

Научная статья  
УДК 533.694  
DOI: 10.34759/vst-2021-4-39-47

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АДАПТИВНОЙ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОМ РЕЖИМЕ

**Евгений Александрович Пигусов**

Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),  
Жуковский, Московская область, Россия  
pigusoff@gmail.com

**Аннотация.** Работа посвящена экспериментальному исследованию адаптивной механизации крыла транспортного самолета на взлетно-посадочном режиме. Испытания модели самолета проведены в дозвуковой аэродинамической трубе при скорости потока  $V = 40$  м/с, соответствующей значению числа Рейнольдса  $Re = 0.89 \cdot 10^6$ , на механических шестикомпонентных весах в диапазоне углов атаки  $\alpha = -6 \div 24^\circ$  при нулевом угле скольжения. Дано сравнение основных аэродинамических характеристик модели с механизированным крылом с отклонением и без отклонения адаптивного элемента (АЭ) для различных конфигурации закрылков. Показано, что использование АЭ совместно с одноцелевым выдвижным закрылком позволяет получить высокие несущие характеристики, близкие к более сложной двухцелевой механизации, при меньшем сопротивлении. Описаны особенности обтекания механизированного крыла при отклонении адаптивного элемента.

**Ключевые слова:** адаптивная механизация крыла, адаптивный закрылок, адаптивный элемент, адаптивный спойлер

**Для цитирования:** Пигусов Е.А. Экспериментальное исследование адаптивной механизации крыла транспортного самолета на взлетно-посадочном режиме // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 39-47. DOI: 10.34759/vst-2021-4-39-47

Original article

## EXPERIMENTAL STUDY ON WING ADAPTIVE HIGH-LIFT DEVICES OF TRANSPORT AIRCRAFT ON TAKEOFF-LANDING MODE

**Evgeny A. Pigusov**

Central Aerohydrodynamic Institute named after prof. N.E. Zhukovsky (TsAGI),  
Zhukovsky, Moscow Region, Russia  
pigusoff@gmail.com

## Abstract

At the present stage of aviation development, the main way to the transport aircraft wing load-bearing characteristics improving is application of high-lift devices of the leading and trailing edges of the wing. By now, the high-lift devices of the trailing edge with the Fowler type single-slotted flap became widespread. The endeavor to simplify the high-lift device structure at preserving its effectiveness led to the advent of high-lift device of the wing trailing edge, in which the tilt flap and descending spoiler are being applied. Equipping modern long-distance aircraft with bypass turbojets of high and ultra-high bypass ratio complicates the high-lift device layout in the “low-wing monoplane” scheme. Ensuring the required minimum clearance between the nacelle and runway surface leads to the distance reduction between the wing and the engine, while the wing interaction and the high-lift device interaction with the jet exhaust leads to the drag increase at the cruising flight and noise increase on the takeoff-landing mode.

The article presents the results of experimental study on the application effectiveness of adaptive high-lift device employing the model of aircraft with high-wing monoplane, equipped with two solid propellant engine nacelles of ultra-high bypass ratio.

Aircraft model tests were performed in a subsonic wind tunnel at a flow velocity of  $V = 40$  m/s, corresponding to the Reynolds number value of  $Re = 0.89 \cdot 10^6$ , on mechanical six-component balance in the range of angles of attack of  $\alpha = -6 \div 24^\circ$  at zero slip angle. The model tests were conducted for the following options of the flap:  $\delta_F = 30^\circ$ ,  $\delta_F = 40^\circ$  and  $\delta_F = 30^\circ/20^\circ$ . The spoiler droop (adaptive element) in the tests deflected by the angles  $\delta_{SD} = 0, 8, 12^\circ$ , the relative height herewith of the gaps between the wing and the flap was 2.5%, 1.2%, 0.6%, respectively.

The above said experimental studies revealed that the adaptive element application together with a single-slot retractable flap allows obtaining high load-bearing characteristics close to more complex double-slotted flaps at lower drag. The adaptive element deflection leads to a significant increase in load-bearing characteristics by 25–45% in the area of takeoff and landing angles of attack  $\alpha = 8 \cdot 10^\circ$ , and maximum wing lift increase coefficient compared to configurations without deflected adaptive element. Disadvantage of adaptive element application consists in critical angle of attack value decrease by  $\Delta\alpha = 2 \div 4^\circ$ . However, the lifting force coefficient changing herewith of large angles of attack goes smoothly. Geometric parameters optimization of the adaptive element may reduce the above said negative impact.

Optimization of the geometric parameters of the adaptive element can reduce this negative impact.

**Keywords:** adaptive wing high-lift devices, adaptive flap, adaptive element, adaptive spoiler

**For citation:** Pigusov E.A. Experimental study on wing adaptive high-lift devices of transport aircraft on takeoff-landing mode. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 39-47. DOI: 10.34759/vst-2021-1-39-47

---

---

## Введение

Основным способом повышения несущих характеристик крыла транспортного самолета на современном этапе развития авиации является использование щелевой механизации передней и задней кромок крыла [1–3]. К настоящему моменту широкое распространение получила механизация задней кромки крыла с однощелевым закрылком типа Фаулера [4–6]. Стремление упрощения конструкции механизации крыла при сохранении ее эффективности привело к появлению адаптивной механизации задней кромки

крыла, в которой применяется поворотный закрылок и отклоняющийся вниз спойлер. По сравнению с классическим выдвиганием закрылка отклонение адаптивного закрылка совместно со спойлером позволяет получить прирост коэффициента подъемной силы  $C_y$  на линейном участке за счет перераспределения нагрузки и увеличения циркуляции скорости, но и повышения максимальных значений коэффициента подъемной силы  $C_{y_{\max}}$  [7–9]. Кинематика закрылка типа Фаулера с выдвиганием по рельсам позво-

ляет достичь большего увеличения площади крыла, но поворотный адаптивный закрылок обеспечивает меньшую сложность системы и меньший вес конструкции [9]. Кроме того, адаптивная механизация задней кромки крыла может использоваться для изменения кривизны профилировки крыла [9] для снижения нагрузок на различных фазах крейсерского полета [10, 11].

Оснащение современных магистральных самолетов двухконтурными турбореактивными двигателями (ТРДД) большой и сверхбольшой степени двухконтурности осложняют компоновку механизации крыла в схеме «низкоплан». Обеспечение требуемого минимального клиренса между мотогондолой и поверхностью ВПП приводит к сокращению расстояния между крылом и двигателем, а взаимодействие крыла и механизации с выхлопной струей приводит к увеличению сопротивления на крейсерском режиме полета и увеличению шума на взлетно-посадочных режимах [12, 13].

В данной работе представлены результаты экспериментального исследования эффективности применения адаптивной механизации крыла на модели самолета с высокорасположенным крылом, оснащенной двумя мотогондолой ТРДД сверхбольшой степени двухконтурности.

#### Геометрические характеристики модели и условия эксперимента

Модель самолета нормальной аэродинамической схемы имеет крыло трапецевидной фор-

мы в плане с углом стреловидности  $\chi_{1/4} = 25^\circ$ , удлинением  $\lambda = 8.5$  и сужением  $\eta = 3$ . Модель, установленная в рабочей части АДТ Т-102 ЦАГИ, показана на рис. 1. Модель исследовалась без хвостового оперения.

Модель оснащена щелевой механизацией крыла, включающей: предкрылки с относительной хордой 15%, закрылки типа Фаулер с относительной хордой 32% и отклоняемый вниз спойлер (адаптивный элемент, АЭ) с относительной хордой 15% [14, 15]. Предкрылки отклонялись на угол  $\delta_{пр} = 20^\circ$ . В данной работе рассмотрено два варианта закрылка: однощелевой и двухщелевой. Испытания модели проведены при следующих отклонениях звеньев закрылков:  $\delta_3 = 30^\circ$  (рис. 2,а),  $\delta_3 = 40^\circ$  (рис. 2,б) и  $\delta_3 = 30^\circ/20^\circ$  (с отклонением второго звена, рис. 2,в). Адаптивный элемент в испытаниях отклонялся на углы  $\delta_{аэ} = 0, 8, 12^\circ$ , при этом относительная высота щелей между крылом и звеньями закрылка составляла соответственно 2.5%, 1.2%, 0.6%.

Испытания модели проведены при скорости потока  $V = 40$  м/с, соответствующей значению числа Рейнольдса  $Re = 0.89 \cdot 10^6$ , вычисленного по средней аэродинамической хорде (САХ) крыла, на механических шестикомпонентных весах в диапазоне углов атаки  $\alpha = -6 \div 24^\circ$  при нулевом угле скольжения. При расчете коэффициентов



Рис. 1. Модель самолета с адаптивной механизацией в рабочей части АДТ

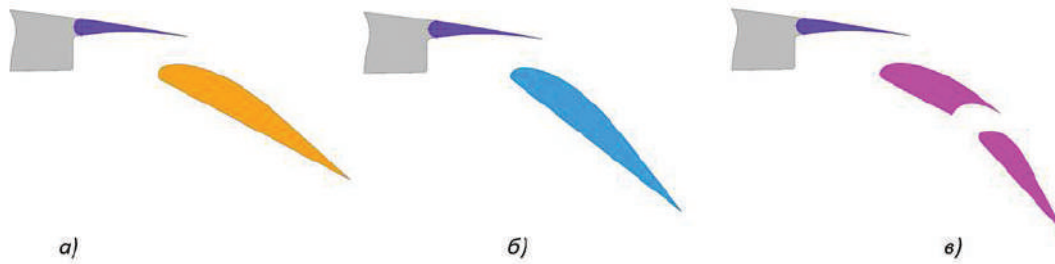


Рис. 2. Механизация задней кромки крыла: а – однозвенный закрылок,  $\delta_3 = 30^\circ$ ; б – однозвенный закрылок,  $\delta_3 = 40^\circ$ ; в – двухзвенный закрылок,  $\delta_3 = 30^\circ/20^\circ$

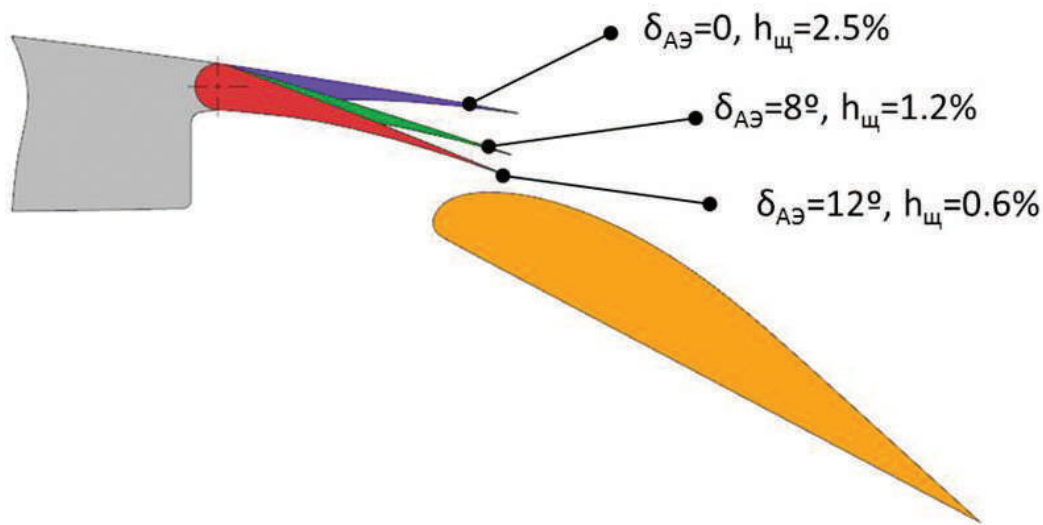


Рис. 3. Положение адаптивного элемента на примере варианта с однозвенным закрылком,  $\delta_3 = 30^\circ$

сил аэродинамические нагрузки отнесены к скоростному напору и площади крыла, а продольный момент  $M_z$  – дополнительно к величине САХ крыла. Коэффициенты моментов вычислены относительно условного центра масс, расположенного на относительном расстоянии

$$\bar{x}_T = x_T / b_A = 0.25$$

вдоль САХ крыла и по высоте

$$\bar{y}_T = y_T / b_A = 0.173$$

от средней горизонтали фюзеляжа. В результате испытаний внесены стандартные поправки, принятые в аэродинамической трубе Т-102. Результаты эксперимента представлены в скоростной системе координат.

### Результаты экспериментальных исследований

Сравнение аэродинамических характеристик рассматриваемой механизации крыла без отклонения адаптивного элемента представлено на рис. 4. Для сравнения на рисунке приведены аэродинамические характеристики модели в

крейсерской конфигурации без отклонения элементов механизации крыла (сплошная черная кривая). Видно, что коэффициенты подъемной силы и момента тангажа однозвенных закрылков, отклоненных на углы  $\delta_3 = 30^\circ$  и  $40^\circ$ , практически одинаковы (рис. 4,а), но сопротивление закрылка, отклоненного на  $\delta_3 = 40^\circ$ , выше (рис. 4,б), что связано с возникновением на его поверхности отрыва потока. Следует отметить, что уровень сопротивления закрылка, отклоненного на  $\delta_3 = 40^\circ$ , и двухзвенного закрылка при углах отклонения  $\delta_3 = 30/20^\circ$  довольно близки по значению (рис. 4,б), что свидетельствует об улучшении обтекания механизации за счет наличия щели между звеньями закрылка. Максимальный коэффициент подъемной силы для углов отклонения  $\delta_3 = 30$  и  $40^\circ$  составляет  $C_{y\max} \approx 2.2$  при критическом угле атаки  $\alpha_{кр} = 18^\circ$ . Максимальный коэффициент подъемной силы для двухзвенного закрылка  $\delta_3 = 30/20^\circ$  выше на  $\Delta C_{y\max} = 0.3$  (рис. 4,а).

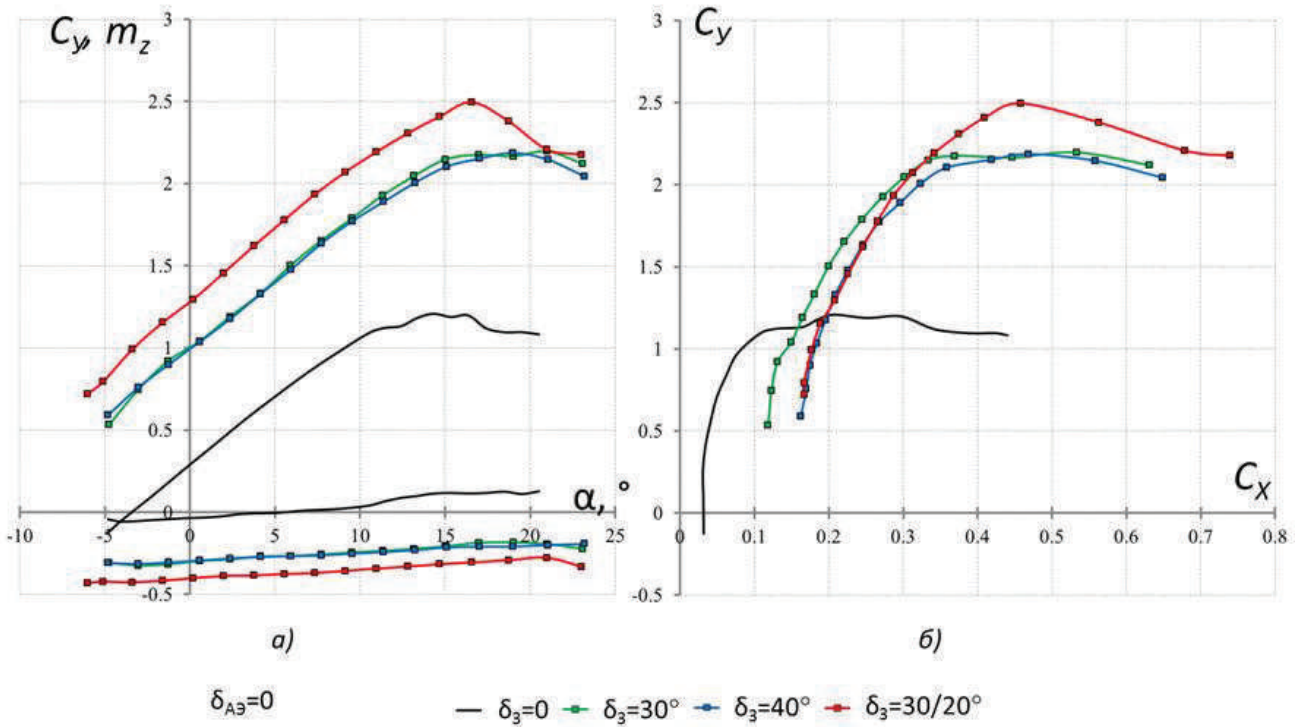


Рис. 4. Аэродинамические характеристики механизации крыла без отклонения адаптивного элемента: а – зависимости коэффициентов подъемной силы и момента тангажа от угла атаки; б – поляры

Отклонение адаптивного элемента на угол  $\delta_{аэ} = 8^\circ$  на модели с закрылками, отклоненными на углы  $\delta_3 = 30^\circ$  и  $40^\circ$ , приводит к повышению коэффициента подъемной силы при  $\alpha = 0^\circ$  на  $\Delta C_{y0} = 0.38$  и  $0.25$  соответственно, т. е. к увеличению приращения коэффициента подъемной силы от адаптивного элемента приблизительно на 40—25% и к повышению максимального коэффициента подъемной силы модели на  $\Delta C_{y_{max}} = 0.1 \div 0.2$  (рис. 5,а). На модели с двухзвенным закрылком при  $\delta_3 = 30/20^\circ$  и  $\alpha = 0^\circ$  коэффициент подъемной силы увеличивается приблизительно на 15%, а максимальный коэффициент подъемной силы — на  $\Delta C_{y_{max}} = 0.05$ . Максимальный коэффициент подъемной силы при отклонении адаптивного элемента на угол  $\delta_{аэ} = 8^\circ$  на модели с закрылком  $\delta_3 = 30^\circ$  выше, чем с закрылком  $\delta_3 = 40^\circ$ , на  $\Delta C_{y_{max}} = 0.1$ , однако достигается при меньшем критическом угле атаки ( $\alpha_{кр} = 15^\circ$ ). Сопروتвление модели с закрылком  $\delta_3 = 30/20^\circ$  несколько ниже, чем с закрылком  $\delta_3 = 40^\circ$ , что объясняется улучшением обтекания за счет оптимизации высоты щели между закрылком и адаптивным элементом (рис. 5,б).

Отклонение адаптивного элемента на угол  $\delta_{аэ} = 12^\circ$  на модели с закрылком  $\delta_3 = 30^\circ$  приво-

дит к повышению коэффициента подъемной силы при  $\alpha = 0^\circ$  на  $\Delta C_{y0} = 0.1$  (рис. 6,а) и к снижению максимального коэффициента подъемной силы модели  $\Delta C_{y_{max}} = 0.05$  по сравнению с конфигурацией адаптивного элемента  $\delta_{аэ} = 8^\circ$  (см. рис. 5,а). Таким образом, для закрылка  $\delta_3 = 30^\circ$  наиболее оптимальным из рассматриваемых является угол отклонения адаптивного элемента  $\delta_{аэ} = 8^\circ$ . На модели с закрылком  $\delta_3 = 40^\circ$  при  $\alpha = 0^\circ$  коэффициент подъемной силы увеличивается приблизительно на 60% (см. рис. 6,а), а максимальный коэффициент подъемной силы — на  $\Delta C_{y_{max}} = 0.2$  по сравнению с вариантом без отклонения АЭ (см. рис. 4,а). При этом на линейном участке зависимости  $C_y(\alpha)$  характеристики коэффициента подъемной силы практически совпадают с конфигурацией модели с закрылком  $\delta_3 = 30/20^\circ$ , а максимальный коэффициент подъемной силы ниже на  $\Delta C_{y_{max}} = 0.1$  (см. рис. 6,а). Следует отметить, что сопротивление модели с закрылком  $\delta_3 = 40^\circ$  ниже, чем с закрылком  $\delta_3 = 30/20^\circ$ , что объясняется оптимальным углом отклонения адаптивного элемента и улучшением обтекания на поверхности закрылка (см. рис. 6,б).

Для всех исследуемых конфигураций при отклонении адаптивного элемента наблюдается

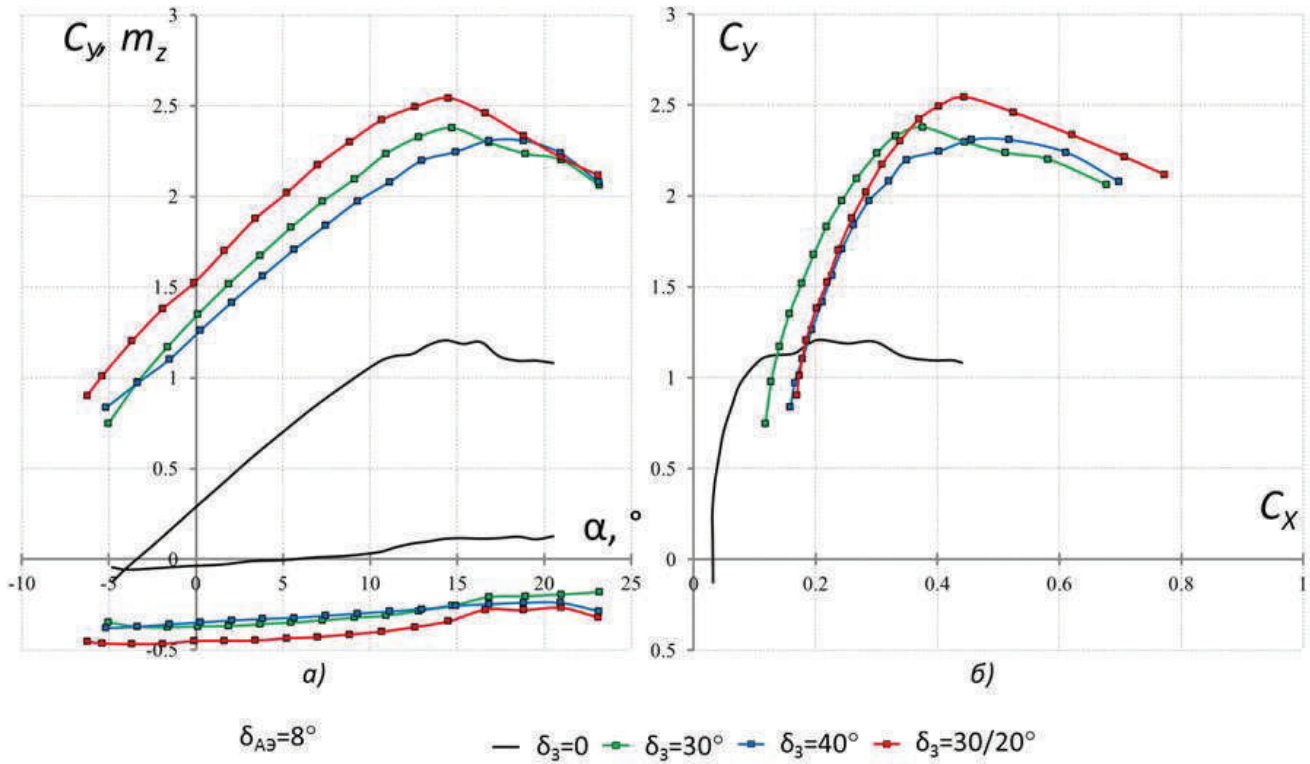


Рис. 5. Аэродинамические характеристики механизации крыла при отклонении адаптивного элемента на угол  $\delta_{a3} = 8^\circ$ : а – зависимости коэффициентов подъемной силы и момента тангажа от угла атаки; б – поляры

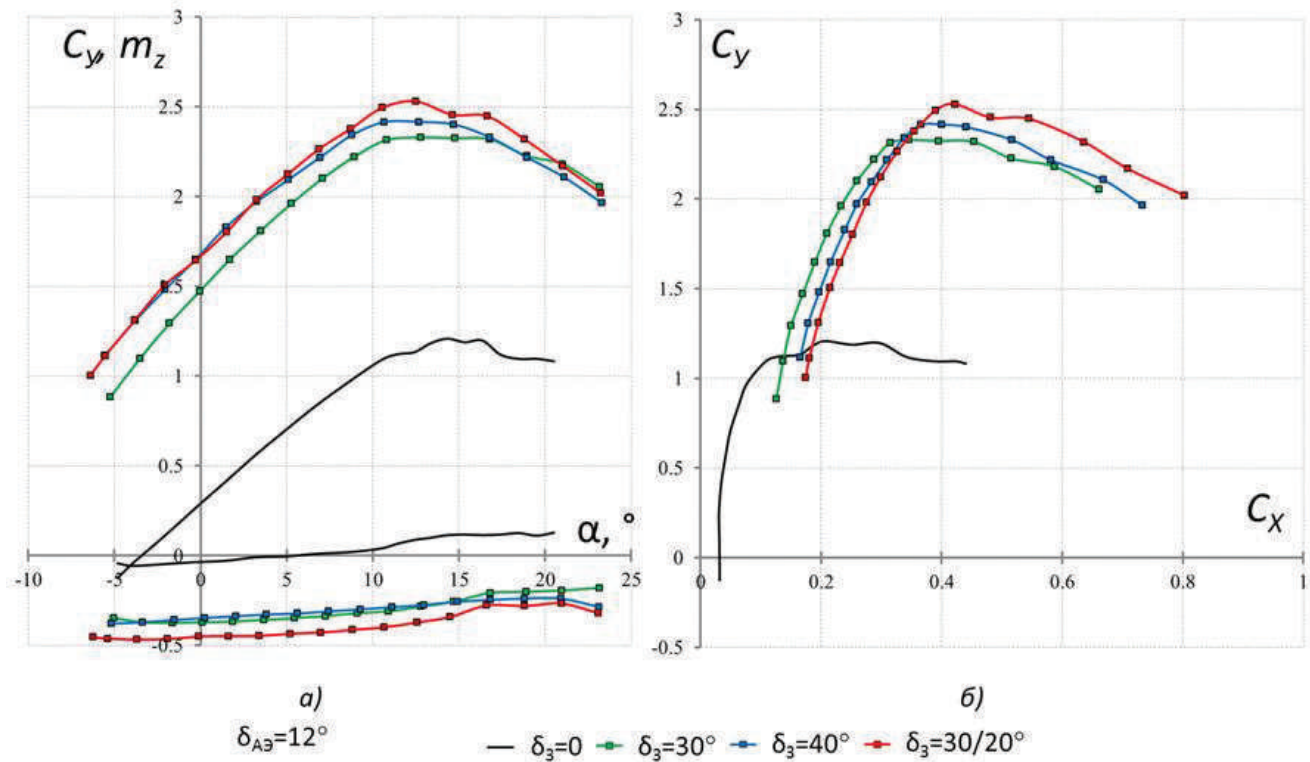


Рис. 6. Аэродинамические характеристики механизации крыла при отклонении адаптивного элемента на угол  $\delta_{a3} = 12^\circ$ : а – зависимости коэффициентов подъемной силы и момента тангажа от угла атаки; б – поляры

снижение критического угла атаки приблизительно на  $\Delta\alpha_{кр} = 2 \div 4^\circ$ , что объясняется возникновением отрыва потока на поверхности крыла в месте ее излома при отклонении АЭ, вызванного малым радиусом носка адаптивного элемента. Снижение данного негативного эффекта возможно за счет оптимизации геометрических параметров адаптивного элемента или применения активного управления потоком путем тангенциального выдува струи воздуха из щелевого сопла на поверхность адаптивного элемента [16, 17]. В работах [18–20] для повышения эффективности, в том числе адаптивной механизации, предложено активное управление обтеканием с применением струйных вихрегенераторов.

Сравнение аэродинамических характеристик модели с закрылком, отклоненным на угол  $\delta_3 = 40^\circ$ , при  $\delta_{АЭ} = 0$  и  $12^\circ$  (оптимальный угол) представлено на рис. 7. Там же представлены характеристики двухзвенного закрылка с неотклоненным адаптивным элементом (черная кривая). Видно, что отклонение адаптивного элемента приводит к существенному повышению несущих характеристик на 25–45% в области взлетно-посадочных углов атаки  $\alpha_{кр} = 8 \div 10^\circ$  по сравнению с конфигурациями без отклоненного

адаптивного элемента (рис. 7,а). При этом приращение коэффициента подъемной силы за счет отклонения адаптивного элемента сопровождается сравнительно небольшим увеличением момента тангажа на пикирование, величины которого близки к соответствующим значениям момента для двухщелевого закрылка с неотклоненным АЭ. Этот фактор является благоприятным для продольной балансировки самолета. Отклонение адаптивного элемента на оптимальный угол (из рассматриваемых в работе) также приводит к снижению сопротивления (рис. 7,б).

**Выводы**

Экспериментальные исследования эффективности применения адаптивной механизации крыла на модели самолета с высокорасположенным крылом, оснащенным двумя мотогондолами ТРДД, показали, что использование адаптивного элемента совместно с однощелевым выдвижным закрылком позволяет получить высокие несущие характеристики, близкие к более сложной двухщелевой механизации, при меньшем сопротивлении. Отклонение адаптивного элемента приводит к существенному повышению несущих характеристик на 25–45% в области взлетно-посадочных углов атаки  $\alpha_{кр} = 8 \div 10^\circ$  и повы-

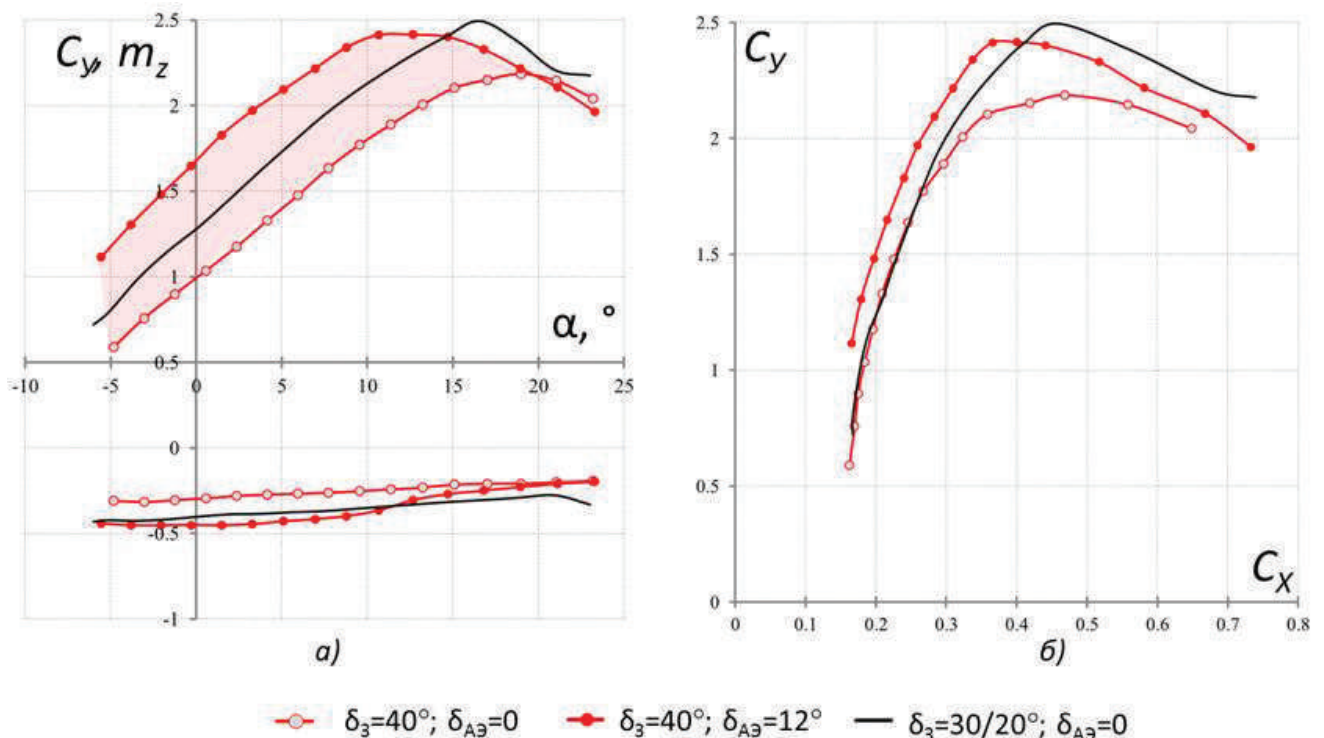


Рис. 7. Влияние отклонения адаптивного элемента на оптимальный угол на аэродинамические характеристики с закрылком  $\delta_3 = 40^\circ$ : а – зависимости коэффициентов подъемной силы и момента тангажа от угла атаки; б – поляры

шению максимального коэффициента подъемной силы крыла по сравнению с конфигурациями без отклоненного адаптивного элемента. Недостатком применения адаптивного элемента является снижение величины критического угла атаки на  $\Delta\alpha_{кр} = 2 \div 4^\circ$ , однако при этом изменение коэффициента подъемной силы больших углов атаки происходит плавно. Оптимизация геометрических параметров АЭ может снизить указанное негативное влияние.

### Список источников

1. *Obert E.* Aerodynamic Design of Transport Aircraft. – Delft University of Technology. IOS Press, 2009. – 656 p.
2. *Бюшгенс Г.С.* Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов: Учебник. – Москва-Пекин: Издательский отдел ЦАГИ – Авиа-Издательство КНР, 1995. – 772 с.
3. *Петров А.В.* Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. – М.: Инновационное машиностроение. 2018. – 736 с.
4. *Rudolph P.K.C.* High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners. – National Aeronautics and Space Administration (NASA), Ames Research Center, 1996. NASA-CR 4746. – 150 p.
5. *Wedderspoon J.R.* The High-Lift Development of the A320 Aircraft. – International Council of the Aeronautical Sciences, 1986. ICAS-86-2.3.2.
6. *Арджаманди М.* Влияние требований к длине взлетно-посадочной полосы на выбор типа механизации магистральных самолетов // Вестник Московского авиационного института. 1999. Т. 6. № 1. С. 16-23.
7. *Reckzeh D.* Aerodynamic design of the A400M high-lift system // 26th International Congress of the Aeronautical Sciences (14–19 September 2008; Anchorage, Alaska, USA). Paper ICAS 2008-2.7.2. URL: [https://icas.org/icas\\_archive/icas2008/papers/362.pdf](https://icas.org/icas_archive/icas2008/papers/362.pdf)
8. *Reckzeh D.* Multifunctional wing moveables: design of the A350XBW and the way to future concepts // 29th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (7–12 September 2014, St. Petersburg, Russia). ICAS 2014-0133. URL: [https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text\\_2017\\_05\\_04\\_FlugelA350XWB.pdf](https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2017_05_04_FlugelA350XWB.pdf)
9. *Strüber H.* The aerodynamic design of the A350 XWB-900 high lift system // 29th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (7-12 September 2014, St. Petersburg, Russia). URL: [https://www.icas.org/icas\\_archive/icas2014/data/papers/2014\\_0298\\_paper.pdf](https://www.icas.org/icas_archive/icas2014/data/papers/2014_0298_paper.pdf)
10. *Гусев В.Г.* Оптимизация разгрузки крыла среднемагистрального пассажирского самолета // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 19-25.
11. *Брагин Н.Н., Ковалев В.Е., Скоморохов С.И., Слитинская А.Ю.* К оценке границы начала бафтинга стреловидного крыла большого удлинения на трансзвуковых скоростях // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 16-27.
12. *Губанова И.А., Крутов А.А., Пигусов Е.А.* Исследования по формированию взлётно-посадочной механизации крыла двухфюзеляжного транспортного самолёта // Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике (д. Богданиха 01–02 марта 2018): Сборник тезисов докладов. – Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2018. С. 108.
13. *Dobrzynski W.* Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve? // Journal of Aircraft. 2010. Vol. 47. No. 2, pp. 353-367. DOI: 10.2514/1.44457
14. *Петров А.В., Пигусов Е.А.* Экспериментальные исследования эффективности системы обдува струями реактивных двигателей механизированного крыла на модели двухдвигательного транспортного самолета короткого взлета и посадки // Ученые записки ЦАГИ. 2019. Т. 50. № 2. С. 3-16.
15. *Pavlenko O., Petrov A., Pigusov E.* Concept of medium twin-engine STOL transport airplane // 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (09–14 September 2018; Belo Horizonte, Brazil). ICAS2018-0104.
16. *Павленко О.В., Петров А.В., Пигусов Е.А.* Исследования обтекания высоконесущего крылового профиля с комбинированной энергетической системой увеличения подъемной силы крыла // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. №4. С. 7-20. DOI: 10.34759/vst-2020-4-7-20
17. *Болсуновский А.Л., Герасимов С.В., Крутов А.А.* и др. Концептуальные исследования демонстратора перспективных технологий на базе самолета Як-42 // Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике (21–22 апреля 2016; г. Жуковский, Московская область): Сборник тезисов докладов. – Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2016. С. 49-50.
18. *Radespiel R., Burnazzi M., Casper M., Scholz P.* Active Flow control for high lift with steady blowing // The Aeronautical Journal. 2016. Vol. 120. Special Issue 1223, pp. 171–200. DOI: 10.1017/aer.2015.7
19. *Scholz P., Mahmood S.S., Casper M.* et al. Design of Active Flow Control at a Drooped Spoiler Configuration // 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference (24-27 June 2013; San Diego, CA). DOI: 10.2514/6.2013-2518
20. *Брутян М.А., Потанчик А.В., Раздобарин А.М., Слитинская А.Ю.* Влияние струйных вихрегенераторов на взлетно-посадочные характеристики крыла с предкрылком // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 19-26.



## References

1. Obert E. *Aerodynamic Design of Transport Aircraft*. Delft University of Technology. IOS Press, 2009, 656 p.
2. Byushgens G.S. *Aerodinamika i dinamika poleta magistral'nykh samoletov* (Aerodynamics and flight dynamics of mainline aircraft), Moscow - Pekin, Izdatel'skii otdel TsAGI – Avia-Izdatel'-stvo KNR, 1995, 772 p.
3. Petrov A.V. *Aerodinamika transportnykh samoletov korotkogo vzleta i posadki s energeticheskimi sistemami uvelicheniya pod'emnoi sily* (Aerodynamics of short take-off and landing transport aircraft with energy systems for increasing lift), Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2018, 736 p.
4. Rudolph P.K.C. *High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners*. National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center, 1996. NASA-CR 4746, 150 p.
5. Wedderspoon J.R. *The High-Lift Development of the A320 Aircraft*. International Council of the Aeronautical Sciences, 1986. ICAS-86-2.3.2.
6. Arjomandi M. A runway length reshition impact upon aircraft wing devices selection. *Aerospace MAI Journal*, 1999, vol. 6, no. 1, pp. 16-23.
7. Reckzeh D. Aerodynamic design of the A400M high-lift system. *26th International Congress of the Aeronautical Sciences (14–19 September 2008; Anchorage, Alaska, USA)*. Paper ICAS 2008-2.7.2. URL: [https://icas.org/icas\\_archive/icas2008/papers/362.pdf](https://icas.org/icas_archive/icas2008/papers/362.pdf)
8. Reckzeh D. Multifunctional wing moveables: design of the A350XBW and the way to future concepts. *29th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (7–12 September 2014, St. Petersburg, Russia)*. ICAS 2014-0133. URL: [https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text\\_2017\\_05\\_04\\_FlugelA350XWB.pdf](https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2017_05_04_FlugelA350XWB.pdf)
9. Strüber H. The aerodynamic design of the A350 XWB-900 high lift system. *29th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (7–12 September 2014, St. Petersburg, Russia)*. URL: [https://www.icas.org/icas\\_archive/icas2014/data/papers/2014\\_0298\\_paper.pdf](https://www.icas.org/icas_archive/icas2014/data/papers/2014_0298_paper.pdf)
10. Gusev V.G. Optimization of the wing unloading of a medium-range passenger aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 19-25.
11. Bragin N.N., Kovalev V.E., Skomorokhov S.I., Slitinskaya A.Y. On evaluation of buffeting of a swept wing with high aspect ratio at transonic speeds. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 16-27.
12. Gubanova I.A., Krutov A.A., Pigusov E.A. *Materialy XXIX nauchno-tehnicheskoi konferentsii po aerodinamike (d. Bogdanikha; 01-02 March 2018)*. Zhukovskii, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2018, p. 108.
13. Dobrzynski W. Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve? *Journal of Aircraft*, 2010, vol. 47, no. 2, pp. 353-367. DOI: 10.2514/1.44457
14. Petrov A.B., Pigusov E.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2019, vol. 50, no. 2, pp. 3-16.
15. Pavlenko O., Petrov A., Pigusov E. Concept of medium twin-engine STOL transport airplane. *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (09-14 September 2018; Belo Horizonte, Brazil)*. ICAS2018-0104.
16. Pavlenko O.V., Petrov A.V., Pigusov E.A. Studies of flow-around of high-lift wing airfoil with combined energy system for the wing lifting force increasing. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 7-20. DOI: 10.34759/vst-2020-4-7-20
17. Bolsunovskii A.L., Gerasimov S.V., Krutov A.A. et al. *Materialy XXVII nauchno-tehnicheskoi konferentsii po aerodinamike (21–22 April 2016; g. Zhukovskii, Moskovskaya oblast')*. Zhukovsky, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2016, pp. 49-50.
18. Radespiel R., Burnazzi M., Casper M., Scholz P. Active Flow control for high lift with steady blowing. *The Aeronautical Journal*, 2016, vol. 120, special Issue 1223, pp. 171–200. DOI: 10.1017/aer.2015.7
19. Scholz P., Mahmood S.S., Casper M. et al. Design of Active Flow Control at a Drooped Spoiler Configuration. *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference (24-27 June 2013; San Diego, CA)*. DOI: 10.2514/6.2013-2518
20. Brutyan M.A., Potapchik A.V., Razdobarin A.M., Slitinskaya A.Y. Jet-type vortex generators impact on take-off and landing characteristics of a wing with slats. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 1, pp. 19-26.

Статья поступила в редакцию 06.09.2021; одобрена после рецензирования 09.09.2021; принята к публикации 09.09.2021.

The article was submitted on 06.09.2021; approved after reviewing on 09.09.2021; accepted for publication on 09.09.2021.