

УДК 533.69.043.1  
DOI 10.51955/2312-1327\_2025\_2\_56

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ АДАПТИВНОЙ МЕХАНИЗАЦИИ НА ЕЁ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Сергей Викторович Скоробогатов,  
[orcid.org/0000-0002-9370-6402](http://orcid.org/0000-0002-9370-6402),  
кандидат технических наук  
Московский государственный технический  
университет гражданской авиации (Иркутский филиал),  
Иркутск, 664047, Россия  
[maestro.ru@mail.ru](mailto:maestro.ru@mail.ru)

Дмитрий Александрович Бутуров<sup>1,2</sup>,  
[orcid.org/0009-0006-8996-8895](http://orcid.org/0009-0006-8996-8895),  
<sup>1</sup>магистрант  
<sup>2</sup>преподаватель  
<sup>1</sup>Иркутский национальный  
исследовательский технический университет,  
ул. Лермонтова, 83  
Иркутск, 664074, Россия  
<sup>2</sup>Московский государственный технический  
университет гражданской авиации (Иркутский филиал),  
Иркутск, 664047, Россия  
[dimabutur345@gmail.com](mailto:dimabutur345@gmail.com)

**Аннотация.** В работе представлено исследование влияния параметров адаптивной механизации на её аэродинамические характеристики. Проведено сопоставление традиционных простых закрылков и предкрылков (отклоняемых носков) с адаптивными элементами механизации крыла. Численное моделирование проводилось на базе программного комплекса XFLR5, реализующего алгоритмы XFOIL. Анализ выполнен для широкого спектра конфигураций и условий, включая изменение положения оси вращения механизации вдоль хорды крыла, широкий диапазон углов выпуска и углов атаки. Выявлены ключевые факторы, влияющие на эффективность адаптивной механизации.

**Ключевые слова:** аэродинамика, адаптивное крыло, простой закрылок, отклоняемый носок, механизация крыла.

## STUDY OF THE VARIABLE CAMBER MORPHING WING PARAMETERS INFLUENCE ON AERODYNAMIC PERFORMANCE

Sergey V. Skorobogatov,  
[orcid.org/0000-0002-9370-6402](http://orcid.org/0000-0002-9370-6402),  
Candidate of Technical Sciences  
Moscow State Technical University  
of Civil Aviation (Irkutsk branch),  
Irkutsk, 664047, Russia  
[maestro.ru@mail.ru](mailto:maestro.ru@mail.ru)

Dmitry A. Buturov<sup>1,2</sup>,  
orcid.org/0009-0006-8996-8895,

<sup>1</sup>master's student

<sup>2</sup>lecturer

<sup>1</sup>Irkutsk National Research Technical University,  
83, Lermontova St.

Irkutsk, 664047, Russia

<sup>2</sup>Moscow State Technical University  
of Civil Aviation (Irkutsk branch),

Irkutsk, 664047, Russia

dimabutur345@gmail.com

**Abstract.** This paper presents a study of the variable camber morphing wing parameters influence on aerodynamic performance. A comparison of traditional plain flaps and slats (nose flaps) with variable camber morphing wing elements was performed. Numerical simulations were conducted using the XFLR5 software suite implementing XFOIL algorithms. The analysis was performed for a wide range of configurations and conditions, including variations in the rotation axis (hinge) position of the high-lift devices along the wing chord, and a broad range of deployment and angle-of-attack values. The key factors influencing the effectiveness of morphing high-lift devices have been identified.

**Keywords:** aerodynamics, morphing wing, plain flap, nose flap, high-lift devices.

## Введение

Механизация крыла играет ключевую роль в улучшении взлетно-посадочных характеристик летательных аппаратов. Простые закрылки, несмотря на относительно низкую эффективность в сравнении с другими типами механизации, остаются распространенным решением благодаря своей конструктивной простоте и возможности интегрирования в систему фlapеронов (зависающих элеронов). Использование простых закрылков позволяет увеличить коэффициент подъемной силы  $C_{y\alpha}$  за счет резкого изменения кривизны профиля крыла, что, однако, сопровождается значительным увеличением коэффициента лобового сопротивления  $C_{x\alpha}$ .

Известно, что плавное изменение кривизны профиля вдоль хорды (рис. 1, б) способно повысить эффективность простых закрылков, задерживая отрыв потока и обеспечивая более равномерное распределение поля скоростей [Development..., 2015]. Этот подход рассматривается как частный случай адаптивного крыла изменяемой кривизны [Design..., 2017; Zaini et al., 2016]. Аналогичные соображения применимы и к простым предкрылкам (отклоняемым носкам).

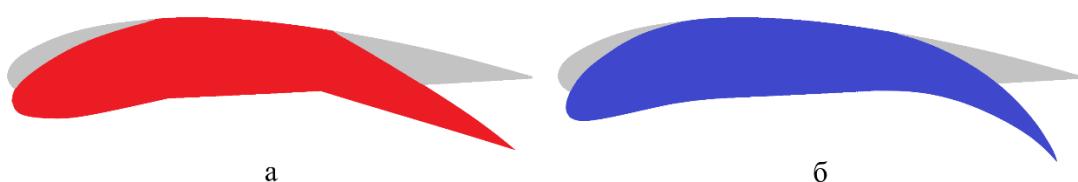


Рисунок 1 – Сопоставление механизации: а – простая, б – адаптивная

Целью настоящего исследования является предварительное определение оптимальной геометрии и эксплуатационных ограничений адаптивного крыла изменяемой кривизны для достижения максимальной аэродинамической эффективности в различных режимах полета. Описанная цель может быть достигнута посредством рассмотрения влияния на характер обтекания различных конфигураций механизации и режимов работы, таких как вариации положения оси вращения вдоль хорды крыла, широкие диапазоны углов выпуска механизации и углов атаки.

## **Материалы и методы**

В работе применены численные методы на основе программного обеспечения XFLR5. Для оценки точности расчётов выполнялась процедура валидации результатов численного моделирования по результатам аэродинамического эксперимента.

## **Дискуссия**

Разработка адаптивного крыла изменяемой кривизны сопряжена с рядом конструктивных сложностей, среди которых можно выделить: гибкую обшивку, панели которой должны позволять изменять кривизну без изменения длины контура поверхности; размещение рычажных (и других) механизмов в тонком носке и хвостовой части крыла; обеспечение плавности изменения кривизны профиля крыла вдоль по размаху; обеспечение высокого быстродействия; сопряжения системы управления кривизной с режимами полёта<sup>2</sup>. Несмотря на это, перспективность дальнейших исследований обусловлена доступностью современных материалов и технологий, потенциально достаточных для создания первых прототипов адаптивной механизации [Choi et al., 2022]. Это косвенно подтверждается большим количеством патентов, так или иначе связанных с адаптивной механизацией [Патент № 2668288..., 2018; Патент № 2749679..., 2021; Патент № 2777139..., 2022].

Отдельные аспекты адаптивного крыла рассматриваются в многочисленных исследованиях. В работе [Majid et al., 2021] представлены результаты исследования аэродинамических характеристик адаптивного крыла, поверхности которого задавались координатами четырёхзначных несимметричных профилей NACA типа x412, где  $x = 1\dots 9$  – относительная кривизна, %. В аналогичной работе [Woods et al., 2014] часть средней линии крыла изменяемой кривизны определялась в виде кривой третьего порядка, а исследование аэродинамических характеристик проводилось при вариации положения шарнира адаптивной механизации (25, 50 и 75% хорды). В работе [Fincham et al., 2015] для определения формы поверхностей адаптивного крыла использовались два набора узловых точек. Подобные методы задания элементов адаптивной механизации удобны с математической точки зрения,

---

<sup>2</sup> Конструкция самолётов: учебник / Г. И. Житомирский. 3-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 2005. 406 с.

но, впрочем, не учитывают изменение проекции хорды профиля на горизонтальную ось, что особенно критично при значительных относительных размерах адаптивной механизации и больших углах её отклонения, или трудно реализуемы при создании реальной конструкции.

Настоящее исследование предполагает использование такого способа задания геометрии адаптивной механизации, который бы с достаточной для первого приближения точностью описывал поведение существующих сегодня конструкционных материалов. Варьирование основного параметра элементов адаптивной механизации – положения оси вращения – способствует определению оптимальной конфигурации адаптивной механизации в первом приближении, которая может быть использована в будущем для создания новых прототипов подобных устройств.

Следует учитывать, что традиционная механизация не ограничивается простыми закрылками. К ней также можно отнести отклоняемые щитки, выдвижные, одно- и многощелевые и др. закрылки, щелевые предкрылки, предкрылки Крюгера и др., а также устройства управления отрывом пограничного слоя [Dal Monte et al., 2012]. Подобные виды механизации не могут быть сопоставлены с адаптивным крылом посредством применяемых при текущем исследовании панельных методов [Deretkois, 2019] и требуют использования в дальнейшем современных инструментов вычислительной аэродинамики.

## Результаты

В качестве базового профиля был выбран аэродинамический профиль NACA 4415, обладающий относительной кривизной  $\bar{f} = 4\%$ , положением максимальной кривизны  $x_f = 40\%$  и относительной толщиной  $\bar{c} = 15\%$ . Выбор данного профиля обусловлен его широкой распространённостью, известными математическими зависимостями для определения координат поверхностей и хорошо изученными аэродинамическими характеристиками, что обеспечивает возможность сопоставления полученных результатов с экспериментальными данными.

Для серии четырёхзначных симметричных профилей NACA характерно следующее распределение толщины по хорде [Moran, 1984]:

$$y_m(x) = 10\bar{c}b \left[ 0.2969 \sqrt{\frac{x}{b}} - 0.126 \frac{x}{b} - 0.3516 \left( \frac{x}{b} \right)^2 + 0.2843 \left( \frac{x}{b} \right)^3 - 0.1015 \left( \frac{x}{b} \right)^4 \right], \quad (1)$$

где  $y$ ,  $x$  – координаты поверхностей профиля;

$\bar{c}$  – относительная толщина профиля;

$b$  – величина хорды профиля.

Средняя линия несимметричного профиля задаётся двумя параболами, соединенными в точке максимальной кривизны профиля. Ордината парабол  $y_c$  определяется следующими зависимостями:

$$y_c(x) = \frac{\bar{f}x}{x_f^2} \left( 2x_f - \frac{x}{b} \right) \text{ при } 0 < \frac{x}{b} < x_f \quad (2)$$

$$y_c(x) = \frac{\bar{f}(b-x)}{(1-x_f)^2} \left( 1 + \frac{x}{b} - 2x_f \right) \text{ при } x_f < \frac{x}{b} < 1, \quad (3)$$

где  $\bar{f}$  – относительная кривизна профиля;

$x_f$  – относительная координата максимальной кривизны профиля.

Координаты поверхностей несимметричного профиля определяются относительно средней линии по следующим зависимостям [Eastman et al., 1931]:

$$y_e = y_c + y_m \cos \theta \quad (4)$$

$$x_e = x - y_m \sin \theta \quad (5)$$

$$y_n = y_c - y_m \cos \theta \quad (6)$$

$$x_n = x + y_m \sin \theta \quad (7)$$

$$\theta = \arctan \frac{dy_c}{dx}, \quad (8)$$

где  $x_e, y_e$  – координаты верхней поверхности профиля;

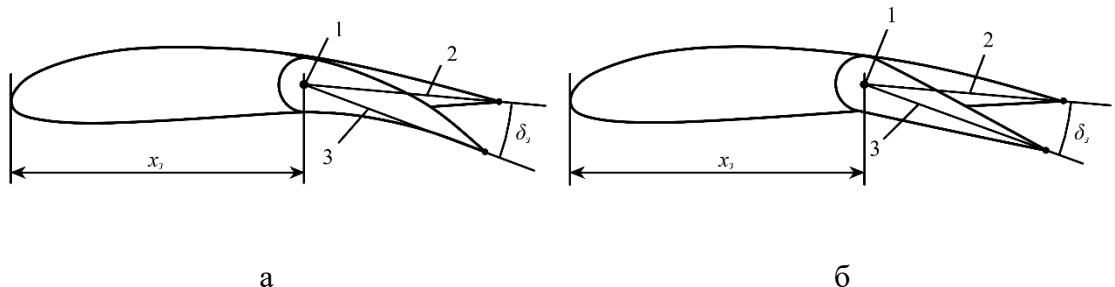
$x_n, y_n$  – координаты нижней поверхности профиля;

$\theta$  – угол между касательной к средней линии в точке  $x$  и хордой.

Так задавались неизменяемая часть профиля ( $0 < \frac{x}{b} < x_3$ ) и базовое

положение механизации.

На языке программирования C++ был реализован алгоритм, определяющий геометрию профиля при отклонении адаптивного элемента с заданным положением оси вращения (шарнира) на заданный угол выпуска ( $\delta_3$  для закрылка,  $\delta_{np}$  для предкрылка). Положение шарнира адаптивной части задаётся координатами  $x_3$  и  $y_3$  (для предкрылка –  $x_{np}$  и  $y_{np}$ ). Поскольку ось вращения располагается на средней линии профиля, координата  $y_3$  может быть определена по формулам 2 или 3.



1 – ось вращения (шарнир); 2 – базовое положение хорды механизации; 3 – положение хорды механизации при  $\delta_3 > 0^\circ$

Рисунок 2 – К объяснению задания механизации: а – адаптивной, б – простой

Координаты точек верхней ( $x_e, y_e$ ) и нижней ( $x_h, y_h$ ) поверхностей, расположенных далее от передней кромки профиля, чем точка оси вращения (то есть при  $x > x_3$ ), подвергались преобразованию – соответствующему «развороту» на локальный угол выпуска  $\delta_{\text{лв}}$  по часовой стрелке. Данное преобразование выполнялось с использованием следующих выражений:

$$x_e' = x_3 + (x_e - x_3) \cdot \cos(\delta_{\text{лв}}) - (y_e - y_3) \cdot \sin(\delta_{\text{лв}}) \quad (9)$$

$$y_e' = y_3 + (x_e - x_3) \cdot \sin(\delta_{\text{лв}}) + (y_e - y_3) \cdot \cos(\delta_{\text{лв}}) \quad (10)$$

$$x_h' = x_3 + (x_h - x_3) \cdot \cos(\delta_{\text{лв}}) - (y_h - y_3) \cdot \sin(\delta_{\text{лв}}) \quad (11)$$

$$y_h' = y_3 + (x_h - x_3) \cdot \sin(\delta_{\text{лв}}) + (y_h - y_3) \cdot \cos(\delta_{\text{лв}}), \quad (12)$$

где  $x_e', y_e'$  – преобразованные («развернутые») координаты верхней поверхности;

$x_h', y_h'$  – преобразованные («развернутые») координаты нижней поверхности.

Локальный угол выпуска  $\delta_{\text{лв}}$  определялся для каждой точки в отдельности, в зависимости от полного угла выпуска  $\delta_{\text{нв}}$  и положения «разворачиваемой» точки относительно хорды адаптивной механизации  $b_a$  – прямой линии, соединяющей кончик профиля и точку шарнира:

$$\delta_{\text{лв}} = \delta_{\text{нв}} \left( \frac{x - x_3}{1 - x_3} \right), \quad (13)$$

где  $\delta_{\text{нв}}$  – полный угол выпуска.

Таким образом, каждая последующая точка профиля с координатой  $x > x_3$  отклонялась на определенный угол относительно предыдущей. Угол отклонения как простого, так и адаптивного закрылков отсчитывается от базового положения их хорд. Как следствие, при расчёте полного угла выпуска  $\delta_{\text{нв}}$  необходимо учесть угол касательной к средней линии профиля в точке оси вращения:

$$\delta_{\text{нв}} = \delta_3 + \delta_{\text{ш}}, \quad (14)$$

где  $\delta_{\text{ш}}$  – угол наклона касательной к средней линии в точке шарнира, определяемый по формуле 8.

Аналогичные алгоритмы использовались и для адаптивного предкрылка (рис. 1, б). Считается, что для первого приближения они достаточно хорошо описывают поведение реальной конструкции. В частности, подобный метод задания адаптивных элементов предусматривает уменьшение проекции профиля на ось абсцисс. В будущем этот алгоритм необходимо дополнить и

уточнить, введя поправочные коэффициенты, учитывающие конструктивные особенности прототипов.

При исследовании закрылков положение оси вращения  $x_3$  изменялось в диапазоне от 60% до 90% хорды исходного профиля  $b$  с шагом 10%, угол выпуска  $\delta_3$  – от 0 до  $30^\circ$  с шагом в  $10^\circ$ . При исследовании предкрылков координата  $x_{np}$  принимала значения 15 и 30% от  $b$ , угол выпуска  $\delta_{np}$  – от 5 до  $15^\circ$ . Значения вне этих диапазонов не рассматривались по конструктивным и эксплуатационным соображениям. Закрылки подвергались исследованию на углах атаки  $\alpha = 0...20^\circ$ , предкрылки –  $0...30^\circ$ .

Координаты простых закрылка и предкрылка задавались встроенными инструментами расчётной программы. Как и в случае адаптивной механизации, их хорды определялись как прямые, соединяющие точки осей вращения и конечные координаты профиля, а угол выпуска отсчитывался по часовой стрелке от базового положения хорд.

Аэродинамические расчеты проводились с использованием программного обеспечения XFLR5, реализующего алгоритмы XFOIL. Для расчета обтекания профиля в программе применяется метод вязко-невязкого взаимодействия, в рамках которого внешнее течение моделируется с помощью панельного метода высокого порядка, а течение в пограничном слое – путем решения интегральных уравнений с учетом отрыва потока и ламинарно-турбулентного перехода. Теоретические основы XFOIL хорошо известны [Drela, 1989], а надежность и практическая применимость данного инструмента подтверждены многочисленными разнонаправленными исследованиями на его основе [Estimation..., 2021; Integration..., 2010; Joseph Daniel, 2020], в том числе – адаптивного крыла [Körge, 2014].

Для оценки точности расчетов была проведена валидация – процесс сопоставления полученных расчётным путём данных с экспериментальными для профиля NACA 4415 [Hoffmann et al, 1996]. Число Рейнольдса  $Re$  здесь и далее принималось равным  $7.5 \times 10^5$ . Количество панелей, используемое при расчёте, равнялось 250.

Наиболее существенные расхождения между расчётом и экспериментом (6...15%) наблюдаются в области критического и закритических углов атаки. Они могут быть обусловлены погрешностями как расчётного метода, так и эксперимента, включая погрешности принятой в эксперименте методики введения поправок на интерференцию со стенками аэrodинамической трубы и на загромождение потока [Методические аспекты..., 2020]. Допустимо считать полученное отклонение удовлетворительным для целей настоящего исследования.

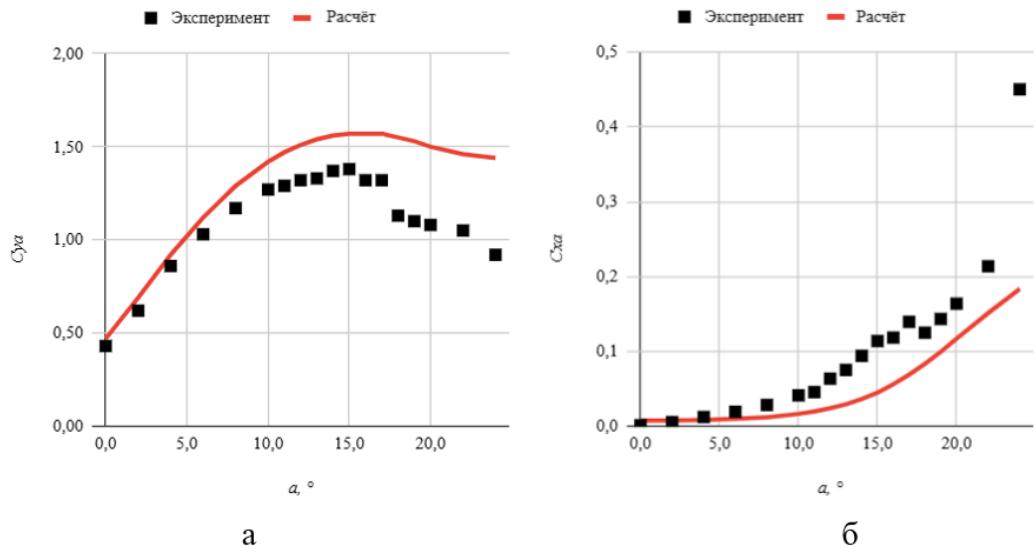


Рисунок 3 – Результаты валидации: а –  $C_{y\alpha} = f(\alpha)$ ; б –  $C_{x\alpha} = f(\alpha)$

Результаты сравнительного анализа простой и адаптивной механизации крыла, представленные на рис. 4 и 5, демонстрируют преимущества последней. При одинаковых геометрических параметрах ( $x_3 = 0.7b$ ,  $\delta_3 = 20^\circ$ ) адаптивный закрылок обеспечивает более высокие значения коэффициента подъёмной силы  $C_{y\alpha}$  во всём диапазоне углов атаки (до 26.4%) при некотором снижении аэродинамического качества  $K_\alpha$  (до 23.4%). Использование адаптивных предкрылоков ( $x_{np} = 0.15b$ ,  $\delta_{np} = 10^\circ$ ) позволило увеличить критический угол атаки на  $6^\circ$  в сравнении с отклоняемым носком. Применение полного комплекта адаптивной механизации (система «предкрылок + закрылок») способствовало объединению достоинств как закрылка, так и предкрылка.

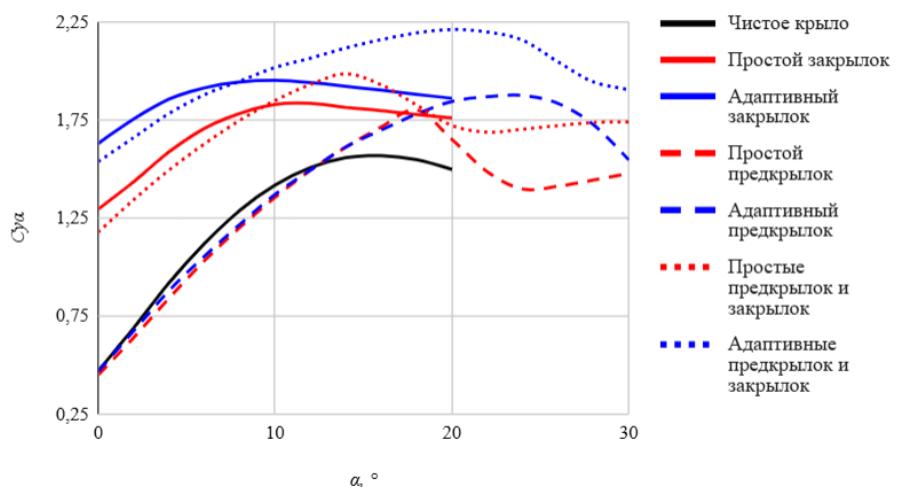


Рисунок 4 – Зависимость  $C_{y\alpha} = f(\alpha)$  элементов простой и адаптивной механизаций (для закрылоков –  $x_3 = 0.7b$ ,  $\delta_3 = 20^\circ$ ;  
для предкрылоков –  $x_{np} = 0.15b$ ,  $\delta_{np} = 10^\circ$ )

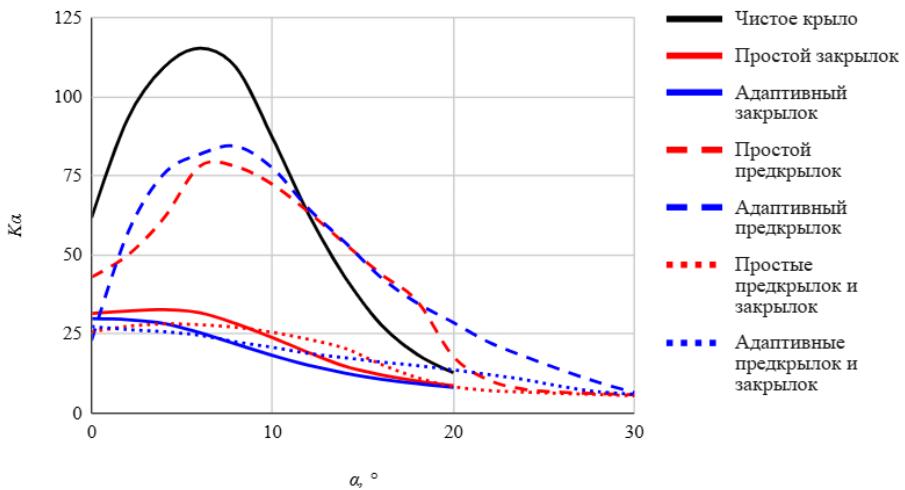


Рисунок 5 – Зависимость  $K_\alpha = f(\alpha)$  элементов простой и адаптивной механизаций (для закрылоков –  $x_3 = 0.7b$ ,  $\delta_3 = 20^\circ$ ;  
для предкрылоков –  $x_{np} = 0.15b$ ,  $\delta_{np} = 10^\circ$ )

Анализ распределения коэффициента давления ( $C_p = f(x/b)$ ) вдоль хорды крыла (рис. 6) выявил следующее: при  $\alpha = 0^\circ$  адаптивный закрылок обеспечивает более интенсивное разрежение над верхней поверхностью профиля и задержку отрыва потока величиной в десятую часть хорды; также наблюдается участок повышенного давления («подпор») под нижней поверхностью адаптивной части крыла. С увеличением угла атаки разница в разрежении в сравнении с простым закрылком становится менее выраженной, а положение точки отрыва потока приближается к аналогичной точке для крыла с простой механизацией. В этом случае увеличение подъемной силы преимущественно обусловлено повышенным давлением («подпором») под нижней поверхностью адаптивного элемента.

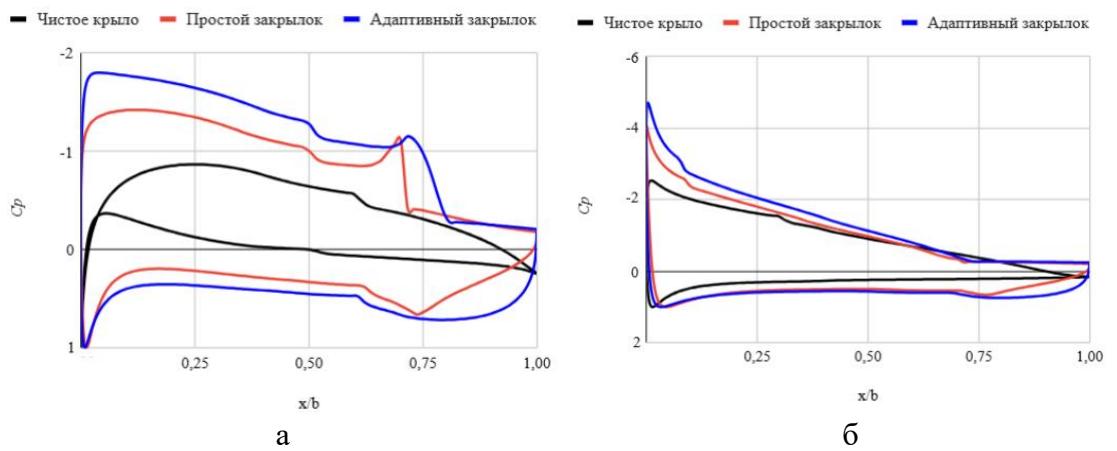


Рисунок 6 – Картина распределения давления по поверхностям простого и адаптивного закрылков при  $x_3 = 0.7b$ ,  $\delta_3 = 20^\circ$ : а –  $\alpha = 0^\circ$ ; б –  $\alpha = 8^\circ$

Поскольку зависимость  $C_{y\alpha} = f(\alpha)$  в лётном диапазоне углов атаки обладает характером, близким к линейному, при её построении возможно

использовать лишь две ключевые точки – значение коэффициента подъёмной силы  $C_{y\alpha}$  при  $\alpha = 0^\circ$  и максимальное значение коэффициента подъёмной силы  $C_{y\alpha \max}$ , т. е.  $C_{y\alpha}$  при  $\alpha_{kp}$ . Данный принцип использовался при графическом отображении результатов параметрического исследования адаптивных закрылков. График зависимости коэффициента подъёмной силы  $C_{y\alpha}$  при  $\alpha = 0^\circ$  и  $\alpha_{kp}$  от относительной координаты оси вращения  $x_u/b$  для простого и адаптивного закрылков представлен на рис. 7. Видно, что изменение координаты шарнира  $x_u$  существенно влияет на значение  $C_{y\alpha}$  при  $\alpha = 0^\circ$ . Так, при  $\delta_s = 10^\circ$  значение  $C_{y\alpha}$  составляет 1.03 при  $x_s = 0.9b$  и 1.42 при  $x_s = 0.6b$ , т. е. увеличивается на 37.8% по мере перемещения координаты шарнира к передней кромке профиля на  $0.3b$ . Изменение  $C_{y\alpha \max}$  при увеличении относительной хорды механизации, напротив, является незначительным.

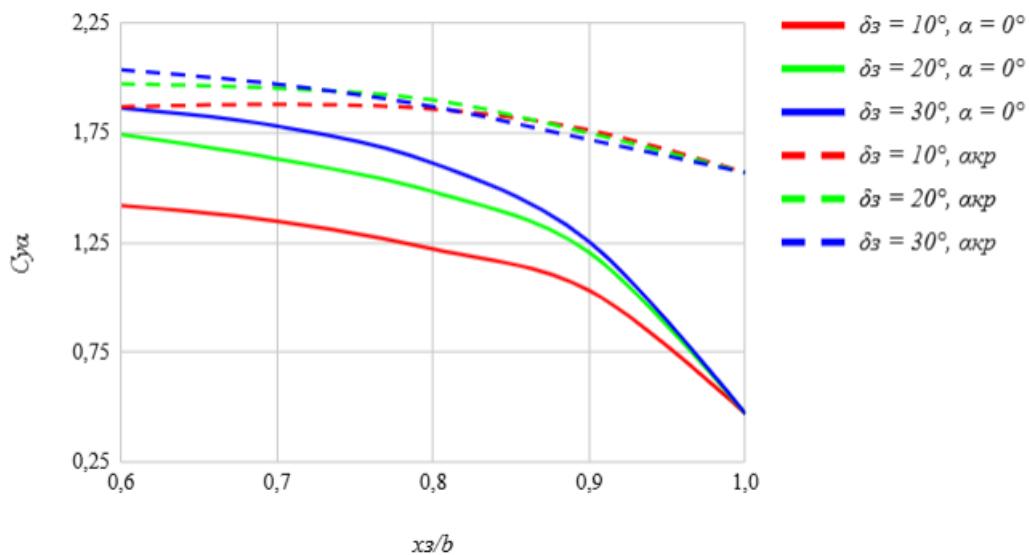


Рисунок 7 – Зависимость  $C_{y\alpha} = f(x_u/b)$  для простого и адаптивного закрылков при  $\alpha = 0^\circ$  и  $\alpha_{kp}$  при  $\delta_s = 10\dots30^\circ$

Вследствие менее линейного характера и меньшего количества расчётных случаев, зависимость  $C_{y\alpha} = f(\alpha)$  для предкрылок было решено представить в «традиционном» виде (рис. 8). Адаптивный предкрылок, обладающий  $x_{np} = 0.15b$ , в сопоставлении с таковым при  $x_{np} = 0.3b$ , преимущественно обеспечивал несколько меньший  $C_{y\alpha \max}$  при большем (на 2...4°) критическом угле атаки  $\alpha_{kp}$ . Примечательно, что при рассмотрении адаптивного предкрылка значения  $C_{y\alpha}$  в лётном диапазоне углов атаки оказались приблизительно равны таковым у базового профиля при всех положениях оси вращения  $x_{np}$  и углах выпуска  $\delta_{np}$ .

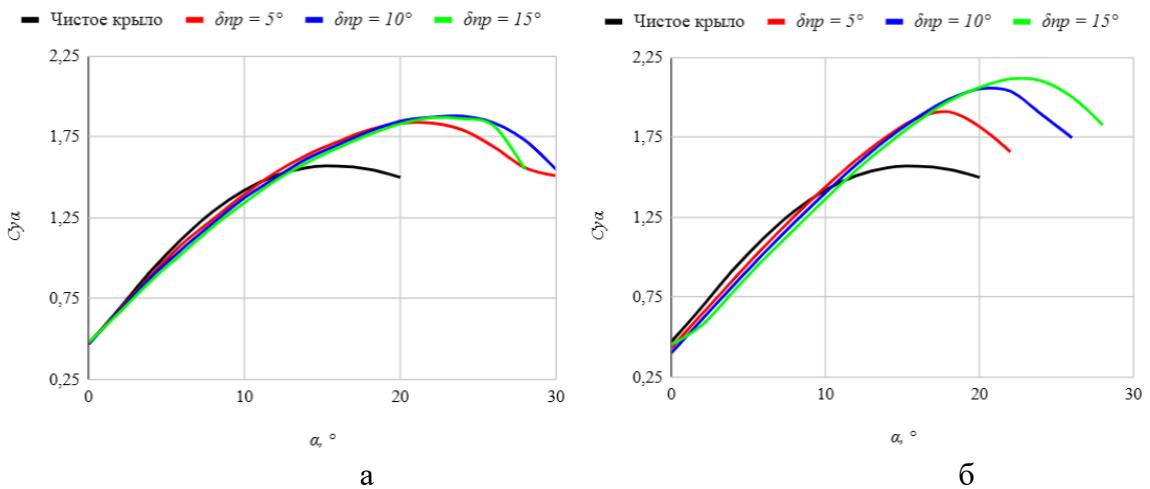


Рисунок 8 – Зависимость  $C_{y\alpha} = f(\alpha)$  для адаптивных предкрылков при  $\delta_{np} = 5\dots 15^\circ$ : а –  $x_{np} = 0.15b$ ; б –  $x_{np} = 0.3b$

## Выводы

Проведено исследование адаптивной механизации крыла летательных аппаратов, включающее сравнительный анализ с простыми закрылками и предкрылками. На основе обширного массива расчетных данных, полученных с использованием программного обеспечения XFLR5, сформулированы предварительные выводы о влиянии параметров адаптивной механизации на её аэродинамическую эффективность. Моделирование дозвукового обтекания профиля NACA 4415 осуществлялось при числе Рейнольдса  $Re = 7.5 \times 10^5$  для различных конфигураций простой и адаптивной механизации.

Для данного профиля на рассмотренных режимах полёта адаптивные закрылки обладают большей эффективностью в сравнении с простыми закрылками в части увеличения подъёмной силы, а адаптивные предкрылки – большей эффективностью в сравнении с простыми предкрылками в части увеличения критического угла атаки. Негативным следствием применения адаптивных закрылков является уменьшение аэродинамического качества в сравнении с простыми. Система «предкрылок + закрылок» объединяет воедино преимущества адаптивных элементов.

Увеличение относительной хорды адаптивного закрылка приводит к увеличению создаваемой подъёмной силы, однако рост замедляется по мере перемещения точки оси вращения к передней кромке профиля. Для исследуемого профиля увеличение относительной хорды предкрылка также повышает его эффективность в части увеличения критического угла атаки при больших углах отклонения.

Дальнейшие исследования адаптивного крыла могут быть признаны целесообразными. В ближайшем будущем ключевые задачи для исследователей в данной области включают: 1) анализ перспектив применения адаптивной механизации для увеличения  $K_{\alpha_{max}}$ ; 2) углубленное сопоставление адаптивной и традиционной механизации посредством современных методов вычислительной аэrodинамики, включая другие

значения чисел Рейнольдса, исследование влияния на момент тангажа и шарнирный момент и т. д.; 3) рассмотрение возможных конструктивных решений адаптивной механизации, с учетом аспектов внедрения, технического обслуживания, весовых характеристик и надежности механизмов.

### Библиографический список

Методические аспекты численного решения задач внешнего обтекания на локально-адаптивных сетках с использованием пристеночных функций / А. Л. Митин, С. В. Калашников, Е. А. Янковский [и др.] // Компьютерные исследования и моделирование. 2020. Т. 12, № 6. С. 1269-1290. DOI 10.20537/2076-7633-2020-12-6-1269-1290. EDN NPTTXM.

Патент № 2749679 C1 Российская Федерация, МПК B64C 3/44. Реконфигурируемая упругодеформируемая панель и адаптивное крыло летательного аппарата на ее основе : № 2020141803 : заявл. 17.12.2020 : опубл. 16.06.2021 / А. В. Ивченко, Н. Г. Шаронов ; заявитель Автономная некоммерческая организация высшего образования "Университет Иннополис". EDN PFCSXE.

Патент № 2668288 C1 Российская Федерация, МПК B32B 3/00, F16H 25/00. Ячеистая конструкция и устройство на ее основе : № 2017137637 : заявл. 27.10.2017 : опубл. 28.09.2018 / А. И. Тулаев, А. В. Ивченко ; заявитель Общество с ограниченной ответственностью "ТУЛАЕВ-ПАРК". EDN ZEBHXV.

Патент № 2777139 C1 Российская Федерация, МПК B64C 3/48, B64C 9/08. Адаптивное крыло с профилем изменяемой кривизны : № 2021119711 : заявл. 06.07.2021 : опубл. 01.08.2022 / И. А. Амелошкин, О. В. Дружинин. EDN SOPBJI.

*Choi Y. Variable camber morphing wing mechanism using deployable scissor structure: Design, analysis and manufacturing / Y. Choi, G. J. Yun // Advances in aircraft and spacecraft science. 2022. № 2. pp. 103-117.*

*Dal Monte A. A retrospective of high-lift device technology / A. Dal Monte, M. R. Castelli, E. Benini // International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering. 2012. Vol. 6, № 11. pp. 2561-2566.*

*Deperrois A. Theoretical Limitations and shortcomings of XFLR5 // [Электронный ресурс]. – 2019. URL: <https://www.xflr5.tech/docs/Part%20IV:%20Limitations.pdf> (дата обращения 14.03.2025).*

*Design, analysis and experimental testing of a morphing wing / J. M. Martinez, D. Scopelliti, C. Bil [et al.] // In 25th AIAA/AHS Adaptive Structures Conference. 2017. p. 0059. DOI 10.2514/6.2017-0059.*

*Development of variable camber continuous trailing edge flap for performance adaptive aeroelastic wing / N. Nguyen, U. Kaul, S. Lebofsky, E. Ting, D. Chaparro, J. Urnes // In SAE AeroTech Congress & Exhibition (No. ARC-E-DAA-TN25273). 2015. DOI 10.4271/2015-01-2565.*

*Drela M. XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils // Low Reynolds Number Aerodynamics: Proceedings of the Conference Notre Dame, Indiana, USA, 5–7. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1989. pp. 1-12. DOI 10.4271/2015-01-2565.*

*Eastman N. Tests of N.A.C.A. airfoils in the Variable-Density Wind Tunnel: Series 43 and 63 / N. J. Eastman, M. R. Pinkerton. Washington: Langley Memorial Aeronautical Laboratory, 1931. 43 p.*

*Estimation of stability parameters for wide body aircraft using computational techniques / M. Ahmad, Z. L. Hussain, S. I. A. Shah, T. A. Shams // Applied Sciences. 2021. Vol. 11, № 5. P. 2087. DOI 10.3390/app11052087. EDN JZZMSE.*

*Fincham J. H. Aerodynamic optimisation of a camber morphing aerofoil / J. H. Fincham, M. I. Friswell // Aerospace Science and technology. 2015. № 43. Pp. 245-255.*

- Hoffmann M. J.* Effects of grit roughness and pitch oscillations on the NACA 4415 airfoil / M. J. Hoffmann, R. Reuss Ramsay, G. M. Gregorek. Golden, Colorado: National Renewable Energy Lab.(NREL), 1996. 154 p. DOI 10.2172/266691
- Integration of a WT Blade Design tool in XFOIL/XFLR5 / D. Marten, G. Pechlivanoglou, C. N. Nayeri, C. O. Paschereit // In 10th German Wind Energy Conference (DEWEK 2010). Bremen, Germany, 2010. pp. 17-18.
- Joseph Daniel S.* Performance Analysis of Asymmetrical airfoil for Subsonic flight using XFLR5 software // The International Journal of Progressive Research in Science and Engineering. 2020. № 1(8). Pp. 8-11.
- Körpe D. S.* Aerodynamic modelling and optimization of morphing wings: dissertation for the degree of doctor of philosophy in the field of aerospace engineering. 2014. 117 p. DOI 10.13140/2.1.3990.9449
- Majid T.* Comparative Aerodynamic Performance Analysis of Camber Morphing and Conventional Airfoils / T. Majid, B. W. Jo // Applied Sciences (Switzerland). 2021. Vol. 11, № 22. P. 10663. DOI 10.3390/app112210663. EDN ITMMPI.
- Moran J.* An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics. Mineola, New York: Dover Publications, Inc., 1984. 484 p.
- Woods B. K.* Aerodynamic modelling of the fish bone active camber morphing concept / B. K. Woods, J. H. Fincham, M. I. Friswell // In Proceedings of the RAeS Applied Aerodynamics Conference. Bristol, UK, 2014. Vol. 2224.
- Zaini H.* A review of morphing wing / H. Zaini, N. I Ismail // In International Conference in Mechanical Engineering Colloquium. Liverpool, England, 2016.

## References

- Ahmad M., Hussain Z. L., Shah S. I. A., Shams T. A.* (2021). Estimation of stability parameters for wide body aircraft using computational techniques. *Applied Sciences*. 11(5): 2087.
- Amelyushkin I. A., Druzhinin O. V.* (2022). Adaptive wing with variable curvature profile (Patent No. 2777139 C1). Russian Federation. Application No. 2021119711, filed July 6, 2021, and issued August 1, 2022. (In Russian)
- Choi Y., Yun G. J.* (2022). Variable camber morphing wing mechanism using deployable scissor structure: Design, analysis and manufacturing. *Advances in aircraft and spacecraft science*. (2): 103-117.
- Dal Monte A., Castelli M. R., Benini E.* (2012). A retrospective of high-lift device technology. *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*. 2012. 6(11): 2561-2566.
- Deperrois A.* Theoretical Limitations and shortcomings of XFLR5 (2019). Available at: <https://www.xflr5.tech/docs/Part%20IV:%20Limitations.pdf> (accessed 14 March 2025).
- Drela M.* (1989). XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils. *Low Reynolds Number Aerodynamics: Proceedings of the Conference Notre Dame*, Indiana, USA. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1989. 1-12.
- Eastman N., Jacobs M., Pinkerton R.* (1931). Tests of N.A.C.A. airfoils in the Variable-Density Wind Tunnel: Series 43 and 63. Washington: *Langley Memorial Aeronautical Laboratory*, 1931. 43 p.
- Fincham J. H., Friswell M. I.* (2015). Aerodynamic optimisation of a camber morphing aerofoil. *Aerospace Science and technology*. 43: 245-255.
- Hoffmann M. J., Reuss Ramsay R., & Gregorek G. M.* (1996). Effects of grit roughness and pitch oscillations on the NACA 4415 airfoil. Golden, Colorado: *National Renewable Energy Lab.(NREL)*, 1996. 154 p.
- Ivchenko A. V., Sharonov N. G.* (2021). Reconfigurable elastic-deformable panel and adaptive aircraft wing based on it (Patent No. 2749679 C1). Russian Federation. Application No. 2020141803, filed December 17, 2020, and issued June 16, 2021. Applicant: Autonomous Non-profit Organization of Higher Education "Innopolis University". (In Russian)

- Joseph Daniel S.* (2020). Performance Analysis of Asymmetrical airfoil for Subsonic flight using XFLR5 software. *The International Journal of Progressive Research in Science and Engineering*. 1(8): 8-11.
- Körpe D. S.* (2014). Aerodynamic modelling and optimization of morphing wings: dissertation for the degree of doctor of philosophy in the field of aerospace engineering. 2014. 117 p.
- Majid T., Jo B. W.* (2021). Comparative aerodynamic performance analysis of camber morphing and conventional airfoils. *Applied Sciences (Switzerland)*: 11(22). 10663.
- Marten D., Pechlivanoglou G., Nayeri C.N., Paschereit C. O.* (2010). Integration of a WT Blade Design tool in XFOIL/XFLR5. In *10th German Wind Energy Conference (DEWEK 2010)*. Bremen, Germany, 2010. 17-18.
- Martinez J. M., Scopelliti D., Bil C., Carrese R., Marzocca P., Cestino E., Frulla G.* (2017). Design, analysis and experimental testing of a morphing wing. In *25th AIAA/AHS Adaptive Structures Conference*. p. 0059.
- Mitin A. L., Kalashnikov S. V., Yankovsky E. A. [et al.]* (2020). Methodological Aspects of Numerical Solution of External Flow Problems on Locally Adaptive Grids Using Wall Functions. *Computer Research and Modeling*. 12(6): 1269-1290. DOI 10.20537/2076-7633-2020-12-6-1269-1290. (In Russian)
- Moran J.* (1984). An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics. Mineola, New York: *Dover Publications, Inc.*, 1984. 484 p.
- Nguyen N., Kaul U., Lebofsky S., Ting E., Chaparro D., Urnes J.* (2015). Development of variable camber continuous trailing edge flap for performance adaptive aeroelastic wing. In *SAE AeroTech Congress & Exhibition* (No. ARC-E-DAA-TN25273).
- Tulaev A. I., Ivchenko A. V.* (2018). Cellular structure and device based on it (Patent No. 2668288 C1). Russian Federation. Application No. 2017137637, filed October 27, 2017, and issued September 28, 2018. Applicant: TULAEV-PARK Limited Liability Company. (In Russian)
- Woods B. K., Fincham J. H., Friswell M. I.* (2014). Aerodynamic modelling of the fish bone active camber morphing concept. In *Proceedings of the RAeS Applied Aerodynamics Conference*. Bristol, UK. 2224.
- Zaini H., Ismail N. I.* (2016). A review of morphing wing. In *International Conference in Mechanical Engineering Colloquium*. Liverpool, England.