

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья

УДК 629.735.33.015.3.062.4

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186326>

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



Численное исследование эффективности пассивного способа перепуска воздуха на закрылок крыла беспилотного летательного аппарата

Мурад Абрамович Брутян¹, Ольга Викторовна Павленко^{2✉}, Йе Хтун³

^{1, 2, 3} Московский физико-технический институт (МФТИ),
Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация

² olga.v.pavlenko@yandex.ru ✉

³ yetun53@gmail.com

Аннотация. Приведены результаты численных исследований применения нового пассивного способа управления обтеканием крыла беспилотного летательного аппарата с помощью профилированных проточных каналов, расположенных дискретно по размаху крыла вдоль носовой части закрылка. Показано, что представленный пассивный способ управления эффективен как на крейсерском, так и на взлетном режиме полета.

Ключевые слова: пассивный способ управления обтеканием, выдув на закрылок, аэродинамические характеристики беспилотного летательного аппарата, CFD-методы

Для цитирования: Брутян М.А., Павленко О.В., Йе Хтун. Численное исследование эффективности пассивного способа перепуска воздуха на закрылок крыла беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 4. С. 7–18. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186326>

AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

Numerical Study of the Passive Method Efficiency of the Air By-Pass on the Unmanned Aerial Vehicle Wing Flap

Murad A. Brutyan¹, Ol'ga V. Pavlenko^{2✉}, Ye Htun³

^{1, 2, 3} Moscow Institute of Physics and Technology (MIPT), Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation

² olga.v.pavlenko@yandex.ru ✉

³ yetun53@gmail.com

Abstract

Unmanned aerial vehicle engineering is successfully replacing and displacing traditional aviation in solving many tasks of civil aviation, in the field of terrain monitoring, cargo delivery to remote areas, as well as obtaining real-time operational information. The unmanned complexes creation belongs to a high-tech industry that requires significant investments in research, technology, design developments and production. Currently, such products are in demand all over the world.

Initially, the unmanned aerial vehicles were being developed to solve military tasks and weather forecasting services, but as of today, the demand for unmanned aerial vehicles in various areas of civil life has increased dramatically on the global trade market. The fields of the unmanned aerial vehicles application are multifaceted: monitoring of industrial infrastructure, agricultural and forest lands, chemical spraying for agricultural purposes, geophysical aerial photography, civil mail, which delivers products and goods, tracking transportation and cargo escort, monitoring the integrity of goods en route to their destination.

The capability of the unmanned aerial vehicles safe operation on runways of limited length is mainly determined by the required level of wing bearing properties. The minimum allowable approach speed and, hence, the flight safety depend on the maximum lift coefficient value. It is known that the value of the maximum lift coefficient is being strongly affected by the disruption of the flow from the wing, the necessary condition for which is the presence of a positive pressure gradient. Thus, one of the research areas for improving the wing's load-bearing properties is the suppression of separation flow.

The article presents a new passive method for the mechanized wing flow-around controlling of an unmanned aerial vehicle 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 take-off mode with a deflected flap.

The blow-out channel was modeled on an asymmetrical CLARC Y+ 12% profile in the 2D formulation of the problem. Modification of the channel for passive air passage from the lower surface to the upper one was being performed sequentially after analyzing computational results of the previous version. The purpose of the modifications consists in obtaining a flow in the channel with the least loss of momentum of the blown-out jet. It was found that the channel contours profiling for the air bypass on the CLARC Y+ wing profile allowed obtaining a rational channel shape with a smooth continuous flow and the highest pulse coefficient of the blown-out jet. The fact that the eliminating of the separation zone inside the channel increases the impulse coefficient of the blown jet by 20% indicates the need for special profiling of the rational contours of the channel for the blow-out.

Numerical studies in the 3D formulation of the problem of the passive flow control method to increase the lift-producing properties of an aircraft-type unmanned aerial vehicle were performed with non-tilted and deflected flaps at $\delta_{\text{flap}} = 20^\circ$ at Mach numbers $M = 0.18$ and Reynolds $Re = 3.5 \cdot 10^6$.

The article demonstrates that channels discretely located on the wing for the air jets passive blowing-out in cruising flight mode mainly affect the separation zone, reducing its size and creating a vacuum in the blowing-out area, resulting in reduced drag and increased lift. In the take-off mode, when applying passive blowing-out on a deflected flap, aerodynamic characteristics are improved over almost the entire computational range of angles of attack. The jets blow-out onto the flap allows herewith increasing the lifting force by 7% and reducing the drag of the unmanned aerial vehicle by 3%.

Keywords: passive flow-around control method, blowing-out onto the flap, unmanned aerial vehicle aerodynamic characteristics, CFD-methods

For citation: Brutyan M.A., Pavlenko O.V., Ye Htun. Numerical Study of the Passive Method Efficiency of the Air By-Pass on the Unmanned Aerial Vehicle Wing Flap. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(4):7-18. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186326>

List of Figures

Fig. 1. General view of the wing profile and structural layout of the profiled channel for blow-out: *a* – the initial profile of the wing “v0”; *b* – “v1” channel for blow-out; *c* – “v2” channel for blow-out; *d* – “v3” channel for blow-out

Fig. 2. Velocity vectors in the channel for the flow blow-out, angel of attack 2° : *a* – option “v1”; *b* – option “v2”; *c* – option “v3”

Fig. 3. General view of the structured computational grid, variant “v3”

Fig. 4. Velocity field, angel of attack 18° : *a* – initial profile “v0”; *b* – option “v1”; *c* – option “v2”; *d* – option “v3”

Fig. 5. Velocity distribution at the outlet of the air passage slot

Fig. 6. The value of the pulse coefficient depending on the air bypass channel option, angel of attack is 2°

Fig. 7. General view of the UAV: *a* – computational model; *b* – top view of the aircraft and the blowing system

Fig. 8. Construction of a structured calculation grid: *a* – the general view of the design grid; *b* – design grid near the pusher propeller; *c* – design grid with slots for blowout on the left wing console, flap deflection angle of 20°

Fig. 9. Grid convergence by the lift coefficient

Fig. 10. Increment of aerodynamic coefficients when blow-out onto the flap at different angles of deflection:

a — coefficient of lift; b — coefficient of drag

Fig. 11. Path lines and velocity field in the cross-section of the plane $XOYz = 0.27$, angel of attack is 2° , flap deflection angle of 0 degrees: a — without blowing, b — with blow-out onto the flap

Fig. 12. Path lines and velocity field in the cross-section of the plane $XOYz = 0.27$, angel of attack is 2° , flap deflection angle of 20 degrees: a — without blow-out; b — with blow-out onto the flap

Fig. 13. Pulse coefficient of the jet blow-out on the flap along the span of the left wing console, angel of attack is 2°

Введение

Беспилотная авиационная техника успешно заменяет и вытесняет традиционную авиацию в решении многих задач гражданской авиации, в сфере мониторинга местности, доставке грузов в удаленные районы, а также в получении оперативной информации в режиме реального времени. Создание беспилотных комплексов относится к наукоемкой высокотехнологичной отрасли, требующей значительных капиталовложений в научные исследования, технологии, конструктивные разработки и производство. В настоящее время такая продукция востребована во всем мире.

Изначально беспилотные летательные аппараты (БПЛА) разрабатывались для решения военных задач и службы прогноза погоды, но сегодня на рынке мировой торговли резко возрос спрос на беспилотные летательные аппараты в различных областях гражданской жизнедеятельности. Области применения БПЛА многочисленны: мониторинг промышленной инфраструктуры, сельскохозяйственных и лесных угодий, химическое распыление в сельскохозяйственных целях, геофизическая аэросъемка, гражданская почта, выполняющая доставку продуктов и товаров, отслеживание транспортных перевозок и сопровождения грузов, наблюдение за целостностью товаров в пути до пункта назначения.

Сфера применения БПЛА расширяется с каждым годом: разрабатываются летательные аппараты, способные обеспечивать безопасность объектов, оказывать ремонтные услуги, осуществлять связь с отдаленными регионами, эффективно обеспечивать сотовую связь и интернет-коммуникации. Крупнейшие мировые компании вступают в конкурентную борьбу за право лидерства в сегменте беспилотных транспортных систем. Основные преимущества применения БПЛА в логистике состоят в том, что они не связаны с дорогами, могут обходить препятствия, достаточно экономичные, экологически чистые, маневренные, скоростные, компактные по сравнению с пилотируемыми летательными аппаратами (ЛА); однако также имеются огра-

ничения в применении БПЛА и проблемы, связанные с дальностью и продолжительностью их полета [1–6].

Известно, что на значение максимального коэффициента подъемной силы определяющим образом влияет срыв потока с крыла, необходимым условием возникновения которого является наличие положительного градиента давления. Таким образом, одним из направлений исследования повышения несущих свойств крыла является исследование подавления отрывного характера обтекания [8–13]. В связи с этим широкое распространение получили различные активные и пассивные способы управления обтеканием [14–17]. К пассивным способам, применение которых не требует дополнительных энергетических затрат, относятся механические и воздушные генераторы вихрей [18, 19].

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

Выбор рациональной формы канала для перепуска воздуха на основе численного моделирования обтекания профиля с протоком

Для численного моделирования выбран 12%-й профиль CLARC Y^+ с хордой $b = 0,64$ м (рис. 1,а). Модификация канала для пассивного перепуска воздуха с нижней поверхности на верхнюю проводилась последовательно после анализа результатов расчета предыдущего варианта. Цель модификаций — получение в канале течения импульса выдуваемой струи с наименьшими потерями.

Первый вариант канала для выдува «v1» был спроектирован с целью уменьшения сопротивления, поэтому в районе воздухозаборника сделано округление по касательной к стенкам канала, а выдув из него направлен по касательной к поверхности профиля (рис. 1,б). В отличие от первого варианта, у варианта «v2» отсутствует скругление

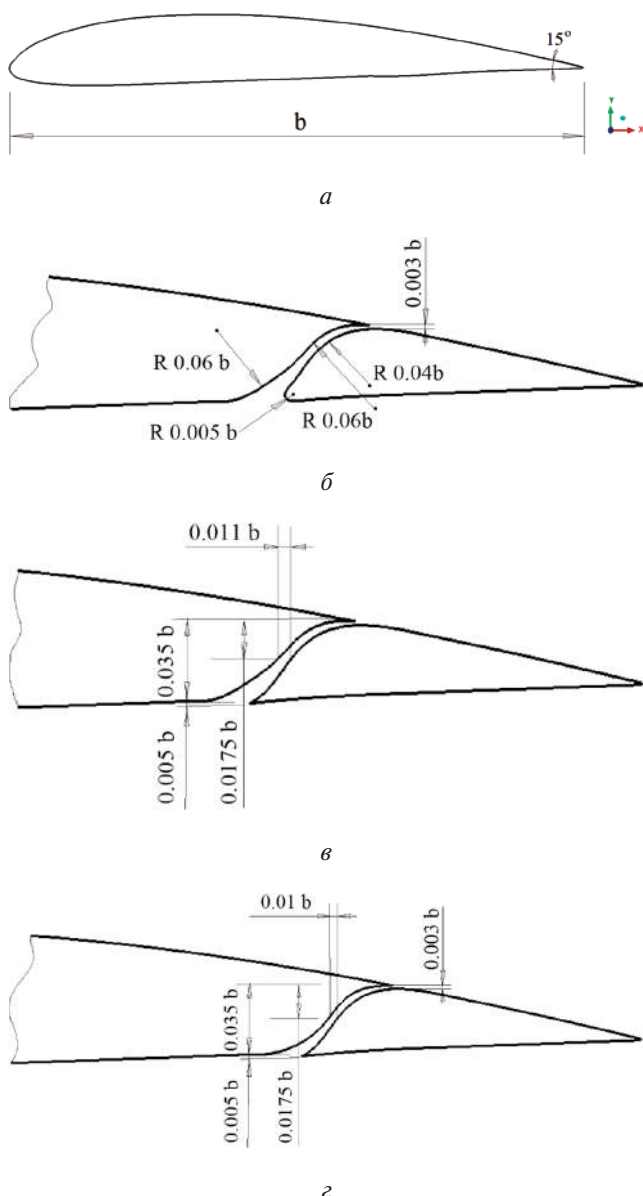


Рис. 1. Общий вид профиля крыла и схема построения профилированного канала для выдува:

- a* – исходный профиль крыла «v0»;
- б* – вариант канала для выдува «v1»;
- в* – вариант канал для выдува «v2»;
- г* – вариант канала для выдува «v3»

края воздухозаборника (рис. 1,г). Третий вариант канала «v3» повторяет форму второго, но край воздухозаборника опущен ниже контура профиля с целью захвата большей массы воздуха и увеличения эффективности устройства на малых углах атаки (рис. 1,г).

При рассмотрении течения в канале с использованием визуализации векторов скорости становятся видны проблемы, создаваемые его обводами (рис. 2). Так, например, на скругленной нижней части воздухозаборника у варианта «v1» образуется зона торможения потока, создающая

дополнительное сопротивление, в зависимости от радиуса его скругления. В этом месте часть потока, набегающая на сопло скругленной формы, уходит в воздухозаборник, часть потока воздуха направляется вниз, создавая дополнительное сопротивление, а другая часть проходит вдоль профиля крыла (рис. 2,а). С целью уменьшения сопротивления была сделана профилировка с острым углом – вариант «v2» (рис. 2,б), а также вариант «v3», который оказался более эффективным, так как из-за опущенного нижнего края воздухозаборника в него попадает больше воздуха (рис. 2,в).

Методика, условия и результаты численных расчетов

Построены структурированные сетки для расчета течения без перепуска воздуха и для каждого варианта канала с протоком. Для корректного разрешения пограничного слоя была создана специальная сетка типа *o-grid*. Пример расчетной сетки, содержащей около 700 тыс ячеек, показан на рис. 3.

Численные исследования обтекания профиля CLARC Y+ проведены по программе, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса, на докритическом $\alpha = 2^\circ$ и закритическом $\alpha = 18^\circ$ углах атаки при числе Маха $M = 0,24$ и числе Рейнольдса $Re = 3,5 \cdot 10^6$. Расчеты при $\alpha = 18^\circ$ показали, что пассивное перетекание воздуха с нижней поверхности на верхнюю уменьшает отрывную зону (рис. 4). Наибольший эффект достигается при использовании варианта «v3».

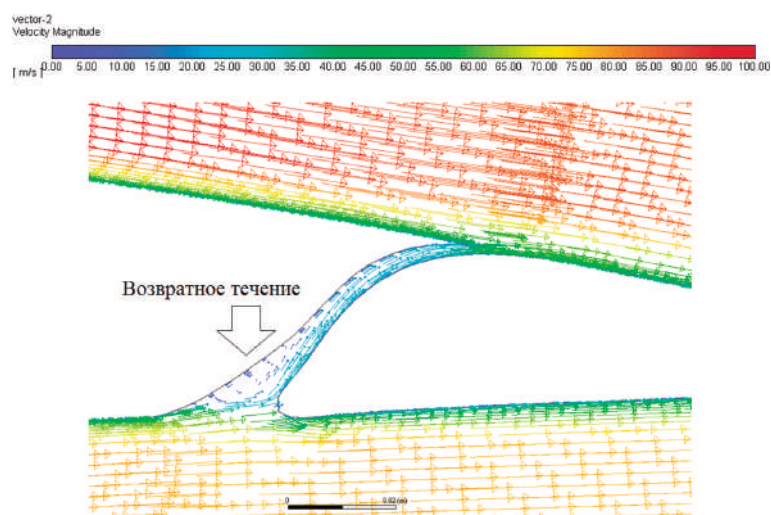
Распределение скоростей по высоте сопла на выходе из канала при $\alpha = 2^\circ$ показано на рис. 5, где $\bar{h}$ – относительная высота сопла. Как уже отмечалось, наибольшая скорость потока наблюдается при использовании варианта «v3».

Основным параметром, характеризующим интенсивность выдува струи воздуха, выходящей через сопло, а также ее эффективность является коэффициент импульса струи C_μ [20 – 22], представляющий собой отношение импульса струи к скоростному напору набегающего потока и площади крыла S (или к хорде профиля b):

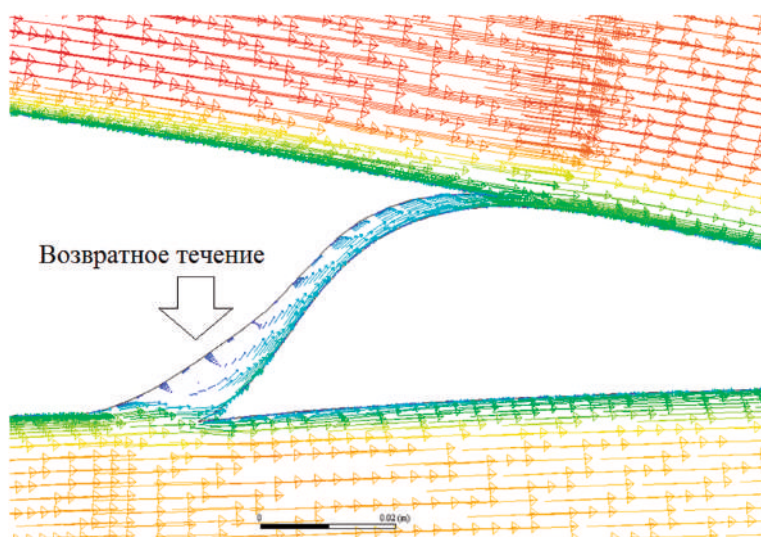
$$C_\mu = \frac{mV_j}{q_\infty S} = \frac{2\rho_j V_j^2 h_c}{\rho_\infty V_\infty^2 b},$$

где m – массовый расход выдуваемого воздуха; V_j – скорость воздуха в струе на срезе сопла; ρ_j – плотность воздуха в струе на срезе сопла; h_c – высота щелевого сопла; q_∞ – скоростной напор набегающего потока; b – хорда профиля.

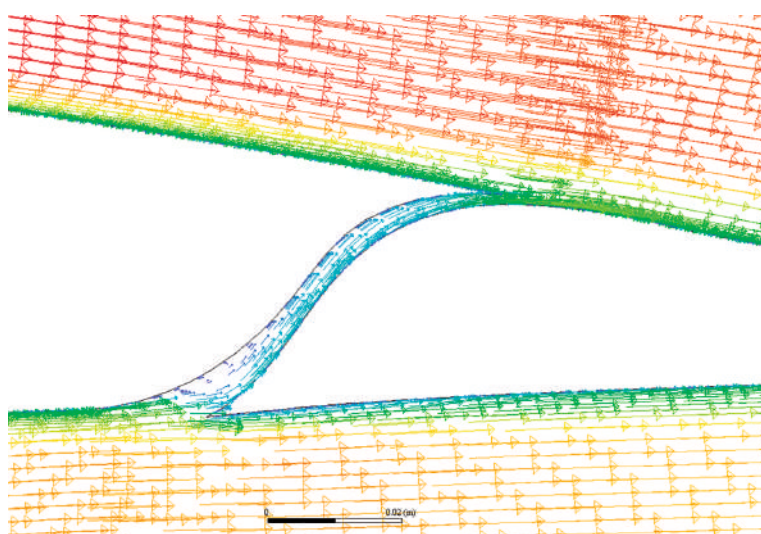
Результаты расчетов коэффициента импульса в зависимости от варианта канала для пассивного перепуска воздуха показаны на рис. 6, где



а



б



в

Рис. 2. Векторы скорости в канале для выдува потока, $\alpha = 2^\circ$:
а – вариант «v1»; б – вариант «v2»; в – вариант «v3»

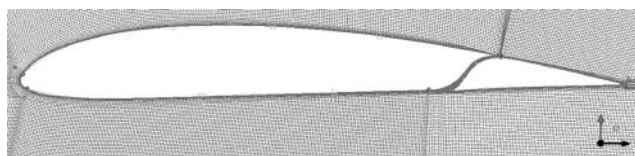
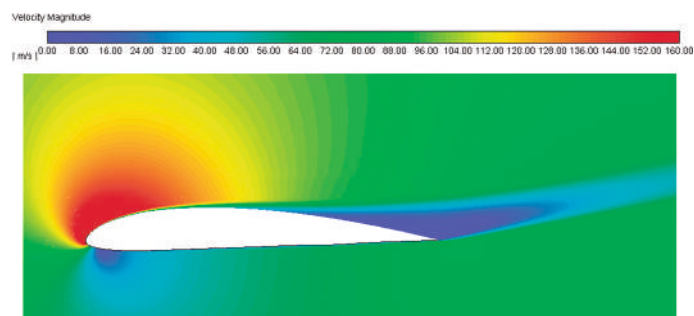


Рис. 3. Общий вид структурированной расчетной сетки, вариант «v3»



a



б



в



г

Рис. 4. Поле скоростей, $\alpha = 18^\circ$: *a* – исходный профиль «v0»;
б – вариант «v1»; *в* – вариант «v2»; *г* – вариант «v3»

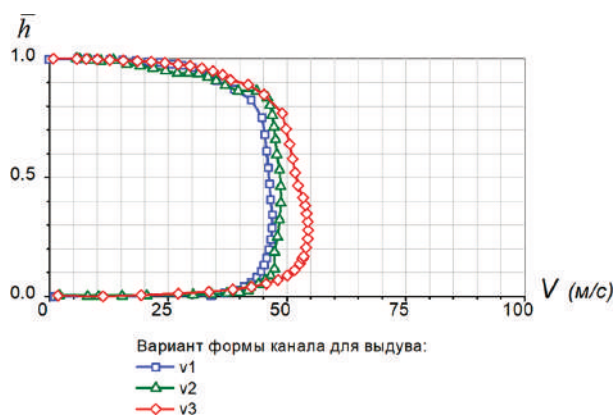


Рис. 5. Распределение скоростей на выходе из щели для перепуска воздуха

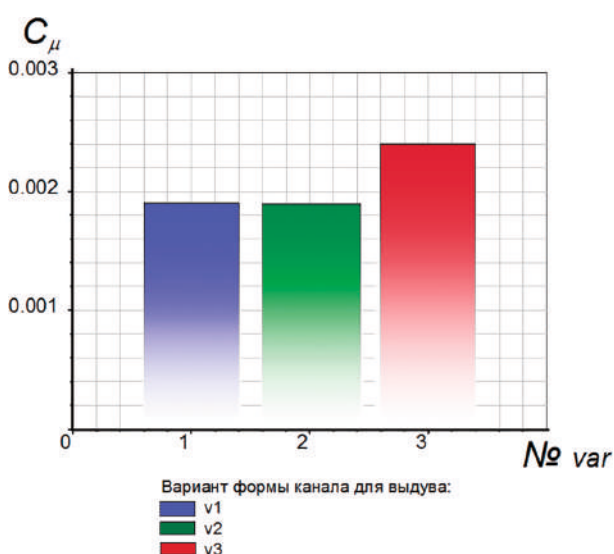


Рис. 6. Значение коэффициента импульса в зависимости от варианта канала для перепуска воздуха, $\alpha = 2^\circ$

№ var — номер варианта канала. С увеличением угла атаки коэффициент импульса выдуваемой струи ожидаемо возрастает, а наибольшее значение C_μ оказалось у варианта «v3». Поэтому для дальнейших исследований был выбран этот вариант, как наиболее эффективный.

Численное исследование эффективности применения нового пассивного способа управления обтеканием БПЛА на крейсерском и взлетном режимах полета

Численные исследования пассивного метода управления обтеканием с целью повышения несущих свойств летательного аппарата были проведены на математической модели прототипа БПЛА-доставщика самолетного типа при $\delta_{\text{зак}} = 0$ и при отклоненных закрылках $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$. Исследовалось течение в профилированном канале (вариант

«v3») при пассивном выдуве на закрылок и без выдува. Общий вид БПЛА показан на рис. 7.

Прямое крыло с хордой $b = 0,7$ м, площадью $S = 8,4$ м² интегрировано в фюзеляж и скомпоновано из профиля CLARK Y^+ с каналами для пассивного перепуска воздуха. По размаху консоли крыла через равные промежутки расположено шесть дискретных каналов (нумерация от борта фюзеляжа) протяженностью $l = 0,6b$ (рис. 7,б). Хорда закрылка составляет $1/3$ хорды профиля крыла. Была спроектирована расчетная модель с толкающим двухлопастным воздушным винтом для крейсерского полета и с четырьмя винтами малого диаметра на балках для подъемных двигателей, которые в расчете моделировались активными дисками.

Построена структурированная сетка, содержащая около 10 млн ячеек; по хорде крыла 80 ячеек, 70 ячеек по размаху консоли крыла (рис. 8). Расчет вращения винтов и активных дисков, при набегающем на модель под определенными углами потока, проведен по ранее отработанной методике [23–25]. Для расчета движения воздуха были построены две зоны:

- с поступательным движением воздуха, набегающего на модель БПЛА со скоростью $V_\infty = 34$ м/с;
- с вращательным движением воздуха вокруг лопастей винта и в активных дисках. Частота вращения толкающего двухлопастного воздушного винта $n = 2000$ об/мин.

При моделировании области пограничного слоя высота первой ячейки, вблизи поверхности крыла, выбиралась такой, чтобы пограничный слой вместил достаточное количество ячеек для расчета пристеночного параметра

$$y^+ = \frac{\rho \cdot u_\tau \cdot y_p}{\mu},$$

где u_τ — характерная скорость; y_p — высота первой ячейки расчетной сетки, отсчитанная от поверхности модели; ρ — плотность окружающей среды; μ — вязкость окружающей среды. В расчетах параметр y^+ равнялся 0,97.

Расчеты обтекания БПЛА проведены на модели турбулентности “ $k-\epsilon$ -realizable” с улучшенным моделированием параметров турбулентности вблизи стенки и с учетом влияния градиента давления. Выбор такой модели турбулентности обусловлен тем, что она позволяет делать достаточно точные прогнозы характеристик пограничного слоя при больших градиентах давления, а также в отрывных и вращающихся течениях. Отметим, что модель турбулентности “ $k-\epsilon$ -realizable” подходит для расчетов на грубой сетке с небольшим количеством ячеек.

Численные исследования выполнены по программе, основанной на решении осредненных по

Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса, в диапазоне углов атаки $-10^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$ для крейсерского режима полета и в диапазоне $-5^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ$ для режима взлета ($\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$ с вращением активных дисков) при числах Маха $M = 0,18$ и Рейнольдса $Re = 3,5 \cdot 10^6$.

Зависимость коэффициента подъемной силы от числа ячеек расчетной сетки N (млн), полученная в расчете на крейсерском полете без выдува на закрылок при $\alpha = 2^\circ$, показывает, что для оценочных расчетов влияния выдува на подъемную силу БПЛА вполне достаточно 10 млн ячеек сетки (рис. 9).

Приращения аэродинамических характеристик получены как разность коэффициентов сил и моментов модели с каналом для выдува потока и без него: $\Delta c_y = c_{yv} - c_y$, $\Delta c_x = c_{xv} - c_x$. Результаты

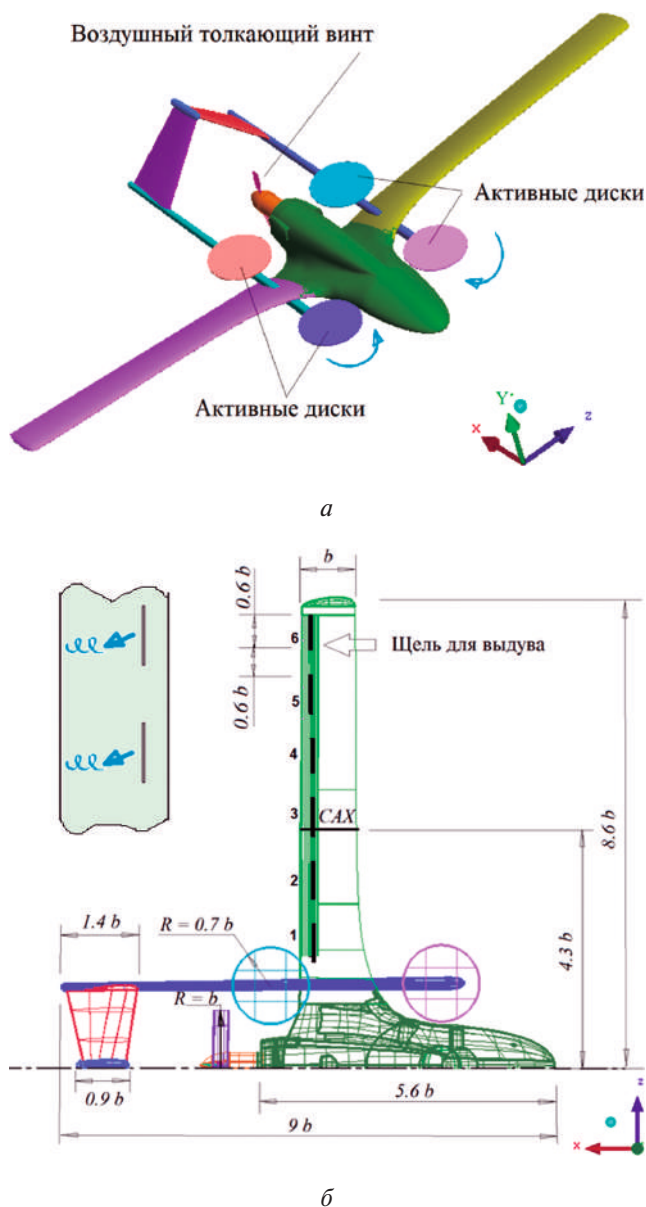


Рис. 7. Общий вид БПЛА: а — расчетная модель; б — вид сверху на ЛА и систему выдува

расчетов показывают, что при неотклоненном закрылке на докритических углах атаки выдув практически не влияет на аэродинамические характеристики летательного аппарата, рис. 10. При отклонении закрылка на $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$ становится заметным положительное воздействие выдува на подъемную силу (рис. 10, а) и сопротивление

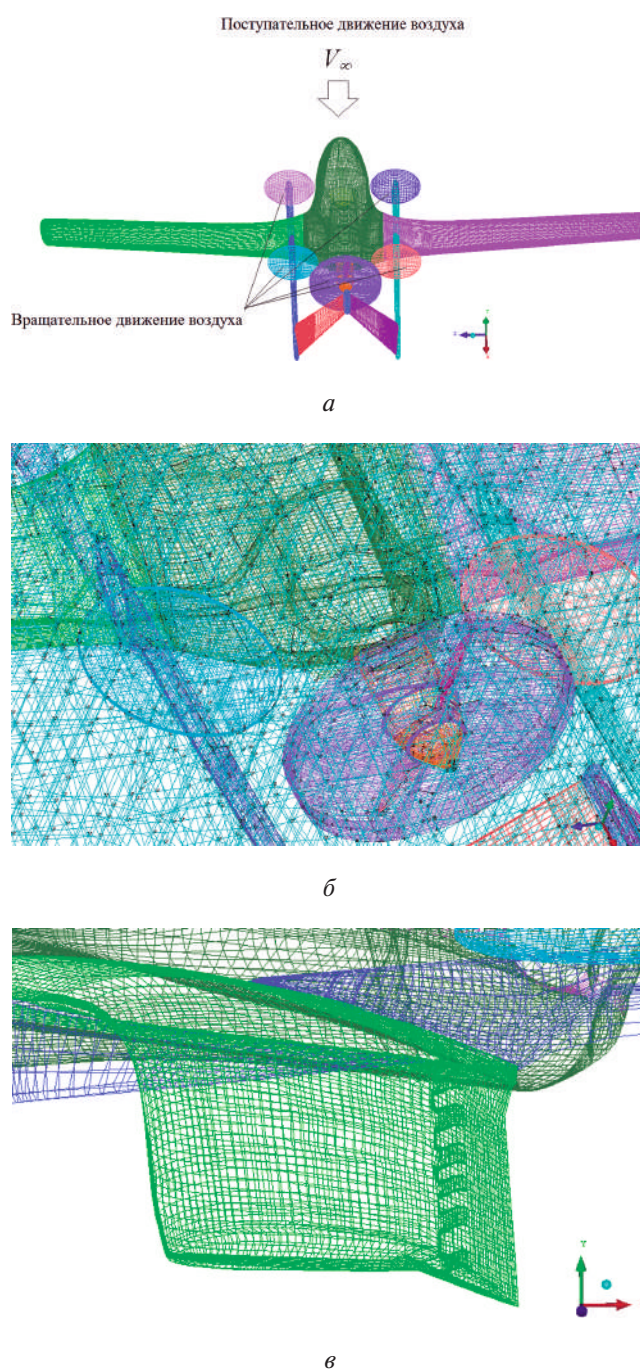


Рис. 8. Построение структурированной расчетной сетки: а — общий вид расчетной сетки; б — расчетная сетка вблизи толкающего винта; в — расчетная сетка с щелями для выдува на левой консоли крыла, $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$

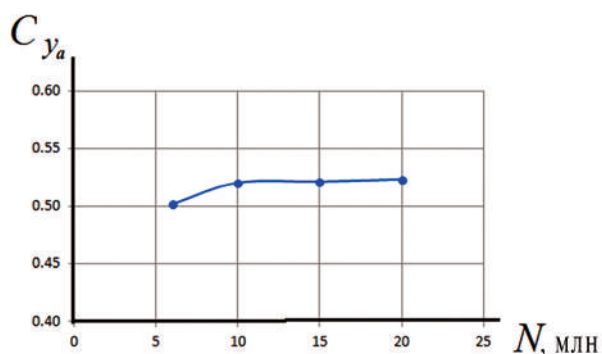


Рис. 9. Сеточная сходимость по коэффициенту подъемной силы

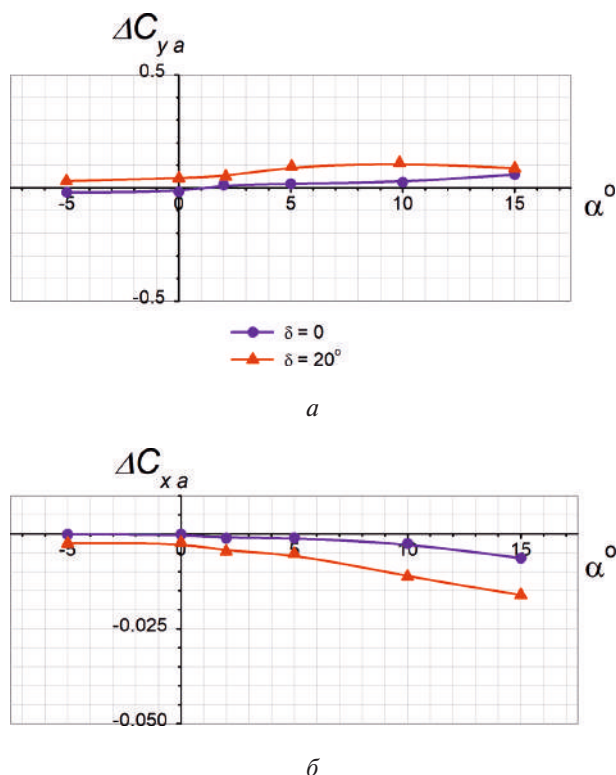


Рис. 10. Приращение аэродинамических коэффициентов при выдуве на закрылок при различных углах его отклонения:

a — коэффициент подъемной силы;
 b — коэффициент сопротивления

летательного аппарата (рис. 10,б), особенно при увеличении угла атаки.

Линии тока и поле скоростей при неотклоненных и отклоненных закрылках показаны на рис. 11 и 12. Уменьшение сопротивления при отклоненных во взлетное положение закрылках связано с тем, что на взлете работают подъемные двигатели, препятствующие образованию отрыва потока вблизи фюзеляжа, и образующаяся на крыле отрывная зона сдвигается к середине крыла, а выдув на закрылок уменьшает высоту отрывной зоны, тем самым уменьшая сопротивление и увеличивая подъемную силу летательного аппарата (рис. 12).

Для расчета коэффициента импульса C_{μ} струи, выдуваемой на закрылок, были использованы средние значения поля скоростей в каждой из шести щелей для выдува. Результаты расчета коэффициентов импульса струй, выходящих из каждой щели крыла при угле атаки $\alpha = 2^\circ$, показаны на рис. 13. Видно, что зависимость $C_{\mu}(\bar{z})$ немонотонная и наименьшие значения наблюдаются в корневом сечении крыла и в сечении $\bar{z} = 0,6$ при неотклоненном закрылке, а наибольшие — в концевых сечениях крыла при отклоненном закрылке $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$.

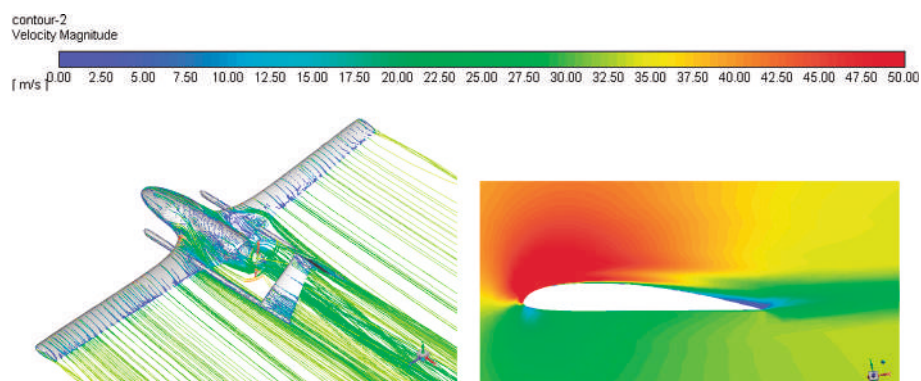
Наибольший коэффициент импульса наблюдается в струе воздуха, выходящей из канала № 6 около концевой сечения при отклоненном закрылке, ввиду того что перетеканию этого потока способствует наибольший перепад давления с нижней поверхности на верхнюю, где по сравнению с другими каналами для пассивного перепуска наблюдается наибольшее разрежение.

Выводы

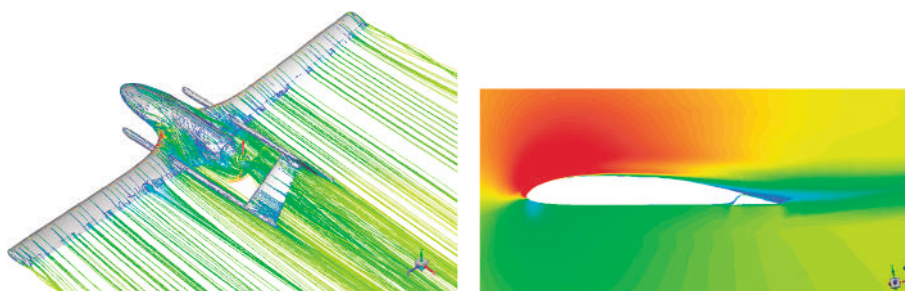
Установлено, что профилирование обводов канала для перепуска воздуха на профиле крыла CLARC Y+ позволило получить рациональную форму канала с гладким безотрывным течением и наибольшим коэффициентом импульса выдуваемой струи. Тот факт, что устранение отрывной зоны внутри канала увеличивает коэффициент импульса выдуваемой струи на 20%, свидетельствует о необходимости специального профилирования рациональных обводов канала для выдува. Полученная форма канала использована в расчетных исследованиях, направленных на повышение несущих свойств беспилотного летательного аппарата-доставщика. Расчеты показали, что дискретно расположенные на крыле каналы для пассивного выдува струй воздуха на режиме взлета позволяют увеличить на 7% подъемную силу и снизить на 3% сопротивление БПЛА.

Список источников

1. Бублик Н.Д., Чувиллин Д.В., Шафиков Г.А. Анализ возможностей и практики использования беспилотных транспортных систем в региональных авиационных грузоперевозках // Вестник Евразийской науки. 2018. Т. 10. № 2. DOI: 10.15862/09ECVN218
2. Махоткин А.А. Инновационные решения в логистике с использованием БПЛА как фактор развития экономики страны // Управление организационно-экономическими системами: Сборник трудов научного семинара студентов и аспирантов института экономики и управления (25–30 ноября 2024). Выпуск 25. Самара: Изд-во Самарского университета. 2025. С. 286–288.

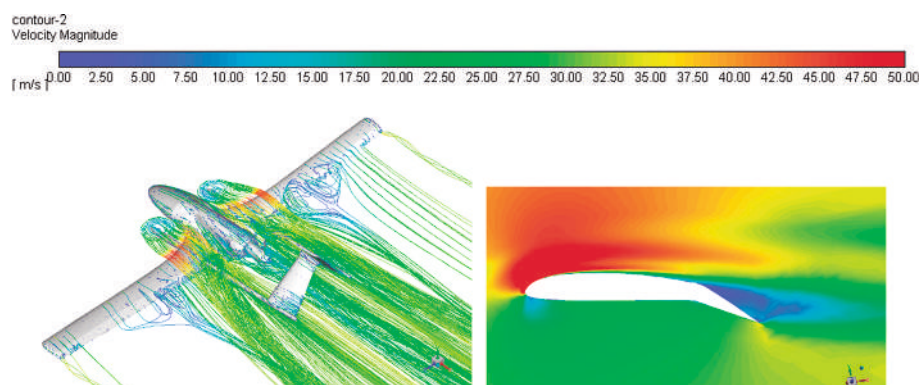


a

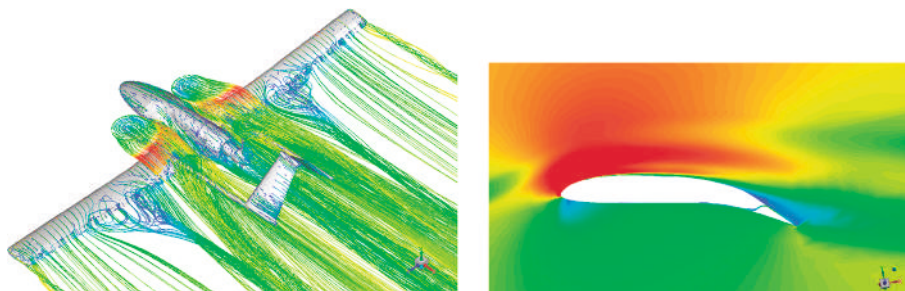


б

Рис. 11. Линии тока и поле скоростей в сечении плоскостью $XOY \bar{z} = 0,27$, $\alpha = 2^\circ$, $\delta_{\text{зак}} = 0$: *a* – без выдува, *б* – с выдувом на закрылок



a



б

Рис. 12. Линии тока и поле скоростей в сечении плоскостью $XOY \bar{z} = 0,27$, $\alpha = 2^\circ$, $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$: *a* – без выдува, *б* – с выдувом на закрылок

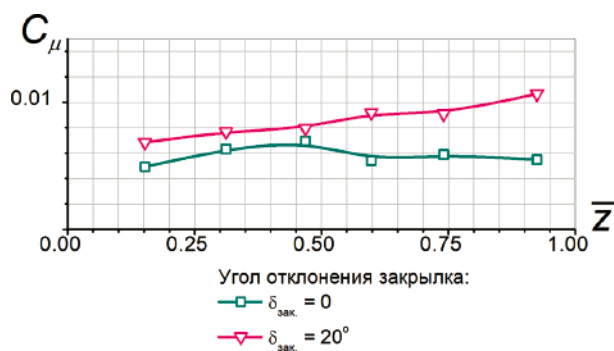


Рис. 13. Коэффициент импульса струи, выдуваемой на закрылок по размаху левой консоли крыла, $\alpha = 2^\circ$

3. Лунина Е.С., Ермаков И.А. Беспилотные летательные аппараты в логистике: зарубежный и отечественный опыт // Вестник университета. 2024. № 5. С. 68–77. DOI: 10.26425/1816-4277-2024-5-68-77
4. Drones and the future of logistics. URL: <https://asstra.com/drones-and-the-future-of-logistics/?ysclid=mf5fpflhel585275547>
5. Абрамова М.Ю., Шафиев Р.М. Перспективы применения беспилотных летательных аппаратов международными розничными сетями (на примере компании AMAZON) // Экономические науки. 2020. Т. 51. № 2–4. С. 70–73. DOI: 10.24411/2500-1000-2020-11499
6. Герасименко И.С., Негров Н.С. Применение дронов в складском хозяйстве // Научно-практический электронный журнал «Аллея Науки». 2019. № 7(34).
7. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. М.: Авиаиздат, 2015. 288 с.
8. Брутян М.А., Потапчик А.В., Раздобарин А.М. и др. Влияние струйных вихрегенераторов на взлетно-посадочные характеристики крыла с предкрылком // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 19–26.
9. Брутян М.А., Волков А.В., Потапчик А.В. Экспериментальное исследование пассивного способа ослабления трансзвукового баффета // Письма в журнал технической физики. 2019. Т. 45. № 21. С. 19–21. DOI: 10.21883/PJTF.2019.21.48467.17881
10. Абрамова К.А., Брутян М.А., Волков А.В. и др. Исследования средств управления обтеканием крыльев магистральных самолетов на крейсерских режимах полета // Труды ЦАГИ. 2019. № 2783. С. 18–30.
11. Брутян М.А., Петров А.В., Потапчик А.В. Способ ослабления волнового отрыва при взаимодействии скачка уплотнения с пограничным слоем. Патент RU 2615251 С1. Бюл. № 10, 04.04.2017.
12. Губский В.В. Применение адаптивной механизации на легком транспортном самолете // Труды МАИ. 2013. № 68. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41737>
13. Brunet V., Dandois J., Verbeke C. Recent Onera Flow Control Research on Higher-Lift Configurations // Journal Aerospace Lab. 2013. No. 6. URL: <https://hal.science/hal-01184627/document>
14. Брутян М.А. Задачи управления течением жидкости и газа. М.: Наука, 2015. 256 с.
15. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. М.: Физматлит, 2011. 402 с.
16. 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.
17. 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
18. Азиз М.А., Эльсайед А.М. Численное исследование и оптимизация управления течением на крыле с использованием пассивных струй воздуха // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26. № 3. С. 391–406.
19. 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.
20. Павленко О.В., Пигусов Е.А. Особенности применения тангенциального выдува струи на поверхность крыла летательного аппарата в условиях обледенения // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 7–15. DOI: 10.34759/vst-2020-2-7-15
21. Пигусов Е.А., Головкин М.А., Павленко О.В. Моделирование обтекания щелевого предкрылка на штопорной модели // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2023. Т. 16. № 1.1. С. 315–319. DOI: 10.18721/JPM.161.152
22. Головкин В.А., Головкин М.А., Горбань В.П. и др. Критерии подобия при моделировании работы элементов щелевой механизации крыла в штопорном эксперименте // Ученые записки ЦАГИ. 2022. Т. LIII. № 1. С. 3–20.
23. Алесин В.С., Губский В.В., Дружинин О.В. и др. Исследования интерференции толкающего винтокольцевого движителя с фюзеляжем летательного аппарата // Автоматизация. Современные технологии. 2018. Т. 72. № 2. С. 91–96.
24. Vinogradov O.N., Kornushenko A.V., Pavlenko O.V., et al. Influence of propeller diameter mounted at wingtip of high aspect ratio wing on aerodynamic performance // Journal of Physics Conference Series. ISCM 2021 (March 09–12 2021; Saint Petersburg). DOI: 10.1088/1742-6596/1959/1/012051
25. Виноградов О.Н., Корнушенко А.В., Павленко О.В. и др. Особенности интерференции воздушного винта и крыла сверхбольшого удлинения в неоднородном потоке // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. . DOI: 10.34759/vst-2021-2-7-19

References

1. Bublik ND, Chuvilin DV, Shafikov GA. Analysis of opportunities and practices of use unmanned transport systems in regional cargo air transportation. *The Eurasian Scientific Journal*. 2018;2(10). (In Russ.). DOI: 10.15862/09ECVN218
2. Makhotkin AA. Innovative solutions in logistics using UAVs as a factor in the development of the country's economy. *Materialy Nauchnogo seminarov studentov i aspirantov instituta ekonomiki i upravleniya "Upravlenie organizatsionno-ekonomicheskimi sistemami" (November 25-30; 2024)*. No. 25. Samara: Samarskii universitet; 2025. p. 286-288. (In Russ.).
3. Lunina ES, Ermakov IA. Unmanned aerial vehicles in logistics: foreign and domestic experience. *Vestnik Universiteta*. 2024;(5):68-77. (In Russ.). DOI: 10.26425/1816-4277-2024-5-68-77
4. *Drones and the future of logistics*. URL: <https://asstra.com/drones-and-the-future-of-logistics/?ysclid=mf5fpflhel585275547>
5. Abramova MY, Shafiev RM. Prospects for the use of pilotless aerial devices by international retailers (on the example of Amazon). *International Journal of Humanities and Natural Sciences*. 2020;51(12-4):70-73. (In Russ.). DOI: 10.24411/2500-1000-2020-11499
6. Gerasimenko IS, Negrov NS. Use of drones in warehousing. *Nauchno-prakticheskii elektronnyi zhurnal "Alleya Nauki"*. 2019(7). (In Russ.).
7. *Aviation regulations. Part 25. Standards of airworthiness of transport category aircraft*. Moscow: Aviaizdat; 2015. 288 p. (In Russ.).
8. 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. (In Russ.).
9. Brutyan MA, Volkov AV, Potapchik AV. An Experimental Study of a Passive Method of Attenuating a Transonic Buffet Phenomenon. *Technical Physics Letters*. 2019;45(21):1082-1084. (In Russ.). DOI: 10.21883/PJTF.2019.21.48467.17881
10. Abramova KA, Brutyan MA, Volkov AV, et al. Studies of wing flow controls for mainline aircraft in cruising flight modes. *TsAGI*. 2019(2783):18-30. (In Russ.).
11. Brutyan MA, Petrov AV, Potapchik AV. *Method to weaken shock-induced separation under shockwave boundary layer interaction*. Patent RU 2615251 C1, 04.04.2017. (In Russ.).
12. Gubsky VV. Application of adaptive high-lift devices by an light transport airplane. *Trudy MAI*. 2013(68). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41737>
13. Brunet V, Dandois J, Verbeke C. Recent Onera Flow Control Research on Higher-Lift Configurations. *Journal Aerospace Lab*. 2013(6). URL: <https://hal.science/hal-01184627/document>
14. Brutyan MA. *Problems of controlling the flow of liquid and gas*. Moscow: Nauka; 2015. 256 p. (In Russ.).
15. Petrov AV. *Energy methods for increasing the lifting force of a wing*. Moscow: Fizmatlit; 2011. 402 p. (In Russ.).
16. 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.).
17. 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
18. Aziz MA, El'saied AM. Numerical investigation and optimization of flow control on a wing using passive air jets. *Teplofizika i aeromekhanika*. 2019;26(3):391-406. (In Russ.).
19. Brutyan MA, 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.).
20. Pavlenko OV, Pigusov EA. Application specifics of tangential jet blow-out on the aircraft wing surface in icing conditions. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(2):7-15. DOI: 10.34759/vst-2020-2-7-15
21. Pigusov EA, Golovkin MA, Pavlenko OV. Flow modelling of slotted slat on spin model. *St. Petersburg Polytechnic University Journal. Physics and Mathematics*. 2023;16(1.1):315-319. (In Russ.). DOI: 10.18721/JPM.161.15
22. Golovkin VA, Golovkin MA, Gorban VP, et al. Similarity criteria for modeling the operation of the elements of slotted high-lift devices in a spin experiment. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2022;LIII(1):3-20. (In Russ.).
23. Alesin VS, Gubsky VV, Druzhinin OV, et al. Investigations of the interference of the pushing screw propeller with of the fuselage aircraft. *Automation. Modern technologies*. 2018;72(2):91-96. (In Russ.).
24. Vinogradov ON, Kornushenko AV, Pavlenko OV, et al. Influence of propeller diameter mounted at wingtip of high aspect ratio wing on aerodynamic performance. *Journal of Physics Conference Series. ISCM 2021 (March 09-12, 2021; Saint Petersburg)*. DOI: 10.1088/1742-6596/1959/1/012051
25. Vinogradov ON, Kornushenko AV, Pavlenko OV, et al. Specifics of propeller and super-high aspect ratio wing interference in non-uniform flow. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(2):7-19. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-2-7-19

Статья поступила в редакцию / Received 08.08.2025
 Одобрена после рецензирования / Revised 18.08.2025
 Принята к публикации / Accepted 15.09.2025