

Научная статья  
УДК 533.69  
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183599>  
EDN: <https://www.elibrary.ru/TDCPAR>



## Численная оптимизация положения механизации задней кромки профиля крыла самолета транспортной категории в посадочной конфигурации

Максим Эдуардович Березко<sup>1✉</sup>, Владимир Иванович Шевяков<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
Москва, Российская Федерация

<sup>1, 2</sup> ПАО «Яковлев»,  
Москва, Российская Федерация

<sup>1</sup> [maxberezko@yandex.ru](mailto:maxberezko@yandex.ru)<sup>✉</sup>

<sup>2</sup> [shevvi@mail.ru](mailto:shevvi@mail.ru)

**Аннотация.** Проведена численная оптимизация положения закрылка механизированных профилей во взлетно-посадочной конфигурации. В качестве варьируемых параметров выбирались щель между основной частью профиля и закрылком, перекрытие между основной частью профиля и закрылком, угол отклонения закрылка и угол отклонения задней части основной поверхности профиля («крыши»). Механизация передней кромки профиля не параметризовалась. Оптимизация проводилась с помощью построения поверхности отклика с использованием генетического алгоритма. Численное моделирование обтекания проведено с помощью ПО ANSYS FLUENT. Решалась система уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замыкаемых моделью турбулентности Спаларта–Аллмараса. Представлены анализ и сравнение аэродинамических характеристик исходных и оптимизированных механизированных профилей.

**Ключевые слова:** механизированный профиль, взлетно-посадочная конфигурация, генетический алгоритм, Multi-Objective Genetic Algorithms (MOGA)

**Для цитирования:** Березко М.Э., Шевяков В.И. Численная оптимизация положения механизации задней кромки профиля крыла самолета транспортной категории в посадочной конфигурации // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 4. С. 38–47. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183599>

Original article

## Numerical Optimization of the Wing Trailing Edge Mechanization Position of Transport Category Aircraft in the Landing Configuration

Maksim E. Berezko<sup>1✉</sup>, Vladimir I. Shevyakov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, Russian Federation

<sup>1, 2</sup> Yakovlev Corporation Regional Aircraft Branch,  
Moscow, Russian Federation

<sup>1</sup> [maxberezko@yandex.ru](mailto:maxberezko@yandex.ru)<sup>✉</sup>

<sup>2</sup> [shevvi@mail.ru](mailto:shevvi@mail.ru)

© Березко М.Э., Шевяков В.И., 2024

**Abstract**

Solving numerical optimization problems while aerodynamic design is a modern and up-to-date tool of aircraft engineering performance characteristics ensuring specified in the terms of reference. Computation and analysis of options multitude by computer modeling can significantly minimize design costs by reducing the number of expensive wing-tunnel experiments.

One of the urgent optimization tasks consists in optimizing the wing airfoils shape and position of the high-lift wing airfoils constituent parts, such as flaps, slats and the basic part of the airfoil. Application of various optimization algorithms allowed clarifying the effective shape or position of mechanization without a pipe experiment and empirical techniques.

The article presents the results of numerical optimization of the flap position of a high-lift wing airfoil for landing mode. The values of the gap, overlap and deflection angles of the airfoil flap and rear part were selected as variable parameters. Basic aerodynamic characteristics of both initial and optimized wing profiles in the landing configuration were obtained with the numerical simulation. The authors give the effectiveness estimation of the optimization method being employed while the wing high-lift airfoils in landing configuration design.

Numerical simulation of the flow-around was accomplished with the ANSYS FLUENT software. A system of Reynolds averaged Navier-Stokes equations closed by the Spalart-Allmaras turbulence model was being solved. Numerical problem of the airfoil flow-around by a viscous compressible turbulent gas (air) is being solved in a stationary formulation. The computational grid consists predominantly of rectangular elements with near-wall prismatic layer.

Methods recounted in the article allow achieving optimal position of the airfoil trailing edge mechanization to ensure the best aerodynamic characteristics at the landing mode.

**Keywords:** high-lift airfoil, takeoff-and-landing configuration, genetic algorithm, Multi-Objective Genetic Algorithms (MOGA)

**For citation:** Berezko M.E., Shevyakov V.I. Numerical Optimization of the Wing Trailing Edge Mechanization Position of Transport Category Aircraft in the Landing Configuration. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 4, pp. 38-47. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183599>

**Введение**

Решение задач численной оптимизации в ходе аэродинамического проектирования является актуальным средством обеспечения летно-технических характеристик авиационной техники, заданных в техническом задании. Расчет и анализ множества вариантов геометрии с помощью компьютерного моделирования позволяют значительно сократить расходы на проектирование благодаря уменьшению количества дорогих трубных экспериментов.

Одной из актуальных задач оптимизации является оптимизация формы профилей крыла и положения составных частей (закрылка, передкрылка, основной части профиля) механизированных профилей крыла. Использование различных оптимизационных алгоритмов позволило уточнить эффективную форму или положение механизации без использования трубного эксперимента и эмпирических методик [1–3]. Постановка задачи может формулироваться как решение обратной задачи путем построения формы профиля по заданному распределению коэффициента давления [6], оптимизации профиля по заранее заданным аэродинамическим свойствам [7] или изменения конфигурации составных элементов [8]. Также предлагаются методы пересчета аэродинамических

характеристик оптимизированного профиля на крыло конечного размаха [9].

В работе представлены результаты численной оптимизации положения закрылка механизированного профиля крыла для режима посадки. В качестве изменяемых параметров выбирались величины щели (gap), перекрытия (overlap) и углов отклонения закрылка и задней части профиля (в дальнейшем «крыша» профиля). С помощью численного моделирования получены основные аэродинамические характеристики исходных и оптимизированных профилей крыла в посадочной конфигурации. Дана оценка эффективности используемого метода оптимизации при проектировании посадочных конфигураций механизированных профилей крыла.

**Постановка и решение задачи численной оптимизации**

Целью настоящей работы является определение оптимального положения закрылка рассматриваемых профилей для улучшения их аэродинамических характеристик на режиме посадки. Для этого решается задача оптимизации положения механизации 2D-профилей. В качестве исследуемых профилей выбирались два профиля (рис. 1). Важно

отметить, что хорда профиля 1 больше хорды профиля 2. Для удобства их различения будем называть профиль 1 профилем корневой части крыла, а профиль 2 – профилем концевой части крыла. Стоит заметить, что в качестве механизации передней кромки профиля корневой части выступает отклоняемый носок, а профиля концевой части – предкрылок. Контуры этих профилей показаны на рис. 1.

**Метод численного решения оптимизационной задачи**

Метод решения поставленной задачи оптимизации состоит из нескольких шагов. Во-первых, необходимо параметризовать саму математическую модель профиля. Для работы с геометрией в настоящей работе используется ПО ANSYS SpaceClaim. Математическая модель профиля и его элементы, которые необходимо параметризовать, показаны на рис. 2. Также стоит заметить, что, помимо закрылка, параметризуются и отклоняемые интерцептор или тормозной щиток – «крыша» основного профиля. Это вызвало необходимость связывать параметры положения закрылка и угла отклонения «крыши», чтобы избежать пересечения контуров закрылка и основной части профиля. Для этого к параметрам щели (gap) и перекрытия (overlap) добавлялись корректирующие величины, которые находились по следующим формулам: для щели  $l_{кр} \cdot \sin \varphi_{кр}$ , для перекрытия  $l_{кр} \cdot \cos \varphi_{кр} - l_{кр}$ , где  $l_{кр}$  – хорда отклоняемой крыши основной части профиля,  $\varphi_{кр}$  – угол отклонения крыши основной части профиля.

На основе математической модели механизированного профиля крыла строится расчетная сетка. В качестве сеточного генератора используется ПО Ansys Meshing. Расчетная сетка преимущественно состоит из четырехугольных элементов с пристеночным призматическим слоем. Расчетные

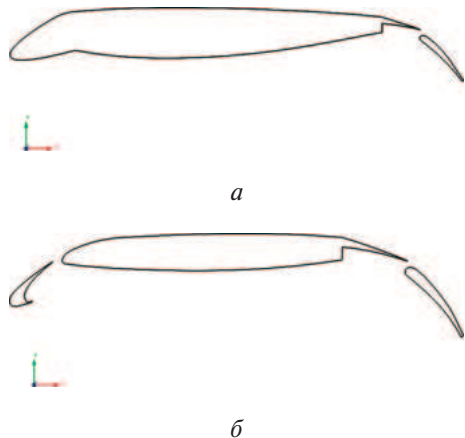


Рис. 1. Контуры исследуемых профилей: а – профиль 1; б – профиль 2

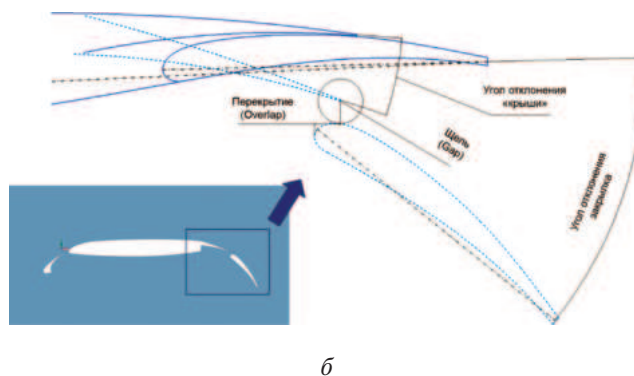


Рис. 2. Математическая модель профиля и элементы параметризации:

- — элементы профиля в крейсерской конфигурации;
- — элементы профиля в посадочной конфигурации;
- · - — хорды элементов профиля

сетки для профилей 1 и 2 показаны на рис. 3. В окрестности профиля, а также непосредственно в окрестности закрылка создавались области дополнительного сгущения сетки. Это необходимо для разрешения высокоградиентных областей, таких как щель между основной частью профиля и закрылком, в которой реализуется интенсивный разгон потока.

Границы расчетной области имеют форму окружности радиусом в 100 хорд профиля 1 или 2. Коэффициент роста глобальной сетки для профиля 1 и 2 одинаковый, равный 1,16. Размер пристеночной ячейки по нормали к поверхности

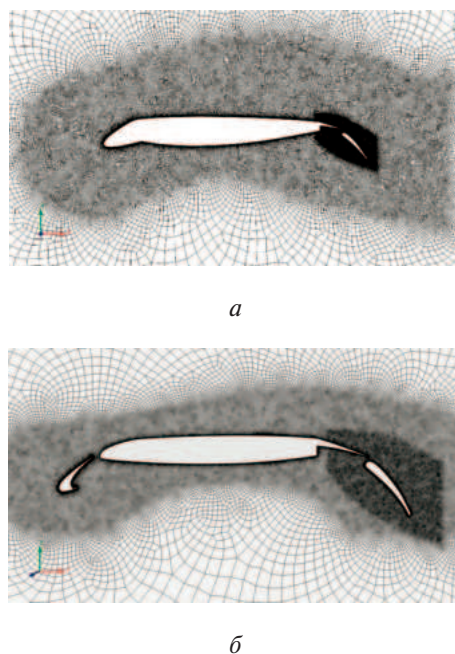


Рис. 3. Расчетные сетки для механизированных профилей: а – профиль 1; б – профиль 2

профиля выбирался из соображений того, что необходимо удержать значение  $y^+$  не больше 1, и равнялся 0,0034 мм. Коэффициент роста призматического слоя равен 1,16 и содержит 40 слоев. Суммарное количество расчетных ячеек сетки для профилей 1 и 2 соответственно равнялось 244466 и 275405 штук.

Численный расчет аэродинамических характеристик профилей проводился с методом конечных объемов при помощи ПО Ansys Fluent. Численная задача обтекания профиля вязким сжимаемым турбулентным газом (воздухом) решается в стационарной постановке. Газодинамические параметры набегающего потока принимались равными: число Маха  $M = 0,25$ , давление невозмущенного потока  $p_\infty = 101325$  Па, температура невозмущенного потока  $T_\infty = 288,15$  К.

Для разрешения основных уравнений газодинамики выбран решатель на основе плотности, так как в областях интенсивного разгона воздушного потока начинают проявляться эффекты сжимаемости. Исследования выполнены в рамках системы уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замыкаемых моделью турбулентности Спаларта–Аллмараса [10].

Для посадочных режимов важнейшим критерием удовлетворительности спроектированных профилей является обеспечение достаточного значения максимального коэффициента подъемной силы  $C_{ya_{max}}$ . Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$  от угла атаки  $\alpha$  исходных профилей в корневом и концевом сечениях представлена на рис. 4.

Из рис. 4 видно, что исходные профили имеют неудовлетворительные аэродинамические характеристики. Так, для профиля 1 имеет место провал

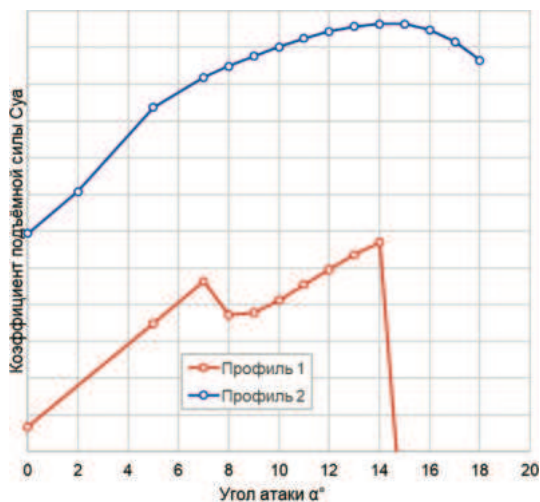


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы для механизированных профилей от угла атаки

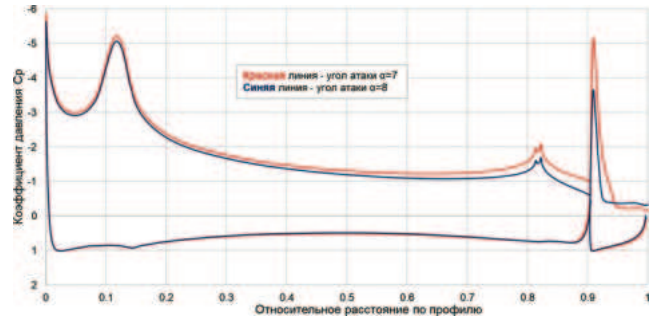
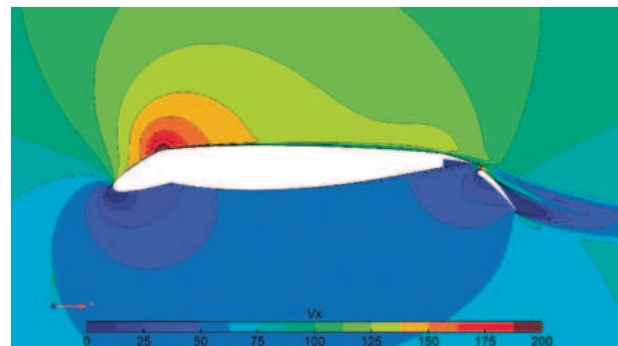


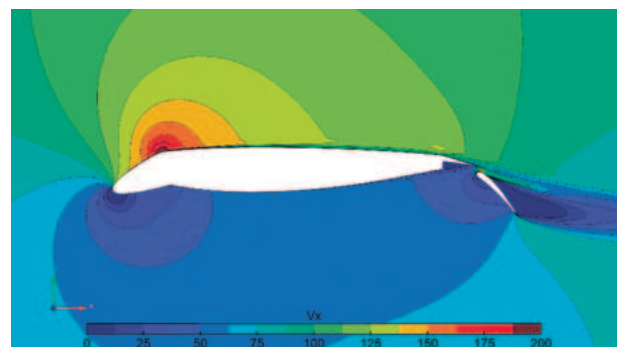
Рис. 5. Распределение коэффициента давления по механизированному профилю 1

значения коэффициента подъемной силы при угле атаки профиля  $7^\circ$  на некоторую величину с дальнейшим линейным ростом. По достижении угла атаки  $14^\circ$  резко снижается подъемная сила вследствие отрыва потока на закрылке профиля (рис. 5 и 6). Такое поведение коэффициента подъемной силы не удовлетворяет требованиям документа «Нормы летной годности» (НЛГ-25).

Для профиля 2 не наблюдается линейного участка и достаточно высоко значение коэффициента подъемной силы на нулевом угле атаки, что нежелательно, так как создается опасность посадки на переднюю опору шасси.



а



б

Рис. 6. Поле продольной компоненты вектора скорости для профиля 1 на углах атаки  $7^\circ$  (а) и  $8^\circ$  (б)

Полученные зависимости позволяют определить общий подход к оптимизации аэродинамических характеристик механизированных профилей: необходимо увеличить значение коэффициента максимальной подъемной силы профилей, обеспечить плавное снижение аэродинамических характеристик после прохождения критического угла атаки  $\alpha_{кр}$ .

В настоящей работе оптимизация проводится с помощью суррогатной модели, суть которой состоит в том, чтобы по рассчитанным точкам построить поверхность отклика целевой функции и уже по этой поверхности найти оптимальные параметры положения механизации. Качество такой поверхности зависит от количества расчетных точек, равномерности их распределения, вида аппроксимационной функции и т. д.

Для построения плана эксперимента используется метод латинского гиперкуба [11]. Он позволяет равномерно заполнить матрицу расчетных случаев (табл. 1).

По результатам численных расчетов механизированных профилей были созданы поверхности отклика, построенные с помощью полиномов 2-го порядка и генетического алгоритма. Получившиеся поверхности отклика представлены на рис. 7.

Из рис. 7 видно, что поверхность отклика, построенная с помощью генетического алгоритма, дает меньшую среднеквадратичную ошибку по сравнению с поверхностью отклика, построенной с помощью полиномов 2-го порядка. Генетический алгоритм является встроенным алгоритмом ПО Ansys Workbench [12, 13] и основан на выборе из различных поверхностей отклика (полиномы

Таблица 1

План эксперимента

Номер точки	Цель, %	Перекрытие, %	Изменение угла отклонения закрылка, °	Изменение угла отклонения крышки, °
1	0,43	0,24	0	0
2	0,93	0,06	6,23	-1,47
3	2,67	0,15	-0,93	6,22
4	2,09	0,92	0,56	3,56
5	2,36	-0,47	8,7	6,67
...	...	...	...	...
29	1,05	0,46	10,19	-0,44

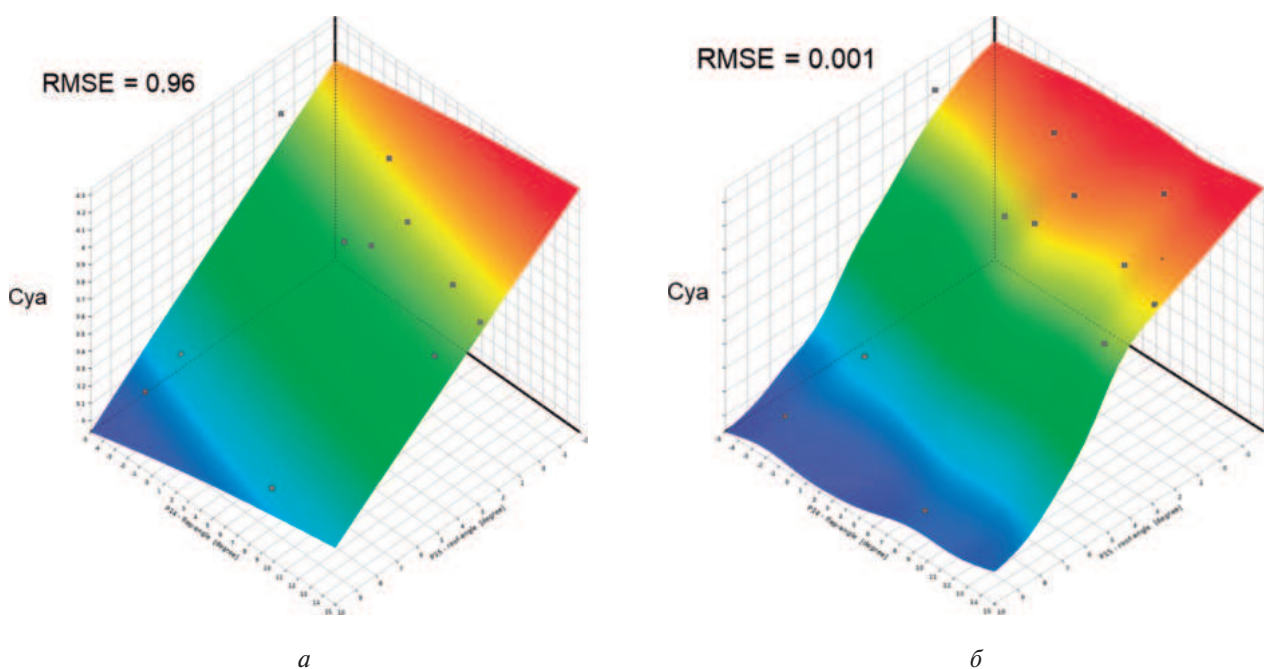


Рис. 7. Поверхность отклика, построенная с помощью: *а* – полиномами 2-го порядка; *б* – генетического алгоритма

2-го порядка, кригинг [14–17], непараметрическая регрессия). Функция приспособленности каждой поверхности отклика используется для определения того, какая из них дает наилучший подход. Поверхность отклика, полученная генетическим алгоритмом, является комбинацией нескольких различных поверхностей отклика, которые дают наименьшую среднеквадратичную ошибку.

На рис. 8 показана относительная чувствительность аэродинамических коэффициентов профилей (коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы) к значениям параметров механизации, что согласуется с теоретическими знаниями [18]. Этот очевидный факт подтверждает, что поверхность отклика дает физически верную картину зависимости аэродинамических характеристик профилей от изменения входных параметров конфигурации их механизации.

Для непосредственной оптимизации положения механизации профиля крыла на режиме посадки используется метод Multi-Objective Genetic Algorithms (MOGA) [19, 20].

Так как на режиме посадки важнейшим параметром является значение коэффициента максимальной подъемной силы ( $C_{ya}^{max}$ ), то необходимо обеспечить максимизацию этой величины. Из рис. 4 видно, что для профилей 1 и 2 значения критического угла атаки  $\alpha_{кр}$  соответственно равны 14 и 15°. В окрестности этих углов атаки проводилась максимизация коэффициента подъемной силы.

**Результаты**

Оптимизация положения закрылка и «крыши» механизированных профилей позволила улучшить их аэродинамические характеристики. На рис. 9 показана зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для исходных и оптимизиро-

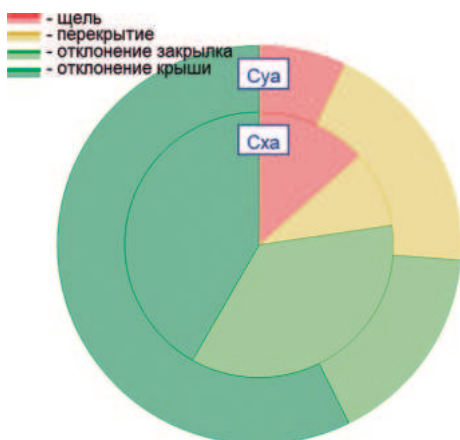


Рис. 8. Относительная чувствительность аэродинамических характеристик к изменению параметров положения механизации

ванных профилей.

Видно, что оптимизация позволила увеличить коэффициент максимальной подъемной силы для обоих профилей. Наиболее это заметно для корневого профиля 1: удалось избежать провала подъемной силы, который наблюдался в исходной конфигурации начиная с угла атаки  $\alpha = 7^\circ$ . Для концевой профиля 2 также удалось снизить коэффициент подъемной силы на малых углах атаки, что благоприятно для режима посадки самолета.

На рис. 10 показано сравнение исходной и оптимизированной конфигурации профиля.

Количественные изменения геометрических параметров конфигурации закрылка и крыши для исследуемых профилей представлены в табл. 2.

На рис. 11 и 12 показаны поля продольной составляющей вектора скорости в окрестности закрылка для исходных и оптимизированных профилей. На рис. 13 и 14 приведены эпюры распределения коэффициента давления по поверхности профилей.

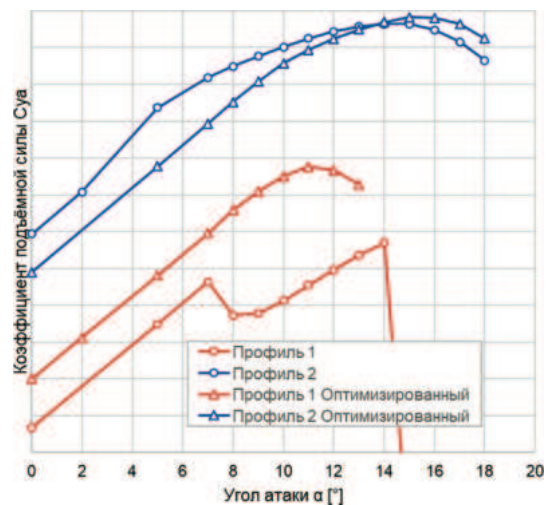


Рис. 9. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для исходных и оптимизированных профилей

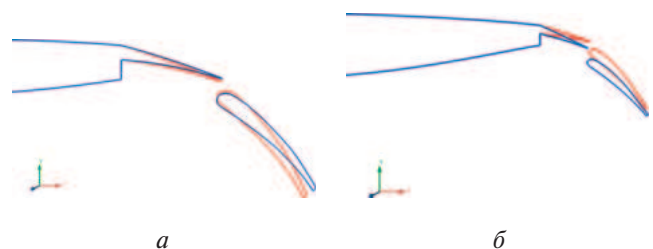


Рис. 10. Сравнение исходного (красный) и оптимизированного (синий) варианта геометрии профиля 1 (а) и профиля 2 (б)

Из рис. 11 12 видно, что для профиля 1 удалось организовать безотрывное обтекание закрылка, что благоприятно сказывается на несущих свойствах профиля. Для оптимизированного профиля 2 в окрестности закрылка наблюдается увеличение зоны разгона потока, что способствует увеличению кинетической энергии потока на верхней поверхности профиля, препятствующей образованию отрывных процессов.

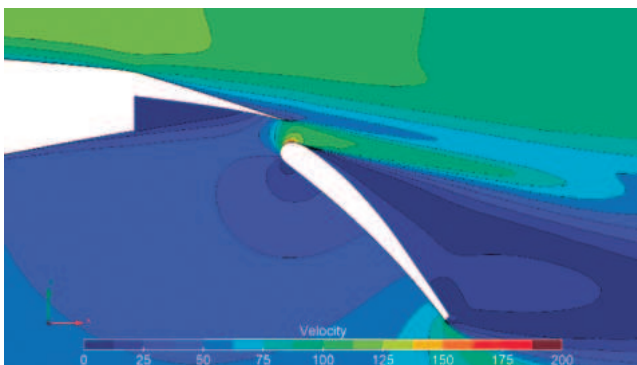
Можно сделать вывод, что оптимизация позволила получить более полную эпюру распределения коэффициента давления по всей поверхности профиля 1, что приводит к увеличению подъемной силы профиля (рис. 13). Благодаря оптимизации

профиля 2 удалось увеличить наполненность эпюры для закрылка (рис. 14). Распределения коэффициента давления по предкрылку и основной части профиля в двух вариантах различались слабо.

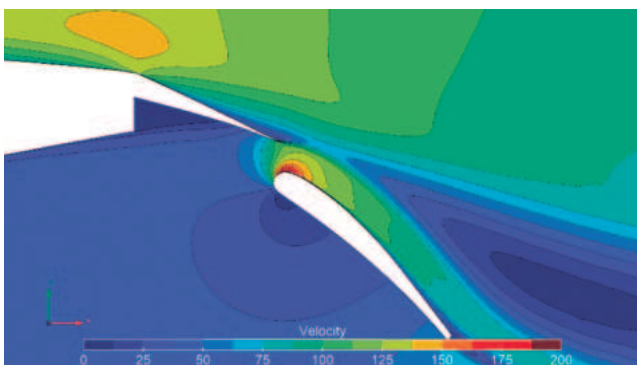
Таблица 2

**Изменение геометрических параметров механизации после оптимизации**

Изменение параметра	Профиль 1	Профиль 2
$\Delta$ угла крыши	7,7	-1,88
$\Delta$ угла закрылка	-2,31	-5,99
$\Delta$ относительного перекрытия	-0,08	0,20
$\Delta$ относительного зазора	0,70	0,84

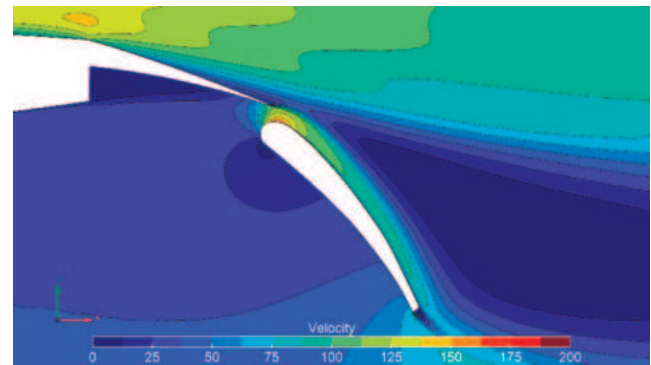


a

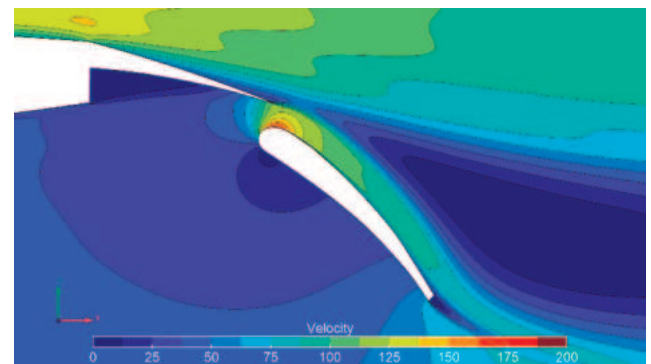


б

Рис. 11. Распределение поля скорости для профиля 1:  
a – исходный профиль;  
б – оптимизированный профиль



a



б

Рис. 12. Распределение поля скорости для профиля 2:  
a – исходный профиль;  
б – оптимизированный профиль

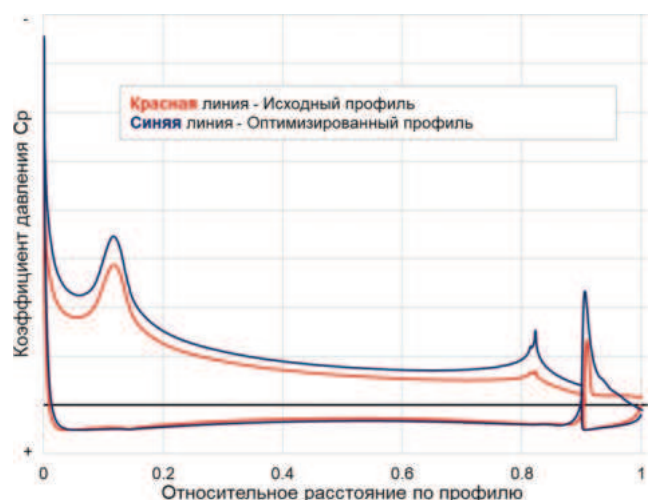


Рис. 13. Распределение коэффициента давления по поверхности профиля 1

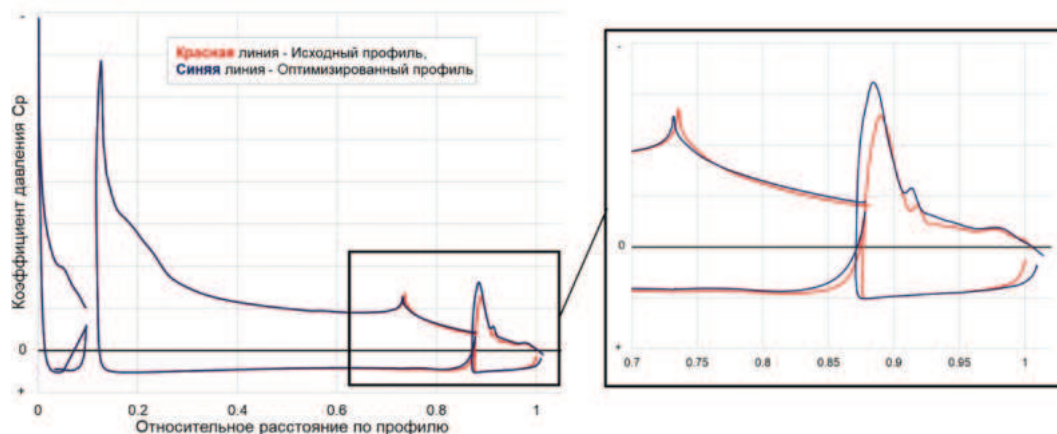


Рис. 14. Распределение коэффициента давления по поверхности профиля 2

## Выводы

Решена задача численной оптимизации положения механизации задней кромки профиля в посадочной конфигурации. По полученным результатам можно сделать следующие выводы:

- с помощью численной оптимизации с использованием генетического алгоритма удалось выбрать параметры механизации задней кромки профиля, обеспечивающие наилучшие аэродинамические характеристики на режиме посадки;
- у полученных конфигураций профиля значение  $C_{ya}$  на критических углах атаки больше по сравнению с исходными профилями;
- удалось добиться плавного снижения несущих свойств на закритических углах атаки, обеспечить линейный участок коэффициента подъемной силы по углу атаки и уменьшить  $C_{ya}$  на малых углах атаки для профиля 2.

Возможные пути дальнейших исследований:

- решение задачи численной оптимизации положения механизации для трехмерного крыла;
- разработка методики пересчета аэродинамических характеристик профилей на аэродинамические характеристики крыла конечного размаха.

## Список источников

1. Valarezo W.O., Dominik C.J., McGhee R.J. et al. Multi-element airfoil optimization for maximum lift at high Reynoldsnumbers // 9th Applied Aerodynamics Conference (23-25 September 1991; Baltimore, MD, USA). p. 3332. DOI: 10.2514/6.1991-3332
2. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Крутов А.А. и др. Расчетные и экспериментальные исследования возможности создания семейства транспортных самолетов различной грузоподъемности // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 7–19. DOI: 10.34759/vst-2022-2-7-19
3. Варсегов В.Л., Абдуллах Б.Н. Газодинамическая оптимизация лопаточных диффузоров клиновидной формы центробежного компрессора малоразмерных турбореактивных двигателей на основе численного моделирования // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 134–143. DOI: 10.34759/vst-2019-4-134-143
4. Kaul U.K., Nguyen N.T. Lift optimization study of a multi-element three-segment variable camber airfoil // 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference (13-17 June 2016; Washington, D.C.). p. 3569. DOI:10.2514/6.2016-3569
5. Franke D.M. Aerodynamic optimization of a high-lift system with kinematic constraints // In: Dillmann A., Heller G., Kreplin H.P. et al. (eds) New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VIII. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Vol 121. Springer, Berlin, Heidelberg, 2013. С. 9-16. DOI: 10.1007/978-3-642-35680-3\_2
6. Бузоверя Н.П., Кроткое Д.П. Метод локальных вариаций поверхности в задачах оптимизации формы профиля // Ученые записки ЦАГИ. 1988. Т. 19. № 5. С. 1–12.
7. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Захаров А.Г. и др. Проектирование профилей с заданными свойствами при помощи численной оптимизации // Модели и методы аэродинамики: Материалы XIV Международной школы-семинара (04–13 июня 2014; Евпатория). М.: Московский центр непрерывного математического образования, 2014. С. 27–28.
8. Романова Т.Н., Пащенко О.Б., Гаврилова Н.Ю., Щетинин Г.А. Многодисциплинарная оптимизация конфигураций горизонтального оперения маневренного самолета // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 4. С. 17–25.
9. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Методика аэродинамической оптимизации крыльев малоразмерных беспилотных летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 7–16.



10. Spalart P., Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (06-09 January 1992; Reno, NV, USA), p. 439. DOI: 10.2514/6.1992-439
11. Santner T.J., Williams B.J., Notz W.I. The design and analysis of computer experiments. – New York: Springer, 2003. – 296 p.
12. Acar E. Various approaches for constructing an ensemble of metamodels using local measures // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2010. Vol. 42. No. 6, pp. 879-896. DOI: 10.1007/s00158-010-0520-z
13. Viana F.A.C., Haftka R.T., Steffen V. Multiple surrogates: how cross-validation errors can help us to obtain the best predictor // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2009. Vol. 39. No. 4, pp. 439-457. DOI: 10.1007/s00158-008-0338-0
14. Krige D.G. A statistical approach to some basic mine valuation problems on the Witwatersrand // Journal of the Southern African Institute of Mining and Metallurgy. 1951. Vol. 52. No. 6, pp. 119-139.
15. Matheron G. Principles of geostatistics // Economic geology. 1963. Vol. 58. No. 8, pp. 1246-1266. DOI: 10.2113/gsecongeo.58.8.1246
16. Stein M.L. Interpolation of spatial data: some theory for kriging. – Springer Science & Business Media, 2012. – 272 p.
17. Ben Salem M., Roustant O., Gamboa F. et al. Universal prediction distribution for surrogate models // SIAM/ASA Journal on Uncertainty Quantification. 2017. Vol. 5. No. 1, pp. 1086-1109. DOI: 10.1137/15M1053529
18. Бюшгенс Е.С. (ред.) Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. – Москва–Пекин: Издательский отдел ЦАГИ – Авиаиздательство КНР, 1995. – 765 с.
19. Murata T., Ishibuchi H. MOGA: multi-objective genetic algorithms // IEEE International Conference on Evolutionary Computation (29 November - 01 December 1995; Perth, WA, Australia). Vol. 1, pp. 289-294.
20. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Чернышев И.Л. Гибридный генетический алгоритм оптимизации для задач аэродинамического проектирования // Аэродинамика летательных аппаратов: Материалы XIII школы-семинара (28 февраля – 01 марта 2002; п. Володарского). Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского, 2002. С. 21–22.

## References

1. Valarezo WO, Dominik CJ, McGhee RJ. et al. Multi-element airfoil optimization for maximum lift at high Reynoldsnumbers. *9th Applied Aerodynamics Conference (September 23-25, 1991; Baltimore, MD, USA)*. p. 3332. DOI: 10.2514/6.1991-3332
2. Bolsunovskii AL, Buzoverya NP, Krutov AA. et al. Computational and experimental studies of the possibility to create a various load-bearing capability transport aircraft family. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(2):7-19. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-2-7-19
3. Varsegov VL, Abdullah BN. Gas dynamic optimization of wedge-shape vaned diffuser of a centrifugal compressor of small-sized turbojet engines based on numerical modelling. *Aerospace MAI Journal*. 2019;26(4):134-143. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2019-4-134-143
4. Kaul UK, Nguyen NT. Lift optimization study of a multi-element three-segment variable camber airfoil. *34th AIAA Applied Aerodynamics Conference (June 13-17, 2016; Washington, D.C.)*. p. 3569. DOI: 10.2514/6.2016-3569
5. Franke DM. Aerodynamic optimization of a high-lift system with kinematic constraints. In: Dillmann A, Heller G, Kreplin HP. et al. (eds) *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VIII. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*. Vol 121. Springer, Berlin, Heidelberg, 2013. p. 9-16. DOI: 10.1007/978-3-642-35680-3\_2
6. Buzoverya NP, Krotkoe DP. Method of local surface variations in profile shape optimization problems. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1988;19(5):1-12. (In Russ.).
7. Bolsunovskii AL, Buzoverya NP, Zakharov AG. et al. Designing profiles with specified properties using numerical optimization. *Materialy XIV Mezhdunarodnoi shkoly-seminara "Modeli i metody aerodinamiki" (June 04-13, 2014; Evpatoriya)*. Moscow: Moskovskii tsentr nepreryvnogo matematicheskogo obrazovaniya; 2014. p. 27-28. (In Russ.).
8. Romanova TN, Paschenko OB, Gavrilova NY. et al. Maneuverable aircraft horizontal empennage configurations multidisciplinary optimization. *Aerospace MAI Journal*. 2016;23(4):17-25. (In Russ.).
9. Parkhaev ES, Semenchikov NV. Wings aerodynamic optimization technique for small-sized unmanned aerial vehicles. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(3):7-16. (In Russ.).
10. Spalart P, Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (January 06-09, 1992; Reno, NV, USA)*. p. 439. DOI: 10.2514/6.1992-439
11. Santner TJ, Williams BJ, Notz WI. The design and analysis of computer experiments. New York: Springer; 2003. 296 p.
12. Acar E. Various approaches for constructing an ensemble of metamodels using local measures. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2010;42(6):879-896. DOI: 10.1007/s00158-010-0520-z
13. Viana FAC, Haftka RT, Steffen V. Multiple surrogates: how cross-validation errors can help us to obtain the best predictor. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2009;39(4):439-457. DOI: 10.1007/s00158-008-0338-0
14. Krige DG. A statistical approach to some basic mine valuation problems on the Witwatersrand. *Journal of*

- the Southern African Institute of Mining and Metallurgy*. 1951;52(6):119-139.
15. Matheron G. Principles of geostatistics. *Economic geology*. 1963;58(8):1246-1266. DOI: 10.2113/gsecongeo.58.8.1246
  16. Stein ML. *Interpolation of spatial data: some theory for kriging*. Springer Science & Business Media; 2012. 272 p.
  17. Ben Salem M, Roustant O, Gamboa F. et al. Universal prediction distribution for surrogate models. *SIAM/ASA Journal on Uncertainty Quantification*. 2017;5(1):1086-1109. DOI: 10.1137/15M1053529
  18. Byushgens GS. (ed) *Aerodinamica i dinamika poleta magistral'nykh samoletov* (Aerodynamics and flight dynamics of mainline aircraft), Moscow-Pekin:TsAGI – Aviaizdatelstvo KNR; 1995.756 p.
  19. Murata T., Ishibuchi H. MOGA: multi-objective genetic algorithms. *IEEE International Conference on Evolutionary Computation (November 29 - December 01, 1995; Perth, WA, Australia)*. Vol. 1. p. 289-294.
  20. Bolsunovskii AL, Buzoverya NP, Chernyshev IL. Hybrid genetic optimization algorithm for aerodynamic design problems. *Materialy XIII shkoly-seminara "Aerodinamika letatel'nykh apparatov" (February 28 – March 01, 2002; p. Volodarskogo)*. Zhukovskii: TsAGI; 2002. p. 21-22. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 14.11.2024; одобрена после рецензирования 23.12.2024; принята к публикации 25.11.2024.  
The article was submitted on 14.11.2024; approved after reviewing on 23.12.2024; accepted for publication on 25.11.2024.