

УДК 629.735.01.3:533.6

СПОСОБЫ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ЦЕЛЯХ СОХРАНЕНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ НА ПЕРСПЕКТИВУ

В.И. ШЕВЯКОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Рассматривается задача сохранения конкурентоспособности ВС, введенных в эксплуатацию. Предлагаются способы повышения аэродинамического совершенства транспортных самолетов. Представлены результаты работ по модификации регионального ВС.

Ключевые слова: воздушное судно, аэродинамическое совершенство, законцовки крыла.

Введение

Как показывает история развития авиации, срок эксплуатации транспортного воздушного судна (ВС) может исчисляться десятилетиями. Возможно это в тех случаях, когда ВС по своим эксплуатационным свойствам способно выдерживать конкуренцию (по условному параметру цена/качество) с техникой более позднего времени выпуска. Конкурентоспособность даже самых выдающихся для своего времени ВС обеспечивается их постоянным совершенствованием. Долгая история эксплуатации самолетов Boeing-737 и Boeing-747, претерпевших множество доработок, является классическим примером использования такого подхода. Способность ВС к восприятию доработок является положительным его свойством, обеспечивающим долгую жизнь. Следует отметить, что одним из постулатов "советской школы авиастроения" было обеспечение возможности обязательного развития ВС в процессе эксплуатации: для увеличения дальности полета, увеличения числа пассажиров или грузоподъемности, повышения экономичности, максимальных взлетного и посадочного весов и т.д.

Не считая использование более совершенных двигателей, наиболее распространенной модификацией самолетов для улучшения их летных характеристик является увеличение удлинения крыла.

Использование законцовок крыла

Увеличение удлинения крыла приводит к увеличению аэродинамического качества и, следовательно, к повышению топливной эффективности. Самым простым способом увеличения удлинения крыла совершенствуемых самолетов является увеличение его размаха путем модификации законцовок. Законцовка крыла обычно является съемным элементом конструкции, и его замена не ведет к существенным материальным затратам. Простое увеличение размаха путем продления передней и задней кромок крыла – эффективное и довольно часто встречающееся решение, однако не всегда его можно реализовать.

Причина первая – простое наращивание размаха крыла приводит к существенному росту изгибающего момента, и такая модификация становится невозможной без пересмотра всей конструктивно-силовой схемы (КСС) крыла, а иногда и фюзеляжа.

Причина вторая – экономическая. На аэродромах для парковки каждого самолета выделяется пространство, определяемое его геометрическими параметрами. Плата за парковку возрастает при превышении определенного предела. Стремление уменьшить эксплуатационные расходы приводит к тому, что разработчики ВС стремятся не выходить за эти установленные нормы и не увеличивать размах крыла.

Использование на крыле концевых аэродинамических поверхностей (КАП) специальной формы позволяет увеличить аэродинамическое качество с минимальным увеличением изгибающего момента и соблюдением требуемых габаритных размеров крыла.

Применение КАП для улучшения аэродинамических характеристик ВС известно давно, например, в виде концевых шайб на стабилизаторе или крыле. Однако только с появлением результатов исследований Уиткомба [1] применение КАП стало сознательно использоваться для увеличения аэродинамического качества ВС. Физической причиной этого увеличения является ослабление интенсивности концевых вихрей, приводящее к снижению диссипации энергии, использование эффекта "подсасывающей силы" на законцовках и возможность достижения оптимального распределения циркуляции по размаху крыла. На практике стали применяться вертикальные законцовки крыла (ВЗК) разного вида, дельтовидные законцовки, а в последнее время – горизонтальные законцовки крыла (ГЗК), плавно изогнутые в виде акульного плавника ("шарклеты") (рис. 1).

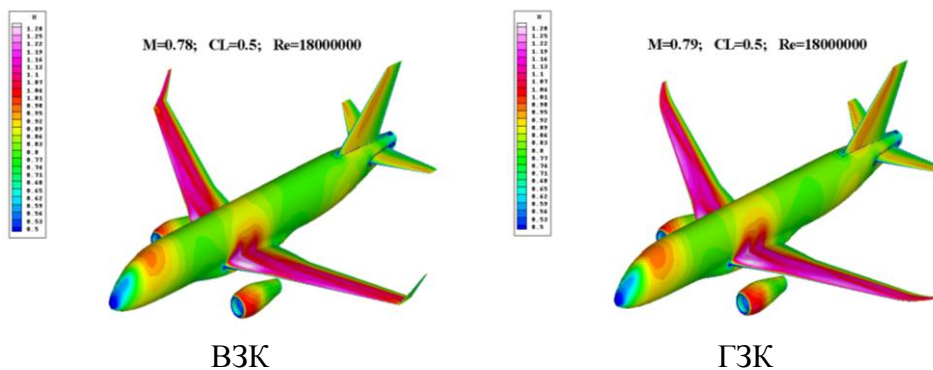


Рис. 1

Практическое использование ВЗК, например, на самолетах разработки 80-х гг. Ил-96-300 и Ту-204 выявило увеличение крейсерского аэродинамического качества на 0,3-0,4, но отсутствие влияния на взлетно-посадочные характеристики. Причиной этого может являться недостаточная теоретическая проработка геометрии законцовок, которая была и невозможна в то время ввиду отсутствия мощной вычислительной техники и применения упрощенных расчетных методов [2].

Проведенные к настоящему времени новые расчетные и экспериментальные исследования в аэродинамических трубах (АДТ) позволили реализовать аэродинамическую эффективность законцовок на крейсерских и взлетно-посадочных режимах [3]. К особенностям полученных результатов следует отнести существенную зависимость эффективности законцовок от согласованности геометрии законцовок и крыла, тонкую настройку геометрии законцовок на оптимальный режим полета.

И расчетные, и экспериментальные данные свидетельствуют о том, что выигрыш в аэродинамическом качестве от применения законцовок в крейсерской конфигурации наблюдается на сравнительно больших C_{ya} . При полетных $C_{ya} < 0,4$ эффект от применения как вертикальных, так и горизонтальных законцовок практически не проявляется, а максимальное увеличение аэродинамического качества наблюдается при $C_{ya} = C_{ya}(K_{max})$ и может достигать для различных типов законцовок от 2% до 5% и более [4].

Экспериментальные исследования аэродинамических моделей в АДТ показали возможность увеличения аэродинамического качества от применения законцовок и во взлетной конфигурации на аналогичные величины до 2-5% (рис. 2).

Выбор типа законцовок для использования на модифицируемом самолете несколько отличается от этого процесса на вновь проектируемом. Если вышеназванные ограничения по размаху крыла в том и другом случае имеют одинаковое влияние, то влияние дополнительного изгибающего момента крыла от законцовок приводит к существенному сужению возможностей при модификациях. Для вновь проектируемого самолета влияние изгибающего момента крыла от установки законцовок естественным образом учитывается при разработке конструктивно-силовой схемы, при модификации же существующего самолета часто приходится идти от об-

ратного – выбирать параметры законцовки под имеющуюся КСС. С одной стороны, ради выигрыша в аэродинамическом качестве допустимо понести определенные затраты на частичную доработку КСС, с другой, стремление минимизировать эти доработки может до такой степени повлиять на геометрические параметры законцовок, что под вопросом окажется возможность увеличения аэродинамического качества. В этом случае главной задачей является нахождение оптимального соотношения между возможным выигрышем в аэродинамическом качестве и объемом конструктивных доработок.

В качестве примера можно привести процесс выбора законцовок крыла на версии регионального самолета с увеличенной дальностью. Требование повышенной дальности полета повлекло за собой увеличение максимального взлетного веса и необходимость некоторого усиления конструкции крыла.

Теоретические расчетные исследования показали, что для увеличения аэродинамического качества возможно использование нескольких вариантов законцовок с единым ограничением по размаху крыла. Наибольший выигрыш по качеству для крейсерского полета при $M = 0,78$ обеспечивает вариант законцовок типа "шарклет", чуть менее выгодно использование вертикальных законцовок.

Анализ величин дополнительного изгибающего момента крыла от установки каждой из законцовок показывает, что наименьший момент дают вертикальные законцовки, наибольший – горизонтальные (рис. 3).

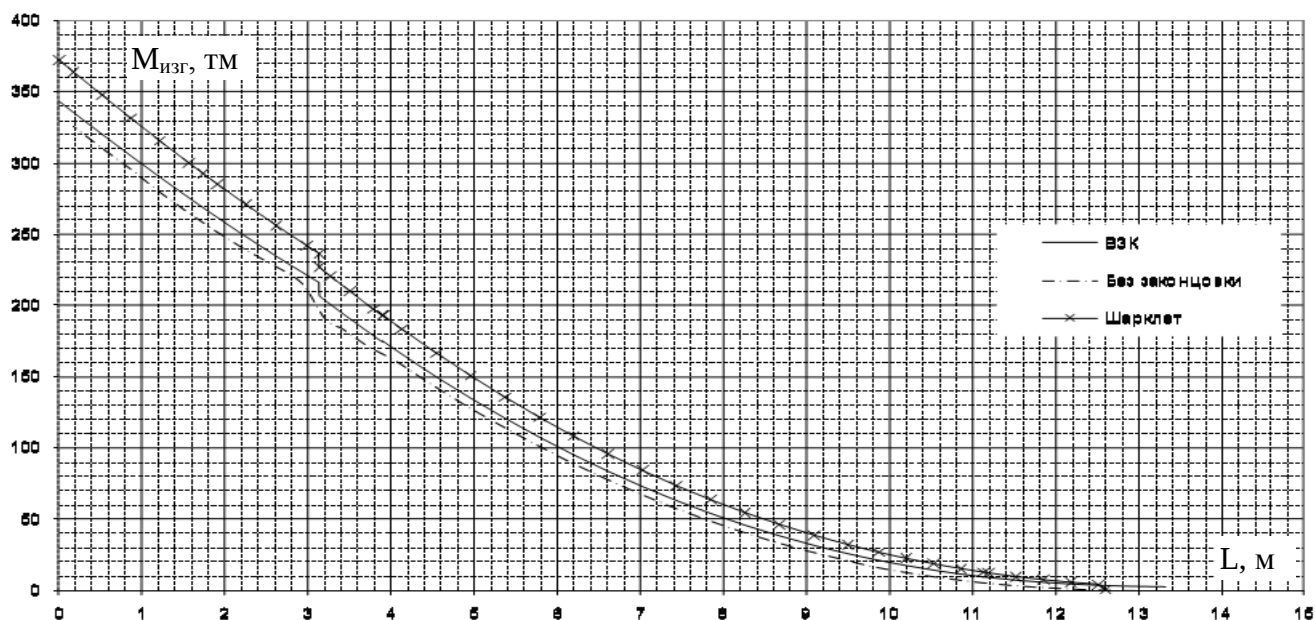


Рис. 3

Однако даже дополнительный изгибающий момент от ВЗК может приводить к необходимости существенной доработки кессонной части крыла, что неприемлемо с финансовой точки зрения. С использованием метода решения обратных задач (TRAWDDES) и с учетом упругости

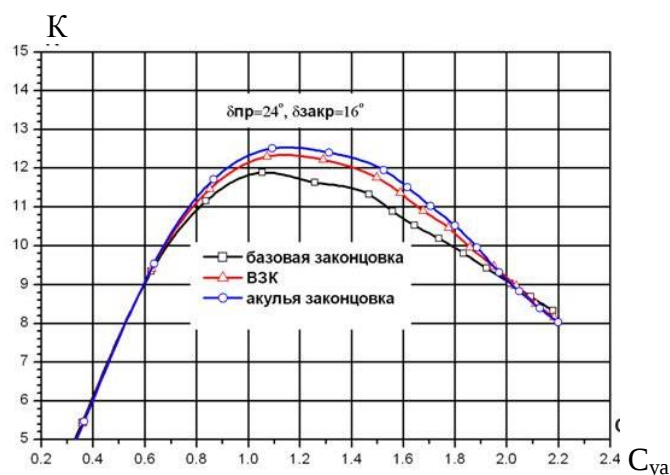


Рис. 2

крыла под имеющийся резерв в изгибающем моменте разработана геометрия ГЗК, отличающаяся от первоначального варианта увеличенным углом стреловидности и несколько меньшим размахом. Расчетные исследования, а затем и данные экспериментов в АДТ показали, что разработанная геометрия законцовок позволяет увеличить аэродинамическое качество самолета на крейсерском режиме ($M = 0,78$, $C_{ya} = 0,5$) на $\Delta K \approx 0,4$, что несколько меньше, чем у первоначального варианта ГЗК, но вполне достаточно для потребного улучшения летно-технических характеристик самолета. Особенностью полученного варианта законцовок является использование эффекта разгрузки концевых сечений крыла при возрастании скоростного напора, что приводит к снижению изгибающих моментов до приемлемых значений.

Следует отметить, что при установке законцовок крыла на самолеты с системой активного снижения нагрузок или системой активного демпфирования (САД) для снижения изгибающего момента крыла на предельных режимах возможно использовать автоматическую разгрузку концевых сечений крыла от симметричного отклонения вверх элеронов, задействованных в САД.

Модификация створок основных опор шасси

Некоторые конструкторские решения принимаются уже исходя из результатов эксплуатации в целях расширения эксплуатационных возможностей ВС. Одним из путей улучшения взлетно-посадочных характеристик является увеличение аэродинамического качества на взлете путем снижения сопротивления самолета с выпущенным шасси.

В качестве примера можно привести процесс модификации створок основных опор шасси регионального самолета.

По результатам исследований аэродинамических моделей с механизированным крылом в АДТ СибНИА Т-203 выявлено следующее относительное распределение вклада каждого элемента конструкции шасси в его сопротивление (табл. 1).

Таблица 1

№ п/п	Элемент шасси	Относительный вклад в сопротивление, %
Передняя опора шасси (ПОШ)		
1	Колеса	6,5
2	Стойка	6,8
3	Подкосы	5,9
Итого ПОШ		19,2
Основная опора шасси (ООШ)		
4	Колеса	41
5	Стойки	19,8
6	Подкосы	14,8
7	Створки № 2	5,2
Итого ООШ		80,8
ИТОГО шасси		100,0

Результаты, приведенные в табл. 1, получены для взлетных конфигураций при положении створок, соответствующих положению "шасси выпущено", когда пара передних створок ПОШ и подфюзеляжные створки 1 ООШ уже закрыты.

Из табл. 1 видно, что кардинальных изменений сопротивления шасси при сохранении габаритных размеров колес добиться трудно. Возможности изменения конструкции шасси в целях снижения лобового сопротивления ограничены, и реально может рассматриваться лишь вариант уменьшения сопротивления от створки № 2, закрепленной на ООШ и расположенной над колесом. Это связано с тем, что анализ картины обтекания варианта ООШ, полученной в ре-

зультате теоретических расчетов, показал, что, судя по существенно 3-мерному характеру потока, обтекающего колеса ООШ, размещение в этой области створки может привести к росту лобового сопротивления. Организованные для проверки этой версии летные испытания самолета со снятой створкой № 2 показали существенное снижение величины коэффициента лобового сопротивления $C_{ха}$ (на 0,004) по сравнению с базовым вариантом (со створкой № 2).

Реализация этой идеи на серийных самолетах оказалась возможной при сохранении вместо створки № 2 небольшого элемента, закрывающего при убранном положении шасси вырез под подкос ООШ. В результате проведенной модификации удалось существенно увеличить максимальный взлетный вес самолета при высоких температурах окружающего воздуха и в условиях высокогорья.

Модификация передней и задней кромок крыла

Улучшение обтекания крыла является основным ресурсом повышения летных характеристик транспортного ВС в течение всего времени его эксплуатации. Изменение кессонной части крыла не выгодно ввиду масштабности и дороговизны работ, а совершенствование съемных элементов крыла, таких как предкрылки, закрылки, интерцепторы, тормозные щитки, элероны, может проводиться по мере появления идей, не требуя кардинального изменения производственного процесса.

Особое влияние на обтекание крыла оказывает состояние передней кромки. Именно модификация секций предкрылка может дать наибольший эффект в улучшении аэродинамических характеристик (АДХ) ВС. Условно улучшение АДХ за счет модификации предкрылка можно рассматривать по следующим направлениям:

- повышение аэродинамического качества в крейсерском полете;
- улучшение взлетно-посадочных характеристик;
- улучшение АДХ в условиях обледенения.

Повышение аэродинамического качества в крейсерском полете за счет модернизации предкрылка основано в первую очередь на максимальном приближении истинной геометрии крыла самолета к теоретической. Учитывая состояние производства в настоящее время, целесообразно разрабатывать такие конструкции, которые по своим характеристикам оказываются устойчивыми к небольшим вариациям их геометрии. Примером такой конструкции может служить предкрылок "с преднатягом".

Для предкрылка основным вредным параметром, влияющим на обтекание крыла, является величина ступеньки между хвостовой частью предкрылка и носком кессонной части крыла. Для минимизации ступеньки возможно применение конструкции предкрылка с упругой вставкой в его хвостовой части, когда она за счет своей упругости прижимается к поверхности крыла при убранном предкрылке. Такая конструкция позволит снизить влияние производственных погрешностей на величину ступеньки, улучшив обтекание крыла. Как показали расчетные исследования, при толщине хвостовой части упругого элемента 2 мм выигрыш во вредном сопротивлении по сравнению со средним по качеству предкрылком, изготавливаемым в настоящее время, может составить величину, позволяющую повысить аэродинамическое качество в крейсерском полете на 0,5-0,9%.

Тонким моментом в применении такой конструкции является выбор жесткости упругого элемента, обеспечивающей как плотное его прилегание к поверхности крыла в крейсерском полете, так и обеспечение требуемого размера щелей между предкрылком и крылом на взлетно-посадочных режимах при выпущенном предкрылке.

Совершенствование съемных элементов задней кромки крыла, таких как закрылки, интерцепторы, тормозные щитки, элероны, обычно дает меньший эффект ввиду локального влияния на обтекание крыла, и его целесообразно проводить уже после отработки предкрылка. Основные направления работ – ликвидация ступенек и зазоров между элементами, герметизация щелей.

Более перспективным направлением улучшения АДХ самолета является использование "адаптивной механизации" крыла, которая изменяет свое положение в зависимости от режима полета.

В конце 80-х гг. прошлого века проводились исследования по возможности использования адаптивной механизации на самолетах фирмы Airbus, но до практической реализации на серийных самолетах дело не дошло.

Однако на новом самолете A350XWB-900, первый полет которого состоялся 14 июня 2013 г., адаптивная механизация крыла была реализована. Механизация имеет малый вес и минимальную сложность, она обеспечивает высокое аэродинамическое качество на взлете, низкую скорость захода на посадку ($V_{\text{appr}} \approx 145$ kts), хорошие пилотажные характеристики и низкий уровень шума на местности от планера самолета. Механизация крыла на этом самолете может считаться эталоном для дальнемагистральных самолетов на настоящий момент [5].

Передняя кромка крыла имеет отклоняемый носок на внутренней секции (до пилона) и 6 наружных секций предкрылка.

Известно, что использование щелей у передней кромки крыла обеспечивает высокие значения $C_{y\text{max}}$, но увеличивает лобовое сопротивление на взлете, а также создает акустический шум.

Отклоняемый носок (Droop Nose Device – DND) является хорошей альтернативой для использования вместо внутренней секции предкрылка крыла как с точки зрения аэродинамики и акустики, так и интегрирования с двигателем (рис. 4). Большие хорды вместе с малой относительной хордой механизации приводят в этой части крыла к низким коэффициентам подъемной силы в сечениях. При отклонении носка местный угол атаки уменьшается достаточно, чтобы не произошел отрыв потока.

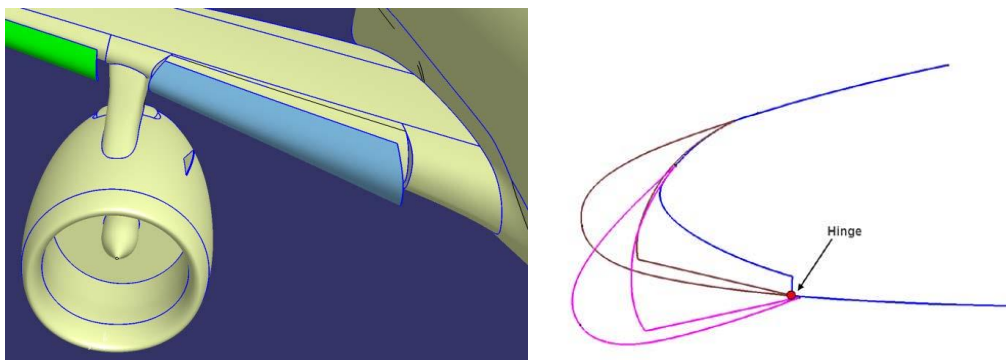


Рис. 4

Отклоняемый носок вращается относительно оси шарнира, расположенной близко к нижней поверхности крыла. При этом его задняя кромка скользит по поверхности носовой части крыла. Максимальный угол отклонения носка равен 25° .

Конструкция наружного предкрылка является компромиссом между сложностью и весом системы. Предкрылок вращается вокруг оси шарнира. При отклонении на взлетный угол задняя кромка предкрылка соприкасается (герметично) с носовой частью основного крыла. Это обеспечивает на взлете низкий уровень лобового сопротивления и акустического шума, а также дает приемлемый уровень $C_{y\text{max}}$. Радиус шарнира определяется углом отклонения на взлете, при котором задняя кромка предкрылка еще соприкасается с носовой частью основного крыла, и желательным размером щели при посадочном угле отклонения.

Крыло самолета A350XWB-900 имеет multifunctional механизацию задней кромки – две секции адаптивных шарнирных закрылков (Adaptive Dropped Hinge Flap – ADHF), обладающих малым весом и низкой сложностью. Интерцепторы отклоняются вверх, а также вниз до -12° , следуя за отклоняющимся закрылком.

Функциональные возможности первоначальной версии ADHF иллюстрируются на рис. 5. В дальнейшем от механической связи между закрылком и интерцептором отказались, чтобы снизить сложность системы. Предполагалось также обеспечить изменение распределения аэродинамической нагрузки по крылу, применяя независимое друг от друга (дифференциальное) отклонение секций закрылков. В крейсерской конфигурации это позволяет сдвинуть точку приложения подъемной силы ближе к борту и тем самым снизить изгибающий момент в корне крыла, что обеспечивает возможность снижения веса конструкции крыла. Во взлетной конфигурации может быть достигнуто распределение подъемной силы с более нагруженной наружной частью крыла, чтобы снизить индуктивное сопротивление.

Основными недостатками ADHF (рис. 5) по сравнению с движением закрылка по направляющим (рельсам) являются следующие.

Во-первых, меньшее выдвижение закрылка (и увеличение площади крыла). Это частично компенсируется большим углом отклонения закрылка при отклонении вниз интерцептора.

Во-вторых, возможна оптимизация только одного положения закрылка. Остальные положения диктуются положением оси шарнира.

Кроме того, ось шарнира должна быть установлена близко к крылу, чтобы минимизировать размер обтекателя и, как следствие, лобовое сопротивление.

Значения коэффициента подъемной силы крыла с ADHF и отклоненным интерцептором на линейном участке зависимости от угла атаки превышают аналогичные значения для обычного однощелевого закрылка вследствие большей кривизны крыла с ADHF. Уменьшение коэффициента подъемной силы в нелинейной части и $C_{y\max}$ может быть скомпенсировано увеличением угла отклонения закрылков, которые благодаря отклонению интерцептора вниз обтекаются без отрыва потока до больших углов отклонения закрылка.

Применение адаптивной механизации крыла является существенным резервом в улучшении АДХ эксплуатируемых типов самолетов на перспективу.

Улучшение АДХ в условиях обледенения

Улучшение АДХ в условиях обледенения возможно при модернизации передней кромки крыла. Такая модернизация из-за своей специфичности практически не производится и должна быть упомянута больше по факту своей принципиальной возможности. Дело в том, что анализ геометрических параметров крыльев перспективных самолетов показывает тенденцию уменьшения радиусов кривизны носков профилей крыла из-за стремления к увеличению аэродинамического качества на трансзвуковых скоростях полета. А при малых радиусах возрастает скорость нарастания льда на носовых частях крыла. В сочетании с использованием противообледенительных систем крыла не на всех секциях предкрылков это может привести к существенному ухудшению АДХ самолета в условиях обледенения. Увеличение радиусов носков предкрылков может уменьшить скорость нарастания льда. Естественно, при увеличении радиусов должен быть найден компромисс с возможным снижением АДХ в крейсерской конфигурации в условиях без обледенения.

В качестве примера практической реализации идеи увеличения радиуса носовой части несущей поверхности для улучшения характеристик в условиях обледенения следует привести

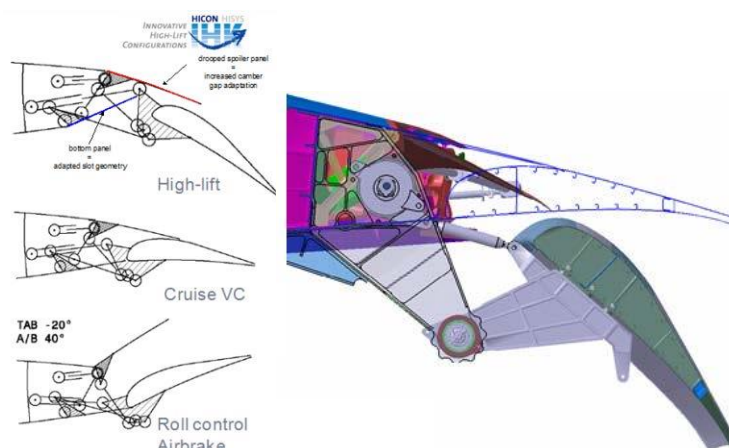


Рис. 5

положительный опыт модификации носка стабилизатора самолета Ил-114, позволившей понизить интенсивность нарастания льда и ликвидировать бафтинг оперения в условиях обледенения.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Whitcomb R.T.** *A design approach and selected wind-tunnel results a high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets*. NASA TN D 8260. 1976.
2. **Чичеров Н.А.** Некоторые результаты параметрических исследований крыльев с концевыми шайбами // *Труды ЦАГИ*. 1991. Вып. 2504.
3. **Bento S. de Mattos.** *Considerations about winglet design*. AIAA Paper 03-8343. 2003.
4. **Баринов В.А., Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П. [и др.]**. Исследования аэродинамики самолета SSJ-100 на полумодели в аэродинамической трубе Т-128 ЦАГИ // *Аэродинамика летательных аппаратов / Материалы XX школы-семинара ЦАГИ*. М.: ЦАГИ, 2009. С. 20.
5. **Reckzeh D.** Multifunctional wing moveables design of the A350XWB and the way to future concepts. *29th International Congress of the Aeronautical Sciences*, St. Petersburg, Russia, 2014.

MEANS TO PROVIDE GROWTH POTENTIAL FOR SUPPORT OF AIRCRAFT COMPETITIVENESS

Shevyakov V.I.

The article considers the task of competitiveness prolongation for the aircraft put into operation. It describes the means to increase aerodynamic efficiency of commercial aircraft and provides the outcome of regional aircraft modification.

Keywords: aircraft, aerodynamic efficiency, winglet.

REFERENCES

1. **Whitcomb R.T.** *A design approach and selected wind-tunnel results a high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets*. NASA TN D 8260. 1976.
2. **Chicherov N.A.** Nekotorye rezul'taty parametricheskih issledovaniy kryl'ev s koncevymi shajbami. *Trudih CAGI*. 1991. Vihp. 2504. (In Russian).
3. **Bento S. de Mattos.** *Considerations about winglet design*. AIAA Paper 03-8343. 2003.
4. **Barinov V.A., Bolsunovskiy A.L., Buzoverya N.P. [i dr.]**. Issledovaniya ajerodinamiki samoleta SSJ-100 na polumodeli v ajerodinamicheskoy trube T-128 CAGI. *Ajerodinamika letatel'nyh apparatov. Materialih XX shkolih-seminara CAGI*. M.: CAGI. 2009. P. 20. (In Russian).
5. **Reckzeh D.** Multifunctional wing moveables design of the A350XWB and the way to future concepts. *29th International Congress of the Aeronautical Sciences*. St. Petersburg, Russia. 2014.

Сведения об авторе

Шевяков Владимир Иванович, 1955 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1978), кандидат технических наук, докторант МГТУ ГА, начальник департамента аэродинамических характеристик ЗАО "Гражданские самолеты Сухого", автор 40 научных работ, область научных интересов – практическая аэродинамика.