Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 2. С. 27-35. Aerospace MAI Journal, 2025, vol. 32, no. 2, pp. 27-35. (In Russ.).

Научная статья УДК 532.5.032: 533.69 URL: https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184988 EDN: https://www.elibrary.ru/PBEZSW



Численные исследования интерференции генератора вихрей и крыла с воздушным винтом

Мохаммад Кхир Багхдади

Московский физико-технический институт (МФТИ), Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация m.khir.baghdadi@gmail.com

Аннотация. Проведены численные исследования интерференции генератора вихрей и крыла с воздушным винтом. Расчеты выполнены в условиях эксперимента в аэродинамической трубе на модели прямого крыла с тянущим воздушным винтом, а также в свободном потоке в широком диапазоне углов атаки. Показано, что установка генератора вихрей позволяет уменьшить размеры отрывной зоны, снизить сопротивление крыла, а также уменьшить шарнирный момент отклоненного закрылка.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, прямое крыло, генератор вихрей, тянущий воздушный винт, срыв потока с крыла, шарнирные моменты, CFD-методы

Для цитирования: Багхдади М.К. Численные исследования интерференции генератора вихрей и крыла с воздушным винтом // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 2. С. 27-35. URL: https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184988

Original article

Numerical Studies of Interference of Vortex Generator and a Wing with Air Propeller

Mohammad Khir Baghdadi

Moscow Institute of Physics and Technology (MIPT), Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation m.khir.baghdadi@gmail.com

Abstract

Local aerodynamics plays an important role in aviation. Even small changes in the geometric shape of the aircraft separate structural elements in the area of vortex bundles forming affect significantly the vortex structure, its interaction with the aircraft elements and, eventually, its aerodynamic characteristics.

As of today, vortex generators are increasingly applied in aerodynamics to improve the wing flow-around and strife the boundary layer separation. Typically, the vortex generator represents a small elongation wing set normal to the surface at the certain angle of attack to the incoming flow direction to form a longitudinal tip vortex. Vortex generators application relates to the passive methods of flow control and leads to a slowdown or complete elimination of flow disruption due to redistribution of the longitudinal momentum of the moving medium.

With optimal arrangement of the vortex generators, the boundary layer separation from the wing surface may be significantly reduced. However, in real flight, especially in conditions of separation flow, the incoming flow to the

© Багхдади М.К., 2025

vortex generator ensuring at the desired angle is rather difficult. It should be noted herewith that the vortex generator smooth operation ensuring requires a certain angle of attack and its stable flow-around by the airflow.

The article presents a numerical study on the effect on the vortex generator separation zone and the hinge moments of the deflected flap. The authors proposed installing the vortex generator in the airflow behind the air propeller to sustain constant flow-around of the vortex generator.

The computational model under study is a straight wing with a symmetrical NACA 642A015 profile, with two flaps and a puller propeller of a 0.23 m diameter installed in its mid-length. The computations were performed at the propeller rotation at 10,000 rpm. The relative pitch ratio the propeller is J = 1.

To ensure stable operation of the vortex generator, it was placed behind the propeller on the wing upper surface at an angle of 45° to the incoming flow, which was selected according to the design specifics of the model and installation angle of the propeller blades.

The computations were performed on a structured grid containing about 20 million cells. To compute the air movement, two zones were built: the first zone with translational air movement impinging on the wing model under study at the speed of V = 40 m/s, and the second computational zone with rotational air movement around the rotor blades.

The numerical study was accomplished by the program based on solving the Reynolds-averaged Navier–Stokes equations, under experimental conditions in a wind tunnel with a wing elongation of $\lambda = 2.8$, as well as in free air flow with a wing elongation of $\lambda = 5$ at numbers M = 0.12 and $Re = 0.7 \cdot 10^6$ within the range of angle of attack of $-20^\circ \le AoA \le 20^\circ$.

Numerical studies of the wing interference with a propeller and a vortex generator revealed that a vortex generator might be applied to reduce the separation zone on the wing, the drag, as well as the hinge torque of the deflected wing mechanization.

The article demonstrates the practicability of the vortex generator placement behind the air propeller, which ensures a certain angle of airflow and necessary velocity of the incoming flow, to ensure favorable interference.

Keywords: aerodynamic characteristics, straight wing, vortex generator, pulling propeller, flow disruption from the wing, hinge moments, CFD-methods

For citation: Baghdadi M.K. Numerical Studies of Interference of Vortex Generator and a Wing with Air Propeller. *Aerospace MAI Journal.* 2025;32(2):27-35. (In Russ.). URL: https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184988

List of Figures

- Fig. 1. General view of the computational model, $\lambda = 2.8$: a a wing with the aircraft propeller; b vortex generator
- Fig. 2. The structured computational mesh building
- Fig. 3. The wing polar curve
- Fig. 4. Field of velocities (m/s) in the middle of vortex generator in the wing section by the *XOY* plane:
- a without vortex generator; b with vortex generator
- Fig. 5. Flow lines (m/s) while the wing model flow-around, $\alpha = 10^{\circ}$: *a* without vortex generator; *b* with vortex generator Fig. 6. General view of the computational model, $\lambda = 5$
- Fig. 7. The wing aerodynamic characteristics dependencies on the angle of attack: a lift coefficient; b drag coefficient,
- Fig. 9. Pressure distribution on the wing lower surface, $\alpha = 0$
- Fig. 10. The hinge moment of the right wing console flap dependence on the angle of attack, J = 1, $\delta_{\text{flap}} = 20^{\circ}$

List of Tables

The wing aerodynamic characteristics, $\alpha = 10^{\circ}$

Введение

При проектировании аэродинамической компоновки летательного аппарата (ЛА) важную роль играет знание местной аэродинамики. Так, например, даже небольшие изменения геометрической формы отдельных конструктивных элементов ЛА в области формирования вихревых жгутов оказывают существенное влияние на вихревую структуру, ее взаимодействие с элементами ЛА и его аэродинамические характеристики [1]. В настоящее время для улучшения обтекания крыла и борьбы с отрывом пограничного слоя все чаще используются генераторы вихрей (ГВ) различного типа. Чаще используются механические ГВ, которые обычно представляет собой крыло малого удлинения, установленное по нормали к поверхности под определенным углом атаки к направлению набегающего потока для формирования концевого продольного вихря. Применение ГВ относится к пассивным способам управления потоком, и его правильное использование позволяет замедлить или полностью устраненить срыв потока за счет перераспределения продольного импульса движущейся среды [2].

Для повышения максимальной подъемной силы и увеличения критического угла атаки на взлетно-посадочных режимах полета применяются также струйные ГВ [3]. Например, для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов транспортной категории было предложено использование генераторов вихрей на мотогондолах маршевых двигателей для повышения максимального значения коэффициента подъемной силы на посадочных режимах, установка их на верхней поверхности закрылка – для повышения несущих свойств крыла, а на хвостовом оперении – для повышения эффективности органов управления [4].

Многочисленные исследования показали, что основными факторами возникновения отрывных течений являются положительный градиент давления и вязкость [5]. Кроме этого, отрыв потока следует рассматривать во взаимосвязи с переходом течения в пограничном слое из ламинарного состояния в турбулентное [6]. Решение проблем, связанных с отрывными течениями, играет важную роль в процессе аэродинамического проектирования летательных аппаратов [7, 8]. ГВ являются одним из распространенных средств пассивного управления пограничным слоем и средством борьбы с отрывными течениями. Они создают продольные вихри для усиления обмена количеством движения между пристеночной и внешней частью пограничного слоя [8]. Часто ГВ выглядят как небольшие пластины, расположенные перпендикулярно поверхности и по высоте равные толщине пограничного слоя, а расположение их по размаху крыла может быть параллельным или диффузорным [9-13]. Они могут быть использованы как для уменьшения аэродинамического сопротивления элементов компоновки, так и для улучшения управляемости летательных аппаратов на различных режимах полета [14–16].

Следует отметить, что при правильном выборе места расположения ГВ можно значительно уменьшить отрыв пограничного слоя с поверхности крыла. Однако в реальном полете, особенно в условиях отрывного обтекания, трудно обеспечить набегающий поток на генератор вихрей под нужным углом. При этом следует иметь в виду, что для эффективной работы ГВ важно, в каком месте и под каким углом атаки он установлен для его стабильного обтекания.

В данной работе проведено численное исследование влияния ГВ на отрывную зону и шарнирные моменты отклоненного закрылка. С целью сохранения стабильного обтекания ГВ предложена его установка за воздушным винтом.

Методика расчета и объект численных исследований в условиях эксперимента в аэродинамической трубе

Численное исследование проведено в условиях эксперимента в аэродинамической трубе [17] на консоли прямого крыла [18] с симметричным профилем NACA 642A015 относительной толщины $\overline{c}=c/b_a=15\%,$ где c- максимальная высота профиля крыла, $b_a=b_{\rm kp}=0,24$ м-средняя аэродинамическая хорда крыла. Максимальная толщина профиля расположена на x/c = 37% от носовой части крыла. Относительное удлинение крыла $\lambda = 2,8$, площадь крыла $S_{\rm kp} = 0,1594$ м². Посередине крыла расположен тянущий воздушный винт, диаметром 0,23 м. Относительная поступь винта J = 1, коэффициент тяги на данном угле атаки

$$\alpha = T/(\rho_{\infty}n^2D^2) = 0.043,$$

где T – тяга винта, H; ρ_{∞} – плотность воздуха, кг/м³; n – частота вращения винта, с⁻¹; D – диаметр винта, м.

Воздушный винт вращается по часовой стрелке, если смотреть на него спереди, с частотой 10000 об/мин. Крыло имеет два закрылка с хордой $b_{3 \text{кр}} = 0,22 b_{\text{кр}}$, расположенные по обеим сторонам мотогондолы двигателя. Общий вид расчетной модели показан на рис. 1,а.

За воздушным винтом на верхней поверхности крыла установлен генератор вихрей, имеющий вид небольшой поверхности высотой $h_{\rm B} = 0.02 b_{\rm KD}$ с симметричным профилем относительной толщины $\overline{C}_{\rm B}$

$$_{\rm B} = c_{\rm B} / b_{\rm B} = 4\%,$$

где $c_{\rm B}$ — максимальная высота профиля генератор вихрей, $b_{\rm B} = 0.18 b_{\rm kp} -$ хорда генератор вихрей (рис. 1,б). Максимальная толщина профиля генератора вихрей находится на $x/c_{\rm B} = 4\%$ от носовой части крыла. Генератор вихрей расположен под углом 45° к набегающему потоку, выбранному согласно конструктивным особенностям модели и углу установки лопастей винта.

Для расчетов в программе ANSYS ICEM была построена структурированная сетка, содержащая около 20 миллионов ячеек (рис. 2). Для разрешения пограничного слоя была создана специальная сетка типа o-grid, построенная по нормали к поверхности и содержащая по высоте 20 ячеек. При моделировании области пограничного слоя высота первой ячейки, вблизи поверхности крыла, выбиралась такой, чтобы пограничный слой вместил достаточное количество ячеек для расчета пристеночной функции, таким образом параметр $y^+ = 0.96$ характеризует высоту первой ячейки расчетной сетки, отсчитанной от поверхности модели, и соответствует рекомендациям разработчиков программы. Расчеты проведены с



Рис. 1. Общий вид расчетной модели, $\lambda = 2,8$: a -крыло с воздушным винтом; $\delta -$ генератор вихрей

моделью турбулентности "*k*—ε-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



Рис. 2. Построение структурированной расчетной сетки

слоя при больших градиентах давления, отрывных и вращающихся течениях. Также следует отметить, что модель турбулентности "k— ϵ -realizable " подходит для расчетов на грубой сетке с небольшим количеством ячеек [19].

Для расчета движения воздуха были построены две зоны: 1) с поступательным движением воздуха, который набегает на исследуемую модель крыла в рабочей части трубы со скоростью $V \propto = 40$ м/с; 2) с вращательным движением воздуха вокруг лопастей винта.

Расчеты выполнены по программе ANSYS Fluent, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса, на угле атаки $\alpha = 10^{\circ}$, когда на крыле без генератора вихрей образуется срыв потока, при числах Maxa M = 0,12 и Рейнольдса Re = $0,7 \cdot 10^{6}$.

Результаты расчета обтекания крыла в рабочей части аэродинамической трубы

Сравнение расчетных и экспериментальных данных, представленных на поляре (рис. 3), выполненное согласно работе [17] без генератора вихрей, показало их удовлетворительное согласование.

Численные исследования обтекания крыла, проведенные в рабочей части аэродинамической трубы, показали, что генератор вихрей уменьшает отрывную зону крыла (рис. 4 и 5), а его расположение в непосредственной близости за воздушным винтом обеспечивает стабильную, полезную интерференцию, постоянно действующую на любых углах атаки.

Положительный эффект от обдува воздушным винтом и работа генератора вихрей зависят от их взаимного расположения. Так, генератор вихрей должен находиться напротив конца лопасти вращающегося винта, в районе максимальных скоростей потока воздуха, а угол его установки зависит от угла установки лопасти и местных скосов потока. Результаты расчета представлены в таблице. Показано, что с генератором вихрей коэффициент подъемной силы C_v увеличивается в 1,2 раза, умень-



Рис. 3. Поляра крыла



Рис. 4. Поле скоростей (м/с) посередине генератора вихрей в сечении крыла плоскостью *XOY*: *a* – без генератора вихрей; *б* – с генератором вихрей



Рис. 5. Линии тока (м/с) при обтекании модели крыла, α = 10°: *a* – без генератора вихрей; *б* – с генератором вихрей

шается коэффициент сопротивления C_x и в итоге в 1,3 раза возрастает коэффициент аэродинамического качества k.

Таким образом, взаимодействие воздушного винта и генератора вихрей уменьшает размеры отрывной зоны, увеличивает подъемную силу и снижает сопротивление крыла (см. таблицу).

Аэродинамические характеристики крыла, $\alpha = 10^{\circ}$

Крыло	Cy	C_x	mz	k
без генератора вихрей	0,5313	0,1299	0,0264	4,0909
с генератором вихрей	0,6319	0,1225	0,0225	5,1570

Результаты расчета обтекания крыла в свободном потоке

С целью определения диапазона углов атаки, на которых генератор вихрей оказывает положительное влияние на обтекание крыла, было продолжено численное исследование этого крыла с воздушным винтом (см. рис. 1, а также [17]), но только в свободном потоке и без стенок аэродинамической трубы. Но для получения информации, более близкой к натурным условиям, относительное удлинение исследуемого крыла было увеличено с $\lambda = 2,8$ до $\lambda = 5$

и его площадь стала $S_{\kappa p}$. = 0,288 м² (рис. 6). Расчет был проведен в тех же условиях, что и в работе [17], при числах M = 0,12 и Re = $0.7 \cdot 10^6$ в диапазоне углов атаки $-20^\circ \le \alpha \le 20^\circ$.

Результаты расчета аэродинамических характеристик крыла с вращающимся винтом показаны на рис. 7. Видно, что на докритических углах атаки генератор вихрей практически не оказывает влияния на подъемную силу крыла и уменьшает ее только на закритических (рис. 7,*a*). Во всем диапазоне докритических углов атаки генератор вихрей уменьшает сопротивление крыла, но наибольший эффект от установка генератора вихрей за воздушным винтом наблюдается в диапазоне $-5^{\circ} \le \alpha \le 5^{\circ}$,



Рис. 6. Общий вид расчетной модели, $\lambda = 5$



Рис. 7. Зависимости аэродинамических характеристик крыла от угла атаки: *a* − коэффициента подъемной силы; *б* − коэффициента сопротивления; *в* − поляры крыла; *г* − аэродинамического качества (— – без вихрегенератора; — – с вихрегенератором),

где сопротивление уменьшается в среднем на 17% (рис. 7, δ), вследствие чего поляра крыла сдвигается влево (рис. 7, ϵ). В результате у крыла с генератором вихрей максимальное аэродинамическое качество увеличивается на 5% (рис. 7, ϵ).

Численные исследования уменьшения шарнирного момента отклоненного закрылка при помощи генератора вихрей

Известно, что при обдуве воздушным винтом на поверхности отклоненной механизации крыла, находящейся в зоне обдува, возрастает давление, вследствие чего увеличивается ее шарнирный момент [20]. Следует отметить, что чем больше шарнирный момент органов управления, тем больше мощность и габариты сервокомпенсаторов или бустерной системы, а также их вес [21, 22]. Поэтому проводятся исследования по снижению шарнирных моментов. В настоящее время активное развитие расчетных методов, учитывающих вязкость пристеночного пограничного слоя, позволяет достаточно точно определять шарнирные моменты отклоняемых поверхностей и решать многие задачи конструкции летательных аппаратов на стадии проектирования [23-26].

В настоящей работе представлены результаты численного исследования по уменьшению шарнирного момента закрылка при помощи генератора вихрей. Расчеты были выполнены на модели такого же крыла, как на рис. 6, но с отклоненным во взлетное положение закрылком $\delta_{3 \kappa p} = 20^{\circ}$. Форма и размеры генератора вихрей, а также угол его установки 45° к набегающему потоку остались без изменений (см. рис. 1,*б*), но для его взаимодействия с закрылком в этом случае генератор вихрей был размещен под правой консолью крыла (рис. 8).

Коэффициенты шарнирных моментов были рассчитаны относительно оси вращения закрылка по формуле:

$$m_{\rm III} = \frac{M_{\rm III}}{S_{\rm 3KP} \cdot q \cdot b_{\rm 3KP}},$$

где $M_{\rm III}$ — момент относительно оси вращения закрылка; $S_{\rm 3 kp} = 0,0104 \text{ м}^2$ — площадь проекции закрылка на плоскость *XOZ*; q — скоростной напор; $b_{\rm 3 kp} = 0,052 \text{ м}$ — хорда закрылка.

Численные исследования показали, что такая установка генератора вихрей не внесла каких-либо существенных изменений в аэродинамические



Рис. 8. Общий вид расчетной модели крыла, $\lambda = 5$, $\delta_{_{3KD}} = 20^\circ$: *a* – вид сбоку; *б* – вид снизу

характеристики модели крыла, а оказала влияние только на шарнирный момент закрылка.

По распределению давления на нижней поверхности крыла видно, что на правой консоли крыла генератор вихрей увеличивает перед собой давление на основной части крыла и создает разрежение на закрылке (рис. 9). И вследствие этого уменьшается шарнирный момент закрылка (рис. 10). Генератор вихрей уменьшает шарнирный момент закрылка в диапазоне углов атаки $-2^{\circ} \le \alpha \le 10^{\circ}$ в среднем примерно на 6%, но наибольший эффект 11% наблюдается при нулевом угле атаки.

Выводы

Численные исследования интерференции генератора вихрей и крыла с воздушным винтом показали, что генератор вихрей можно использовать для уменьшения отрывной зоны на крыле, уменьшения сопротивления, а также для снижения шарнирного момента отклоненной механизации крыла.

Генератор вихрей имеет определенный рабочий диапазон углов атаки. Максимальный эффект поло-



Рис. 9. Распределение давления на нижней поверхности крыла, α = 0



Рис. 10. Зависимости коэффициента шарнирного момента закрылка правой консоли крыла от угла атаки, *J* = 1, $\delta_{3 \text{кp}} = 20^{\circ}$

жительной интерференции может быть получен при выборе рационального значения угла атаки и расположении генератора вихрей в зоне наибольшей скорости обдува. Установлено, что для эффективной работы генератора вихрей его следует устанавливать за воздушным винтом, напротив конца лопасти, что обеспечивает наиболее эффективный угол обдува и необходимую скорость потока.

Список источников

- Головкин В.А., Головкин М.А., Ефремов А.А. Метод улучшения аэродинамических характеристик несущей поверхности // Ученые записки ЦАГИ. 1996. Т. XXVII. № 1. С. 20-38.
- Велте К.М., Окулов В.Л., Наумов И.В. Режимы обтекания вихревого генератора // Письма в журнал технической физики. 2012. Т. 38. № 8. С. 54-62.
- 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.
- Ципенко В.Г., Сагайдак М.В., Шевяков В.И. Использование вихрегенераторов для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов транспортной категории // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25. № 4. С. 83–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-83-95

- Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя / Пер. с нем. Г.А. Вольперта; Под ред. В.С. Авдуевского и В.Я. Лихушина. М.: Наука, Физматлит, 1974.
- 6. *Занин Б.Ю., Зверков И.Д., Козлов В.В.* и др. О новых методах управления дозвуковыми отрывными течениями // Вестник НГУ. Серия Физика. 2007. Т. 2. № 1. С. 10-18.
- 7. *Брутян М.А.* Задачи управления течением жидкости и газа. М.: Наука, 2015. 271 с.
- 8. *Брутян М.А.* Теоретический взгляд на управление течением жидкости. М.: ЦАГИ, 2013. 191 с.
- 9. Гадецкий В.М., Серебрийский Я.М., Фомин В.М. Исследование влияния генераторов вихрей на отрыв турбулентного пограничного слоя // Ученые записки ЦАГИ. 1972. Т. 3. № 4. С. 22–28.
- 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. 54. № 1. С. 20-27.
- Srinath R., Sahana D.S. Energization of Boundary Layer Over Wing Surface By Vortex Generators // International Journal of Innovative Science and Research Technology. 2017. Vol. 2. No. 11, pp. 148-154.
- Melin T., Crippa S., Holl M., et al. Investigating active vortex generators as a nevel high lift device // 25th International Congress of Aeronautical Sciences (ICAS; 03-08 September 2006; Hamburg, Germany).
- Putra W., Hariyadi S., Pambudiyatno N. Numeric Simulation of Triangular Vortex Generator Straight on Swept-Back Wing Airfoil NACA 23018 // International Conference on Advance Transportation, Engineering, and Applied Science (ICATEAS 2022; 20 October 2022; Surabaya, Indonesia), pp. 251–262. DOI: 10.2991/978-94-6463-092-3_22
- 14. *Брутян М.А., Волков А.В., Вышинский В.В.* Основы вычислительной аэродинамики. М.: Наука, 2024. 356 с.
- Velte C.M., Hansen M.O.L., Cavar D. Flow analysis of vortex generators on wing sections by stereoscopic particle image velocimetry measurements // Environmental Research Letters. 2008. Vol. 3. No. 1. DOI: 10.1088/1748-9326/3/1/015006
- Gopinathan V.T., Ganesh M. Passive Flow Control over NACA0012 Aerofoil using Vortex Generators // International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT). 2015. Vol. 4. No. 09, pp. 674-678.
- 17. *Sinnige T., van Arnhem N., Stokkermans T.C.A.* et al. Wingtip-Mounted Propellers: Aerodynamic Analysis of Interaction,

References

- Golovkin VA, Golovkin MA, Efremov AA. Metod for improving the aerodynamic characteristics of a bearing surface. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1996;XXVII(1):20-38. (In Russ.).
- Velte CM, Okulov VL, Naumov IV. Regimes of flow past a vortex generator. *Technical Physics Letters*. 2012;38(4):379-382. (In Russ.).

Effects and Comparison with Conventional Layout //Journal of Aircraft. 2018. Vol. 56. No. 1, pp. 1-18. DOI: 10.2514/1. C034978

- Баехдади М.К., Павленко О.В., Раздобарин А.М. Численные исследования улучшения обтекания крыла с тянущим воздушным винтом // Журнал технической физики. 2024. Т. 94. № 12. С. 2092-2095. DOI: 10.61011/ JTF.2024.12.59269.334-24
- Shih T.-H., Liou W.W., Shabbir A., et al. A 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.
- 20. Павленко О.В., Реслан М.Г. Влияние интерференции воздушного винта и крыла сверхбольшого удлинения на шарнирный момент отклоненной механизации крыла // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 17-28. DOI: 10.34759/vst-2022-3-17-28
- 21. Андреев Г.Т., Ершов А.А., Павленко О.В. Комплексный подход к уменьшению шарнирных моментов органов управления летательных аппаратов // Автоматизация. Современные технологии. 2018. Т. 72. № 5. С. 227–232.
- 22. Андреев Г.Т., Глущенко Г.Н., Кутухина Н.В. и др. Влияние различных типов аэродинамической компенсации на шарнирные моменты органов управления летательных аппаратов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 6. С. 18-26.
- Xu H., Huang Q., Han J., et al. Calculation of Hinge Moments for a Folding Wing Aircraft Based on High-Order Panel Method // Mathematical Problems in Engineering. 2020. Vol. 2020. No. 2. DOI: 10.1155/2020/8881233
- 24. Stoll A.M. Comparison of CFD and Experimental Results of the LEAPTech Distributed Electric Propulsion Blown Wing // 15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (22–26 June 2015; Dallas, Texas). AIAA Paper 2015-3188. DOI: 10.2514/6.2015-318
- 25. Самойловский А.А., Лисейцев Н.К. Методика определения основных проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих для полета энергию солнечного излучения // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 7–16.
- 26. Павленко О.В., Чубань А.В. Определение шарнирного момента фюзеляжной створки шасси при помощи численного моделирования обтекания // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. XLIX. № 7. С. 85–92.
- 3. Brutyan MA, Potapchik AV, Razdobarin AM, et al. Jettype vortex generators impact on take-offand landing characteristics of a wing with slats. *Aerospace MAI Journal*. 2019;26(1):19-26. (In Russ.).
- 4. Tsipenko VG, Sagaydak MV, Shevyakov VI. The use of vortex generators to improve the take-off and landing characteristics of transport category aircraft. *Civil Aviation*

High Technologies. 2022;25(4):83-95. (In Russ.). DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-83-95

- 5. Schlichting H. *Grenzschicht-Theorie*. Springer; 2006. 822 p. (In Russ.).
- 6. Zanin BYu, Zverkov ID, Kozlov VV, et al. On new methods of controlling subsonic separation currents. *Siberian Journal of Physics*. 2007;2(1):10-18. (In Russ.).
- 7. Brutyan MA. *Problems of controlling the flow of liquid and gas.* Moscow: Nauka; 2015. 271 p. (In Russ.).
- 8. Brutyan MA. *Theoretical view on fluid flow control*. Moscow: TsAGI; 2013. 191 p. (In Russ.).
- 9. Gadetskii VM, Serebriiskii YaM, Fomin VM. Investigation of the effect of vortex generators on the separation of a turbulent boundary layer. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1972;3(4):22–28. (In Russ.).
- Brutyan MA, Wolkov AV, Vyshinsky VV, et al. Modification of the shape of the vortex generator to increase its efficiency. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2023;54(1):20-27. (In Russ.).
- Srinath R., Sahana D.S. Energization of Boundary Layer Over Wing Surface By Vortex Generators. *International Journal of Innovative Science and Research Technology*. 2017;2(11):148-154.
- 12. Melin T, Crippa S, Holl M, et al. Investigating active vortex generators as a nevel high lift device. 25th International Congress of Aeronautical Sciences (ICAS; September 03-08, 2006; Hamburg, Germany).
- Putra W, Hariyadi S, Pambudiyatno N. Numeric Simulation of Triangular Vortex Generator Straight on Swept-Back Wing Airfoil NACA 23018. *International Conference on Advance Transportation, Engineering, and Applied Science (ICATEAS* 2022; October 20, 2022; Surabaya, Indonesia). p. 251–262. DOI: 10.2991/978-94-6463-092-3_22
- Brutyan MA, Volkov AV, Vyshinskii VV. *Fundamentals* of computational aerodynamics. Moscow: Nauka; 2024. 356 p. (In Russ.).
- Velte CM, Hansen MOL, Cavar D. Flow analysis of vortex generators on wing sections by stereoscopic particle image velocimetry measurements. *Environmental Research Letters*. 2008;3(1). DOI: 10.1088/1748-9326/3/1/015006
- Gopinathan VT, Ganesh M. Passive Flow Control over NACA0012 Aerofoil using Vortex Generators. International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT). 2015;4(09):674-678.

- Sinnige T, van Arnhem N, Stokkermans TCA, et al. Wingtip-Mounted Propellers: Aerodynamic Analysis of Interaction Effects and Comparison with Conventional Layout. *Journal of Aircraft*. 2018;56(1):1-18. DOI: 10.2514/1.C034978
- Baghdadi MK, Pavlenko OV, Razdobarin AM. Numerical studies improve of flow around a wing with a pulling airscrew. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*. 2024;94(12):2092-2095. (In Russ.). DOI: 10.61011/JTF.2024.12.59269.334-24
- Shih T-H, Liou WW, Shabbir A, et al. A New k-ε Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation. *Computers Fluids*. 1995;24(3):227-238.
- Pavlenko OV, Reslan MG. Influence of interference of the airscrew and the high-aspect-ratio wing on the hinge moment deflect control surfaces of the wing. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(3):17-28. (In Russ.). DOI: 10.34759/ vst-2022-3-17-28
- Andreev GT, Ershov AA, Pavlenko OV. Complex approach to reducing the jointed moments of aircraft control facilities. Avtomatizatsiya. *Sovremennye tekhnologii*. 2018;72(5):227– 232. (In Russ.).
- Andreev GT, Glushenko GN, Kutukhina NV, et al. Influence of aerodynamic balance on hinge moments of aircraft control stick. Polet. *Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*. 2013(6):18-26. (In Russ.).
- Xu H, Huang Q, Han J, et al. Calculation of Hinge Moments for a Folding Wing Aircraft Based on High-Order Panel Method. *Mathematical Problems in Engineering*. 2020;2020(2). DOI: 10.1155/2020/8881233
- Stoll AM. Comparison of CFD and Experimental Results of the LEAPTech Distributed Electric Propulsion Blown Wing. *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (June 22–26, 2015; Dallas, Texas)*. AIAA Paper 2015-3188. DOI: 10.2514/6.2015-3188
- 25. Samoilovskii AA, Liseitsev NK. Methodology of design parameters characterization of solar-powered unmanned aerial vehicles. *Aerospace MAI Journal*. 2015;22(3):7–16. (In Russ.).
- Pavlenko OV, Chuban AV. Hinge moments determination of the main landing gear fuselage door by means of numerical flow simulation. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2018;XLIX(7):85– 92. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 15.03.2025 Одобрена после рецензирования / Revised 31.03.2025 Принята к публикации / Accepted 02.04.2025