение системной сложности механизации задней кромки сопровождается потерей несущих свойств крыла на режимах взлета и посадки по сравнению с классическим вариантом механизации задней кромки (закрылок Фаулера). Поэтому использованный подход к снижению сложности механизации, по-видимому, будет иметь ограниченное применение, преимущественно в компоновках крыла ДМС, базирующихся на внеклассовых аэродромах с длиной взлетно-посадочной полосы $L_{впп} \geq 3200$ м.

Снижение несущих свойств сечения крыла с адаптивным закрылком (ASHF) по сравнению с закрылком Фаулера (SSF), наблюдаемое на больших углах атаки (рис. 8), обусловлено в основном недостаточной эффективностью используемой механизации передней кромки. Экстремальные условия обтекания предкрылка, вызванные повышением эффективности механизации задней кромки, обуславливают снижение несущих свойств сечения крыла на больших углах атаки.

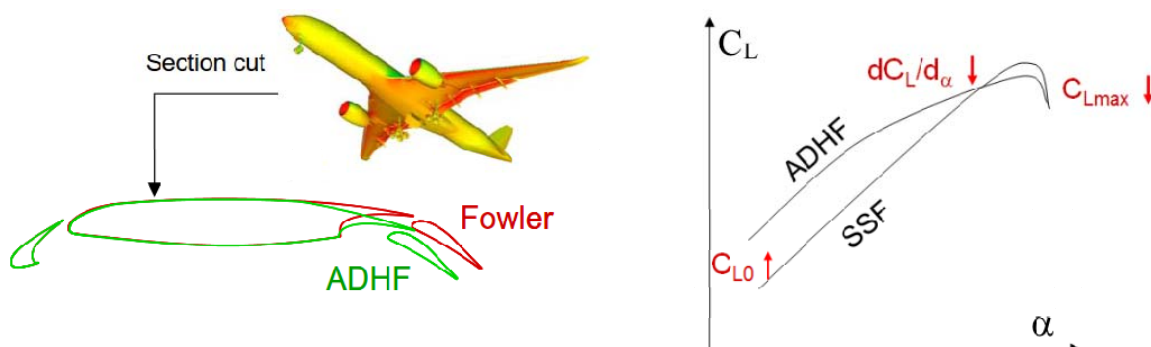


Рис. 8. Влияние отклонения спойлера и увеличения угла отклонения закрылка на поведение зависимости $C_y(\alpha)$ [5]

Fig. 8. Effect of applying spoiler droop and higher angle of flap deflection on lift curve [5]

Таким образом, повышение значений $C_{y_{max}}$ на режиме посадки требует комплексного подхода к одновременному увеличению эффективности механизации задней и передней кромок крыла. Возможным решением, рассмотренным в данной работе, является интеграция отклоняемого вниз спойлера с функцией выдвижения закрылка, а также применение щелевого щитка Крюгера удобообтекаемой формы вместо выдвижного предкрылка.

Снижение сопротивления крыла с адаптивным закрылком при сохранении несущих свойств крыла на режиме взлета, как было показано в приведенном обзоре, может быть обеспечено двумя способами. Во-первых, за счет отклонения закрылка на меньший угол (см. рис. 7). Во-вторых, в результате применения щитка Крюгера вместо выдвижного предкрылка (см. рис. 4 – предкрылок усовершенствованной формы).

РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕХАНИЗАЦИИ

Процесс проектирования механизации крыла включает как выбор типа и геометрии механизации, так и определение ее положения на взлетно-посадочных режимах полета. Эффективность рассматриваемых вариантов механизации на начальном этапе проектирования обычно оценивается с помощью методов вычислительной динамики жидкости (CFD) в двумерной постановке. Результаты моделирования вязкого обтекания в рамках осредненных по числу Рейнольдса уравнений Навье-Стокса (RANS) позволяют выбрать лучшую конфигурацию для последующего детального исследования АДХ в полной компоновке крыла. Сравнение результатов применения 2D RANS методов для проектирования механизации крыла с экспериментальными данными, приведенное в работе [10], подтвердило их способность качественно предсказывать эффективность различных концепций механизации в линейном диапазоне поведения путем сравнения характеристик, полученных в равных условиях обтекания.

В данной работе расчетная оценка эффективности двух вариантов механизации в одном характерном сечении крыла выполнена на основании результатов расчета стационарного обтекания сечения крыла потоком вязкого сжимаемого газа в рамках RANS. Используемая модель среды – совершенный газ, для замыкания системы уравнений использована однопараметрическая модель турбулентности Spalart-Allmaras. С целью сокращения числа ячеек применена композитная конфигурация расчетных сеток: неструктурированная в ближнем поле и структурированная в дальнем. Внешняя граница ближнего поля имела форму эллипса, дальнего – окружность с радиусом, равным 20 хордам профиля с убранной механизацией.

Апробация использованного подхода к расчету АДХ проведена на результатах испытаний четырехэлементной конфигурации NASA [11], включающей предкрылок с хордой $\bar{b}_{пр} \approx 15.6\%$ и раздвижной двухщелевой закрылок с хордой первого звена $\bar{b}_{з1} \approx 15\%$ и второго $\bar{b}_{з2} \approx 29.6\%$ (рис. 9). Предкрылок отклонен на угол $\delta_{пр} = 47.2^\circ$, первое звено закрылка – на угол $\delta_{з1} = 30^\circ$, второе – на угол $\delta_{з2} = 49.7^\circ$ относительно исходной хорды профиля. Испытания проведены в специальной АДТ (BRWT) фирмы Боинг, предназначенной для исследования АДХ высоконесущих конфигураций в плоском потоке.

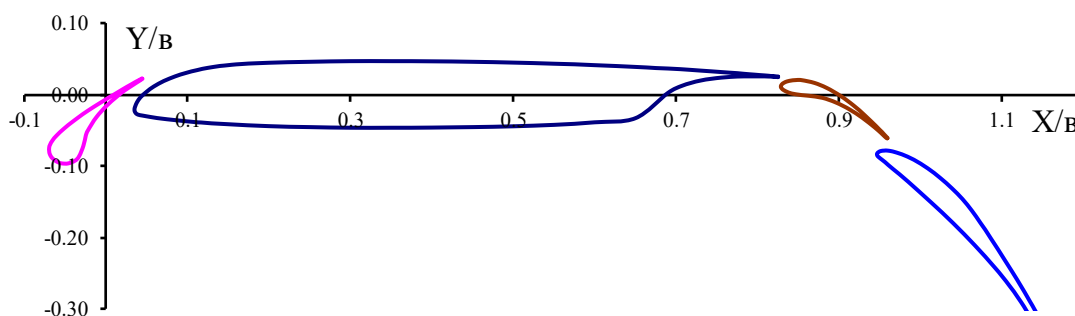


Рис. 9. Четырехэлементная конфигурация механизации профиля [9]
Fig. 9. High-lift system configuration of four-element airfoil [9]

Расчеты обтекания механизированного профиля для числа $M = 0.2$ и Рейнольдса $Re = 2.83 \times 10^6$ проведены в диапазоне углов атаки $\alpha = -12 \div 17^\circ$. Сравнение результатов расчетов распределения давления и суммарных характеристик с экспериментальными данными показано на рис. 10. В целом получено удовлетворительное согласование распределенных и суммарных АДХ, за исключением сопротивления при значениях $C_y > 3.5$.

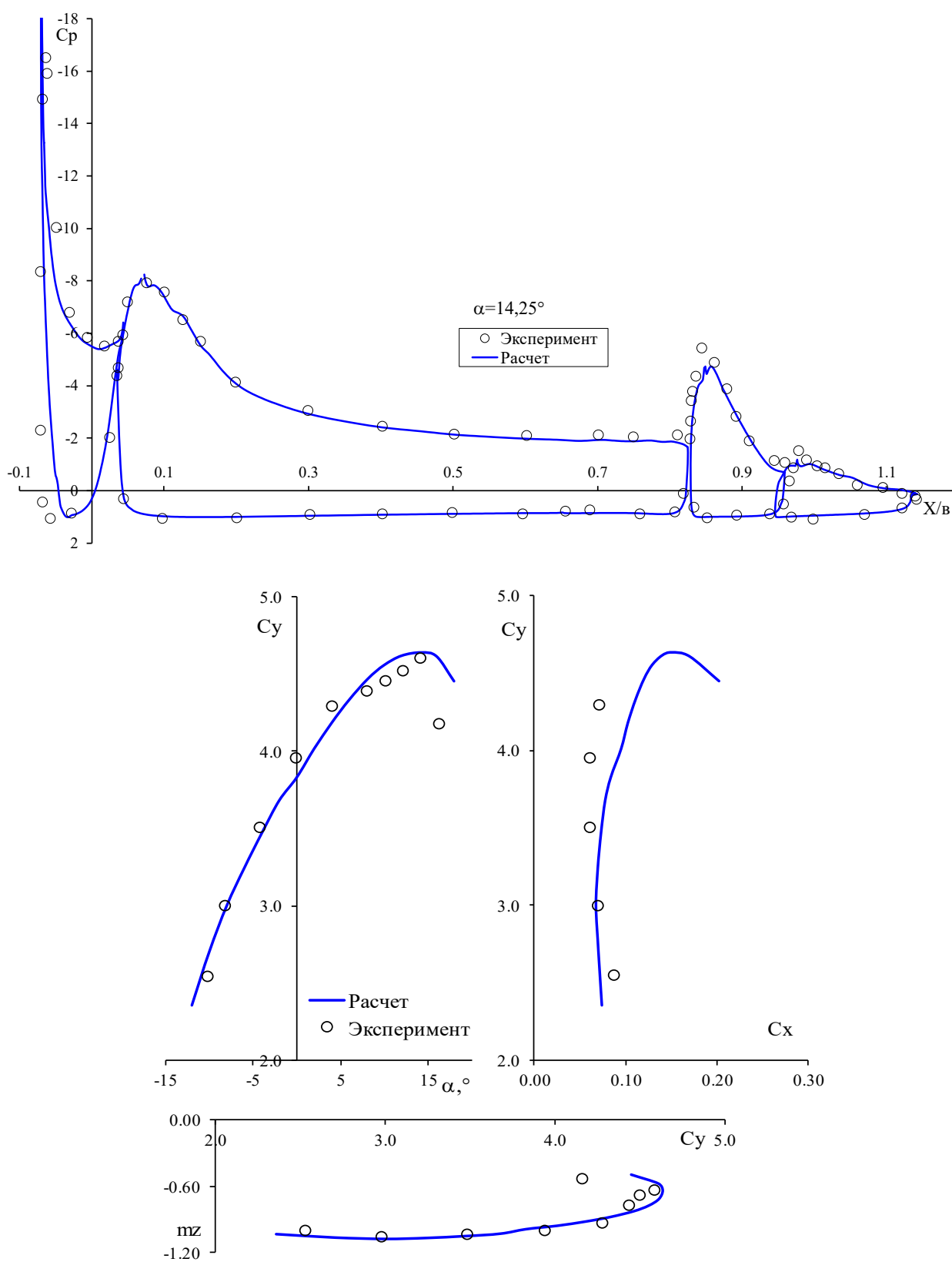


Рис. 10. Сравнение расчетных и экспериментальных характеристик многоэлементного профиля
Fig. 10. Comparison between wind tunnel testing and computed results of Multi-element airfoil

ГЕОМЕТРИЯ СЕЧЕНИЯ КРЫЛА С ДВУМЯ ВАРИАНТАМИ МЕХАНИЗАЦИИ

Проектирование механизации начинается с формирования геометрии сечений крыла с механизациями. В работе рассмотрено одно характерное сечение, расположенное в изломе по задней кромке крыла (рис. 11, а). Исходный (классический) вариант механизации (рис. 11, б, в) включает предкрылок с хордой 11.9% и выдвижной закрылок типа Фаулера с хордой 25.2%. Рассмотренная трехэлементная конфигурация характеризуется умеренными углами отклонения предкрылка ($\delta_{пр} = 15$ и 20°) и закрылка ($\delta_3 = 18^\circ$) во взлетной конфигурации и углами $\delta_{пр} = 25^\circ$ и $\delta_3 = 36^\circ$ в посадочной конфигурации.

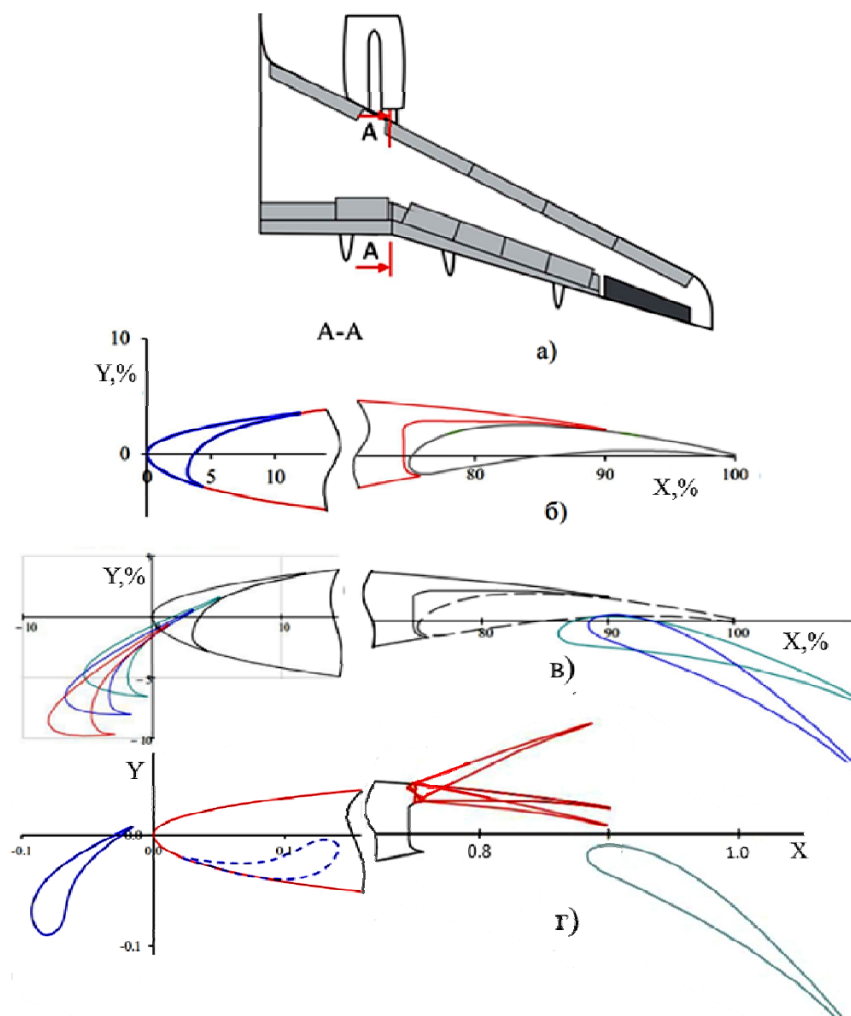


Рис. 11. Механизация сечения крыла
Fig. 11. High-lift devices of wing cross-section

Геометрия этого же сечения крыла с механизацией повышенной эффективности, включающей интеграцию отклоняемой вниз «крыши» (спойлера) с функцией выдвижения закрылка и применение альтернативного варианта механизации передней кромки (щитка Крюгера), показана на рис. 11, г. Адаптивный вариант механизации задней кромки использует исходный вариант выдвижного закрылка и спойлер ($b_{сп} = 15\%$) с функцией отклонения вниз на малые углы с целью предварительного поворота потока вниз за основным профилем. Щиток Крюгера удобообтекаемой формы с хордой 11.8% выдвигается в рабочие положения посредством поворота вокруг фиксированной оси вращения, расположенной в носке основного профиля. Целевой вы-

бор положения оси вращения позволяет сформировать профилированные щели в носовой части крыла на режимах взлета и посадки.

Геометрия носовых частей закрылка и основного профиля, а также щитка Крюгера сформирована с использованием кривых Безье третьего порядка.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Последующая оценка эффективности двух вариантов механизации в плоском потоке выполнена на основании результатов расчета стационарного турбулентного обтекания потоком вязкого сжимаемого газа в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса [12]. Основные результаты расчетов в виде суммарных характеристик, линий тока и распределения давления, полученные для числа Маха $M = 0.18$ и Рейнольдса $Re = 16 \cdot 10^6$, приведены ниже для взлетной и посадочной конфигураций.

Взлетная конфигурация

Наиболее эффективным способом удовлетворения требований к взлету двухдвигательных самолетов является обеспечение повышенного уровня несущих свойств крыла при малом сопротивлении, которое достигается обычно при безотрывном обтекании элементов механизации в рабочем диапазоне углов атаки. В расчётном сечении крыла с классическим вариантом механизации рассмотрены два взлетных положения предкрылка с углами отклонения $\delta_{пр} = 15^\circ$, 20° и одним положением закрылка – $\delta_z = 18^\circ$. Выдвижение предкрылка выполнено по радиусу, обеспечивающим практически бесщелевое отклонение при $\delta_{пр} = 15^\circ$ и близкое к оптимальному значению щели в посадочной конфигурации ($\delta_{пр} = 25^\circ$). Также рассмотрен альтернативный вариант механизации передней кромки – щиток Крюгера ($\delta_{щ} = 150^\circ$), выдвигаемый по радиусу с нижней поверхности носка основного профиля (см. рис. 11, г). Расчетные характеристики сечения крыла с двумя вариантами исходной механизации передней кромки показаны на рис. 12.

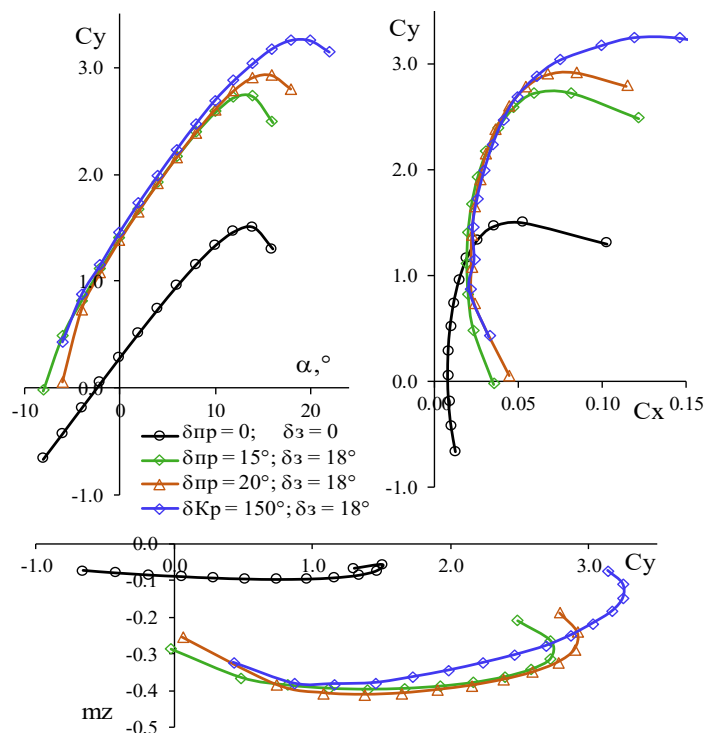


Рис. 12. Влияние механизации передней кромки на характеристики сечения крыла
Fig. 12. Effect of leading-edge devices on wing cross-section performance

Дополнительное выдвижение предкрылка на угол $\delta_{пр} = 20^\circ$ с образованием небольшой щели ($h_{щ} = 0.78\%$) улучшает обтекание носовой части основного профиля и способствует увеличению $C_{y_{max}}$ во взлетной конфигурации на $\Delta C_{y_{max}} = 0.2$. При близких значениях хорд предкрылка и щитка Крюгера последний, за счет увеличения хорды основного профиля в выдвинутом положении, обеспечивает несколько бо́льший наклон производной C_y^α на линейном участке, а за счет повышенных несущих свойств задерживает развитие отрыва с верхней поверхности основного профиля до бо́льших углов атаки. Приращение $C_{y_{max}}$ высоконесущей конфигурации со щитком Крюгера составляет 0.53 по сравнению с бесщелевым отклонением предкрылка ($\delta_{пр} = 15^\circ$) и $\Delta C_{y_{max}} = 0.33$ по сравнению с $\delta_{пр} = 20^\circ$. Максимальное значение $C_{y_{max}}$ сечения крыла с отклоненным щитком Крюгера и выдвинутым закрылком ($\delta_3 = 18^\circ$) составляет 3.24.

Выбранная геометрия и положения элементов механизации относительно основного профиля обеспечили безотрывный характер обтекания верхней поверхности предкрылка и закрылка в докритическом диапазоне углов атаки (рис. 13).

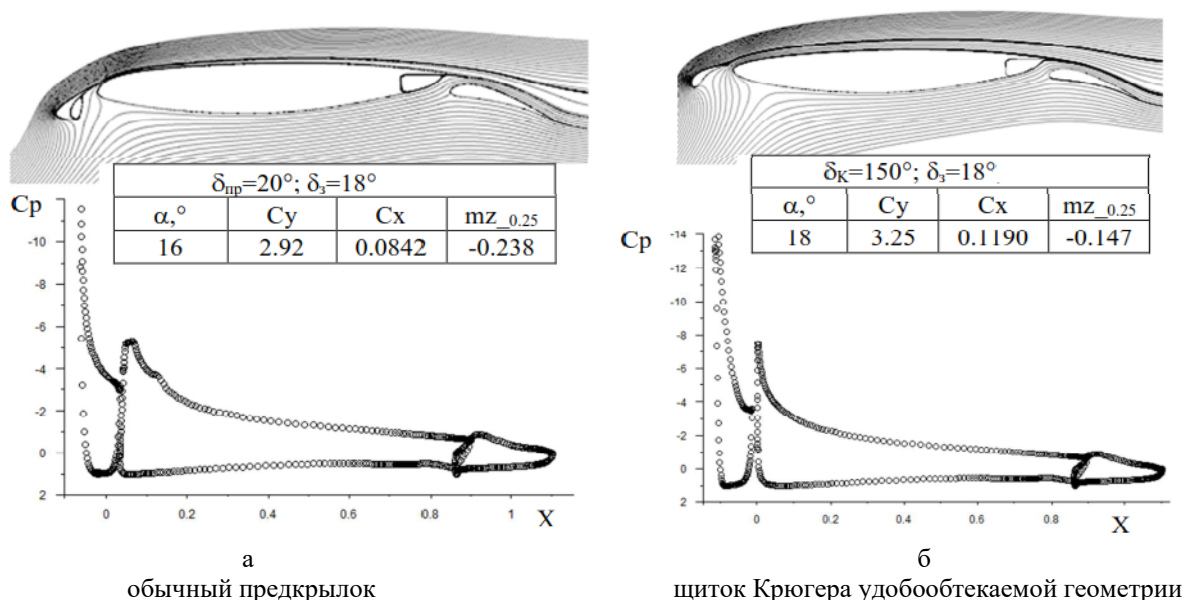


Рис. 13. Характеристики сечения крыла с двумя вариантами механизации передней кромки
Fig. 13. Performance of wing cross-section with two versions of leading-edge devices

На закритических углах атаки появляются зоны диффузорного отрыва потока с верхней поверхности основного профиля, особенно заметные в конфигурации сечения крыла с бесщелевым выдвижением предкрылка (рис. 14), которые приводят к снижению подъемной силы.

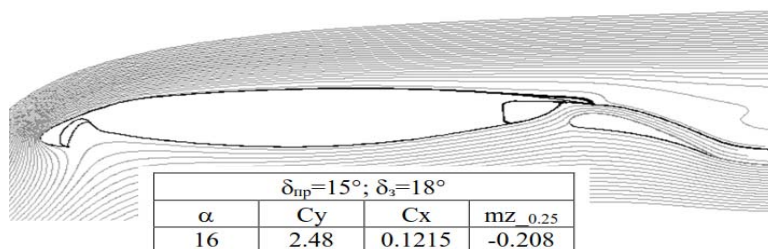


Рис. 14. Закритический режим обтекания взлетной конфигурации с бесщелевым отклонением предкрылка
Fig. 14. Flow visualizations of sealed slat configuration for post-stall condition

Посадочная конфигурация

Обеспечение максимально возможного значения $C_{y_{\max}}$ крыла при удовлетворительном уровне сопротивления, необходимом для начального участка набора высоты при отказе одного двигателя, является основным требованием при проектировании посадочной конфигурации механизации крыла двухдвигательного самолета. В качестве критерия оценки малого сопротивления принято условие отсутствия отрыва потока с верхней поверхности закрылка в расчетном диапазоне углов атаки. Для рассматриваемой конфигурации исходного варианта механизации (рис. 11, б, в) этому требованию удовлетворяет значение угла отклонения закрылка, равное $\delta_3 = 36^\circ$ (рис. 15).

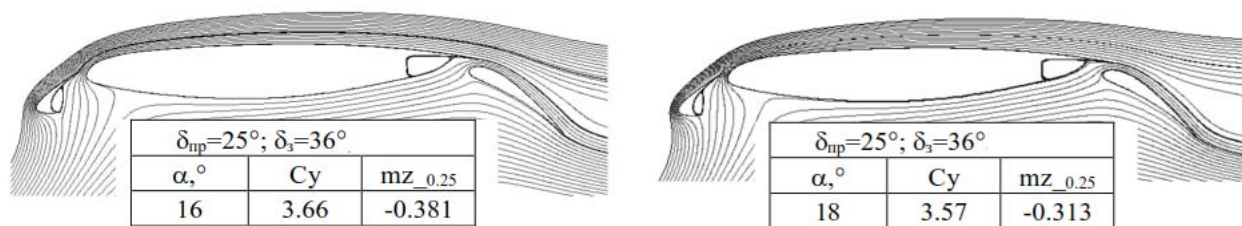


Рис. 15. Визуализация обтекания исходной конфигурации механизации на больших углах атаки
Fig. 15. Flow field visualization of initial high-lift configuration on high angles-of-attack

Снижение несущих свойств высоконесущей системы происходит из-за формирования неблагоприятного градиента давления над верхней поверхностью закрылка, вызывающего торможение потока. В результате этого влияния происходит уменьшение угла поворота потока за основным профилем и соответственно снижается значение $C_{y_{\max}}$ всей высоконесущей системы (рис. 15).

На закритических углах атаки происходит разрушение следа за основным профилем с формированием срывной зоны над закрылком. При этом сохраняется безотрывный характер обтекания верхней поверхности закрылка (рис. 16).

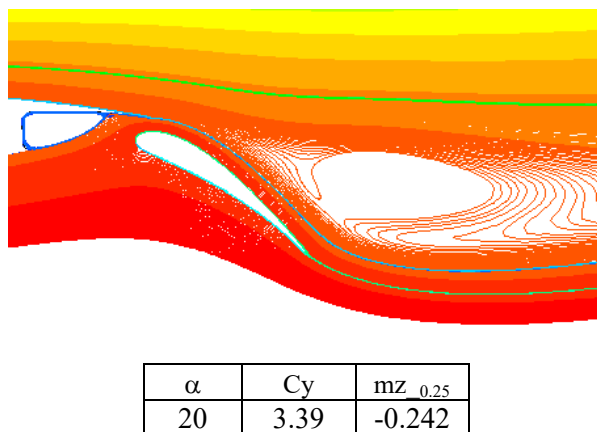


Рис. 16. Визуализация течения на закритическом угле атаки
Fig. 16. Flow visualization for post-stall angle

Возможным вариантом повышения несущих свойств сечения крыла на линейном участке может быть отклонение вниз на малый угол спойлера и умеренное увеличение угла отклонения закрылка. Ограничением на углы отклонения спойлера и закрылка является появление местных зон отрыва потока на их верхних поверхностях, снижающих эффективность механизации как на

линейном участке, так и в области критических углов атаки. Таким образом, определение оптимальных значений углов отклонения спойлера и закрылка является основной задачей при проектировании адаптивной механизации задней кромки.

Отклонение спойлера способствует дополнительному отклонению потока вниз в области закрылка, что позволяет снизить эффективный угол атаки закрылка и несколько увеличить его максимальное отклонение, сохранив при этом благоприятный характер обтекания верхней поверхности, повысив несколько значение $C_{y_{\max}}$.

На основании расчетных исследований определены значения углов отклонения спойлера – $\delta_{\text{сп}} = 6^\circ$ и закрылка – $\delta_z = 40^\circ$ (рис. 11,г), позволившие при благоприятном характере обтекания концевой части основного профиля и закрылка обеспечить приращение C_y на линейном участке, равное $\Delta C_{y_0} = 0.29$, и $\Delta C_{y_{\max}} = 0.07$ в области критических углов атаки (рис. 17). Максимальное значение $C_{y_{\max}}$ для адаптивного варианта механизации задней кромки и выдвижного предкрылка с углом отклонения $\delta_{\text{пр}} = -25^\circ$ составляет 3.73 (рис. 18).

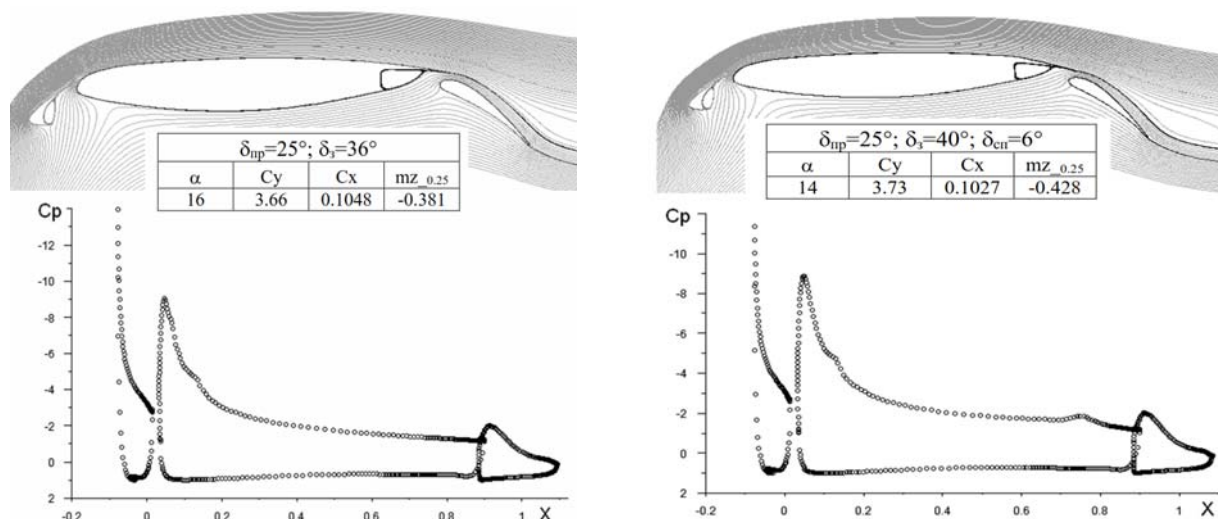


Рис. 17. Влияние отклонения спойлера и увеличения угла отклонения закрылка на характеристики сечения крыла

Fig. 17. Effect of applying spoiler droop and higher angle of flap deflection on wing cross-section performance

Применение альтернативного варианта механизации передней кромки (щелевого щитка Крюгера) с закрылком, отклоненным на угол 40° , обеспечило дополнительное приращение C_y на линейном участке и более заметное в области $C_{y_{\max}}$ ($\Delta C_{y_{\max}} = 0.17$) по сравнению с исходным вариантом механизации и 0.1 по отношению к адаптивному варианту закрылка с выдвижным предкрылком (рис. 19).

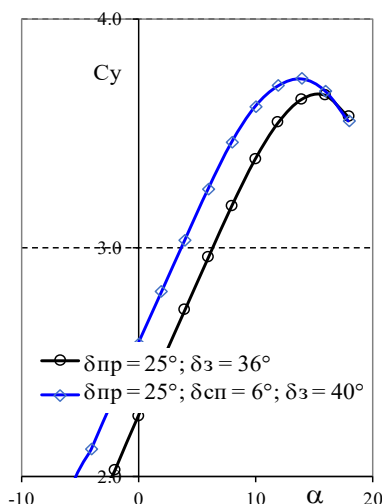


Рис. 18. Повышение несущих свойств исходного варианта механизации
Fig. 18. Improving wing lift section by application of adaptive flap

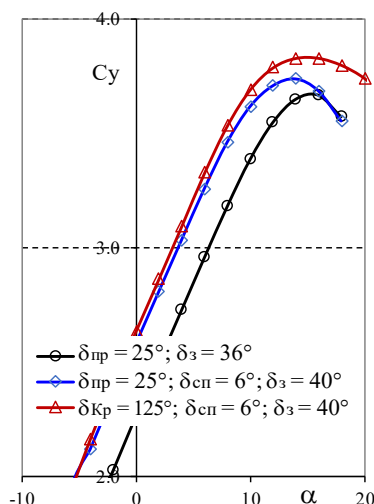


Рис. 19. Несущие свойства адаптивного варианта механизации с щитком Крюгера
Fig. 19. Wing lift section of adaptive flap with Krueger device

Также в этом случае следует отметить благоприятный характер обтекания элементов высоконесущей системы (рис. 20) и очень пологий участок изменения C_y в области критического угла атаки, который может оказать положительное влияние на $C_{y_{\max}}$ крыла с отклоненной механизацией в условиях трехмерного развития отрыва потока с верхней поверхности.

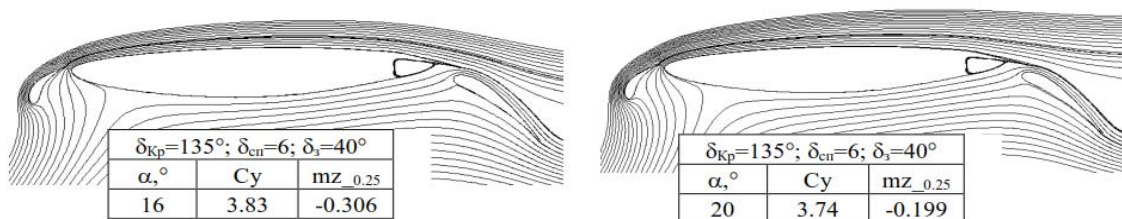


Рис. 20. Линии тока в сечении крыла с адаптивным закрылком и щитком Крюгера
Fig. 20. Streamline contours around wing cross-section with deflection of adaptive flap and Krueger device

Применение щитка Крюгера в посадочной конфигурации способствует меньшему приращению момента тангажа на пикирование по сравнению с основным вариантом механизации с тем же положением закрылка, что в конечном счете может привести к снижению потерь на балансировку самолета.

Исследование взлетно-посадочной адаптивной механизации в компоновке крыла магистрального самолета

В рамках исследований по совершенствованию взлетно-посадочной механизации магистральных самолетов, проведены испытания адаптивной механизации задней кромки в компоновке крыла модели с интегрированной силовой установкой (рис. 21, а).

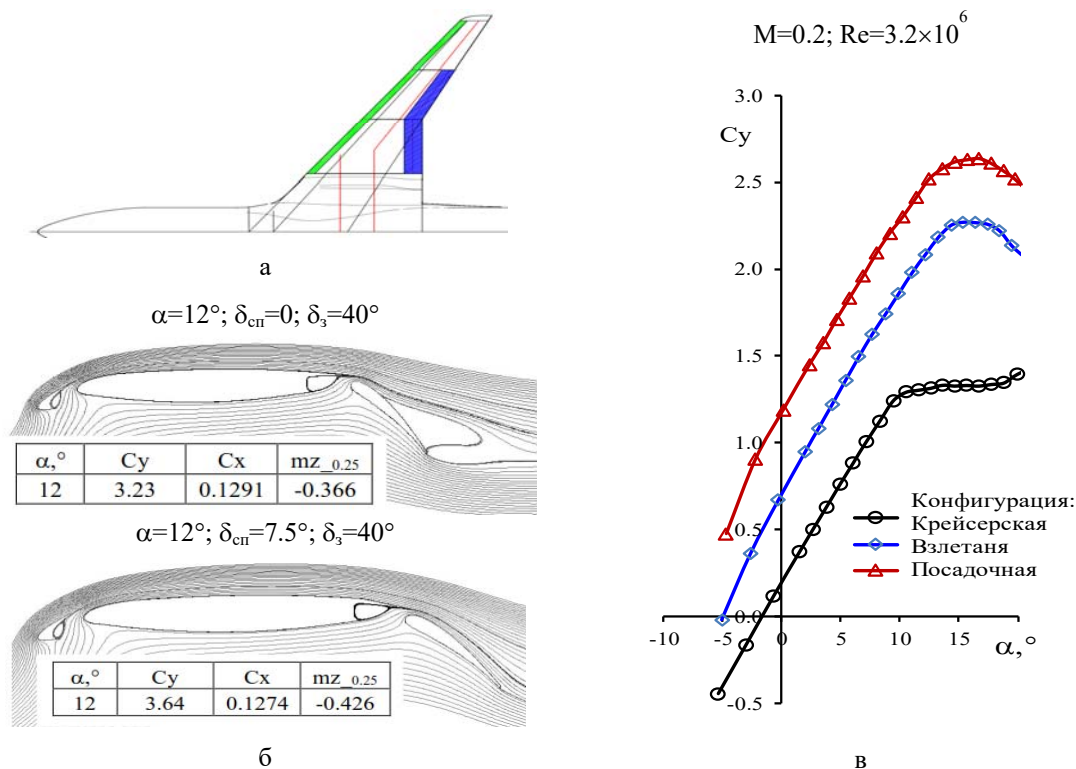


Рис. 21 Эффективность адаптивного закрылка в компоновке крыла магистрального самолета

Fig. 21. Efficiency of adaptive flap at wing layout of transport aircraft

Ограничение размаха механизации, вызванное расположением силовой установки в корневой части крыла, а также малые радиусы передней кромки и толщин хвостовой части крыла обусловили:

- выбор кинематики выдвижения закрылков по потоку, обеспечивающей наибольшее увеличение площади крыла на режимах взлета и посадки, а также минимизацию щели между торцами смежных секций закрылка в выдвинутом положении;
- интеграцию отклоняемой вниз «крыши» крыла (спойлеров) с функцией выдвижения одноцелевого закрылка на взлетно-посадочных режимах полета.

Предварительный выбор профилировки и взаимного расположения элементов механизации относительно основной части крыла выполнен на основании серии двумерных расчетов стационарного турбулентного обтекания сечений крыла потоком вязкого сжимаемого газа в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Отклонение спойлера вниз на угол 7.5° оказало благоприятное влияние на обтекание верхней поверхности закрылка и привело к увеличению несущих свойств как на линейном участке зависимости $C_y(\alpha)$, так и в области $C_{y_{\text{max}}}$ (рис. 21, б).

Испытания модели самолета с адаптивной механизацией задней кромки в АДТ показали достаточно высокий уровень несущих свойств крыла (рис. 21, в). В условиях ограниченного размаха механизации передней и задней кромок крыла получен следующий диапазон приращений коэффициентов подъемной силы крыла во взлетной и посадочной конфигурациях – $\Delta C_{y_0} = 0,51 \div 0,97$ и $\Delta C_{y_{\text{max}}} = 0,94 \div 1,31$ ($Re = 3.24 \cdot 10^6$). Удовлетворительный уровень сопротивления обеспечил достижение значения аэродинамического качества $K_{C_{y=1,5}} \approx 13$ во взлетной конфигурации модели с убранном шасси и без хвостового оперения.

Перспективность использования щитков Крюгера

Благоприятный характер обтекания нижней поверхности щитков в рабочих положениях, а также малое влияние на обтекание верхней поверхности крыла в крейсерской конфигурации позволяют значительно расширить функциональность их применения в компоновках стреловидного крыла. Особый интерес представляют возможности обеспечения ламинаризации течения на верхней поверхности крыла, а также снижения шума механизации крыла на взлетно-посадочных режимах полета.

Исследования DLR [13] идентифицировали щелевые предкрылки как один из основных источников шума планера. Поле течения около предкрылков имеет сложный характер. Отрыв потока с острого выступа («зуба») приводит к формированию замкнутой срывной зоны (рис. 22, а) со сдвиговым течением, взаимодействие которой с течением в сужающейся щели способствует возникновению интенсивного широкополосного шума. Высокочастотный тональный звук, который может быть чрезвычайно громким, создают и вихри, сходящие с задней кромки предкрылка конечной толщины.

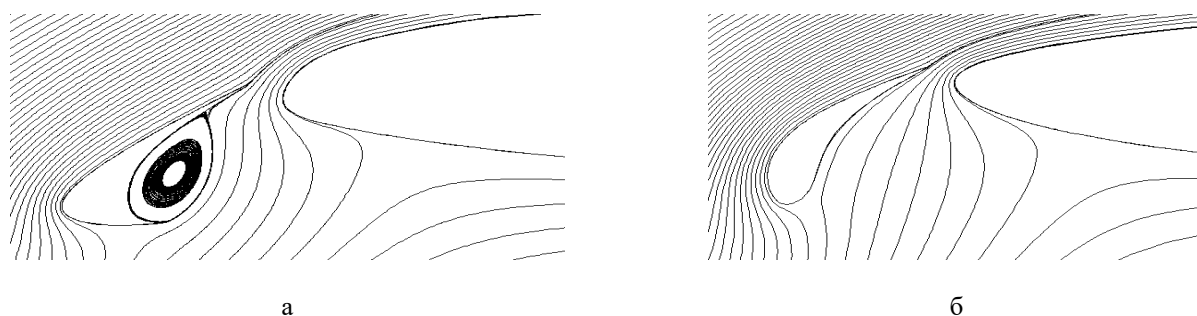


Рис. 22. Влияние геометрии механизации передней кромки на течение в щели ($\alpha = 10^\circ$)
Fig. 22. Influence of the leading edge mechanization geometry on the flow in the gap ($\alpha=10^\circ$)

Ослабление шума от предкрылка может быть достигнуто:

- снижением скорости потока на задней кромке предкрылка, а также уменьшением градиента давления в щели предкрылка [13];
- изменением формы нижней кромки предкрылка в месте расположения острого выступа («зуба») с целью снижения узкополосного шума с помощью шевронов [14];
- применением щитка Крюгера удобообтекаемой геометрии (см. рис. 11, г) с безотрывным характером обтеканием нижней поверхности (рис. 22, б) в качестве механизации передней кромки.

Ламинаризация обтекания элементов компоновки самолета содержит большой потенциал для снижения сопротивления в крейсерском полете. Однако ламинарная технология чувствительна к дефектам поверхности (уступам, шероховатости), а также загрязнениям (например, насекомыми), которые приводят к нежелательному раннему переходу ламинарного течения в турбулентное и, следовательно, к более высокому сопротивлению трения. Приведенные выше факторы объясняют причину невозможности применения выдвижных предкрылков в качестве механизации передней кромки крыльев с протяженными участками ламинарного течения на верхней поверхности. Возможность использования щитков Крюгера для экранирования передней кромки крыла во время взлета и посадки от загрязнения позволяет использовать их в качестве механизации передней кромки ламинарных крыльев будущих самолетов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрен комплексный подход к повышению эффективности механизации передней и задней кромок стреловидного крыла магистральных самолетов, включающий интеграцию отклоняемого вниз спойлера с функцией выдвижения закрылка, а также применение щелевого щитка Крюгера удобообтекаемой формы вместо выдвижного предкрылка.

Проведенные расчетные и экспериментальные исследования предлагаемого подхода показали заметное улучшение аэродинамических характеристик отсеков крыла и моделей самолетов во взлетной и посадочной конфигурациях.

Применение щитка Крюгера позволяет снизить уровень шума, создаваемого механизацией, и экранировать переднюю кромку ламинарного крыла во время взлета и посадки от загрязнения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Rudolph P.K.C.** High-lift system of commercial subsonic airlines. Seattle, WA United States, 1996. 166 p.
2. **Reckzeh D.** Aerodynamic design of airbus aerodynamic design high-lift wings // DLR Ehemaligentreffen Braunschweig, 17 June 2005. 24 p.
3. **Antunes A.P., Galdino R.S., Azevedo J.L.** A study of transport aircraft high-lift design approaches // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007. 18 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2007-38>
4. **Szodruch J., Hilbig R.** Variable wing camber for transport aircraft // Progress in Aerospace Sciences. 1988. Vol. 25, iss. 3. Pp. 297–328. DOI: [https://doi.org/10.1016/0376-0421\(88\)90003-6](https://doi.org/10.1016/0376-0421(88)90003-6)
5. **Михайлов Ю.С., Степанов Ю.Г., Хозяинова Г.В.** Применение адаптивной механизации для уменьшения сопротивления профилей и крыльев на околозвуковых скоростях // Труды ЦАГИ. 1990. № 2462. С. 3–21.
6. **Петров А.В., Степанов Ю.Г., Юдин. Г.А.** Аэродинамика взлетно-посадочной механизации // ЦАГИ: основные этапы научной деятельности 1968-1993: сб. науч. ст. М.: Наука, 1995. С. 49–59.
7. **Hansen H.** Application of mini-trailing-edge devices in the awiator project. Airbus Deutschland, EGAG, Bremen, Germany, Jan. 2003, 19 p.
8. **Nelson T.** 787 Systems and Performance [Электронный ресурс] // Boeing. 2005. 36 p. URL: <http://www.myhres.com/Boeing-787-Systems-and-Performance.pdf> (дата обращения 14.10.2020).
9. **Reckzeh D.** Multifunctional wing moveables: design of the A350XWB and the way to future concepts // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014. 10 p.
10. **Schindler K.** Aerodynamic design of high-lift devices for civil transport aircraft using RANS CFD / K. Schindler, D. Reckzeh, U. Scholz, A. Grimminger // 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2010. 9 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2010-4946>
11. **Omar E.** Two-dimensional wind-tunnel tests of a NASA supercritical airfoil with various high-lift systems / E. Omar, T. Zierten, M. Hahn, E. Szpizo, A. Mahal. Volume II-Test Data. NASA CR-2215, 1973. 232 p.
12. **Михайлов Ю.С.** Развитие классических конфигураций механизации стреловидного крыла // Сборник докладов XII международной научной конференции по амфибийной и безаэродромной авиации. «Гидроавиасалон-2018». Геленджик, 6-7 сентября 2018 г. С. 125–133.

13. Hovelmann A. Aerodynamic investigations of noise-reducing high-lift systems for passenger transport aircraft. KTH Registration Number: 860428-A553 // Institute of Aerodynamics and Flow Technology. German Aerospace Center, Braunschweig, 2011. 98 p.

14. Беляев И.В. Влияние шевронов на шум предкрылка прямого и стреловидного крыла / И.В. Беляев, М.Я. Зайцев, В.Ф. Копьев, М.А. Миронов // Акустический журнал. 2012. Т. 58, № 4. С. 450–458.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Михайлов Юрий Степанович, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ЦАГИ, mikh47@yandex.ru

INCREASE IN HIGH-LIFT DEVICES EFFICIENCY OF SWEEP WING

Yuriy S. Mikhailov¹

¹*Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia*

ABSTRACT

The use of Fowler flaps and slotted slats in sweptwing aircraft is the standard solution to increase wing lift at take off and landing. In the literature this solution is known as a classical option of high-lift system of commercial subsonic aircraft. The results of numerical and experimental studies of some solutions intended to increase the efficiency of classical high-lift devices are presented. The concept of the trailing-edge devices called "the adaptive flap" is considered as a way to improve flap efficiency. The adaptive concept is characterized by the integration of spoiler downward deflection to the Fowler flap function. Integration of the spoiler with a movable flap provided an increase of lift in the linear region due to flaps deflected to a higher angle. The steeper upwash angle at a leading-edge device may be the reason of an early stall of the main wing. To protect the leading edge a slotted Kruger flap with streamline form has been used. Preliminary design of classical and improved high-lift systems included the determination of aerodynamic shapes and the optimized position for the high-lift devices. Aerodynamic analysis and design were carried out using 2D RANS Navier-Stokes method. A comparison of computed results has shown visible aerodynamic advantages of an improved high-lift system for maximum lift coefficient and refining the behavior of stall characteristics at high angles of attack. The results of wind tunnel tests of aircraft model with adaptive flap showed its effectiveness.

Key words: high-lift devices, adaptive flap, Kruger device, aerodynamic design experimental studies.

REFERENCES

- 1. Rudolph, P.K.C.** (1996). *High-lift System of Commercial Subsonic Airlines*. Seattle, WA United States, 166 p.
- 2. Reckzeh, D.** (2005). *Aerodynamic design of airbus aerodynamic design high-lift wings*. DLR Ehemaligentreffen Braunschweig, 24 p.
- 3. Antunes, A.P., Galdino, R.S. and Azevedo, J.L.** (2007). *A study of transport aircraft high-lift design approaches*. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 18 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2007-38>
- 4. Szodruch, J. and Hilbig, R.** (1988). *Variable wing camber for transport aircraft*. Progress in Aerospace Sciences, vol. 25, issue 3, pp. 297–328. DOI: [https://doi.org/10.1016/0376-0421\(88\)90003-6](https://doi.org/10.1016/0376-0421(88)90003-6)
- 5. Mihajlov, Yu.S., Stepanov, Yu.G. and Hozyainova, G.V.** (1990). *Primeneniye adaptivnoy mekhanizatsii dlya umensheniya soprotivleniya profiley i krylev na okolozvukovykh skorostyakh* [Employment of adaptive mechanization for drag reduction on airfoil and wings at transonic speed]. Trudy TsAGI, no. 2462, pp. 3–21. (in Russian)

6. **Petrov, A.V., Stepanov, Yu.G. and Yudin, G.A.** (1995). *Aerodinamika vzletno-posadochnoy mekhanizatsii* [Aerodynamics of takeoff and landing mechanization]. TsAGI: osnovnyye etapy nauchnoy deyatel'nosti 1968-1993: sbornik nauchnykh statey. Moscow: Nauka, pp. 49–59. (in Russian)
7. **Hansen, H.** (2003). *Application of mini-trailing-edge devices in the awiator project*. Airbus Deutschland, EGAG, Bremen, Germany, 19 p.
8. **Nelson, T.** (2005). *787 Systems and Performance*. Boeing, 36 p. Available at: <http://www.myhres.com/Boeing-787-Systems-and-Performance.pdf> (accessed 14.10.2020).
9. **Reckzeh, D.** (2014). *Multifunctional wing moveables: design of the A350XWB and the way to future concepts*. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS, 10 p.
10. **Schindler, K., Reckzeh, D., Scholz, U. and Grimminger, A.** (2010). *Aerodynamic design of high-lift devices for civil transport aircraft using RANS CFD*. 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 9 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2010-4946>
11. **Omar, E., Zierten, T., Hahn, M., Szpizo, E. and Mahal, A.** (1973). *Two-dimensional wind-tunnel tests of a NASA supercritical airfoil with various high-lift systems*. Volume II-Test Data. NASA CR-2215, 232 p.
12. **Mihajlov, Yu.S.** (2018). *Razvitiye klassicheskikh konfiguratsiy mekhanizatsii strelovidnogo kryla* [Evolution of classical mechanization version for swept wing]. Sbornik dokladov XII mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii po amfibiynoy i bezaerodromnoy aviatsii [Proceedings of the XII international scientific conference on amphibious and airplane with no need of airfields]. Hydroaviasalon 2018, pp. 125–133 (in Russian).
13. **Hovellmann, A.** (2011). *Aerodynamic investigations of noise-reducing high-lift systems for passenger transport aircraft*. KTH Registration Number: 860428-A553. Institute of Aerodynamics and Flow Technology. German Aerospace Center, Braunschweig, 98 p.
14. **Zaitsev, M.Yu., Belyaev, I.V., Kopiev, V.F. and Mironov, M.A.** (2012). *An experimental study of reducing narrowband noise of a slat using chevrons*. Acoustical Physics, vol. 58, no. 4, pp. 411–419. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Yuriy S. Mikhailov, Candidate of Technical Sciences, Leading Research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute, mikh47@yandex.ru

Поступила в редакцию
Принята в печать

01.09.2020
26.11.2020

Received
Accepted for publication

01.09.2020
26.11.2020