

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-75-85

УВЕЛИЧЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ДОЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Ю.С. МИХАЙЛОВ¹

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

Устойчивый высокий рост авиаперевозок воздушным транспортом (4–5 % в год) приводит к чрезвычайной загруженности ряда крупных аэропортов, и как результат – задержка многих рейсов. Одним из способов облегчения этой растущей проблемы является передача обслуживания региональных винтовых самолетов пригородным аэропортам. Это потребует как модернизации местных аэропортов, так и разработки нового поколения региональных самолетов с короткими дистанциями взлета и посадки (КВП). Возможность самолетов эксплуатироваться с коротких полос не только зависит от удельной нагрузки на крыло и уровня его несущих свойств, но также определяется эффективностью органов управления. Последнее часто становится одной из основных причин ограничения подъемной силы крыла на режиме КВП. Таким образом, успешное применение высоконесущей механизации крыла обуславливает необходимость как повышения эффективности существующих органов управления самолета, так и разработки некоторой альтернативной формы поперечного управления, не требующей значительной части размаха крыла. Формы бокового управления, рассмотренные в этой статье, включают интерцептор, зависающие элероны, элероны с установленным мини-щитком, а также одну из альтернативных форм с использованием дифференциального отклонения секций закрылка. Несколько мини-щитков с различной хордой рассмотрены также для увеличения располагаемого путевого момента руля направления. Эффективность вышеупомянутых поверхностей управления исследована в малоскоростной аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ на модели двухдвигательного легкого самолета с повышенным уровнем несущих свойств во взлетной и посадочной конфигурациях. Испытания проведены при числах Маха 0,15 и Рейнольдса $Re \approx 1 \cdot 10^6$.

Ключевые слова: минимальная скорость полета, органы бокового управления, дифференциальное отклонение закрылков, мини-щитки, малоскоростная аэродинамическая труба.

ВВЕДЕНИЕ

Ежегодное увеличение пассажиро- и грузоперевозок воздушным транспортом в среднем на 4–5 % приводит к чрезвычайной загруженности ряда крупных аэропортов и, как следствие, к задержке многих рейсов. Частичное решение этой проблемы возможно за счет переноса обслуживания региональных винтовых самолетов на пригородные аэродромы¹. Это потребует как модернизации местных аэропортов, так и разработки нового поколения региональных самолетов с короткими дистанциями взлета и посадки (КВП). Типичный аэродром для самолетов КВП, согласно исследованиям ИКАО, будет иметь одну взлетно-посадочную полосу (ВПП с длиной $L_{ВПП} \approx 800$ м), пригодную к использованию с обоих концов, и примыкающую к ней рулежную дорожку. Потребная длина ВПП для базирования на коротких полосах определяется разработчиком самолетов в условиях их необязательной эксплуатации с максимальным значением взлетной массы².

Возможность безопасной эксплуатации самолетов на полосах ограниченной длины определяется как обеспечением необходимого уровня несущих свойств крыла, без неоправданного ухудшения крейсерских характеристик, так и наличием необходимых запасов устойчивости и управляемости на малых скоростях полета. Для винтомоторных самолетов дополнительным требованием является обеспечение парирования моментов крена и рыскания в случае вне-

¹ Global Market Forecast 2011–2030. Airbus. Delivering the Future [Электронный ресурс] / Presented by John Leahy. Режим доступа: http://www.team.aero/images/aviation_data_insert/Airbus_GMF_2011-2030_delivering_the_future_-_press_conference_presentation.pdf (дата обращения: 20.10.2018).

² Doc 9150-AN/899. Stolport Manual. 2nd ed. / ICAO. 1991. Pp. 1–48.

запного отказа критического двигателя на взлете и уходе на второй круг. Согласно требованиям АП 25 (раздел 25.149) в этом случае необходимо сохранение возможности прямолинейного полета с углом крена не более 5° на работающий двигатель. Указанное условие определяет значения минимальной эволютивной скорости, при которой сохраняется управление самолетом с неработающим двигателем.

В условиях повышенного приоритета взлетно-посадочных характеристик, большую часть размаха крыла самолетов КВП занимает эффективная механизация задней кромки и на размах элеронов остается не более 25 %. Поэтому для обеспечения безопасного полета необходимо применение дополнительных устройств или альтернативных форм поперечного управления, не требующих для своего размещения значительной части размаха крыла.

В аэродинамической трубе (АДТ) Т-102 ЦАГИ проведены исследования ряда технических решений, направленных на повышение эффективности органов поперечного и путевого управления, а также использование альтернативных форм поперечного управления для увеличения располагаемых моментов крена самолета. Основные результаты исследований приведены в настоящей работе.

МИНИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА

Минимальное значение безопасной скорости полета определяется как несущими свойствами крыла с отклоненной механизацией, так и требованием обеспечения необходимой эффективности органов управления во всем расчетном диапазоне углов атаки и скольжения [1], в том числе в случае внезапного отказа критического двигателя на взлете и уходе на второй круг.

Первым ограничением по минимальной скорости является поперечная и путевая управляемость самолета, особенно при отказе одного двигателя. Вторым – продольное управление при высоких значениях коэффициента подъемной силы крыла самолета и момента тангажа на пикирование, требующее как повышения эффективности органов продольного управления, так и применения в ряде случаев энергетических методов управления пограничным слоем.

В качестве примера на рис. 1 приведены значения минимальной скорости полета (V_0) ряда самолетов в зависимости от несущих свойств крыла и удельной нагрузки на крыло (m_0/S), в том числе и для винтовых самолетов КВП Breguet 941 и DHC 4A Caribou, заимствованные из работы [2].

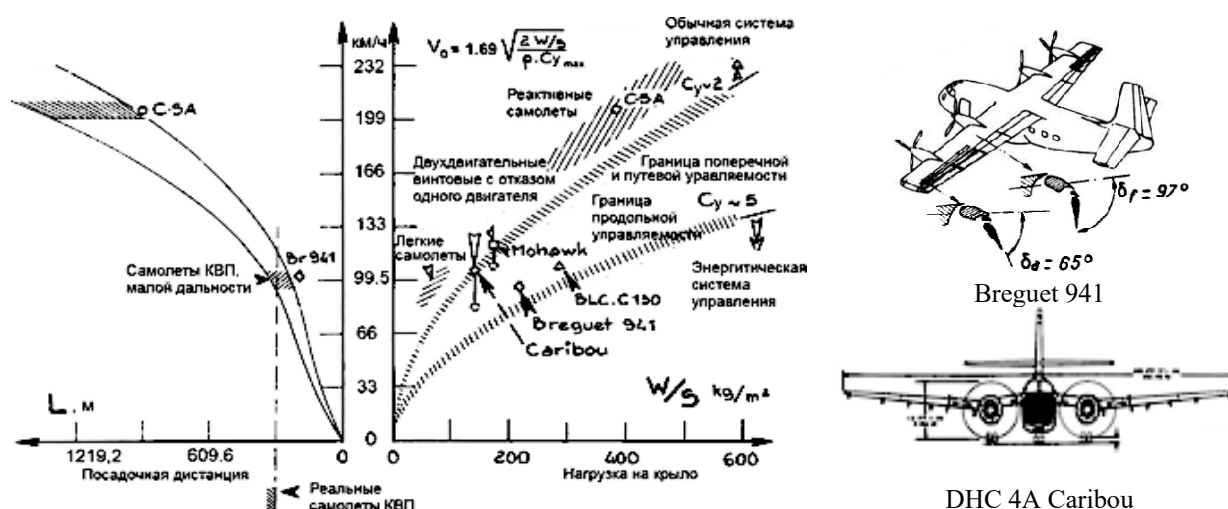


Рис. 1. Влияние удельной нагрузки и $C_{y_{max}}$ на минимальную скорость полета (V_0)

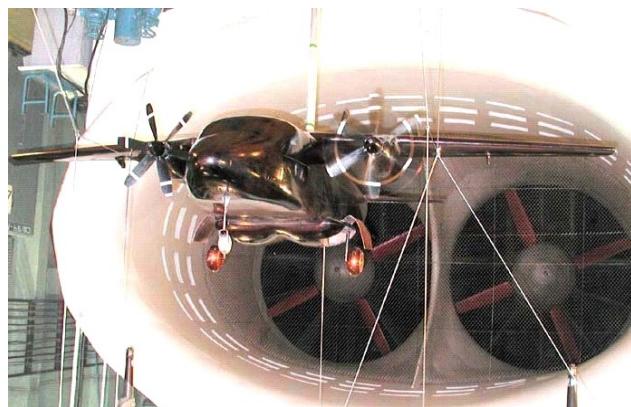
Fig. 1. Impact of unit loading and $C_{y_{max}}$ on minimum flight velocity (V_0)

Малые скорости полета самолетов КВП обеспечиваются как за счет высокого уровня несущих свойств крыла (самолет Breguet 941 – $C_{y_{max}} \approx 6$; обдув струями воздушных винтов высокоэффективной механизации задней кромки по всему размаху крыла), так и пониженной удельной нагрузки на крыло (самолет Caribou – $G/S \approx 153$ кгс/м²).

ВЛИЯНИЕ ОТКАЗА КРИТИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ ЛЕГКОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Одной из важных задач, решаемых в процессе отработки компоновок двухдвигательных самолетов с винтомоторной силовой установкой, является исследование влияния отказа двигателя на аэродинамические характеристики (АДХ) на режимах взлета и посадки (ухода на второй круг) [3, 4]. Целью исследований в АДТ является обеспечение необходимой эффективности органов управления для парирования возникающих моментов крена и рыскания с сохранением удовлетворительного уровня несущих свойств и сопротивления самолета. Сложность решаемой задачи определяется прежде всего высоким уровнем значений моментов крена и рыскания из-за существенной асимметрии в несущих свойствах консолей крыла, а также «разнотяги» высоконагруженных воздушных винтов (ВВ).

В аэродинамической трубе Т-102 проведено исследование влияния отказа правого критического двигателя на взлетно-посадочные характеристики модели легкого транспортного самолета (ЛТС) «Битюг» (главный конструктор В.И. Черноусов). Компоновка самолета с взлетной массой 5670 кг выполнена по нормальной схеме с высокорасположенным крылом, фюзеляжем с увеличенной площадью миделя ($S_{м.ф} = 0,16$) и палубным вариантом хвостового оперения. Силовая установка состоит из двух ТВД ($N_o = 2 \cdot 750$ л. с.) с ВВ AV-803 диаметром 2,3 м, установленных под крылом. Фотография модели показана на рис. 2.



Площадь крыла, м ²	0,71
Размах крыла, м	2,49
Относительное удлинение	8,76
Сужение крыла	2,56
Средняя аэродинамическая хорда, м	0,303
Относительная толщина профиля крыла, %	15

Рис. 2. Модель самолета «Битюг» в рабочей части трубы Т-102

Fig. 2. Model of “Bitug” aircraft installed in TsAGI T-102 wind tunnel test chamber

На рис. 3 приведены результаты испытаний модели самолета ($M = 0,06$; $Re = 0,42 \cdot 10^6$) с двумя и одной работающей модельной силовой установкой. Испытания проведены при номинальном значении коэффициента нагрузки винта $B_o = T / qS_b$, равном 2 (здесь T – тяга воздушного винта (ВВ); q – скоростной напор, S_b – площадь, ометаемая ВВ).

Отказ двигателя приводит к снижению производной C_y^α , несущих свойств на до- и за-критических углах атаки, а также появлению значительных приращений моментов крена (Δm_x) и рыскания (Δm_y). При одном значении коэффициента нагрузки изолированного винта приращения момента крена возрастают как с увеличением угла отклонения закрылков, так и угла атаки вследствие роста дисбаланса в значениях подъемной силы консолей крыла. Высо-

кие значения приращений момента крена в посадочной конфигурации ($\delta_3 = 50^\circ$), как будет показано далее, невозможно статически парировать с использованием отклонения одних элеронов. Также проблемы возникают с парированием момента рыскания при наличии угла скольжения. Аналогичные проблемы с парированием моментов крена и рыскания возникают на режимах взлета и посадки при попадании самолетов в спутный вихревой след, формируемый за большим самолетом.

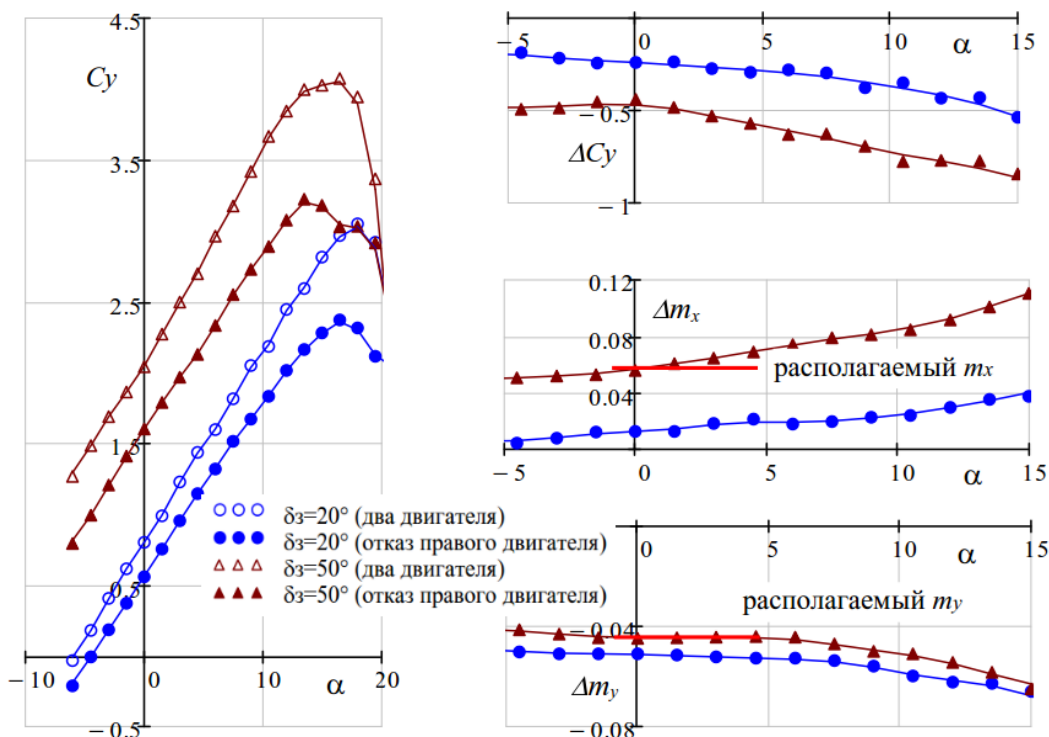


Рис. 3. Моменты крена и рыскания, индуцированные отказом правого критического двигателя
Fig. 3. Rolling and yawing moments induced by right critical engine failure

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ОРГАНОВ ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ МОДЕЛИ ЛТС

Модель ЛТС имеет типичный набор органов поперечного управления, характерный для двухдвигательных винтовых самолетов:

- концевые элероны с конструктивной компенсацией и геометрическими размерами: относительная хорда – $\bar{V}_3 = 35\%$; относительный размах – $\bar{L}_3 = 23\%$,
- поворотные интерцепторы с геометрическими размерами: относительная хорда – $V_{инт} = 11\%$; относительный размах – $L_{инт} = 28,8\%$, установленные перед концевой частью закрылков.

Результаты испытаний модели с отклонением левого элерона в диапазоне углов $\delta_3 = -30 \dots +20^\circ$ для трех конфигураций модели ($\delta_3 = 0; 20$ и 50°) приведены на рис. 4, а в виде приращений $\Delta m_x(\delta_3)$. Эффективность элерона сохраняется практически во всем рассмотренном диапазоне углов отклонения как с убранными, так и отклоненными закрылками. Максимальные значения управляющего момента крена Δm_{x0} ($\alpha = 0$) от отклонения элерона на максимальные углы $\delta_3 = -30/20^\circ$ равны: $|\Delta m_{x0}| \approx 0,055$ ($\delta_3 = 0 \div 50^\circ$). Эффективность элерона как органа поперечного управления характеризуется значениями производной $m_x^{\delta_3} \approx -0,0015 \text{град}^{-1}$ ($\alpha = 0$) и $0,0014$ ($\alpha = 10^\circ$).

Располагаемая величина управляющего момента крена от отклонения элеронов в посадочной конфигурации $|\Delta m_{x0}| = 0,056$ близка к значению m_x , индуцированному отказом двигателя при нулевом угле атаки, но явно недостаточна для его парирования на углах захода на посадку ($\alpha \approx 6^\circ$) и сохранения при этом возможности поперечного управления.

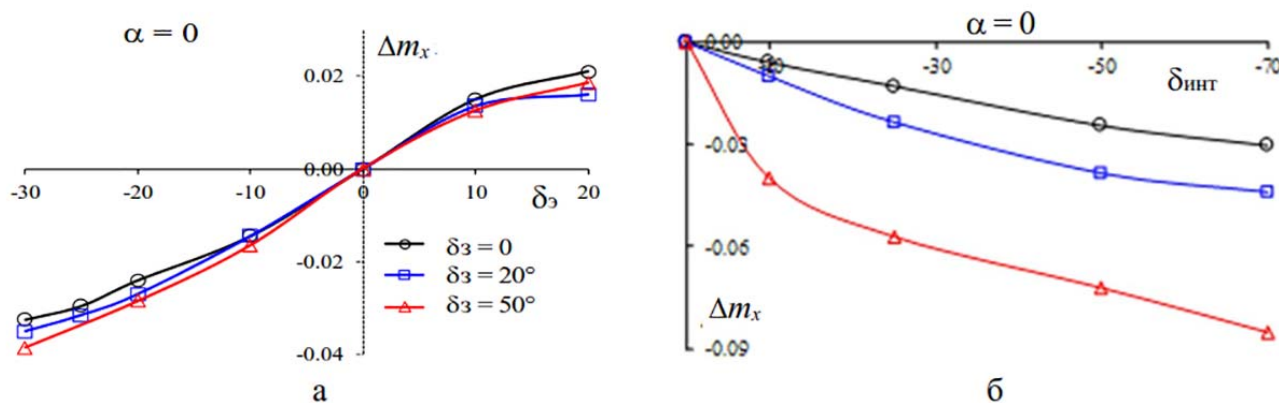


Рис. 4. Эффективность органов поперечного управления крыла ЛТС
Fig. 4. Efficiency of lateral wing controls of a light transport aircraft

Дополнительные возможности поперечного управления при отказе двигателя обеспечивают поворотные интерцепторы, представляющие собой часть верхней поверхности крыла («крыши»), расположенной перед внешними секциями закрылков. Результаты исследования эффективности левого интерцептора в диапазоне углов отклонения $\delta_{инт} = 0 \dots -70^\circ$ в трех конфигурациях модели ($\delta_з = 0; 20$ и 50°), построенные в виде приращений момента крена $\Delta m_x(\delta_{инт})$, приведены на рис. 4, б.

В крейсерской конфигурации отклонение элеронов на угол $\delta_э = -30/20^\circ$ обеспечивает большее приращение управляющего момента крена по сравнению с интерцептором. Эффективность интерцептора во взлетной конфигурации крыла заметно возрастает и приближается к элеронам, а при $\delta_з = 50^\circ$ превосходит их. Однако повышение эффективности интерцептора сопровождается заметным снижением несущих свойств крыла ($\Delta C_{y_0} \approx -0,2 \dots -0,4$; $\delta_{инт} = -50^\circ$; $\delta_з = 20 \div 50^\circ$), а также приращением сопротивления ($\Delta C_{x_0} \approx 0,018$; $\delta_з = 20^\circ$), ограничивающим градиент скорости набора высоты самолета с отказавшим двигателем. Поэтому определенный интерес представляют исследования по увеличению эффективности органов поперечного управления без заметного снижения несущих свойств крыла и с умеренным приращением сопротивления, рассмотренные далее.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Одним из возможных способов увеличения эффективности элеронов является формирование профилированной щели между основной частью крыла и носком элерона при его отклонении вниз [5]. Щелевой элерон по конструкции подобен закрылку с фиксированной осью вращения, геометрия и форма щели которого выбраны с возможностью его дополнительного отклонения вверх на умеренные углы, исключая срыв потока с его идущего вниз носка.

Исследование эффективности щелевого элерона с относительной габаритной хордой $b_{э,к} = 32\%$, осевой компенсацией $b_{о,к} = 20\%$ и относительным размахом $L_э = 24,4\%$ проведено на модели легкого самолета. Расчетные характеристики сечения крыла со щелевым элероном при малых скоростях полета ($M = 0,1$) и числе Рейнольдса, соответствующем условиям обтека-

ния в компоновке крыла самолета, показаны на рис. 5, б. Расчеты стационарного обтекания потоком вязкого сжимаемого газа выполнены в рамках уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу. Используемая модель среды – совершенный газ, для замыкания системы уравнений применена однопараметрическая модель турбулентности Spalart-Allmaras. Значения момента тангажа вычислены относительно четверти хорды.

Выбранное положение оси вращения элерона, ниже местной хорды крыла, в сочетании с геометрией его носовой части способствует формированию благоприятной формы щели на углах отклонения $\delta_3 \approx 35\text{--}40^\circ$ и повышению несущих свойств сечений крыла с отклоненным вниз элероном (рис. 5, б).

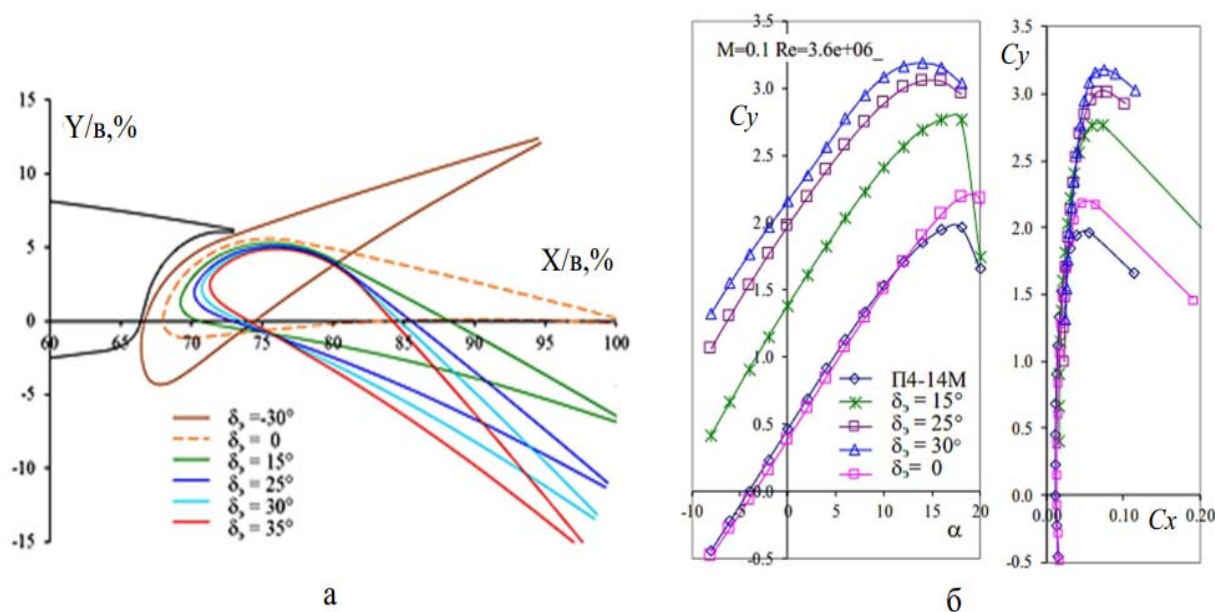
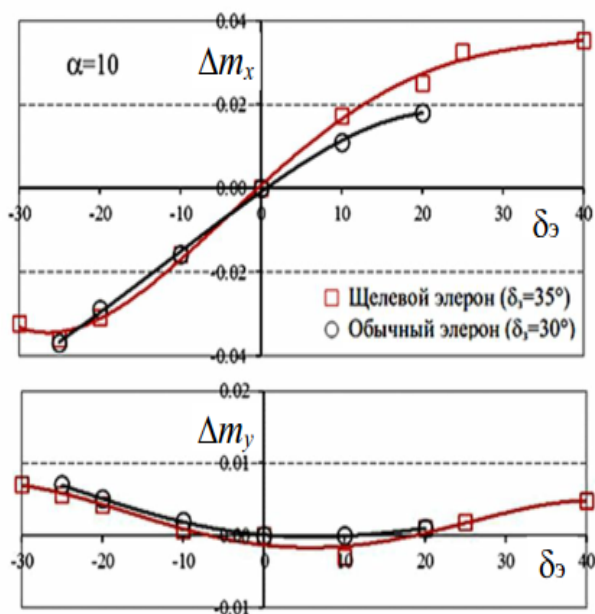


Рис. 5. Геометрия и расчетные характеристики внутренней секции щелевого элерона
Fig. 5. Geometry and computed performance of inner section of a slotted aileron

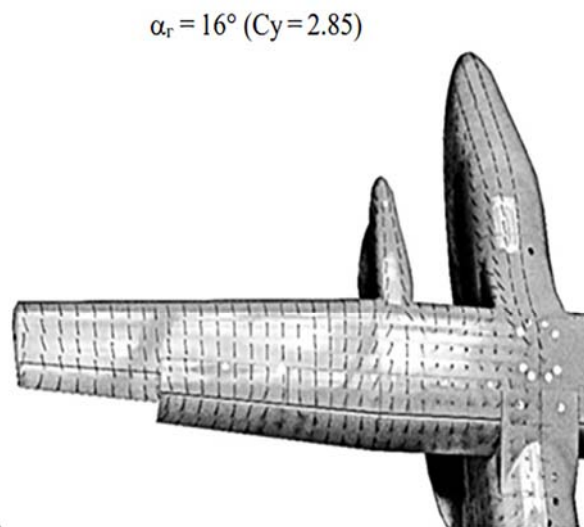
Результаты испытаний щелевого элерона в АДТ Т-102 ($M = 0,15$; $Re = 0,98 \cdot 10^6$) [6], представленные в виде приращений моментов крена и рыскания модели в посадочной конфигурации с закрылком, отклоненным на угол $\delta_3 = 35^\circ$, показаны на рис. 6, а. Там же приведены аналогичные данные исследования эффективности обычного элерона с относительной габаритной хордой $b_3 = 30,7\%$ ($b_{0,k} = 29\%$) и размахом $L_3 = 29,7\%$, полученные на модели другого легкого самолета с тем же удлинением крыла ($\lambda = 10$) и закрылком, отклоненным на угол $\delta_3 = 30^\circ$. Относительная площадь крыла, обслуживаемая щелевыми элеронами, составляет $19,4\%$, а обычными – $23,1\%$.

Из рассмотрения приведенных результатов видно, что эффективность щелевого элерона в трубных условиях обтекания сохраняется в диапазоне углов отклонения $-25 \leq \delta_3 \leq 40^\circ$ и обеспечивает значение располагаемого момента крена, равное $|\Delta m_{x0}| = 0,07$. Максимальным углом отклонения обычного элерона $\delta_3 = -25/20^\circ$ соответствует значение момента крена $|\Delta m_{x0}| = 0,055$. Среднее значение производной $m_x^{\delta_3}$ в диапазоне углов отклонения $\delta_3 = \pm 10^\circ$ для обычного элерона составляет $|m_x^{\delta_3}| = 0,00135 \text{ град}^{-1}$, для щелевого – $0,00165 \text{ град}^{-1}$.

Визуализация спектров обтекания модели в посадочной конфигурации со щелевым элероном, отклоненным вниз на 25° (рис. 6, б), показала практически безотрывный характер обтекания концевых частей крыла на углах атаки, близких к критическому значению.



а



б

Рис. 6. Эффективность щелевого элерона
Fig. 6. Efficiency of a slotted aileron

Следующим устройством, использованным для повышения эффективности элеронов, являются мини-щитки, упоминаемые в зарубежной литературе как Gurney Flap, которые представляют собой механическое устройство, состоящее из пластины малой высоты, установленной перпендикулярно к поверхности давления вдоль ее задней кромки. Короткая срывная зона, формируемая непосредственно за щитком с двумя противорвращающимися вихрями (расчет 2D), способствует локальному повороту потока вниз, увеличивая подъемную силу сечения крыла как при фиксированном значении угла атаки (рис. 7, а), так и в области критических углов. Сочетание простоты и эффективности мини-щитков обеспечило им широкое применение в конструкции антикрыла скоростных автомобилей. Ряд успешных исследований проведен на профилях и крыльях малоскоростных самолетов в АДТ [7, 8].

В ЦАГИ выполнены комплексные исследования мини-щитков на элеронах и руле направления многодвигательных винтовых самолетов. Испытания модели ЛТС во взлетной конфигурации с мини-щитками (МЩ) малой относительной хорды (2%), установленными по задней кромке обычных элеронов с геометрическими параметрами: $\bar{v}_3 = 30,7\%$ и $\bar{L}_3 = 29,7\%$, показали существенное приращение управляющего момента крена ($\Delta m_{x_0} \approx 39\%$; рис. 7, б) при малом изменении коэффициентов C_y , m_z и увеличении сопротивления на 13% ($\alpha = 0$).

При полете с одним отказавшим двигателем выравнивание несущих свойств консолей крыла самолета может быть обеспечено за счет асимметричного отклонения внешних секций закрылков. (В настоящее время дифференциальное отклонение закрылков используется на ряде беспилотных ЛА для управления креном при отказе одного из приводов управления элеронами.) Реализация дифференциального отклонения потребует внесения изменений в систему управления механизацией задней кромки по аналогии с системой автоматического управления креном с помощью интерцепторов.

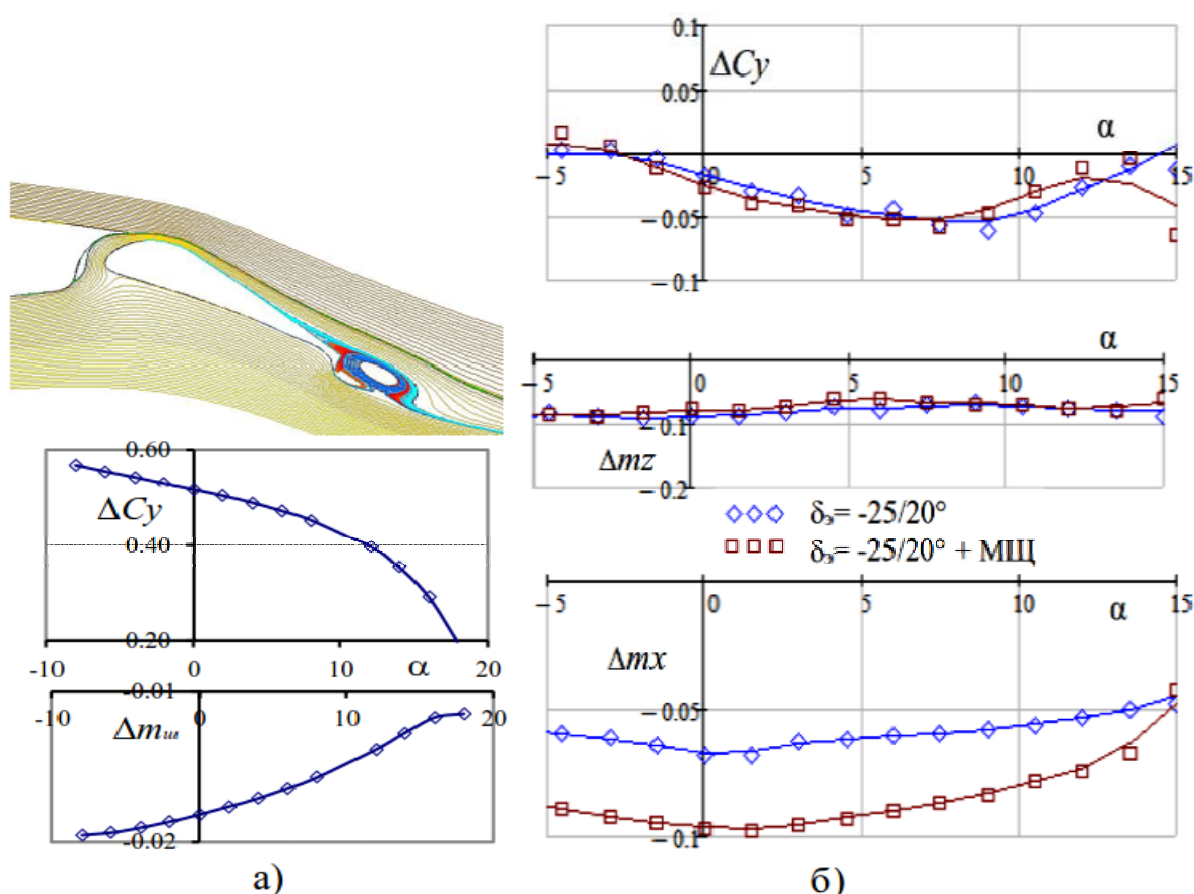


Рис. 7. Влияние мини-щитка на приращение коэффициентов шарнирного момента ($\Delta m_{\text{ш}}$) и крена (Δm_x) элерона

Fig. 7. Effect of a mini-flap on increment of the hinge moment ($\Delta m_{\text{ш}}$) and the roll moment (Δm_x) coefficients of an aileron

Влияние асимметричного отклонения внешних секций закрылков на несущие свойства и создаваемый при этом управляющий момент крена рассмотрено в испытаниях модели во взлетной конфигурации ($\delta_s = 18/18^\circ$) без моделирования работы воздушных винтов. Результаты испытаний модели по углам атаки показаны на рис. 8.

Конфигурация механизации, соответствующая отклонению правой внешней секции закрылков на угол 35° и сохранению угла 18° на левой секции, способствует повышению несущих свойств правой консоли на $\Delta C_{y_0} = 0,15$ и созданию дополнительного управляющего момента крена, равного $\Delta m_{x_0} = -0,029$.

Аналогичный с элеронами вариант повышения эффективности руля направления (РН) за счет установки мини-щитков с хордой $\bar{b}_{\text{МЩ}} = 2$ (МЩ 1) и 4 % (МЩ 2) рассмотрен в компоновке модели ЛТС с Т-образным оперением, использованном ранее в исследованиях эффективности двухзвенного руля направления. Испытания с размером хорды руля направления за осью вращения 30,5 % проведены во взлетной конфигурации модели в диапазоне углов скольжения $\beta = \pm 16^\circ$ при фиксированном значении геометрического угла атаки $\alpha_r = 5^\circ$. Сравнение значений моментов рыскания модели, полученных в отсутствии мини-щитков на РН и при их установке, показано на рис. 9. Там же приведены значения m_y для двухзвенного руля направления с аналогичным размером хорды и углами отклонения звеньев $-20/-20^\circ$.

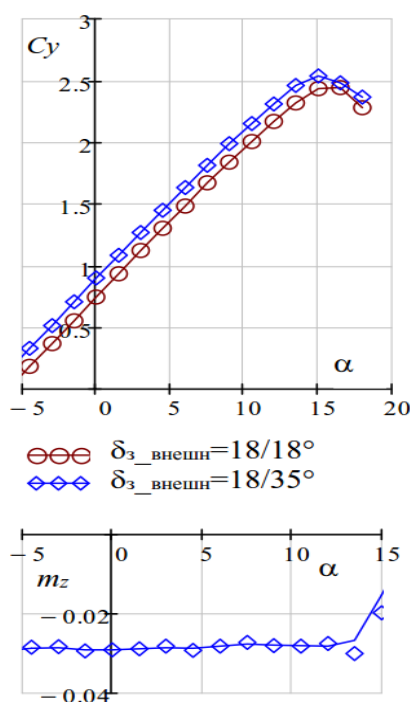


Рис. 8. Приращение момента крена при дифференциальном отклонении закрылков
Fig. 8. Increment in a roll moment with differential flap deflection

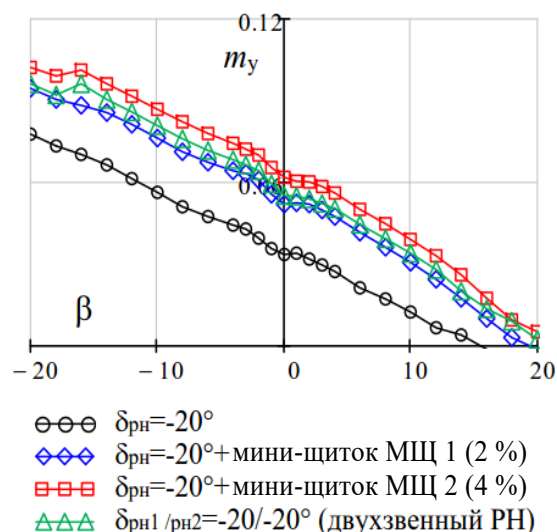


Рис. 9. Влияние мини-щитков на эффективность руля направления
Fig. 9. Effect of mini-flaps on rudder efficiency

Установка мини-щитка с относительной хордой 2 % позволило увеличить эффективность однозвенного руля направления в среднем на 36 %, приблизив ее к эффективности конструктивно более сложного двухзвенного руля направления. Увеличение хорды мини-щитка с 2 до 4 % приводит к меньшему приращению управляющего момента рыскания относительно его значения для исходного руля направления, но при этом абсолютное значение m_y несколько превышает аналогичную величину для двухзвенного руля направления.

Выполнена проработка схемы механизма поворота мини-щитка из нулевого положения в максимальное с углом отклонения 90° , которая кинематически связана с углом отклонения однощелевого руля направления. Конфигурация руля направления с поворотными мини-щитками с размером хорды, равным 1–4 % от местной хорды руля направления, защищена российским патентом на полезную модель [9].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования по повышению эффективности поперечного и путевого управления самолетов КВП показали следующие возможности увеличения управляющего момента крена $|\Delta m_{x_0}|$ по отношению к обычным элеронам:

- щелевой элерон – 0,015 (27 %),
- мини-щитки на элеронах – 0,029 (52 %),
- дифференциальное отклонение закрылков – 0,029 (52 %),
- интерцептор ($\delta_{\text{инт}} = -70^\circ$; $\delta_3 = 20^\circ$) – 0,044 (80 %),
- интерцептор ($\delta_{\text{инт}} = -70^\circ$; $\delta_3 = 50^\circ$) – 0,085 (154 %),

а также момента рыскания на 36 % за счет установки мини-щитка с относительной хордой 2 % на однозвенном руле направления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **May F., Widdison C.A.** STOL High-lift design study. Vol. 1 // Technical Report AFFDL-TR-71-26. 1971. Vol. 1, April. Pp. 1–189.
2. **Poisson-Quinton Ph.** Introduction to V/STOL aircraft concepts and categories // AGARD 126. 1968. Pp. 1–49.
3. **Schroijen M.J.T., Slingerland R.** Propeller slipstream effects on directional aircraft control with one engine inoperative // AIAA 2007-1046. Pp. 1–13.
4. **Grasmeyer J.** Stability and control derivative estimation and engine-out analysis / Virginia Polytechnic Institute and State University Blacksburg. 1998. Pp. 1–28.
5. **Young B.A.** Lateral control with High Lift Devices // R&M. 1951. № 2583.
6. **Чернышев С.Л.** Формирование облика семейства легких многоцелевых самолетов для местных воздушных линий России / А.И. Дунаевский, А.В. Редькин, Ю.С. Михайлов // Полет. 2013. № 8. С. 72–79.
7. **Jeffrey D., Zhang X., Hurst David W.** Aerodynamics of Gurney flaps on a single-element high-lift wing // Journal of Aircraft. 2000. Vol. 37, No. 2. Pp. 295–301.
8. **Власов В.А., Коган М.Н., Наливайко А.Г.** Исследование мини-щитков. Труды ЦАГИ. 2007. Вып. 2677. С. 3–24.
9. Пат. 142174. Руль направления самолета / Ю.С. Михайлов, А.В. Петров, А.В. Потапчик. 20.06.2014. С. 1–8.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

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

INCREASE OF CONTROL SURFACES EFFICIENCY OF A SUBSONIC AIRCRAFT OF SHORT TAKEOFF AND LANDING

Yuriy S. Mikhailov¹

¹*Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia*

ABSTRACT

A steady growth of aviation transportation (4-5% per year) causes excessive saturation at numerous major airports. As a result, many flights are delayed. One of the ways to deal with this growing problem is to transfer regional propeller aircraft maintenance to suburban airports. It will require both a modernization of local airports and the design of a new generation of regional aircraft with short takeoff and landing (STOL). The aircraft ability to operate from short runways depends not only on wing unit loading and on high-lift capacities but also it is determined by the control surfaces efficiency. The latter often becomes one of the major reasons for limitation of the amount of lift used in STOL configuration. Thus, the successful application of high-lift devices stipulates the necessity for both the efficiency increasing of existing aircraft control surfaces and the development of some alternative form of lateral control not requiring a significant wingspan proportion. The forms of a lateral control, this article considers, include the interceptor, drooped ailerons, ailerons fitted with mini-flap and one of the alternative forms which uses differential flap section deflection. Several mini-flaps with a various chord are also considered to increase the available rudder yawing moment. The efficiency of the above-mentioned control surfaces has been studied in TsAGI low speed wind tunnel on a model of a twin-engine light aircraft with an enhanced level of lifting capacity on take-off and landing configurations. The tests were conducted at a Reynolds number of 1.0×10^6 and Mach number of 0.15.

Key words: minimum flight velocity, lateral control surfaces, differential flap deflection, mini-flaps, low speed wind tunnel.

REFERENCES

1. **May, F. and Widdison, C.A.** (1971). *STOL High-Lift Design Study. Vol. 1*. Technical Report AFFDL-TR-71-26, vol. 1, April, pp. 1–189.
2. **Poisson-Quinton, Ph.** (1968). *Introduction to V/STOL aircraft concepts and categories*. AGARD 126, pp. 1–49.
3. **Schroijen, M.J.T. and Slingerland, R.** (2007). *Propeller slipstream effects on directional aircraft control with one engine inoperative*. AIAA 2007-1046, pp. 1–13.
4. **Grasmeyer, J.** (1998). *Stability and Control Derivative Estimation and Engine-Out Analysis*. Virginia Polytechnic Institute and State University Blacksburg, pp. 1–34.
5. **Young, B.A.** (1951). *Lateral control with High Lift Devices*. R&M, no. 2583.
6. **Chernyshev, S.L., Dunaevskij, A.I., Redkin, A.V. and Mikhailov, Yu.S.** (2013). *Formirovanie oblika semeystva legkikh mnogotselovykh samoletov dlya mestnykh vozдушnykh liniy* [Definition of Configuration for a Family of Light Multipurpose Aircraft for Local-Service Airlines of Russia]. *Polyot* [Flight], no. 8, pp. 72–79. (in Russian)
7. **Jeffrey, D., Zhang, X. and Hurst, D.W.** (2000). *Aerodynamics of Gurney flaps on a single-element high-lift wing*. *Journal of Aircraft*, vol. 37, no. 2, pp. 295–301.
8. **Vlasov, V.A., Kogan, M.N. and Nalivaiko, A.G.** (2007). *Issledovaniye mini-shchitkov* [Investigation of mini-flaps]. *Trudy TsAGI* [Proceedings of TsAGI], vol. 2667, pp. 3–24. (in Russian)
9. **Mikhailov, Yu.S., Petrov, A.V. and Potapchik, A.V.** (2014). *Patent № 142174. Rul napravleniya samoleta* [Rudder of aircraft]. 20.06.2014, pp. 1–8. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

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

Поступила в редакцию 14.10.2018
Принята в печать 21.03.2019

Received 14.10.2018
Accepted for publication 21.03.2019