

Научная статья
УДК 532.5.032:533.69
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180645>

ИССЛЕДОВАНИЯ АДАПТИВНОЙ МЕХАНИЗАЦИИ ЗАДНЕЙ КРОМКИ КРЫЛА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Владимир Борисович Курилов

Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московская область, Россия
jkl125@mail.ru

Аннотация. Проведены расчетно-экспериментальные исследования с целью определения особенностей поведения аэродинамических характеристик механизированного профиля крыла магистрального самолета с адаптивной механизацией задней кромки. Рассматривались конфигурации с механизацией задней кромки крыла в виде простого поворотного закрылка, закрылка Фаулера, а также поворотного закрылка с отклоняемым вниз интерцептором. Исследовано влияние поворотного закрылка в комбинации с отклоняемым интерцептором на аэродинамические характеристики профиля. Показано, что применение поворотного закрылка с отклоняемым интерцептором позволяет добиться сохранения несущих свойств профиля при одновременном упрощении кинематики выдвижения. Определены рациональные сочетания углов отклонения поворотного закрылка и интерцептора. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании механизации задней кромки крыла перспективных пассажирских самолетов.

Ключевые слова: механизация задней кромки крыла, поворотный закрылок, интерцептор, механизированный профиль крыла, аэродинамические характеристики профиля

Для цитирования: Курилов В.Б. Исследования адаптивной механизации задней кромки крыла магистрального самолета // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 23–34. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180645>

Original article

STUDIES OF THE WING TRAILING EDGE ADAPTIVE HIGH-LIFT DEVICES OF A MAINLINE AIRCRAFT

Vladimir B. Kurilov

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
Zhukovsky, Moscow Region, Russia
jkl125@mail.ru

Abstract

One of the tasks of utmost importance being solved in the aircraft design process is development of the effective systems for increasing the wing lift during take-off and landing. The high lift allows increasing the take-off weight and payload of the aircraft, as well as expanding the range of home airfields by reducing the required runway length.

Over the past half century, the complexity and weight of passenger aircraft wing high-lift devices have steadily decreased while retaining aerodynamic efficiency. This concerns mainly the wing trailing edge devices. The simpler wing trailing edge devices are lighter, allow achieving a maximum takeoff L/D, which can be converted into the payload increase, and introduce lower share to the airframe noise level. An additional advantage consists in the fairings size reduction, which reduces the wing weight and exposed area.

© Курилов В.Б., 2024

As of today, the leading world aircraft builders take pains to simplify the shifting mechanism for the single-slotted flap and transfer from moving-out with deflection to the simple turn. To retain the high-lift configuration effectiveness herewith, not only the flap may be deflected but the trailing edge basic element as well (relating to the aircraft, down-deflect the flight spoiler). This allows both deflecting the flap at large angles (compared to the classical move-out) and gaining the lift augmentation at the main element of the trailing edge at the linear section of the $C_L(\alpha)$ dependence as well.

The presented computational-experimental work studies the adaptive high-lift devices of the wing trailing edge both in the general case (for the high-lift wing airfoil section) and on the thematic model of the swept high-lift wing.

The results of the studies revealed that application of the simple slotted flap combined with the down-deflected flight spoiler allowed significant improvement of the carrying properties on the linear section of the $C_L(\alpha)$ dependence compared to the Fowler flaps conventionally applied on the mainline aircraft. Application of such combination allows flaps deflection at high angles and gaining $C_{L\max}$ augmenting relative to the Fowler flap despite less slope of the $C_L(\alpha)$ curve. The author determined rational combinations of the flight spoiler and flap deflection angles for the wing lift enhancing.

Keywords: trailing edge high-lift devices, simple slotted flap, flight spoiler, high-lift wing airfoil section, airfoil aerodynamic characteristics

For citation: Kurilov V.B. Studies of the Wing Trailing Edge Adaptive High-Lift Devices of a Mainline Aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 2, pp. 23–34. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180645>

Введение

Одной из важнейших задач, решаемых в процессе проектирования самолета, является разработка эффективных систем увеличения подъемной силы крыла на режиме взлета и посадки. Высокие несущие свойства позволяют увеличить взлетный вес и полезную нагрузку самолета, а также расширить диапазон аэродромов базирования благодаря сокращению потребной длины взлетно-посадочной полосы.

Первые гражданские авиалайнеры не требовали взлетно-посадочной механизации крыла, поскольку нагрузка на крыло была низкой и скорости взлета и посадки также были небольшими. Элементы механизации крыла в виде закрылков или посадочных щитков стали применяться только в 1930-х гг. По мере роста крейсерской скорости самолетов увеличивалась нагрузка на крыло, а также потребность в устройствах повышения подъемной силы для удержания скорости взлета и посадки в разумных пределах.

В период бурного развития реактивной пассажирской авиации сложность и, соответственно, вес взлетно-посадочных устройств постоянно увеличивались. Однако начиная с 1970-х гг., вследствие совершенствования методов вычислительной гидродинамики [1–4] и роста мощности компьютеров, сформировалась противоположная тенденция. Вместо увеличения количества элементов механизации исследователи сосредоточились на оптимизации их формы и взаимного расположения. В результате последние полвека сложность и вес взлетно-посадочной механизации крыла снижались. Главным образом это касается устройств

задней кромки крыла. Так, самолеты Boeing 727, 737 и 747 (первый полет в 1963 г., 1967 г. и 1969 г. соответственно) имели трехщелевой закрылок. Выпущенный в начале 1980-х Boeing 757 имел двухщелевые закрылки по всему размаху, а самолеты Boeing 767 и 777 имели двухщелевые закрылки в бортовой секции крыла и однощелевые в консольной. Похожая тенденция наблюдается также у Airbus и отечественных пассажирских самолетов.

Несмотря на более высокие несущие свойства крыла с многоэлементной механизацией задней кромки, ее упрощение в каждом последующем поколении самолетов, как правило, не приводило к снижению эффективности системы. Более простые устройства задней кромки крыла легче, позволяют получить высокое аэродинамическое качество на взлетном режиме, что можно конвертировать в увеличение полезной нагрузки, а также вносят меньший вклад в уровень шума от планера. Дополнительным преимуществом является уменьшение размеров обтекателей, что снижает вес и омываемую площадь крыла.

Сложность взлетно-посадочной механизации существенно влияет на стоимость и эксплуатационные расходы магистрального пассажирского самолета. Согласно работам [5, 6], стоимость взлетно-посадочной механизации составляет от 6 до 11% стоимости производства самолета. Это обусловлено большими затратами на проектирование и проведение исследований, высокой сложностью, весом механизации и поддерживающих устройств, необходимостью в частом техническом обслуживании.

В настоящее время ведущие мировые авиационные производители стремятся упростить механизм

перемещения однощелевого закрылка и перейти от выдвигания с отклонением к простому повороту [6, 7]. При этом для сохранения эффективности взлетно-посадочной механизации [7, 8] можно отклонять не только сам закрылок, но и «крышу» задней кромки основного звена (применительно к самолету – отклонять вниз интерцептор), что дает возможность как отклонять закрылок на большие углы (по сравнению с классическим выдвиганием), так и получить прирост в несущих свойствах на самой «крыше» на линейном участке зависимости $C_{уд}(\alpha)$. Данное решение позволяет получить преимущества также и для крейсерской конфигурации путем небольшого изменения кривизны профиля для получения благоприятного распределения давления при различных условиях полета. Такая механизация задней кромки крыла применена на новейших магистральных самолетах Boeing 787 и Airbus A350.

На российских самолетах данный вид механизации задней кромки крыла пока не использовался, несмотря на проводившиеся исследования в этом направлении [9–13].

Расчетные исследования эффективности механизации задней кромки многозвенного профиля

В данном разделе исследуется обтекание механизированного профиля (рис. 1), с использованием различных типов закрылка: поворотного, поворотного с отклоняемой «крышей», закрылка Фаулера (рис. 2–4). Рассматривается трехзвенный профиль перспективного широкофюзеляжного самолета, соответствующий сечению $Z_{отн} = 0,3$.

Несмотря на то что поворотный закрылок имеет более простую кинематику, чем закрылок Фаулера, в этом случае сложнее обеспечить оптимальные величины щелей, перекрытий и формы канала, и это, как правило, снижает эффективность простого поворотного закрылка. В данной расчетной работе ось поворотного закрылка выбиралась исходя из конструктивных требований обеспечения минимально допустимых размеров элемента крепления закрылка.

Численные исследования были проведены при помощи решения уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу. Была построена структурированная многоблочная сетка, содержащая



Рис. 1. Механизированный профиль перспективного широкофюзеляжного самолета



Рис. 2. Поворотный закрылок

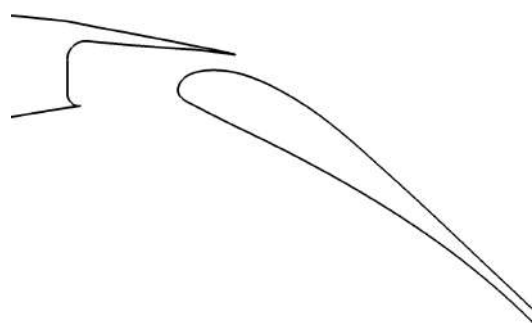


Рис. 3. Поворотный закрылок с отклоняемой «крышей»

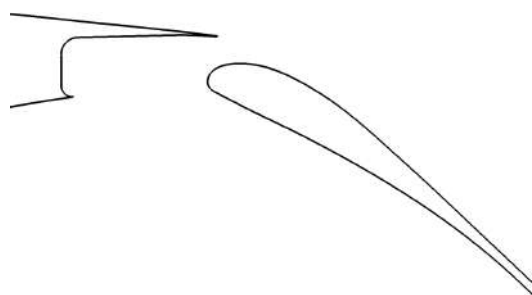


Рис. 4. Закрылок Фаулера

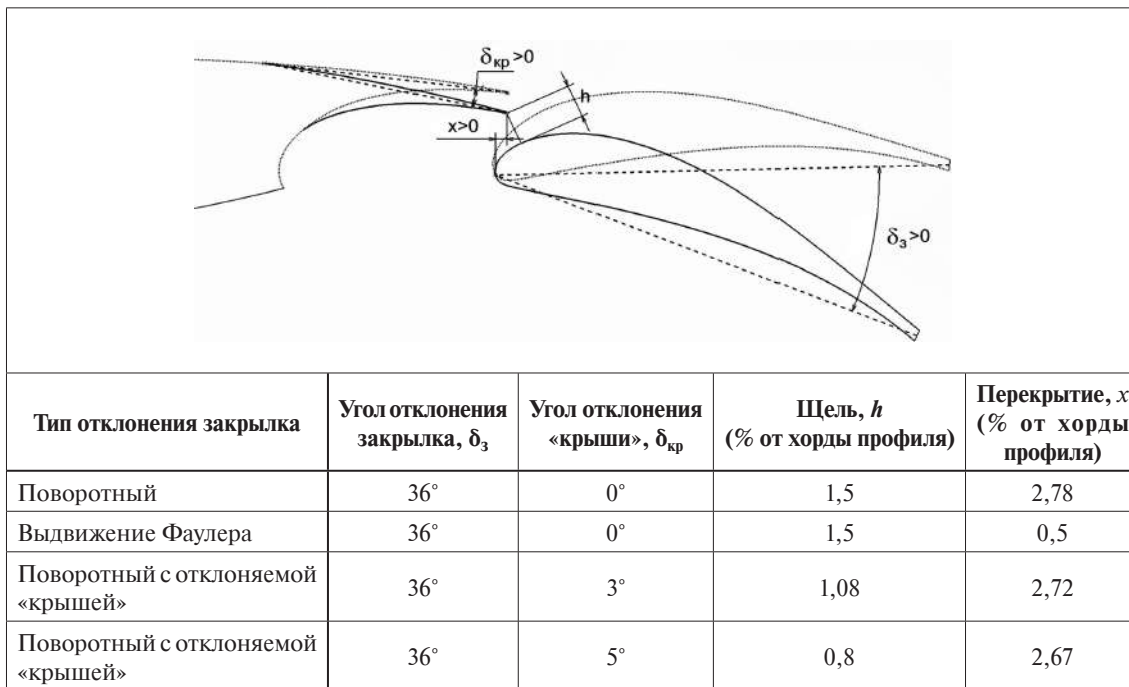
415 тыс. ячеек. В качестве модели турбулентности была выбрана модель $k-\omega$ SST [14, 15]. Расчеты проводились для числа Маха $M = 0,2$ и натурального числа Рейнольдса $Re = 25 \cdot 10^6$.

В работе представлены четыре типа выдвигания закрылка:

- поворот вокруг оси на 36° ;
- выдвигание Фаулера, отклонение на 36° ;
- поворот вокруг оси на 36° с «крышей», отклоненной на 3° ;
- поворот вокруг оси на 36° с «крышей», отклоненной на 5° .

Параметры отклонения закрылка для представленных вариантов приведены в таблице. Относительная хорда закрылка $\bar{b}_3 = 0,2$, относительная хорда «крыши» $\bar{b}_{кр} = 0,08$. Параметр \bar{d} , характеризующий увеличение хорды профиля при отклонении закрылка, равен $\bar{d} = d/b = 0,08$. Значения указаны

Параметры отклонения закрылка



в процентах от хорды профиля в крейсерской конфигурации.

Результаты расчетов показали, что при простом поворотном отклонении отрыв на верхней поверхности присутствует во всем диапазоне углов атаки (рис. 5 и 6). Из-за выбранного положения оси поворота при отклонении закрылка происходит некоторое увеличение хорды профиля, вследствие чего производная $C_{ya}(\alpha)$ практически не уменьшается по сравнению с ее значением при выдвижении закрылка Фаулера.

Выдвижение закрылка Фаулера в данном примере также не обеспечивает безотрывного обтекания закрылка (рис. 7). Но значение C_{ya} выше, чем обеспечиваемое поворотным закрылком, за счет большего выдвижения и более благоприятной формы канала между закрылком и основным элементом, что иллюстрируется графиками на рис. 5. Размер щели был выбран таким же, как и для поворотного закрылка.

Отклонение «крыши» поворотного закрылка на 3° позволяет направить поток вдоль верхней

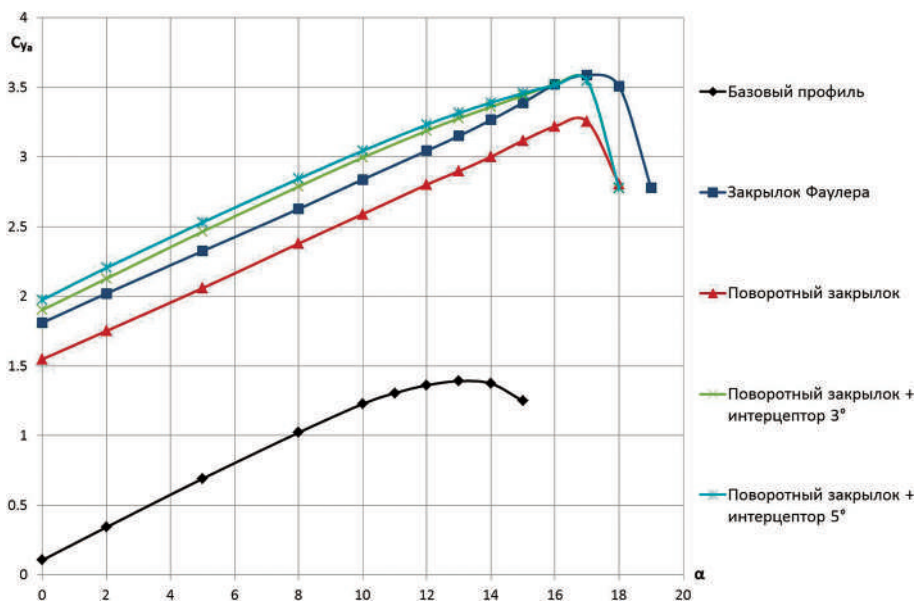


Рис. 5. Сравнение расчетных характеристик различных типов закрылка

поверхности закрылка (рис. 8), что, в свою очередь, повышает несущие свойства профиля на $\Delta C_{ya} = 0,35-0,4$ на линейном участке зависимости $C_{ya}(\alpha)$ по сравнению с простым поворотным закрылком. Данная конфигурация обеспечивает прирост $\Delta C_{ya} = 0,1-0,15$ на линейном участке зависимости C_{ya} по сравнению с закрылком Фаулера, несмотря на наличие отсоединенного отрыва потока (область заторможенного потока, отделенная от поверхности

закрылка слоем безотрывного течения и выделенная синим цветом на рис. 8).

Увеличение угла отклонения «крыши» до 5° обеспечивает наиболее благоприятную форму канала между основным звеном и поворотным закрылком (рис. 9), что в совокупности с эффектом перенаправления потока вдоль закрылка позволяет получить наибольшее значение C_{ya} из всех рассмотренных вариантов на линейном участке.

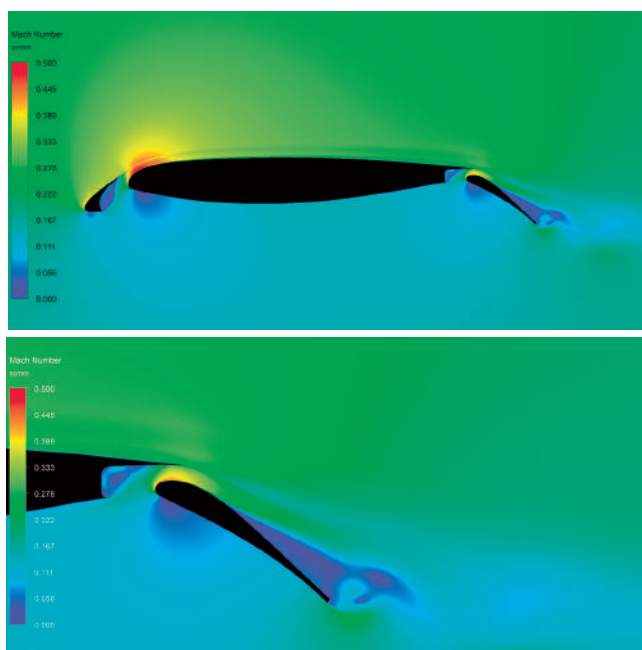


Рис. 6. Картина обтекания профиля с поворотным закрылком без отклонения «крыши», $\alpha = 8^\circ$

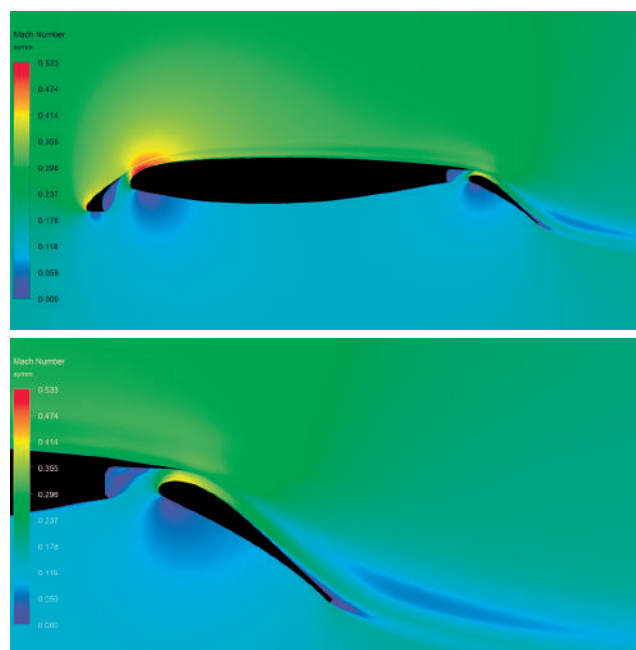


Рис. 8. Картина обтекания профиля с поворотным закрылком и отклоненной на 3° «крышей», $\alpha = 8^\circ$

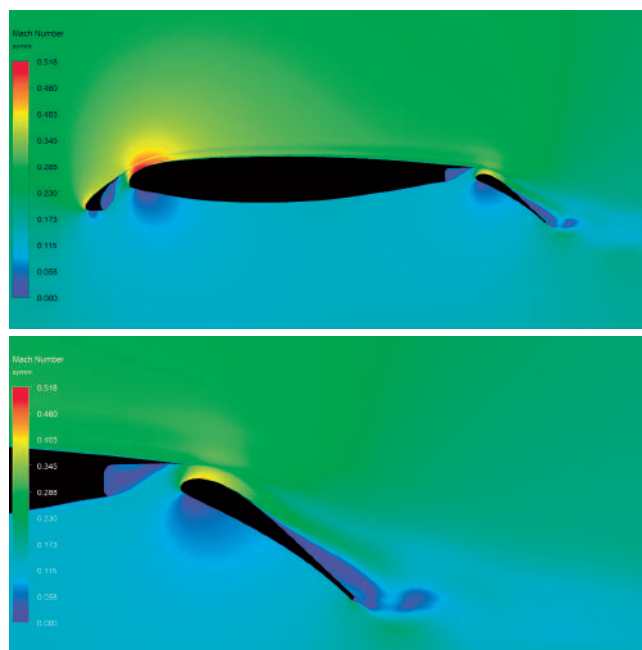


Рис. 7. Картина обтекания профиля с закрылком Фаулера, $\alpha = 8^\circ$

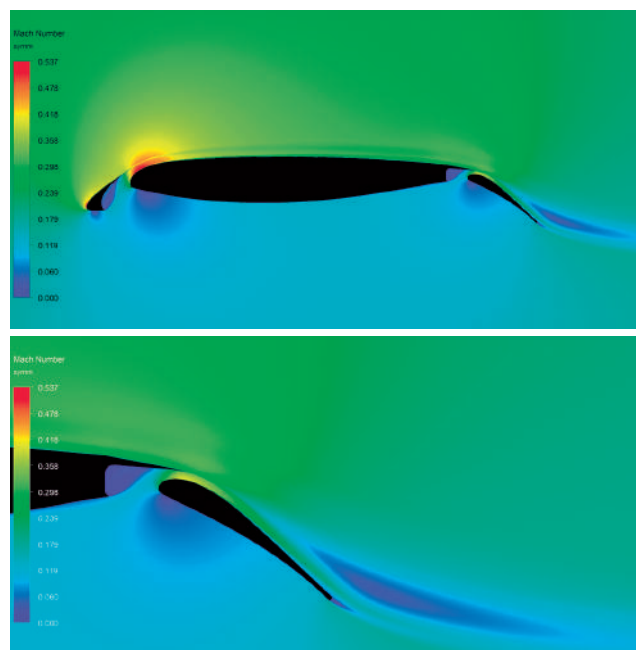


Рис. 8. Картина обтекания профиля с поворотным закрылком и отклоненной на 5° «крышей», $\alpha = 8^\circ$

В данном примере за ось поворота «крыши» была выбрана линия, проходящая через точку на верхней поверхности основного элемента, и поворот осуществлялся без всякого дополнительного сглаживания геометрии в этой области. Тем не менее, так как «крыша» отклонялась на небольшие углы, разрыв кривизны не привел к значительным изменениям в обтекании верхней поверхности основного элемента.

Результаты расчетных исследований показали, что поворотный закрылок с отклоняемой «крышей» может обеспечивать даже больший C_{ya} на линейном участке, чем выдвигной закрылок Фаулера.

Экспериментальные исследования эффективности механизации задней кромки тематической модели ТМК-1

Для подтверждения результатов, полученных в предыдущем разделе, были проведены испытания модели ТМК-1 [16]. Данная модель, показанная на рис. 10 и 11, представляет собой отсек стреловидного механизированного крыла для испытаний в аэродинамической трубе (АДТ) ЦАГИ.

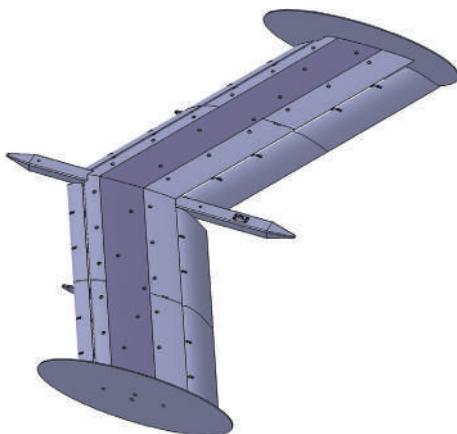


Рис. 10. Общий вид модели ТМК-1



Рис. 11. Модель ТМК-1 в ходе весовых испытаний в АДТ

Крыло модели выполнено из одного профиля и не имеет геометрической крутки. Стреловидность крыла $\chi = 28^\circ$. Размах крыла составляет $L_{кр} = 2$ м, хорда крыла $b_A = 0,5$ м, сужение крыла $\eta = 1$, удлинение крыла $\lambda = 4$. На крыле имеются предкрылок и закрылок с постоянной хордой по размаху: $\bar{b}_{кр} = 0,18$, $\bar{b}_3 = 0,3$. Параметр \bar{d} , характеризующий увеличение хорды профиля при отклонении закрылка, в направлении, перпендикулярном передней кромке, равен $\bar{d} = d/b = 0,147$. Условный центр тяжести модели расположен в плоскости симметрии на расстоянии $x_T = 0,679$ м (25% САХ) от носа модели. На концах крыла установлены шайбы эллиптической формы с полуосями $a = 410$ мм, $b = 150$ мм. Ось поворота закрылка параллельна задней кромке крыла. Данная модель имеет большое количество различных конфигураций и позволяет исследовать механизацию на крыле как прямой, так и обратной стреловидности, а также проводить другие виды испытаний [17].

На модели был выполнен отклоняемый вниз интерцептор со скругленной передней частью (рис. 12) с углами установки $\delta_{инт} = 0,2^\circ, 5^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 15^\circ$. Такая конфигурация позволяет отклонять интерцептор, сохраняя достаточно плавный переход с верхней поверхности основного звена. Углы отклонения интерцептора были выбраны путем анализа результатов исследований, представленных в предыдущем разделе, а также зарубежных работ по данной тематике [18].

Испытания различных конфигураций модели проводились в диапазоне углов атаки $\alpha = -4^\circ \dots 18^\circ$, на рис. 14–25 представлены результаты, полученные при числе $Re = 1,65$ млн и при скорости потока $V = 50$ м/с. На рис. 13 схематично приведен диапазон углов отклонения механизации задней кромки. Исследовалось влияние простого поворотного закрылка по сравнению с влиянием закрылка Фаулера на аэродинамические характеристики модели [19]. Из-за конструктивных ограничений все испытания проводились при неотклоненном предкрылке.

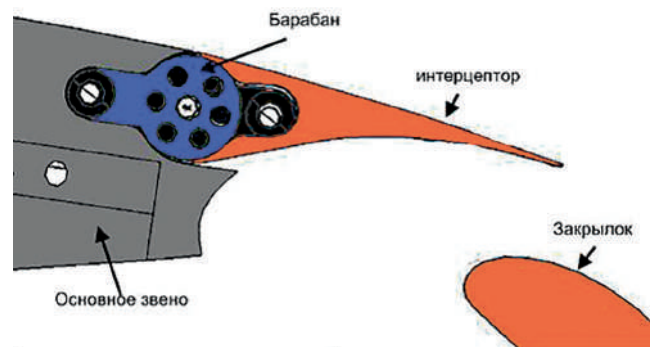


Рис. 12. Схема адаптивной механизации задней кромки, реализованная на модели ТМК-1

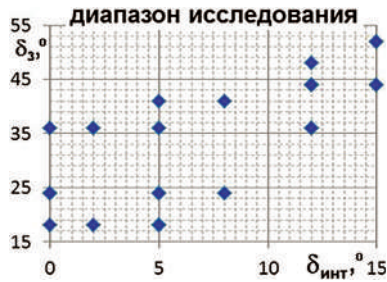


Рис. 13. Диапазон углов отклонения закрылка и интерцептора

На рис. 14 показано сравнение характеристик $C_{ya}(\alpha)$, обеспечиваемых поворотным закрылком с отклоняемым интерцептором и закрылком Фаулера. Можно отметить, что применение отклоняемого интерцептора позволяет повысить коэффициент подъемной силы на линейном участке зависимости $C_{ya}(\alpha)$, а также дает возможность отклонять поворотный закрылок на большие углы, благодаря чему еще более заметно повышаются несущие свойства в этом диапазоне углов атаки, а также получается некоторый прирост $C_{ya\max}$ по сравнению со значением, обеспечиваемым закрылком Фаулера.

На рис. 15–17 приведены зависимости $C_{ya}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$ при углах отклонения интерцептора $\delta_{инт} = 0$ и 2° ($\delta_з = 36^\circ$), 5° и 8° ($\delta_з = 41^\circ$), 8° и 12° ($\delta_з = 44^\circ$). Первые две конфигурации соответствуют выдвигению Фаулера, а конфигурации 3–6 – простому повороту. Хорошо заметно, что для всех вышеперечисленных пар коэффициент подъемной силы на линейном участке возрастает по мере увеличения $\delta_{инт}$. Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки при этом практически остается неизменной на линейном участке. При увеличении

угла отклонения интерцептора критический угол атаки уменьшается, за исключением случая с малым углом отклонения $\delta_{инт} = 2^\circ$, $\delta_з = 36^\circ$. При росте угла отклонения интерцептора момент тангажа увеличивается в сторону пикирования. Стоит отметить, что данные зависимости показывают влияние не только отклонения интерцептора, но и изменения параметров щели, так как при отклонении интерцептора закрылок не смещался.

На рис. 18–20 приведены зависимости $C_{ya}(C_{xa})$ при углах отклонения интерцептора $\delta_{инт} = 0$ и 2° ($\delta_з = 36^\circ$), 5° и 8° ($\delta_з = 41^\circ$), 8° и 12° ($\delta_з = 44^\circ$). Видно, что на линейном участке при отклонении интерцептора в рассмотренных конфигурациях механизации сопротивление модели уменьшается.

При небольшом усложнении конструкции механизации возможно использование поворотного интерцептора с закрылком Фаулера для дополнительного увеличения несущих свойств крыла. На рис. 21 приведено сравнение эффективности адаптивной механизации задней кромки с двумя типами закрылка. Конфигурации с закрылком Фаулера имеют более высокий $C_{ya\max}$ ($\Delta C_{ya\max} \approx 0,1$ при одних и тех же $\delta_з$) при меньшем угле отклонения интерцептора. Также прирост $\Delta C_{ya0}(\delta_з)$ при поворотном закрылке меньше, чем при выдвигном. Закрылок с фиксированной осью поворота обуславливает более ранний отвал поляры по сравнению с выдвигным, что, вероятно, связано с большим перекрытием и, соответственно, более ранним ростом сопротивления закрылка.

На рис. 22–24 показаны кривые $C_{ya}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$ и $C_{ya}(C_{xa})$ для конфигураций с поворотным и выдвигным закрылком в комбинации с отклоняемым интерцептором при одинаковых углах отклонения

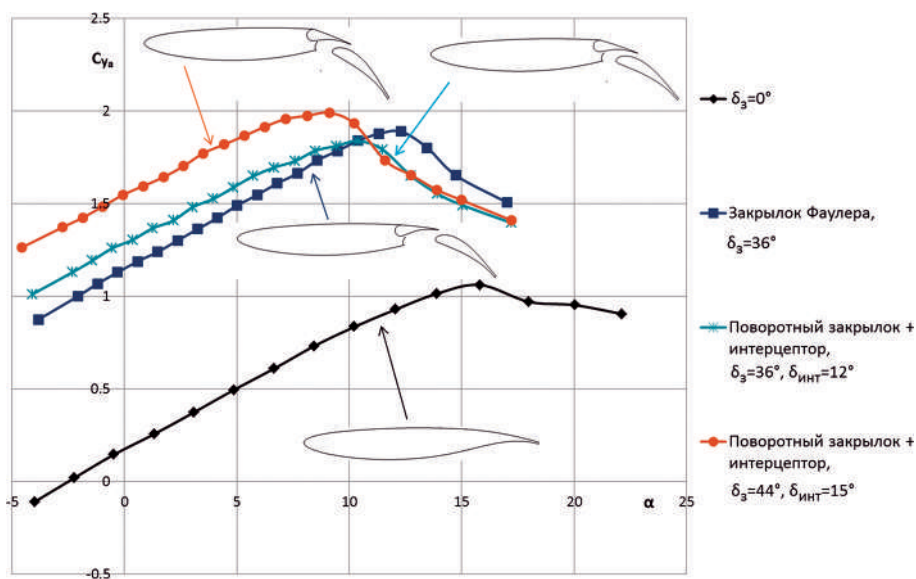


Рис. 14. Зависимость $C_{ya}(\alpha)$ для различных конфигураций модели

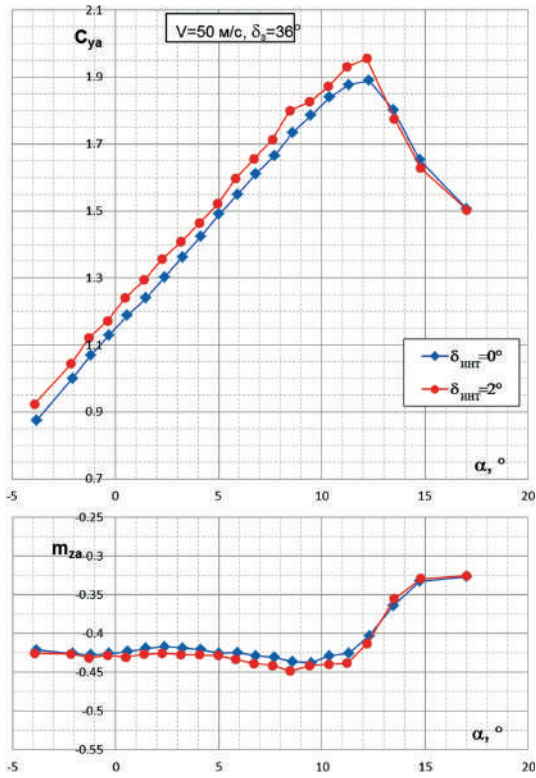


Рис. 15. Зависимости $C_{ya}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$ при углах отклонения интерцептора $\delta_{инт} = 0^\circ$ и 2° ($\delta_3 = 36^\circ$), закрылок Фаулера

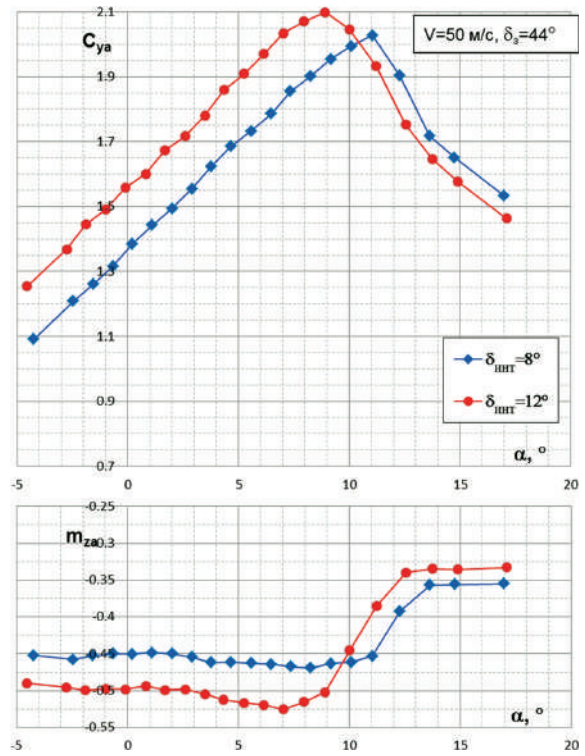


Рис. 17. Зависимости $C_{ya}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$ при углах отклонения интерцептора $\delta_{инт} = 8^\circ$ и 12° ($\delta_3 = 44^\circ$), закрылок Фаулера

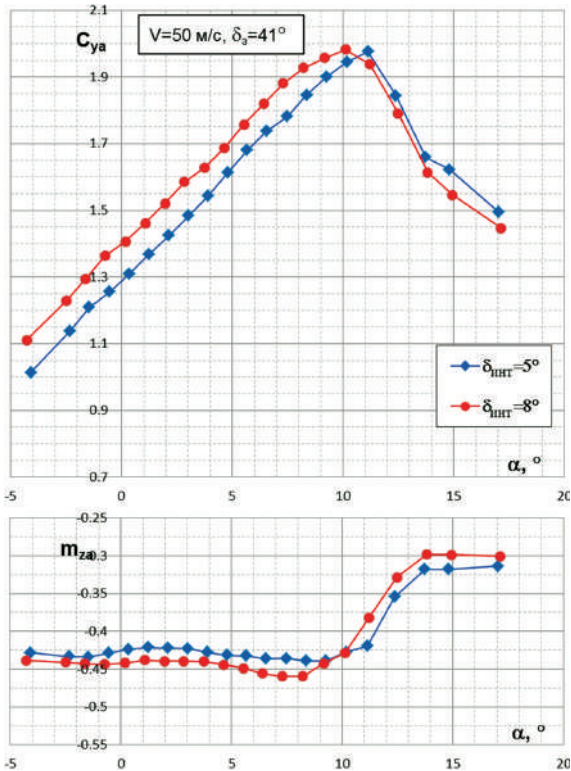


Рис. 16. Зависимости $C_{ya}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$ при углах отклонения интерцептора $\delta_{инт} = 5^\circ$ и 8° ($\delta_3 = 41^\circ$), закрылок Фаулера

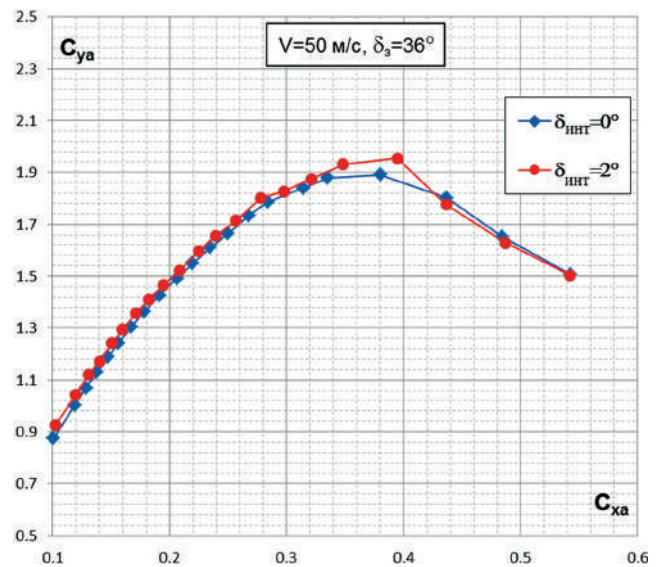


Рис. 18. Зависимости $C_{ya}(C_{xa})$ при углах отклонения интерцептора $\delta_{инт} = 0^\circ$ и 2° ($\delta_3 = 36^\circ$), закрылок Фаулера

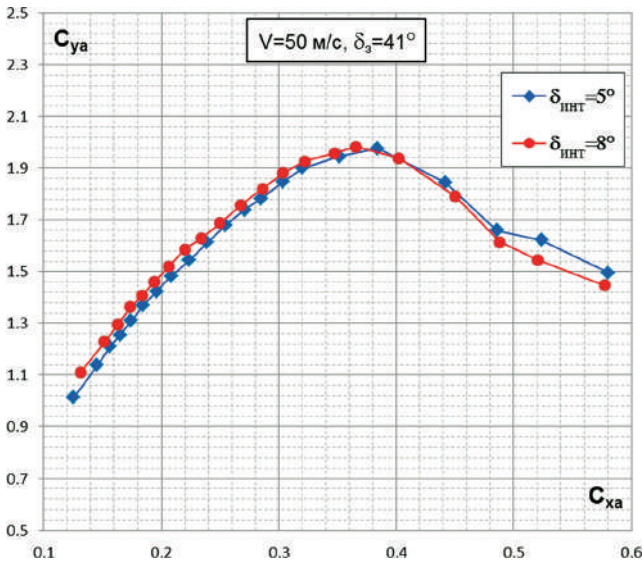


Рис. 19. Зависимости $C_{ya}(C_{xa})$ при углах отклонения интерцептора $\delta_{инт} = 5^\circ$ и 8° ($\delta_3 = 41^\circ$), поворотный закрылок

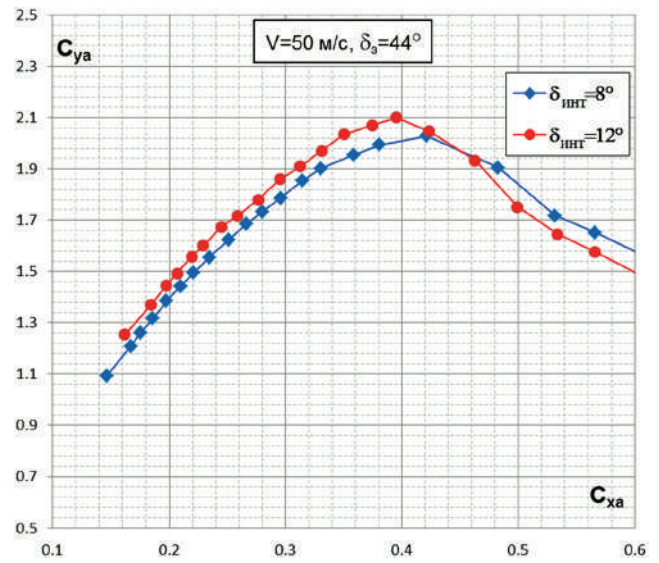


Рис. 20. Зависимости $C_{ya}(C_{xa})$ при углах отклонения интерцептора $\delta_{инт} = 8^\circ$ и 12° ($\delta_3 = 44^\circ$), поворотный закрылок

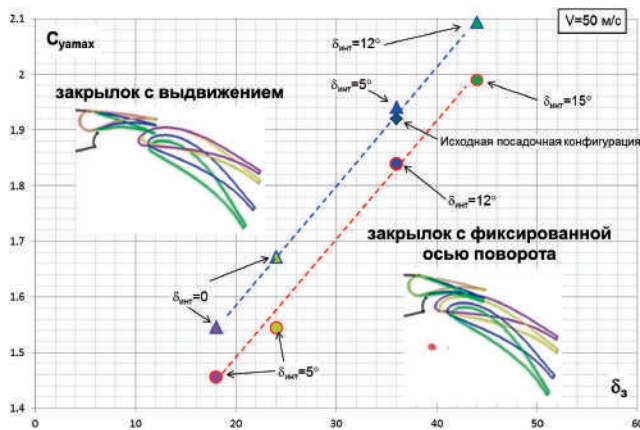


Рис. 21. Зависимости $C_{ya\ max}(\delta_3)$ для конфигураций адаптивной механизации задней кромки модели ТМК-1 при отклонении закрылка с фиксированной осью поворота и выдвиганием

закрылка. Можно отметить более низкий уровень несущих свойств и большее значение сопротивления при поворотном закрылке практически во всем диапазоне исследованных углов атаки в сравнении с закрылком Фаулера, особенно при малых углах отклонения. Это связано со сложностью обеспечения оптимальных параметров щели и перекрытия в данном случае. При больших углах отклонения закрылка кривые $C_{ya}(\alpha)$ на малых углах атаки заметно выравниваются, однако $\Delta C_{ya\ max}$ остается практически неизменной. Применение поворотного закрылка обуславливает несколько меньший момент на пикирование даже при разнице в несущих свойствах по сравнению с выдвигаемым закрылком.

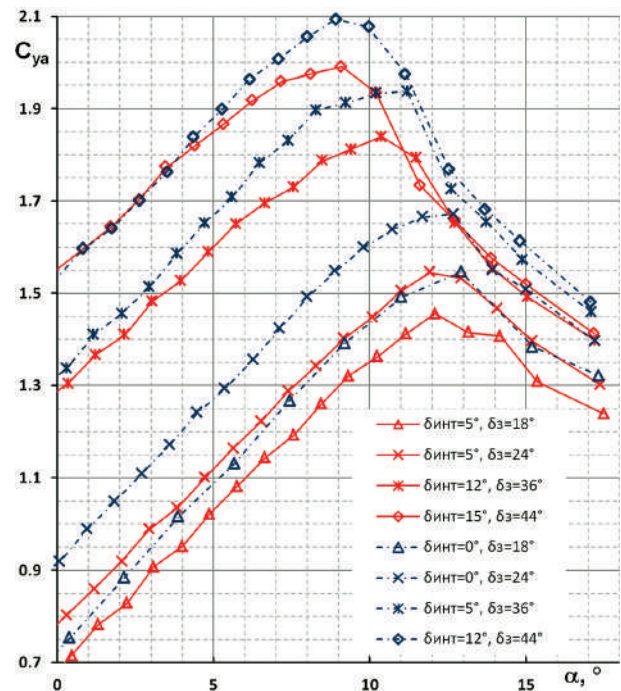


Рис. 22. Зависимости $C_{ya}(\alpha)$ для конфигураций с поворотным (красные кривые) и выдвигаемым (синие кривые) закрылком с отклоняемым интерцептором

Таким образом, можно сделать вывод, что отклонение закрылка относительно фиксированной точки менее эффективно, но позволяет реализовать упрощенный механизм выпуска и уборки закрылка.

На рис. 25 представлен прирост коэффициента подъемной силы при исследованных сочетаниях углов отклонения закрылка и интерцептора.

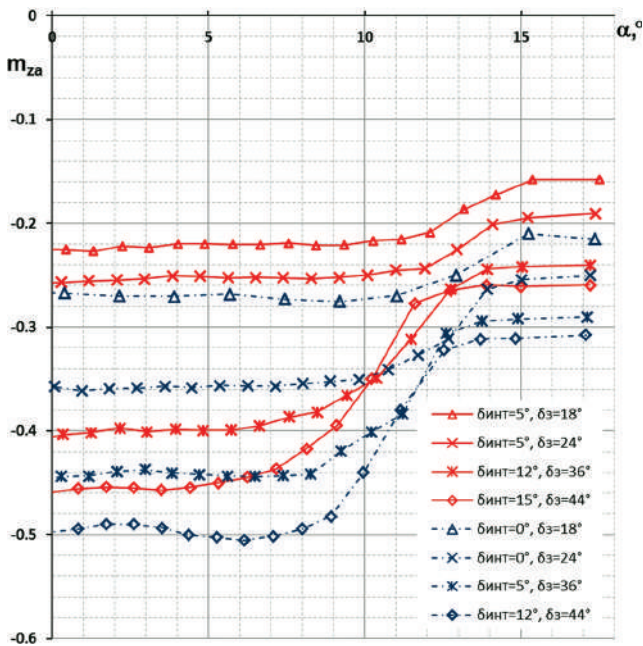


Рис. 23. Зависимости $m_{z\alpha}(\alpha)$ для конфигураций с поворотным (красные кривые) и выдвижным (синие кривые) закрылком с отклоняемым интерцептором

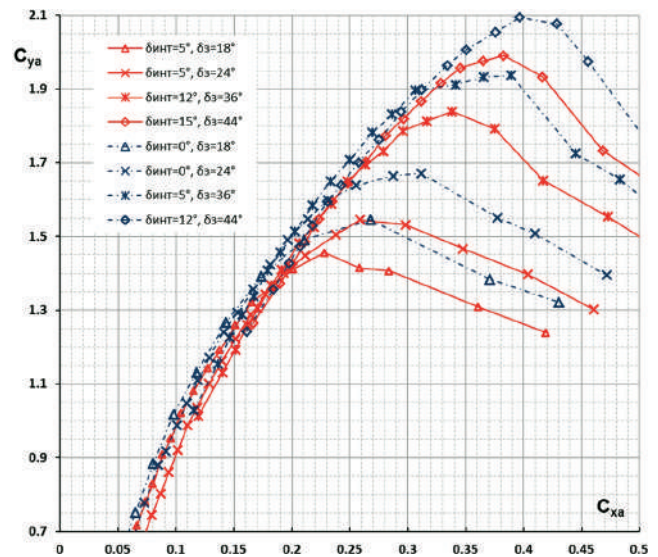


Рис. 24. Зависимости $C_{y\alpha}(C_{x\alpha})$ для конфигураций с поворотным (красные кривые) и выдвижным (синие кривые) закрылком с отклоняемым интерцептором

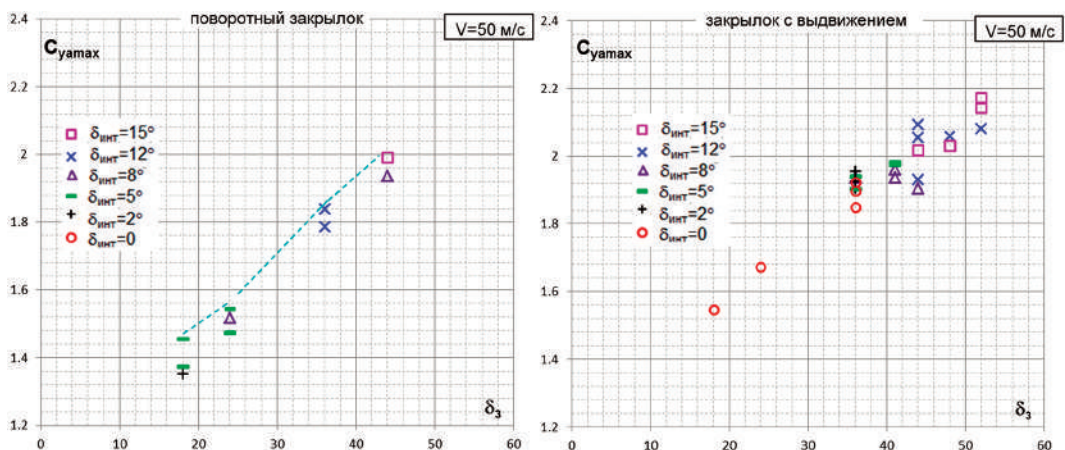


Рис. 25. Зависимости $C_{y\alpha \max}(\delta_3)$ для поворотного и выдвижного закрылка

Данные зависимости показывают рациональные сочетания этих параметров с точки зрения повышения несущих свойств крыла [20]. Для поворотного закрылка эти значения составляют: $\delta_{\text{инт}} = 2^\circ \dots 5^\circ$ при $\delta_3 = 18^\circ$ и 24° , $\delta_{\text{инт}} = 12^\circ$ при $\delta_3 = 36^\circ$, $\delta_{\text{инт}} = 15^\circ$ при $\delta_3 = 44^\circ$. Для закрылка Фаулера при малых углах отклонения, соответствующих взлетным режимам ($\delta_3 = 18^\circ, 24^\circ$), отклонение интерцептора нецелесообразно, в случае дальнейшего увеличения отклонения закрылка можно принять $\delta_{\text{инт}} = 2^\circ \dots 5^\circ$ при $\delta_3 = 36^\circ$, $\delta_{\text{инт}} = 5^\circ \dots 8^\circ$ при $\delta_3 = 41^\circ$, $\delta_{\text{инт}} = 12^\circ$ при $\delta_3 = 44^\circ \dots 48^\circ$, $\delta_{\text{инт}} = 15^\circ$ при $\delta_3 = 52^\circ$.

Выводы

Проведены расчетно-экспериментальные исследования влияния поворотного закрылка в сочетании с отклоняемым вниз интерцептором на аэродинамические характеристики механизированного профиля крыла магистрального самолета по сравнению с влиянием закрылка Фаулера.

Результаты исследований показывают, что простой поворотный закрылок в комбинации с отклоняемым интерцептором позволяет повысить несущие свойства на линейном участке зависимости $C_{y\alpha}(\alpha)$ по сравнению с традиционно приме-

няемым на магистральных самолетах закрылком Фаулера. Применение данной концепции также дает возможность отклонить закрылок на большие углы и получить прирост $C_{ya \max}$ относительно его значения, обеспечиваемого закрылком Фаулера, несмотря на меньший наклон кривой $C_{ya}(\alpha)$.

Определены рациональные сочетания углов отклонения интерцептора и закрылка для повышения несущих свойств крыла. Для поворотного закрылка эти значения составляют: $\delta_{\text{инт}} = 2^\circ \dots 5^\circ$ при $\delta_3 = 18^\circ$ и 24° , $\delta_{\text{инт}} = 12^\circ$ при $\delta_3 = 36^\circ$, $\delta_{\text{инт}} = 15^\circ$ при $\delta_3 = 44^\circ$. Для закрылка Фаулера $\delta_{\text{инт}} = 0^\circ$ при $\delta_3 = 18^\circ$ и 24° , $\delta_{\text{инт}} = 2^\circ \dots 5^\circ$ при $\delta_3 = 36^\circ$, $\delta_{\text{инт}} = 5^\circ \dots 8^\circ$ при $\delta_3 = 41^\circ$, $\delta_{\text{инт}} = 12^\circ$ при $\delta_3 = 44^\circ \dots 48^\circ$, $\delta_{\text{инт}} = 15^\circ$ при $\delta_3 = 52^\circ$.

Список источников

1. Волков А.В., Лянунов С.В. Метод расчета вязкого отрывного обтекания систем крыловых профилей // Ученые записки ЦАГИ. 1988. Т. XXIX. № 3–4. С. 7–29.
2. Rumsey C.L., Ying S.X. Prediction of high lift: review of present CFD capability // Progress in Aerospace Science. 2002. Vol. 38. No. 2, pp. 145–180. DOI: 10.1016/S0376-0421(02)00003-9
3. Schindler K., Reckzeh D., Scholz U., Grimminger A. Aerodynamic design of high-lift devices for civil transport aircraft using RANS CFD // 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference (28 June – 01 July 2010; Reno, Nevada). AIAA 2010-4946. DOI: 10.2514/6.2010-4946
4. Волков А.В., Губанова М.А., Михайлов Ю.С. и др. Исследования возможностей современных программных пакетов для расчета аэродинамических характеристик многозвенных профилей // Аэродинамика летательных аппаратов: Сборник трудов XX школы-семинара (26–27 февраля 2009; п. Володарского). Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2009. С. 45.
5. Rudolph P. High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners. NASA Contractor Report 4746, 1996, 150 p.
6. Van Dam C.P. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes // Progress in Aerospace Science. 2002. Vol. 38. No. 2, pp. 101–144. DOI: 10.1016/S0376-0421(02)00002-7
7. Nelson T. 787 Systems and Performance. Flight Operations Engineering Boeing Commercial Airplanes. 2009. URL: <https://myhres.com/Boeing-787-Systems-and-Performance.pdf>
8. Reckzeh D. Multifunctional wing moveables: design of the A350XWB and the way to future concepts // 29th Congress of the ICAS (07–12 September 2014; St. Petersburg, Russia).
9. Михайлов Ю.С., Степанов Ю.Г., Хозяинова Г.В. Применение адаптивной механизации для уменьшения сопротивления профилей и крыльев на околозвуковых скоростях // Труды ЦАГИ. Выпуск 2462. Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 1990. С. 3–21.
10. Степанов Ю.Г. Экспериментальное исследование эффективности адаптивной взлетно-посадочной механизации на прямоугольном крыле с предкрылком и многощелевым закрылком // Труды ЦАГИ. Выпуск 2460. Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 1989. С. 3–15.
11. Петров А.В., Степанов Ю.Г., Юдин Г.А. Аэродинамика взлетно-посадочной механизации крыла // ЦАГИ – основные этапы научной деятельности 1968–1993: Обзор. М.: Физматлит, 1996. С. 49–59.
12. Михайлов Ю.С. Сокращение дистанций взлета и посадки региональных самолетов // Материалы XXXIII Научно-технической конференции по аэродинамике (15–16 декабря 2022; Жуковский): Сборник тезисов. Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2022. С. 82–83.
13. Кажан А.В., Михайлов Ю.С., Скворцов Е.Б., Слитинская А.Ю. Исследование взлетно-посадочной адаптивной механизации крыла ДМС с интегрированной силовой установкой // Материалы XXVIII Научно-технической конференции по аэродинамике (20–21 апреля 2017; п. Володарского): сборник тезисов. – Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2017. С. 135.
14. Menter F.R. Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective // International Journal of Computational Fluid Dynamics. 2009. Vol. 23. No. 4, pp. 305–316. DOI: 10.1080/106185609027733
15. Щербakov М.А., Юн А.А., Крылов Б.А. Сравнительный анализ моделей турбулентности с использованием научного кода «Fastest-SD» и коммерческого пакета ANSYS CFX // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 5. С. 116–122. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=12356>
16. Курилов В.Б. Универсальная тематическая трансформируемая модель механизированного крыла для перспективных ЛА // Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике (27–28 февраля 2014; п. Володарского): Сборник тезисов. Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2014. С. 161–162.
17. Гарифуллин М.Ф., Корнеева Д.Б., Курилов В.Б. и др. Пульсации потока в ближнем следе за стреловидным крылом при малых дозвуковых скоростях // Труды ЦАГИ. Выпуск 2772. Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2018. 28 с.
18. Strüber H. The aerodynamic design of the A350 XWB-900 high lift system // 29th Congress of the ICAS (7–12 September 2014; St. Petersburg, Russia).
19. Bragin N.N., Garifullin M.F., Skomorokhov S.I. et al. The Study of Adaptive High-Lift Devices Efficiency and Unsteady Flow Conditions on a Trailing Edge of Swept Wing Section // International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR, 13–19 August 2018; Novosibirsk, Russia). Vol. 2027. No. 1: 030114 p. 234. DOI: 10.1063/1.5065208

20. Курилов В.Б., Слитинская А.Ю., Цыганов А.П. и др. Исследования по определению оптимальных положений элементов адаптивной механизации задней кромки крыла пассажирского самолета // Волны и вихри в сложных

средах: Сборник тезисов 13-й международной конференции – школы молодых ученых (30 ноября – 02 декабря 2022; Москва). М.: ИСПО-принт, 2022. С. 38–39.

References

1. Volkov A.V., Lyapunov S.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1988, vol. XXIX, nos. 3-4, pp. 7-29.
2. Rumsey C.L., Ying S.X. Prediction of high lift: review of present CFD capability. *Progress in Aerospace Science*, 2002, vol. 38, no. 2, pp. 145-180. DOI: 10.1016/S0376-0421(02)00003-9
3. Schindler K., Reckzeh D., Scholz U., Grimminger A. Aerodynamic design of high-lift devices for civil transport aircraft using RANS CFD. *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference (28 June - 01 July 2010; Reno, Nevada)*. AIAA 2010-4946. DOI: 10.2514/6.2010-4946
4. Volkov A.V., Gubanova M.A., Mikhailov Yu.S. et al. *Materialy XX shkoly-seminara "Aerodinamika letatel'nykh apparatov" (26–27 February 2009; p. Volodarskogo)*. Zhukovskii, TsAGI, 2009, pp. 45.
5. Rudolph P. *High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airlines*. NASA Contractor Report 4746, 1996, 150 p.
6. Van Dam C.P. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes. *Progress in Aerospace Science*, 2002, vol. 38, no. 2, pp. 101-144. DOI: 10.1016/S0376-0421(02)00002-7
7. Nelson T. *787 Systems and Performance. Flight Operations Engineering Boeing Commercial Airplanes*. 2009. URL: <https://myhres.com/Boeing-787-Systems-and-Performance.pdf>
8. Reckzeh D. Multifunctional wing moveables: design of the A350XBW and the way to future concepts. *29th Congress of the ICAS (07-12 September 2014; St. Petersburg, Russia)*.
9. Mikhailov Yu.S., Stepanov Yu.G., Khozyainova G.V. *Trudy TsAGI*. Issue 2462. Zhukovskii, TsAGI, 1990, pp. 3-21.
10. Stepanov Yu.G. *Trudy TsAGI*. Issue 2460. Zhukovskii, TsAGI, 1989, pp. 3-15.
11. Petrov A.V., Stepanov Yu.G., Yudin G.A. *TsAGI – osnovnyye etapy nauchnoi deyatel'nosti 1968-1993: Obzor*. Moscow, Fizmatlit, 1996, pp. 49-59.
12. Mikhailov Yu.S. *Materialy XXXIII Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (15-16 December 2022; Zhukovskii)*. Zhukovskii, TsAGI, 2022, pp. 82-83.
13. Kazhan A.V., Mikhailov Yu.S., Skvortsov E.B., Slitinskaya A.Yu. *Materialy XXVIII Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (20-21 April 2017; p. Volodarskogo)*. Zhukovskii, TsAGI, 2017, pp. 135.
14. Menter F.R. Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2009, vol. 23, no. 4, pp. 305-316. DOI: 10.1080/10618560902773387
15. Shcherbakov M.A., Yun A.A., Krylov B.A. A comparative analysis of turbulence models using Fastest-SD scientific code and ANSYS CFX commercial software package. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 116-122. URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=12356>
16. Kurilov V.B. *Materialy XXV Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (27-28 February 2014; p. Volodarskogo)*. Zhukovskii, TsAGI, 2014, pp. 161-162.
17. Garifullin M.F., Korneeva D.B., Kurilov V.B. et al. *Trudy TsAGI*. Issue 2772, Zhukovskii, TsAGI, 2018, 28 p.
18. Strüber H. The aerodynamic design of the A350 XWB-900 high lift system. *29th Congress of the ICAS (7-12 September 2014; St. Petersburg, Russia)*.
19. Bragin N.N., Garifullin M.F., Skomorokhov S.I. et al. The Study of Adaptive High-Lift Devices Efficiency and Unsteady Flow Conditions on a Trailing Edge of Swept Wing Section. *International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR, 13–19 August 2018; Novosibirsk, Russia)*, vol. 2027, no. 1: 030114 p. 234. DOI: 10.1063/1.5065208
20. Kurilov V.B., Slitinskaya A.Yu., Tsyganov A.P. et al. *Materialy 13 Mezhdunarodnoi konferentsii - shkoly molodykh uchenykh "Volny i vikhri v slozhnykh sredakh" (30 November - 02 December 2022; Moscow)*. Moscow, ISPO-print, 2022, pp. 38-39.

Статья поступила в редакцию 12.04.2024; одобрена после рецензирования 25.04.2024; принята к публикации 27.04.2024.
The article was submitted on 12.04.2024; approved after reviewing on 25.04.2024; accepted for publication on 27.04.2024.