

Научная статья

УДК 629.735.33.015.3.062.4

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184446>

EDN: <https://www.elibrary.ru/WGXJLG>



Применение пассивного метода управления обтеканием механизированного крыла путем выдува струи на закрылок с целью повышения несущих свойств

Мурад Абрамович Брутян¹, Ёе Хтун²✉

^{1, 2} Московский физико-технический институт (МФТИ), Долгопрудный, Московская область,
Российская Федерация

² yetun53@gmail.com ✉

Аннотация. Приведены результаты численных исследований применения пассивного способа управления обтеканием адаптивного крыла при помощи профилированных проточных каналов, расположенных дискретно вдоль носовой части закрылка. Показано, что представленный пассивный способ управления эффективен как на крейсерском режиме полета, так и на взлетном режиме с отклоненным закрылком.

Ключевые слова: профиль с закрылком, пассивный способ управления обтеканием, выдув струи, аэродинамические характеристики крыла с пассивным выдувом на закрылок, CFD-методы

Благодарности: авторы выражают благодарность кандидату технических наук О.В. Павленко, ведущему научному сотруднику Центрального аэродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского, за содействие в проведении численных исследований

Для цитирования: Брутян М.А., Ёе Хтун. Применение пассивного метода управления обтеканием механизированного крыла путем выдува струи на закрылок с целью повышения несущих свойств // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 1. С. 26–33. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184446>

Original article

Applying Passive Method of the Flow-Around Controlling of the Mechanized Wing by the Jet Blowing-Out on the Flap to Enhance Load-Bearing Capacity

Murad A. Brutyan¹, Ye Htun²✉

^{1, 2} Moscow Institute of Physics and Technology (MIPT), Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation

² yetun53@gmail.com ✉

Abstract

As of today, the task of an aircraft load-bearing capacity increasing associated with possible runways stretch limitation seems rather up-to-date. Minimum allowable landing approach speed and, hence, the flight safety depends upon the maximum lift coefficient at the landing mode. It is common knowledge as well that the necessary condition

for the flow separation is a presence of the positive pressure gradient. Thus, one of the trends in the research of the wing load bearing properties is the study on suppressing the flow-around separation-type character. In this regard, the development of various active and passive flow-around control methods has become widespread.

Application of active methods for the tearing-off flows controlling requires well-defined energy costs. Implementation of boundary layer control systems opens up wide possibilities for improving the wing aerodynamic characteristics of the modern aircraft. Wing load-bearing properties increasing stems due to the reduction or complete elimination of the flow separation on the deflected flap, which leads to the circulation increase on the wing.

Unlike active methods, the functioning of passive flow control methods does not require the use of additional energy and, as a rule, are easy to use. Passive methods of influencing flow include the use of mechanical and air vortex generators. There are also works on the use of passive methods, which show the effectiveness of using various jet blowing systems to increase the bearing properties of the wing.

In contrast to the active methods, functioning of the passive flow-around control methods does not require employing extra energy and, as a rule, differ by their ease of use. Application of both mechanical and air vortex generators relates to the impact on the flow-around. The works on passive methods application, which demonstrate the effectiveness of various systems of the jets blowing-out are known as well.

The presented article studies a new passive method for controlling the flow of a mechanized wing by the profiled flow channels located discretely along the flap nose. It is demonstrated that this control method is effective both in cruising flight mode and in takeoff and landing mode with a deflected flap. The article presents the results of numerical studies of the application of a passive method for controlling the flow-around of an adaptive wing employing the profiled flow channels located discretely along the nose of the flap. The numerical studies were conducted on a straight wing with a CLARC Y+ profile with a relative thickness of 12% and a chord of $b = 0.64$ m with ducts for the air blowing onto the upper surface of the flap, as well as without them. The shape of the holes was specially selected to minimize the losses during the passage of air inside the channel and increase the speed of blowing through the nozzle to the upper surface of the flap.

The article demonstrates that the presented passive control method is effective both in cruising flight mode and in takeoff mode with a deflected flap. It has also been found that blowing-out on a deflected flap reduced drag and increased the profile aerodynamic quality. Application of the above-described passive flow-around control method reduces the size (height) of the tear-off zone on the flap, and affects the flow pattern of the main profile as well. In the profiled channel, the airflow, which enters the boundary layer tangentially to the flap upper surface acceleration occurs, it gives it extra energy and contributes thereby to the tear-off zone shifting further downstream.

Keywords: airfoil with flap profile, passive flow-around control method, jet blowing-out, aerodynamic characteristics of a wing with passive blowing-out onto the flap, CFD methods

Acknowledgements: the authors express their gratitude to the Candidate of Science O.V. Pavlenko, leading research officer at the Central Aerodynamic Institute named after prof. N.E. Zhukovsky for his assistance in conducting numerical studies.

For citation: Brutyan M.A., Ye Htun. Applying Passive Method of the Flow-Around Controlling of the Mechanized Wing by the Jet Blowing-Out on the Flap to Enhance Load-Bearing Capacity. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(1): 26-33. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184446>

List of Figures

Fig. 1. General view of profiles: a – profile and wing, $\delta_{\text{flap}} = 0$; b – profile and wing with a blowing gap, $\delta_{\text{flap}} = 0$; c – profile and wing in the take-off flap position, $\delta_{\text{flap}} = 20^\circ$; d – profile and wing in the take-off flap position, $\delta_{\text{flap}} = 20^\circ$ with a blowing gap

Fig. 2. Flap diagram with holes for blowing

Fig. 3. Calculation grid for a wing with holes for blowing, $\delta_{\text{flap}} = 20^\circ$

Fig. 4. Dependences of the coefficients of lifting force and pitch moment on the angle of attack:

$a - \delta_{\text{flap}} = 0$; $b - \delta_{\text{flap}} = 20^\circ$

Fig. 5. Wing polars: $a - \delta_{\text{flap}} = 0$; $b - \delta_{\text{flap}} = 20^\circ$

Fig. 6. The dependence of aerodynamic quality on the angle of attack: $a - \delta_{\text{flap}} = 0$; $b - \delta_{\text{flap}} = 20^\circ$

Fig. 7. Flow lines around the wing and the velocity field (m/s) in the cross-section of the plane $XOY z = 0$, angle of attack of 18° , $\delta_{\text{flap}} = 0$: a – without blowing; b – with blowing on the flap

Fig. 8. Flow lines around the wing and the velocity field (m/s) in the cross-section of the plane $XOY z = 0$, angle of attack 18° , $\delta_{\text{flap}} = 20^\circ$: a – without blowing; b – with blowing on the flap

Введение

В настоящее время весьма актуальной является задача повышения несущих свойств крыла самолета в связи с возможными ограничениями протяженности взлетно-посадочных полос. От значения максимального коэффициента подъемной силы на режиме посадки зависит минимальная допустимая скорость захода на посадку, а следовательно, и безопасность полета [1]. Известно, что на величину максимального коэффициента подъемной силы определяющим образом влияет срыв потока с крыла. Известно также, что необходимым условием возникновения отрыва является наличие положительного градиента давления. Таким образом, одним из направлений исследований повышения несущих свойств крыла является исследование по подавлению отрывного характера обтекания [2–4]. В связи с этим широкое распространение получили разработки различных активных и пассивных способов управления обтеканием [5].

Применение активных методов управления отрывными течениями требует вполне определенных энергетических затрат. Использование систем управления пограничным слоем открывает широкие возможности для улучшения аэродинамических характеристик крыла современного самолета. Обеспечение повышенных несущих свойств крыла происходит за счёт ослабления или полной ликвидации отрыва потока на отклоненном закрылке, что приводит к увеличению циркуляции на крыле [6–10].

В отличие от активных методов, функционирование пассивных способов управления обтеканием не требует использования дополнительной энергии, и они, как правило, отличаются простотой в использовании. К пассивным методам воздействия на обтекание относится применение механических и воздушных генераторов вихрей [11–15]. Известны также работы по использованию пассивных методов, в которых показана

эффективность использования различных систем выдува струй для повышения несущих свойств крыла [16–19].

В настоящей работе изучается новый пассивный способ управления обтеканием механизированного крыла при помощи профилированных проточных каналов, расположенных дискретно вдоль носовой части закрылка. Показано, что данный способ управления эффективен как на крейсерском режиме полета, так и на взлетно-посадочном режиме с отклоненным закрылком.

Объект численных исследований и условия расчета

Численные исследования проведены на прямом крыле с профилем CLARC Y+ относительной толщины 12% и хордой $b = 0,64$ м с потоками для выдува воздуха на верхнюю поверхность закрылка, а также без них, рис. 1. Площадь крыла $S = 2,048$ м², удлинение крыла $\lambda = 5$.

Данное исследование является продолжением работ [20, 21] по увеличению максимальной подъемной силы и «затягиванию» отрыва потока на крыле. Закрылок имеет хорду, равную 1/3 хорды профиля крыла, и выполнен согласно работам [20, 21]. Вдоль размаха крыла через равные промежутки расположены четыре профилированных сквозных отверстия для выдува (перетекания) струек воздуха. Форма профилировки отверстий была специально подобрана с целью минимизации потерь при прохождении воздуха внутри канала и увеличения скорости выдува через сопло на верхнюю поверхность закрылка. Площадь выходного сечения сопла меньше площади входного сечения в 10 раз. Сопло для выдува на закрылок спроектировано так, чтобы поток протекал через щель безотрывным образом и вытекал из узкого среза сопла по касательной к поверхности закрылка. Схема крыла с отверстиями для выдува показана на рис. 2.

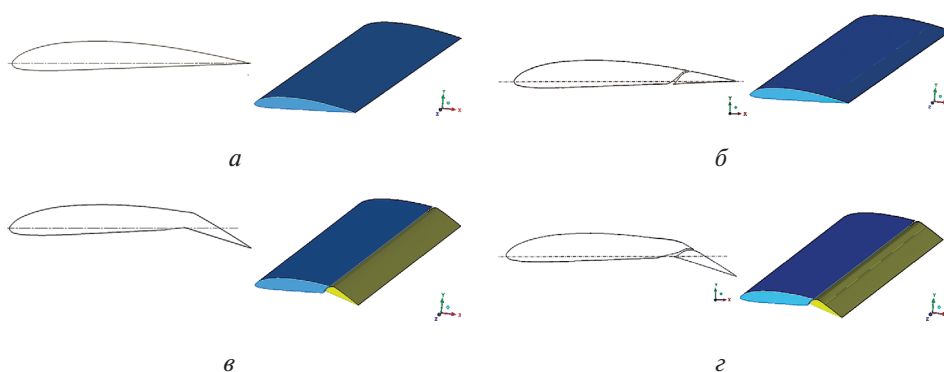


Рис. 1. Общий вид профилей: а – профиль и крыло, $\delta_{\text{зак}} = 0$; б – профиль и крыло со щелью для выдува, $\delta_{\text{зак}} = 0$; в – профиль и крыло во взлетном положении закрылка, $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$; г – профиль и крыло во взлетном положении закрылка, $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$ со щелью для выдува

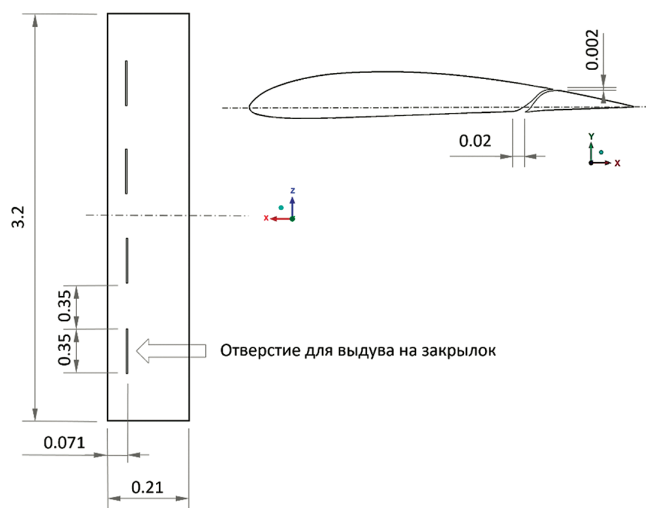
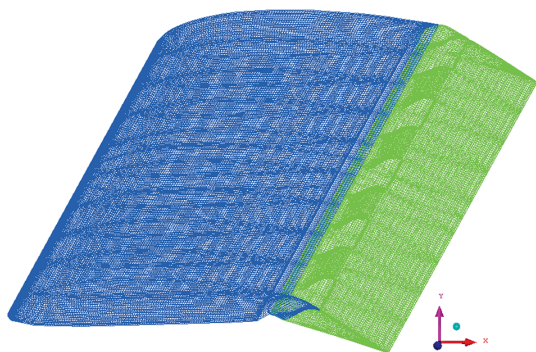


Рис. 2. Схема закрылка с отверстиями для выдува

В расчетах по программе ANSYS ICEM была построена структурированная сетка, содержащая около 10 млн ячеек. Для разрешения пограничного слоя создана специальная сетка типа *o-grid*, построенная по нормали к поверхности и содержащая по высоте 20 ячеек (рис. 3). При моделировании области пограничного слоя высота первой ячейки, вблизи поверхности крыла, выбиралась такой, чтобы пограничный слой вместил достаточное количество ячеек для расчета пристеночной функции. Значение параметра y^+ в первом пристеночном узле было $y^+ = 0,52$.

Расчеты проведены с использованием программы ANSYS Fluent при числе $Re = 3,5 \cdot 10^6$ в диапазоне углов атаки $\alpha = -5 \dots 20^\circ$ скорости набегающего потока $V = 80$ м/с для крейсерской ($\delta_{зак} = 0$) и взлетной ($\delta_{зак} = 20^\circ$) конфигурации крыла. Атмосферное давление $p = 101\,325$ Па, температура окружающей среды принята равной $t = 15^\circ\text{C}$. В расчете использована $k-\epsilon$ -realizable модель турбулентности [22] с учетом влияния градиента давления и улучшенным моделированием

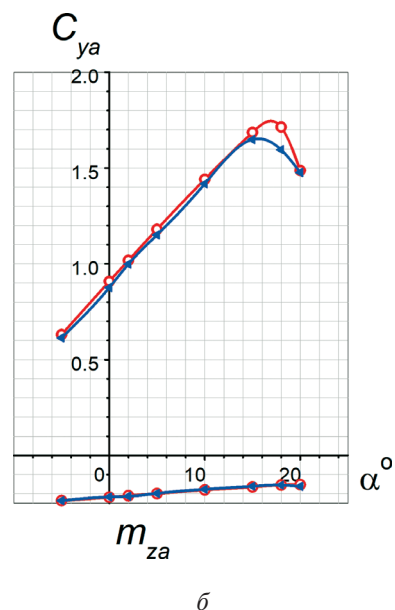
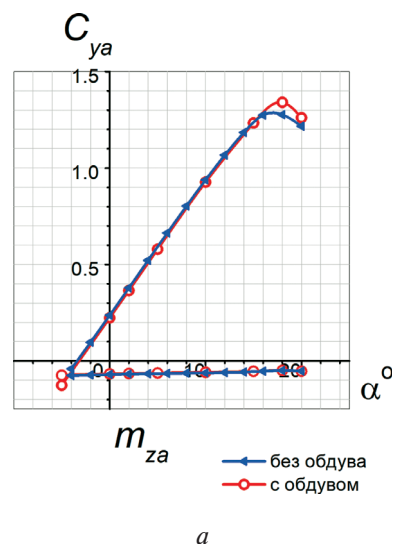
Рис. 3. Расчетная сетка для крыла с отверстиями для выдува, $\delta_{зак} = 20^\circ$

параметров турбулентности вблизи стенки. В пристеночной области использовалась однопараметрическая модель турбулентности, адаптированная к течениям в пограничном слое [23].

Результаты расчета аэродинамических характеристик

Применение выдува на закрылок через профилированные, дискретно расположенные каналы позволило увеличить на крейсерском режиме полета коэффициент максимальной подъемной силы на 4,8% при незначительном влиянии на другие аэродинамические характеристики, рис. 4, а.

Более существенный положительный эффект наблюдается на режиме взлета при отклоненном закрылке $\delta_{зак} = 20^\circ$: во всем расчетном диапазоне

Рис. 4. Зависимости коэффициентов подъемной силы и момента тангажа от угла атаки: а – $\delta_{зак} = 0$; б – $\delta_{зак} = 20^\circ$

углов атаки возрастает подъемная сила крыла и уменьшается сопротивление. На докритических режимах полета подъемная сила крыла с выдувом на закрылок больше, чем без выдува, примерно на 2%, а зависимости подъемной силы от угла атаки имеют практически одинаковую производную приращения функции C_y^α , рис. 4,б. Выдув воздуха на отклоненный закрылок увеличивает максимальную подъемную силу крыла на 3,8%, при этом критический угол атаки увеличивается на $\Delta\alpha = 3^\circ$.

На крейсерском режиме полета $\delta_{\text{зак}} = 0$ выдув на закрылок не оказывает влияния на сопротивление крыла, рис. 5,а, и поэтому не оказывает влияния на аэродинамическое качество, рис. 6,а.

В отличие от крейсерского режима полета с неотклоненным закрылком, на режиме взлета ($\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$), предлагаемое пассивное управление обтеканием не только способствует увеличению подъемной силы, но также уменьшает сопротивление крыла на 3%. Вследствие этого примерно на 7% возрастает аэродинамическое качество крыла, рис. 6,б.

Особенности обтекания крыла с выдувом на закрылок на закритических углах атаки

Влияние выдува на закрылок на отрывную зону для различных режимов полета показано на рис. 7

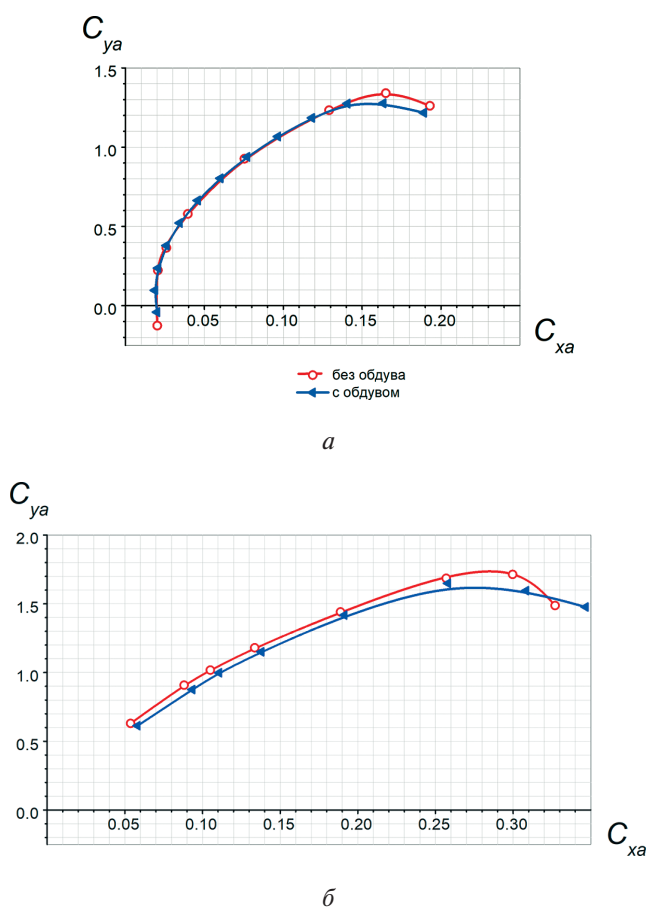


Рис. 5. Поляры крыла: а – $\delta_{\text{зак}} = 0$; б – $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$

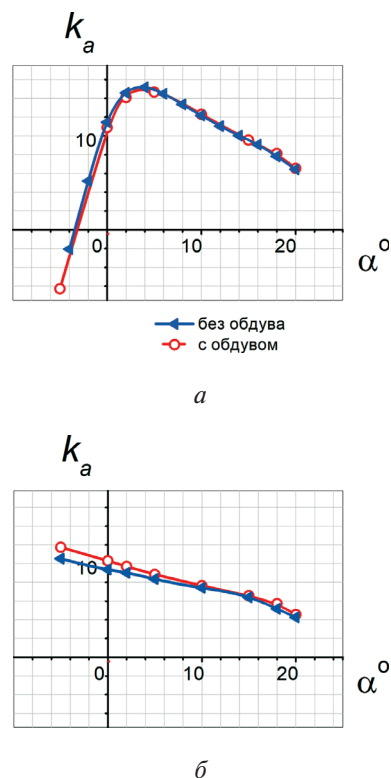


Рис. 6. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки: а – $\delta_{\text{зак}} = 0$; б – $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$

и 8. Видно, что применение описанного способа пассивного управления обтеканием уменьшает размер (высоту) отрывной зоны на закрылке, а также влияет на характер обтекания основного профиля. В профилированном канале происходит ускорение потока воздуха, который по касательной к верхней поверхности закрылка попадает в пограничный слой, придает ему дополнительную энергию и тем самым способствует смещению отрывной зоны далее вниз по потоку.

Выводы

Показано, что применение пассивного способа управления обтеканием при помощи выдува на закрылок приводит к улучшению обтекания профиля и увеличивает его максимальную подъемную силу, как на крейсерском режиме полета, так и на режиме взлета с отклоненным закрылком. При этом критический угол атаки увеличивается на $\Delta\alpha = 3^\circ$. Установлено также, что выдув на отклоненный закрылок уменьшает сопротивление и увеличивает аэродинамическое качество профиля.

Список источников

1. Нормы летной годности самолетов транспортной категории НЛГ 25 (Часть 25). М.: Федеральное Агентство воздушного транспорта, 2022. 355 с.
2. Брутян М.А., Потаник А.В., Раздобарин А.М. и др. Влияние струйных вихрегенераторов на взлетно-по-

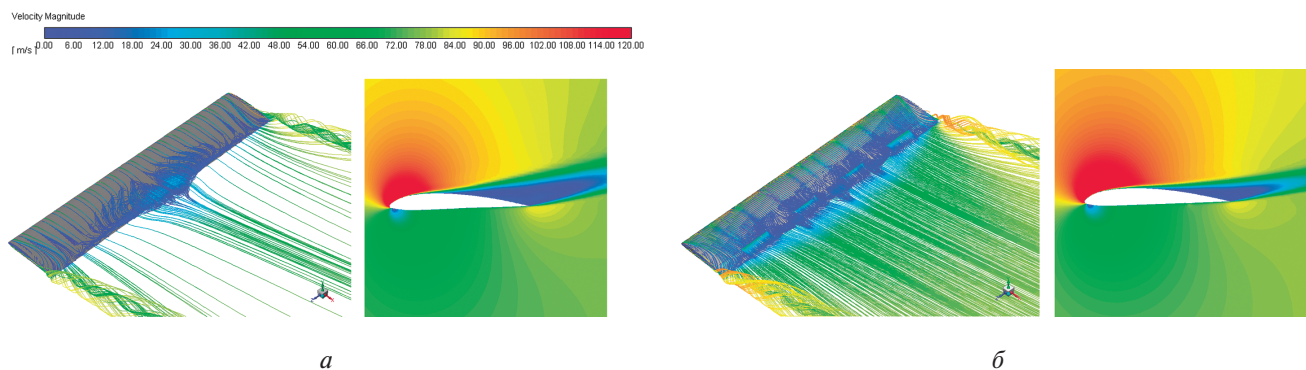


Рис. 7. Линии тока при обтекании крыла и поле скоростей (м/с) в сечении плоскостью XOY $z = 0$, $\alpha = 18^\circ$, $\delta_{\text{зак}} = 0$:
 а – без выдува; б – с выдувом на закрылок

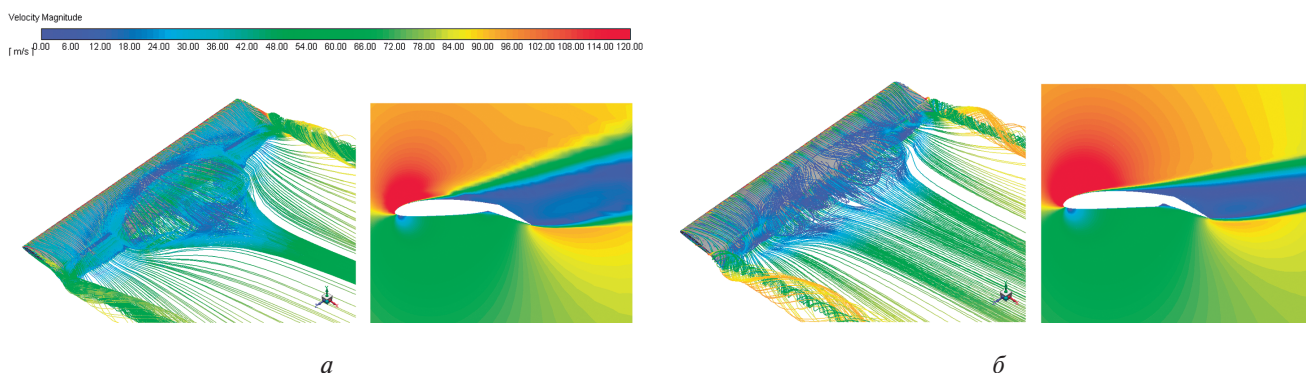


Рис. 8. Линии тока при обтекании крыла и поле скоростей (м/с) в сечении плоскостью XOY $z = 0$, $\alpha = 18^\circ$, $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$:
 а – без выдува; б – с выдувом на закрылок

садочные характеристики крыла с предкрылком // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 19–26.

3. Губский В.В. Применение адаптивной механизации на легком транспортном самолете // Труды МАИ. 2013. № 68. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41737>
4. Brunet V., Dandois J., Verbeke C. Recent onera flow control research on higher-lift configurations // Aerospace Lab. 2013. No. 6, pp. 1–12. URL: <https://hal.science/hal-01184627v1>
5. Брутян М.А. Задачи управления течением жидкости и газа. М.: Наука, 2015. 271 с.
6. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. М.: Физматлит, 2011. 402 с.
7. Моторин Е.В., Назаров Д.В. Влияние параметров выдуваемой плоской струи на аэродинамические характеристики профиля // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сборник трудов XXIV Всероссийского семинара (17–18 июня 2021; Самара). Самара: Изд-во Самарского университета, 2022. С. 113–116.
8. Павленко О.В., Петров А.В., Пигусов Е.А. Исследования обтекания высоконесущего крылового профиля с комбинированной энергетической системой увеличения подъемной силы крыла // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 7–20. DOI: 10.34759/vst-2020-4-7-20
9. Павленко О.В., Пигусов Е.А. Численное исследование особенностей обтекания отсека крыла с системой тангенциального выдува струи на закрылок // Автоматизация. Современные технологии. 2018. Т. 72. № 4. С. 166–171.
10. Власов В.А., Жулев Ю.Г., Наливайко А.Г. Исследование интерференции струи с поверхностью крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2001. Т. XXXII. № 1-2. С. 83–89.
11. Konig J., Hansen H., Coustols E. et al. New technologies in low speed aerodynamics wind tunnel and flight test demonstrated in AWIATOR // European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS'2004; 24–28 July, 2004; Jyväskylä), p. 953.
12. Abbas F., Mahmood F., Бабенко В.В. и др. Влияние генераторов вихрей на аэродинамические характеристики модели самолета «АЭРОПРАКТ А-20» // Прикладна гідромеханіка. 2012. Т. 14. № 4. С. 47–58.
13. Meunier M., Brunet V. High-Lift Devices Performance Enhancement Using Mechanical and Air-Jet Vortex Generators // Journal of Aircraft. 2008. Vol. 45. No. 6, pp. 2049–2061. DOI: 10.2514/1.36836
14. Součková N., Kuklova J., Popelka L. et al. Visualization of flow separation and control by vortex generators on a single flap in landing configuration // The European Physical Journal Conferences. 2012. 25:02026. DOI: 10.1051/epjconf/20122502026
15. Брутян М.А., Волков А.В., Вышинский В.В. и др. Модификация формы генератора вихрей с целью повышения

- его эффективности // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. LIV. № 1. С. 20–27.
16. Жулев Ю.Г., Иншаков С.И., Макаров В.И. и др. Возможности использования пристенных струй для управления обтеканием крыльев в широком диапазоне углов атаки // Ученые записки ЦАГИ. 1995. Т. XXVI. № 1-2. С. 59–64.
 17. Lawford J.A., Foster D.N. Low-speed wind-tunnel tests on a wing section with plain leading- and trailing-edge flaps having boundary-layer control by blowing. Aeronautical Research Council Reports & Memoranda No. 3639, 1969. London: Her Majesty's Stationery Office, 1970.
 18. Петров А.В., Шеломовская В.В. Метод расчета коэффициента импульса струи, потребного для ликвидации отрыва потока на профиле крыла // Труды ЦАГИ. Выпуск 1977. Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 1979. 30 с.
 19. Phelps A.E. Aerodynamics of Upper-Surface Blown Flap // STOL Technology Conference, NASA SP-320, 1972, pp. 97-110.
 20. Брутян М.А., Йе Хтун, Павленко О.В. Влияние влажности на взлетно-посадочные характеристики профиля крыла // Труды МФТИ. 2024. Т. 16. № 1. С. 112-118.
 21. Брутян М.А., Йе Х., Павленко О.В. Численное исследование особенностей обтекания механизированного профиля крыла на взлетно-посадочных режимах полета во влажном воздухе // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 3. С. 7–13. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182553>
 22. Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A. et al. New k-ε Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation // Computers Fluids. 1995. Vol. 24. No. 3, pp. 227-238.
 23. Wolfshtein M. The Velocity and Temperature Distribution in One-Dimensional Flow with Turbulence Augmentation and Pressure Gradient // International Journal of Heat and Mass Transfer. 1969. Vol. 12. No. 3, pp. 301-318.
- ## References
1. *Standards of airworthiness of NLG 25 transport category aircraft*. Moscow: Federal'noe Agentstvo vozdushnogo transporta; 2022. 355 p. (In Russ.).
 2. Brutyan MA, Potapchik AV, Razdobarin AM, et al. Jet-type vortex generators impact on take-off and landing characteristics of a wing with slats. *Aerospace MAI Journal*. 2019;26(1):19-26.
 3. Gubsky VV. Application of adaptive high-lift devices by an light transport airplane. *Trudy MAI*. 2013(68). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41737>
 4. Brunet V, Dandois J, Verbeke C. Recent onera flow control research on higher-lift configurations. *Aerospace Lab*. 2013(6):1-12. URL: <https://hal.science/hal-01184627v1>
 5. Brutyan MA. *Problems of controlling the flow of liquid and gas*. Moscow: Nauka; 2015. 271 p. (In Russ.).
 6. Petrov AV. *Energy methods for increasing wing lift*. Moscow: Fizmatlit; 2011. 402 p. (In Russ.).
 7. Motorin EV, Nazarov DV. Influence of the parameters of the blown flat jet on the aerodynamic characteristics of the profile. In: *Materialy XXIV Vserossiiskogo seminara "Upravlenie dvizheniem i navigatsiya letatel'nykh apparatov" (June 17-18, 2021; Samara)*. Samara: Samarckii universitet; 2022, p. 113–116. (In Russ.).
 8. Pavlenko OV, Petrov AV, Pigusov EA. Studies of flow-around of high-lift wing airfoil with combined energy system for the wing lifting force increasing. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(4):7-20. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-4-7-20
 9. Pavlenko OV, Pigusov EA. The features numerical investigation of the flow around the wing compartment with the system of the jet tangential blowing onto the wing flap. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*. 2018;72(4):166–171. (In Russ.).
 10. Vlasov VA, Zhulev YuG, Nalivaiko AG. Investigation of jet interference with the wing surface. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2001;XXXII(1–2):83–89. (In Russ.).
 11. Konig J, Hansen H, Coustols E, et al. New technologies in low speed aerodynamics wind tunnel and flight test demonstrated in AWIATOR. *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS'2004; July 24–28, 2004; Jyvaskyla)*, p. 953.
 12. Abbas F, Mahmood F, Babenko VB, et al. Influence of vortex generators on the aerodynamic characteristics of the AEROPRAKT A-20 aircraft model. *Prikladnaya gidromekhanika*. 2012;14(4):47–58.
 13. Meunier M, Brunet V. High-Lift Devices Performance Enhancement Using Mechanical and Air-Jet Vortex Generators. *Journal of Aircraft*. 2008;45(6):2049-2061. DOI: 10.2514/1.36836
 14. Součková N, Kuklova J, Popelka L, et al. Visualization of flow separation and control by vortex generators on an single flap in landing configuration. *The European Physical Journal Conferences*. 2012. 25:02026; DOI: 10.1051/epjconf/20122502026
 15. Brutyan MA, Volkov AV, Vyshinskii VV, et al. Modification of the shape of the vortex generator to increase its efficiency. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2023;LIV(1):20–27. (In Russ.).
 16. Zhulev YuG, Inshakov SI, Makarov VI, et al. Possibility of using wall jets to control the flow of wings in a wide range of angles of attack. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1995;XXVI(1–2):59–64. (In Russ.).
 17. Lawford JA, Foster DN. *Low-speed wind-tunnel tests on a wing section with plain leading- and trailing-edge flaps having boundary-layer control by blowing*. Aeronautical Research Council Reports & Memoranda No. 3639; 1969. London: Her Majesty's Stationery Office, 1970.

18. Petrov AV, Shelomovskaya VV. Method for calculating the jet pulse coefficient required to eliminate flow separation on the wing profile. *Trudy TsAGI*. Issue 1977. Moscow: TsAGI; 1979. 30 p. (In Russ.).
19. Phelps AE. Aerodynamics of Upper-Surface Blown Flap. STOL Technology Conference. NASA SP-320; 1972, pp. 97-110.
20. Brutyan MA, Ye T, Pavlenko OV. Influence air wetness on the take-off characteristics of the wing airfoil. *Trudy MFTI*. 2024;16(1):112-118. (In Russ.).
21. Brutyan MA, Ye H, Pavlenko OV. Numerical Study of the Mechanized Wing Profile Flowing-Around Specifics at Takeoff and Landing Modes in a Humid Air. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(3):7-13. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182553>
22. Shih TH, Liou WW, Shabbir A, et al. New k- ϵ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation. *Computers Fluids*. 1995;24(3):227-238.
23. Wolfshtein M. The Velocity and Temperature Distribution in One-Dimensional Flow with Turbulence Augmentation and Pressure Gradient. International. *Journal of Heat and Mass Transfer*. 1969;12(3):301-318.

Статья поступила в редакцию / Received 06.03.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 29.03.2025
Принята к публикации / Accepted 29.03.2025