

Научная статья  
УДК 629.735.33; 629.7.026.63  
DOI: 10.34759/vst-2023-1-23-35

## ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ УГЛА СКОЛЬЖЕНИЯ НА ИНТЕРФЕРЕНЦИЮ ВОЗДУШНОГО ВИНТА И КРЫЛА СВЕРХБОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ

Ольга Викторовна Павленко<sup>1✉</sup>, Евгений Александрович Пигусов<sup>2</sup>, Айшвария Сантош<sup>3</sup>,  
Мустафа Гази Реслан<sup>4</sup>

<sup>1,2</sup> Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),  
Жуковский, Московская область, Россия

<sup>3,4</sup> Московский физико-технический институт (МФТИ),  
Долгопрудный, Московская область, Россия

<sup>1</sup> olga.v.pavlenko@yandex.ru ✉

<sup>2</sup> pigusoff@gmail.com

<sup>3</sup> aishwaryavitha5@mail.com

<sup>4</sup> reslan.mostafa97@gmail.com

**Аннотация.** Проведены численные исследования влияния угла скольжения на аэродинамические характеристики модели самолета с крылом сверхбольшого удлинения с работающими воздушными винтами. Расчеты проведены при скорости набегающего потока  $V = 50$  м/с и числе Рейнольдса  $Re = 0.35 \cdot 10^6$  при неотклоненной механизации крыла  $\delta = 0$  и во взлетном положении  $\delta = 15^\circ$  с использованием программы, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса. Дано сравнение с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе. Расчетные исследования показали, что интерференция работающих воздушных винтов при боковом ветре оказывает существенное воздействие на обтекание модели самолета, его аэродинамические характеристики и шарнирные моменты механизации крыла. При боковом ветре увеличиваются скосы потока и изменяется местный угол атаки на крыле.

**Ключевые слова:** тянущий воздушный винт, шарнирные моменты, механизация крыла, крыло сверхбольшого удлинения, угол скольжения

**Для цитирования:** Павленко О.В., Пигусов Е.А., Сантош А., Реслан М.Г. Численные исследования влияния угла скольжения на интерференцию воздушного винта и крыла сверхбольшого удлинения // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 23–35. DOI: 10.34759/vst-2023-1-23-35

Original article

## NUMERICAL STUDIES OF GLIDING ANGLE IMPACT ON INTERFERENCE OF PROPELLER AND EXTRA-HIGH ASPECT RATIO WING

Ol'ga V. Pavlenko<sup>1✉</sup>, Evgeny A. Pigusov<sup>2</sup>, Aishvariya Santhosh<sup>3</sup>, Mustafa G. Reslan<sup>4</sup><sup>1,2</sup> Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Moscow Region, Russia<sup>3,4</sup> Moscow Institute of Physics and Technology (MIPT), Dolgoprudny, Moscow Region, Russia<sup>1</sup> olga.v.pavlenko@yandex.ru ✉<sup>3</sup> aishwaryavitha5@mail.com<sup>2</sup> pigusoff@gmail.com<sup>4</sup> reslan.mostafa97@gmail.com

**Abstract.** Evaluation of the aerodynamic loads distribution along the wingspan for the aircraft with an extra-high aspect ratio wing is an up-to-date task, and in the future, it will allow developing measures for the negative impact reduction of wing deformations while the flights in a turbulent atmosphere. Another problem for the said aerodynamic layouts with the extra-high aspect ratio wing is the flight at a crosswind, which may lead, among other things, to the “Dutch step” phenomenon occurrence. The presented article considered the crosswind impact on the load distribution along the wing, including running pulling propellers. The aerodynamic loading distribution along the takeoff and landing mechanization elements and control organs on the wing was obtained.

Numerical studies of the side slip angle (crosswind) effect on the aerodynamic characteristics of the aircraft model with an extra-high aspect ratio wing with propellers running at the wing ends were performed with a program based on the Reynolds-averaged Navier–Stokes equations solving. The computations were conducted with incoming flow velocity of  $V = 50$  m/s and Reynolds number of  $Re = 0.35 \cdot 10^6$  at non-deflected wing mechanization of  $\delta = 0$  to compare the computational and experiment results within the range of side slip angles  $\beta$  from  $0$  to  $20^\circ$ , as well as in takeoff position with  $\delta = 15^\circ$ . The article shows that with the side wind the flow bevels increase and local angle of attack on the wing changes. Computational studies revealed the interference of the running engines at the side wind has a significant impact on the aircraft model flow-around, its aerodynamic characteristics and hinge moments of the wing mechanization. The lift coefficient distribution along the wingspan shows that the lift force reduction at the slide angle increase is being strongly affected only by the left wing console, while at the windward right console of the wing the lifting force drop at the slide angle increase is just local in the area of the propeller slipstreams blow-around. The slide angle change increases, in general, the hinge moment of the external aileron only at the right windward wing console especially with the propeller blowing. This is being stipulated by the fact that the slide angle affects the flow bevels in the propeller blow-around area, and only the windward console gets into it. The article shows that at the blow-around of the undeflected mechanization and the slide angle increase the flow bevels of the external aileron are large enough, while with deflected wing mechanization they decrease, and the pressure on the lower part of the wing increases.

Computational studies revealed that the interference of running propellers in a crosswind significantly affects the aircraft model flow-around and its aerodynamic characteristics. With a crosswind, the flow bevels are increasing, and the local angle of attack on the wing is changing. With the side slip angle increasing this effect strengthens on the windward side, and the interference zone with the propeller spreads along the span of the windward side of the wing, where the hinge moments of the wing mechanization increase hereupon even in the retracted position.

**Keywords:** pulling propeller, hinge moments, wing mechanization, extra-high aspect ratio wing, side slip angle

**For citation:** Pavlenko O.V., Pigusov E.A., Santhosh A., Reslan M.G. Numerical Studies of Gliding Angle Impact on Interference of Propeller and Extra-High Aspect Ratio Wing. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 23–35. DOI: 10.34759/vst-2023-1-23-35

**Введение**

В статье рассмотрен самолет с крылом сверхбольшого удлинения, предназначенный для полетов большой продолжительности и дальности на электрической энергии с использованием солнечных батарей [1–8]. Оценка распределения нагрузок вдоль размаха крыла для таких летательных аппаратов (ЛА) является актуальной задачей и в перспективе позволит разработать мероприятия по снижению негативного влияния деформаций крыла при полетах в неспокойной атмосфере. Другой проблемой для обозначенных аэродинамических компоновок, с крылом сверхбольшого удлинения, является полет при боковом ветре, который может приводить к появлению «голландского шага». В данной работе рассмотрено влияние бокового ветра на распределение аэродинамической нагрузки по крылу, в том числе с работающими воздушными винтами (ВВ). Для управления движением такого ЛА его крыло имеет несколько секций отклоняемой механизации. Следует заметить, что чем больше шарнирный момент органов управления, тем больше мощность и габариты сервокомпенсаторов [9–11]. В данной работе было получено распределение аэродинамической нагрузки по элементам взлетно-посадочной механизации и органов управления на крыле.

В настоящее время активное развитие расчетных методов CFD и создание более совершенных расчетных программ, учитывающих вязкость пристеночного пограничного слоя, позволяют достаточно точно определять шарнирные моменты отклоняемых поверхностей и решать многие задачи конструкции ЛА на стадии проектирования [12–17].

**Геометрические характеристики модели самолета и условия расчета**

Модель самолета выполнена по нормальной балансировочной схеме с прямым крылом большого удлинения  $\lambda = 23.4$ , на концах которого установлены мотогондолы двигателей с воздушными винтами. Общий вид самолета представлен на рис. 1 и подробно описан в работах [18, 19]. Крыло оборудовано взлетно-посадочной механизацией, состоящей из двух секций элеронов и трех секций закрылков. Закрылки и элероны имеют относительную хорду 17% и в данной работе рассмотрены в двух положениях: в нулевом положении  $\delta = 0$  (рис. 2, а) и во взлетном положении  $\delta = 15^\circ$  (рис. 2, б). Двухлопастные воздушные винты вра-

щаются симметрично в направлении фюзеляжа с частотой  $N = 15\ 000$  об/мин.

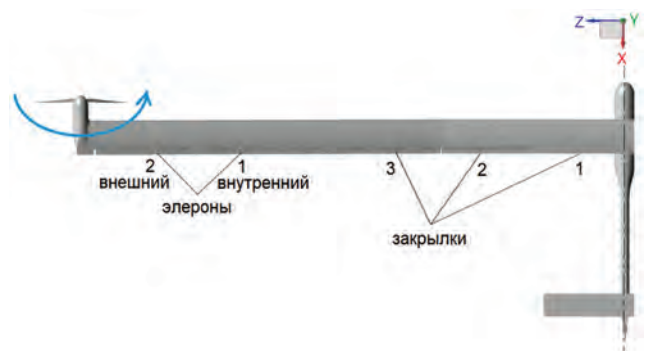


Рис. 1. Схема крыла модели самолета

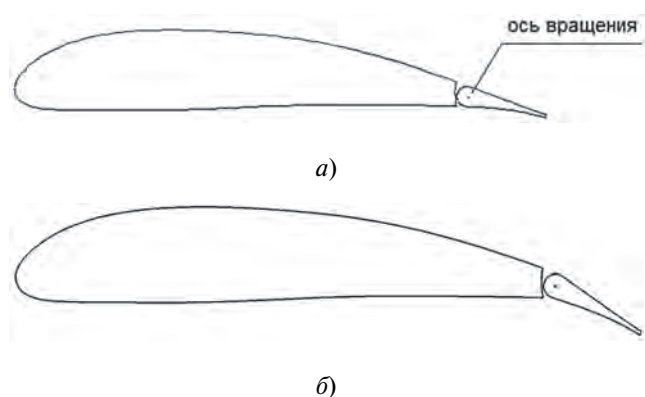


Рис. 2. Профиль механизированного крыла: а —  $\delta = 0$ , б —  $\delta = 15^\circ$

Численные исследования проведены по программе ANSYS FLUENT, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, на структурированной расчетной сетке (около 20 млн ячеек). В расчете использована  $k-\epsilon$ -realizable модель турбулентности, с улучшенным моделированием параметров турбулентности вблизи стенки и с учетом влияния градиента давления. Расчет работающего воздушного винта произведен в квазистационарной постановке, по отработанной методологии, изложенной в работах [21, 22]. Общий вид расчетной сетки модели самолета с воздушными винтами показан на рис. 3. В данной работе расчетная сетка была построена на весь самолет (рис. 3, а), так как целью работы являлось исследование влияния бокового ветра (скольжения).

Расчет модели самолета проведен для трубных условий с целью сопоставления результатов расчета и эксперимента, при угле атаки  $\alpha = 0$ , в диапазоне углов скольжения  $\beta$  от 0 до  $20^\circ$  при скорости набегающего потока  $V_\infty = 50$  м/с и числе Рейнольдса  $Re = 0.35 \cdot 10^6$ , вычисленным относительно средней аэродинамической хорды крыла.

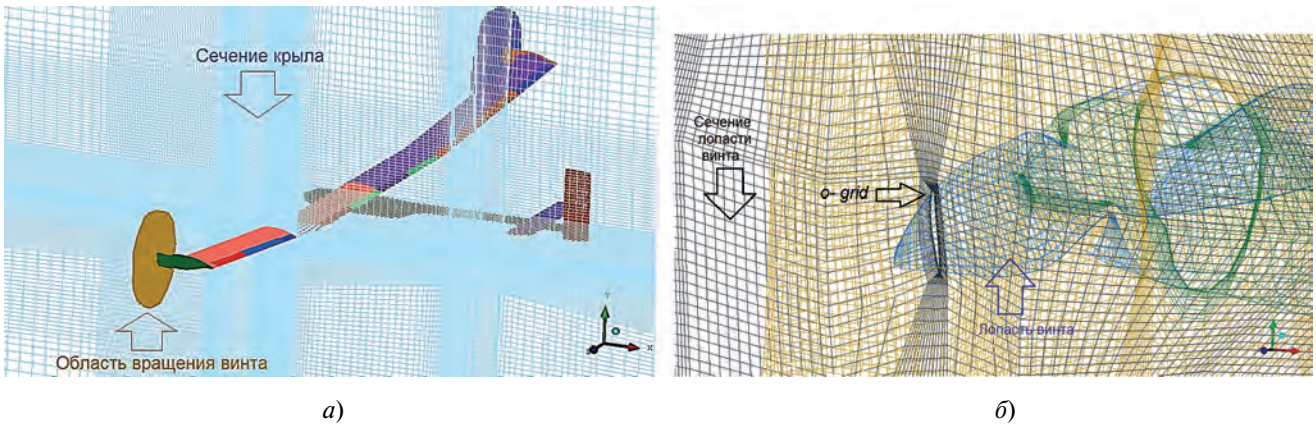


Рис. 3. Общий вид расчетной сетки: *a* — сетка на поверхности модели с сечением крыла; *б* — сетка в области вращения с воздушным винтом и *o-grid* на лопасти винта

**Результаты расчета аэродинамических характеристик и особенности обтекания при боковом ветре в крейсерской конфигурации самолета**

Влияние угла скольжения на аэродинамические характеристики модели самолета, полученные в результате экспериментальных исследований в аэродинамической трубе малых скоростей ЦАГИ [24, 25] и аэродинамического расчета при неотклоненной механизации крыла ( $\delta = 0$ ), представлены на рис. 4. Следует сказать, что эксперимент проводился в аэродинамической трубе без моделирования работы воздушных винтов.

Увеличение угла скольжения приводит к некоторому снижению коэффициента подъемной силы (рис. 4,*a*) и увеличению коэффициента сопротив-

ления (рис. 4,*б*). На рис. 5 и 6, где представлено распределение коэффициента подъемной силы в сечениях крыла, видно, что на уменьшение подъемной силы при увеличении угла скольжения оказывает сильное влияние только левая консоль крыла (рис. 5). На наветренной правой консоли крыла снижение подъемной силы при увеличении угла скольжения происходит только локально в районе обдува струями от воздушного винта (рис. 6,*б*).

Распределение коэффициента давления в среднем сечении внешнего элерона, которое представлено на рис. 7, показывает, что обдув струями от воздушного винта увеличивает разрежение только в районе носовой части крыла. Без обдува струями от воздушного винта и на угле скольжения  $\beta = 0$  на верхней поверхности крыла наблюдается большее

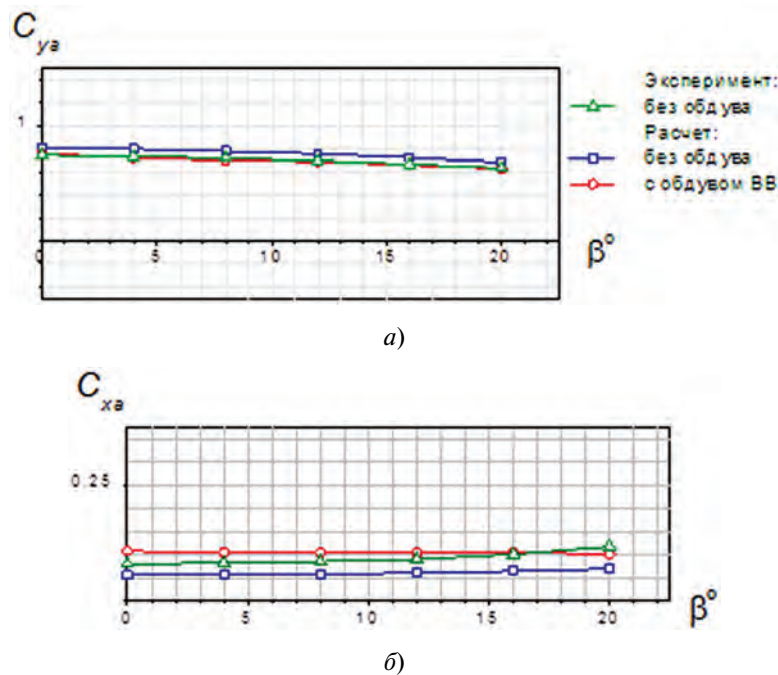


Рис. 4. Расчетные и экспериментальные зависимости аэродинамических коэффициентов модели самолета от угла скольжения: *a* — подъемной силы; *б* — сопротивления

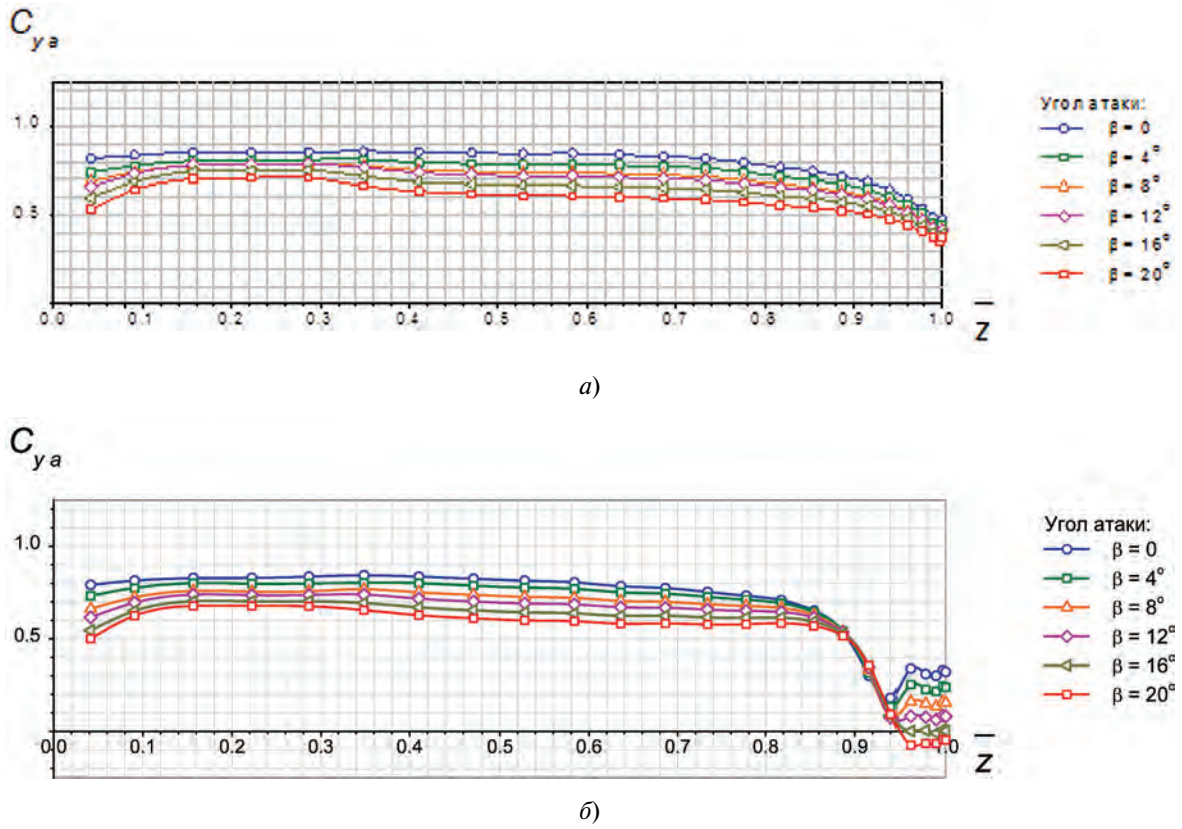


Рис. 5. Распределение коэффициента подъемной силы в сечениях левой консоли крыла: *a* — без обдува; *б* — с обдувом струями от ВВ

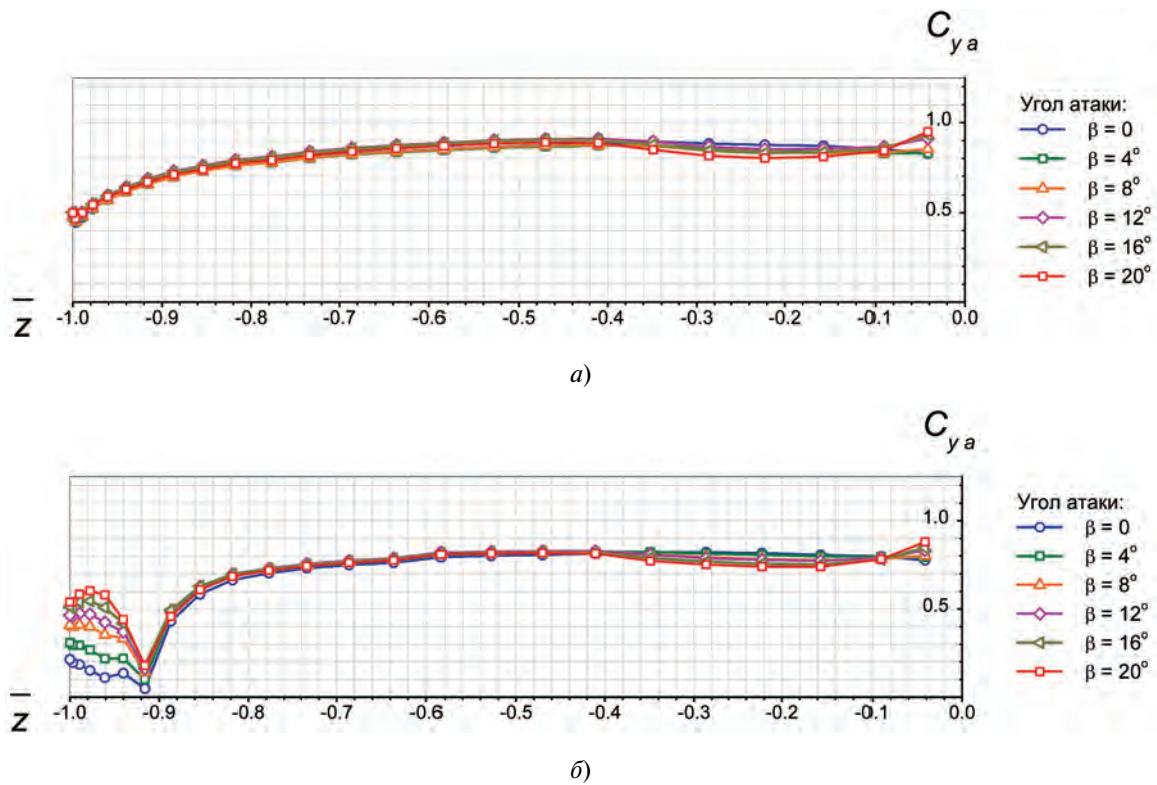


Рис. 6. Распределение коэффициента подъемной силы в сечениях правой консоли крыла: *a* — без обдува; *б* — с обдувом струями от ВВ

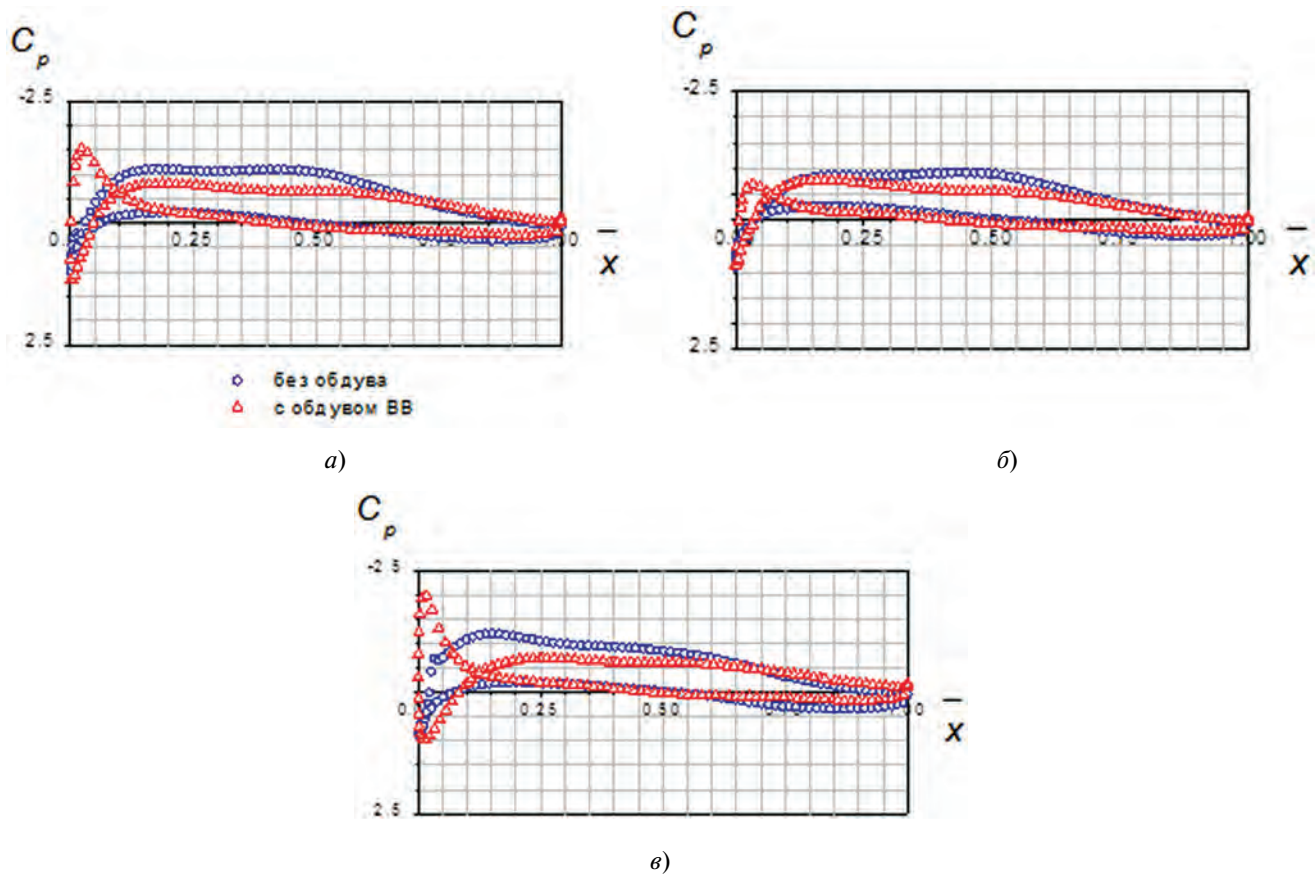


Рис. 7. Распределение коэффициента давления в среднем сечении отклоненного внешнего элерона: *a* —  $\beta = 0$ ; *б* —  $\beta = 20^\circ$  на левой консоли крыла; *в* —  $\beta = 20^\circ$  на правой консоли крыла

разрежение, вследствие чего при этих условиях крыло имеет большую подъемную силу (см. рис. 4, 5).

**Результаты расчета аэродинамических характеристик и особенности обтекания при изменении угла скольжения на взлетном режиме полета с отклоненной механизацией крыла**

Расчетные зависимости от угла скольжения аэродинамических коэффициентов модели самолета с отклоненной всей механизацией крыла на одинаковый угол  $\delta = 15^\circ$  в сравнении с полученными при  $\beta = 0$  экспериментальными данными [20, 21] показаны на рис. 4. Видно, что при увеличении угла скольжения у самолета с отклоненной механизацией крыла существенно возрастают как подъемная сила, так и сопротивление. Следует заметить при этом, что на увеличение  $C_{уд}$  и  $C_{ха}$  оказывает влияние сам факт наличия угла скольжения, а дальнейшее увеличение  $\beta$  приводит к некоторому их уменьшению.

Распределение коэффициента подъемной силы в сечениях крыла (рис. 8, *a*) показывает, что наибольшее влияние угол скольжения оказывает на наветренную консоль крыла, в данном случае при положительном угле скольжения  $+\beta$  на пра-

вую. На нулевом угле атаки  $\alpha = 0$  при увеличении угла скольжения  $\beta > 0$  в районе мотогондолы, как без обдува воздушным винтом, так и с обдувом наблюдается локальное снижение подъемной силы (рис. 9, 10, *a*). Но на правой наветренной консоли крыла с увеличением угла скольжения в этой области мотогондолы с работающим воздушным винтом, а также по всему размаху консоли крыла подъемная сила возрастает (рис. 10, *б*).

Сильное влияние обдува струями от ВВ вместе с увеличением угла скольжения видно на рис. 11 по распределению коэффициента давления в среднем сечении отклоненного внешнего элерона. На нулевом угле скольжения обдув струями от воздушного винта уменьшает разрежение на верхней поверхности крыла (рис. 11, *a*, 12, *a*), вследствие чего уменьшается его подъемная сила. При увеличении угла скольжения на правой наветренной поверхности крыла возрастает разрежение и подъемная сила увеличивается (рис. 11, *в*, 12, *б*).

Линии тока крыла и воздушного винта на угле скольжения  $\beta = 20^\circ$  представлены на рис. 13. Показано, что при увеличении угла скольжения след возмущенного потока от тянущего воздушного

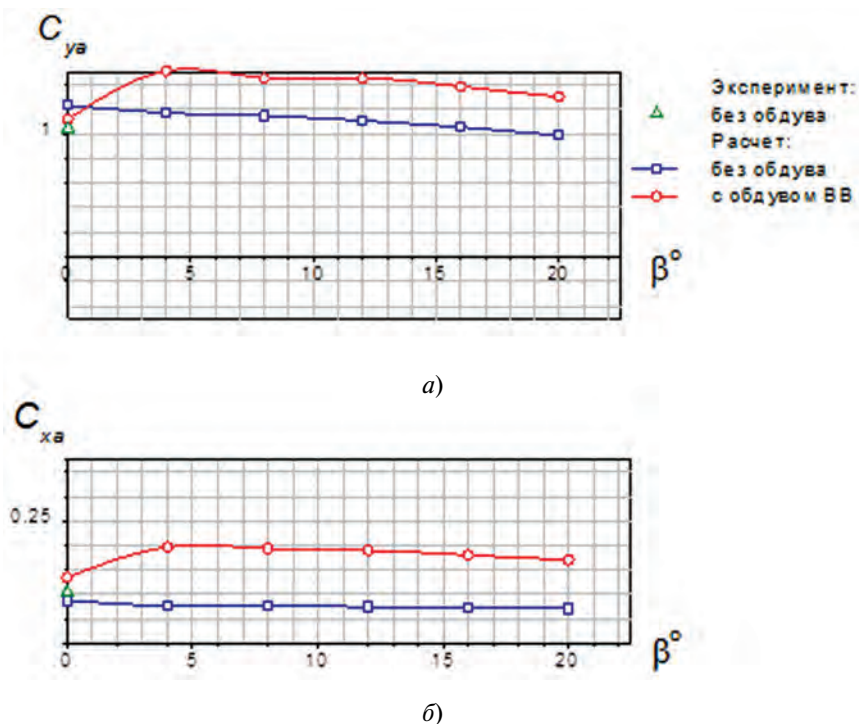


Рис. 8. Расчетные и экспериментальные зависимости аэродинамических коэффициентов ЛА от угла скольжения: а — подъемной силы; б — сопротивления

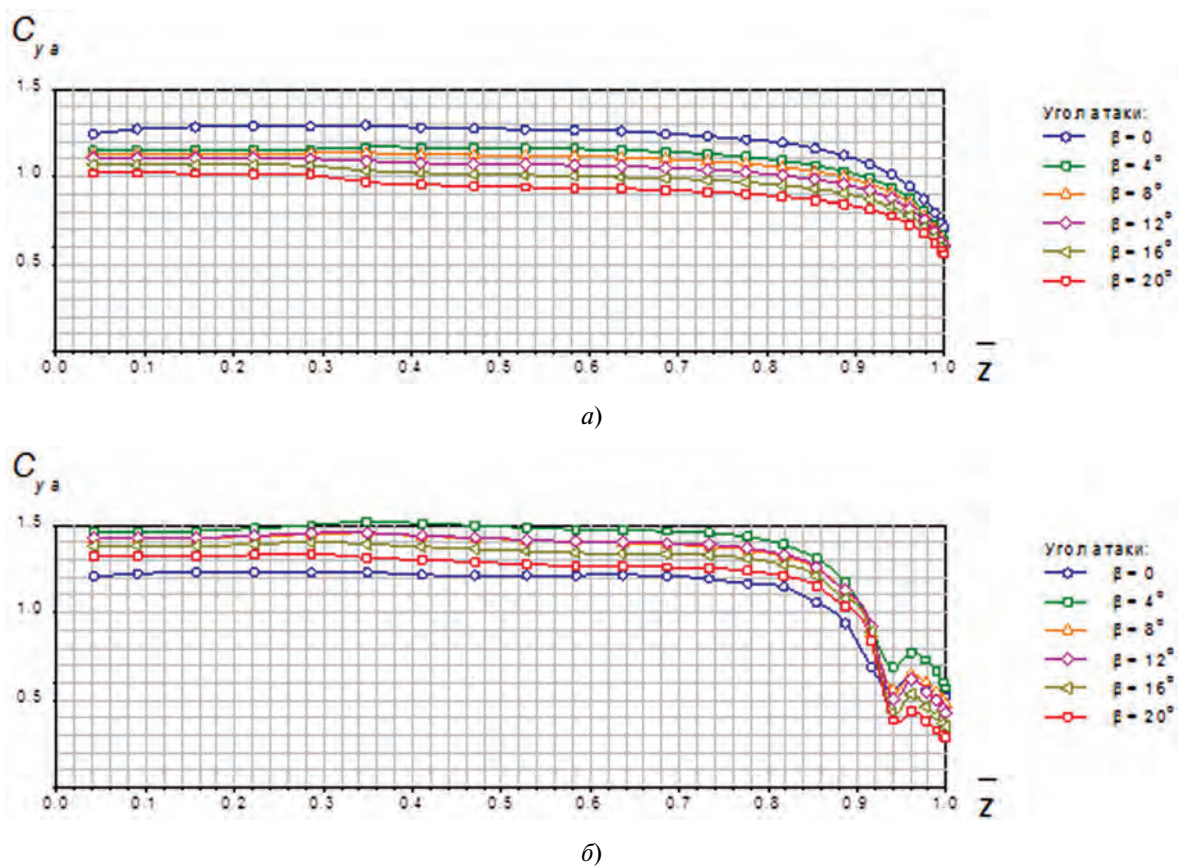


Рис. 9. Распределение коэффициента подъемной силы в сечениях левой консоли крыла: а — без обдува; б — с обдувом струями от ВВ

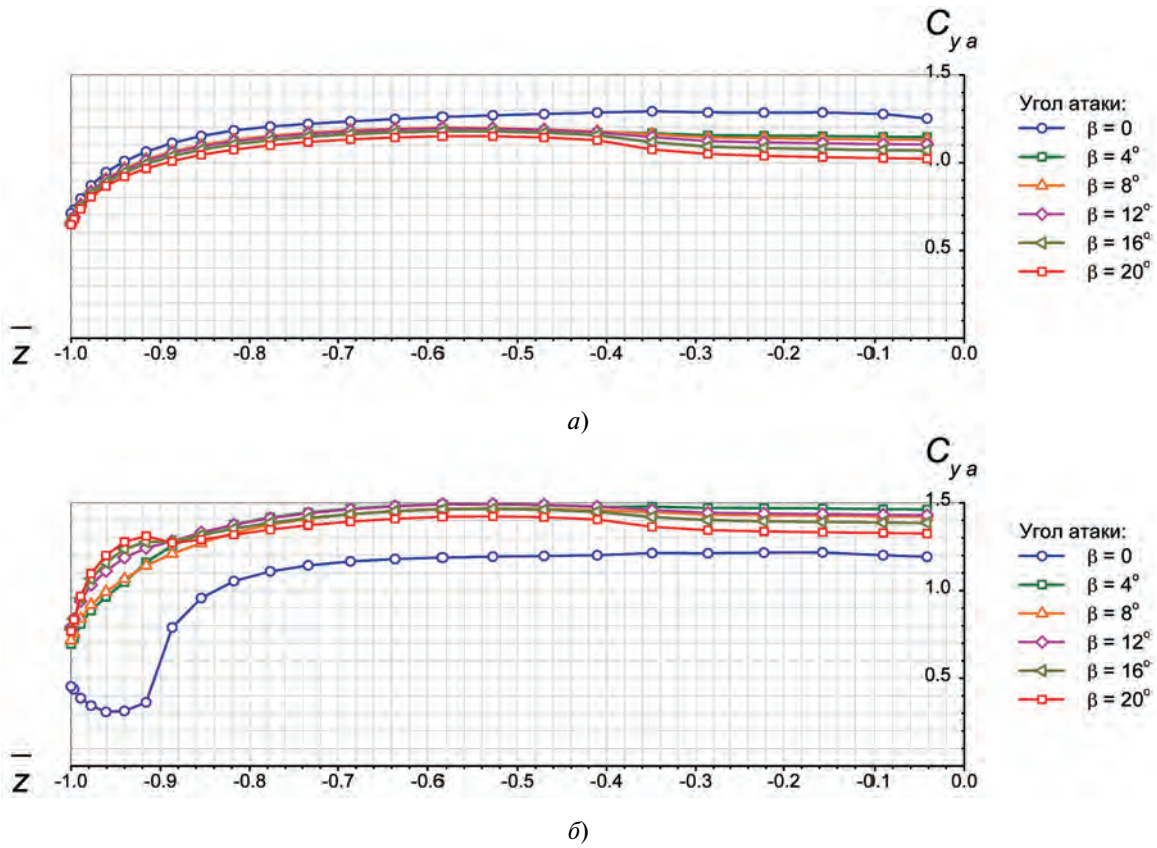


Рис. 10. Распределение коэффициента подъемной силы в сечениях правой консоли крыла: а — без обдува; б — с обдувом струями от ВВ

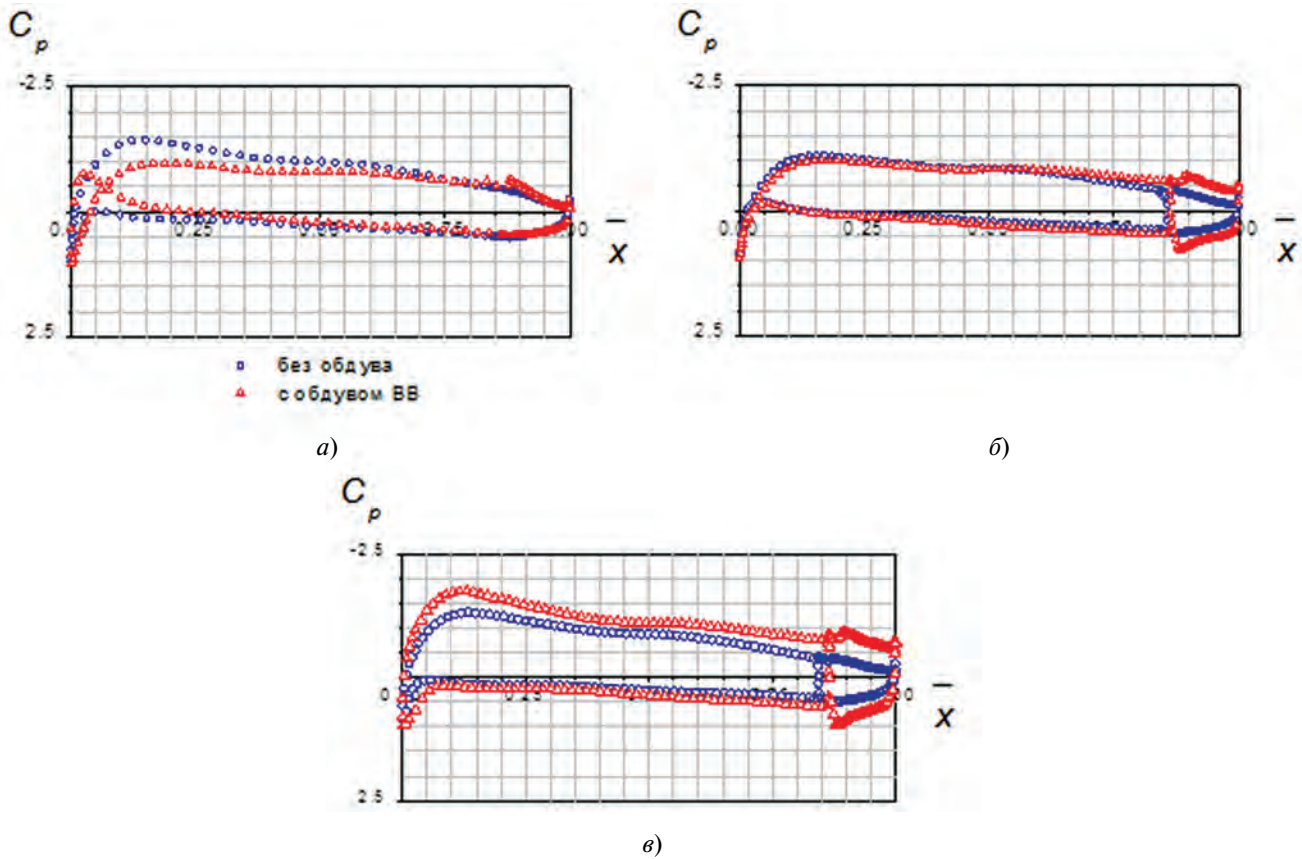


Рис. 11. Распределение коэффициента давления в среднем сечении отклоненного внешнего элерона: а —  $\beta = 0^\circ$ ; б —  $\beta = 20^\circ$  на левой консоли крыла; в —  $\beta = 20^\circ$  на правой консоли крыла



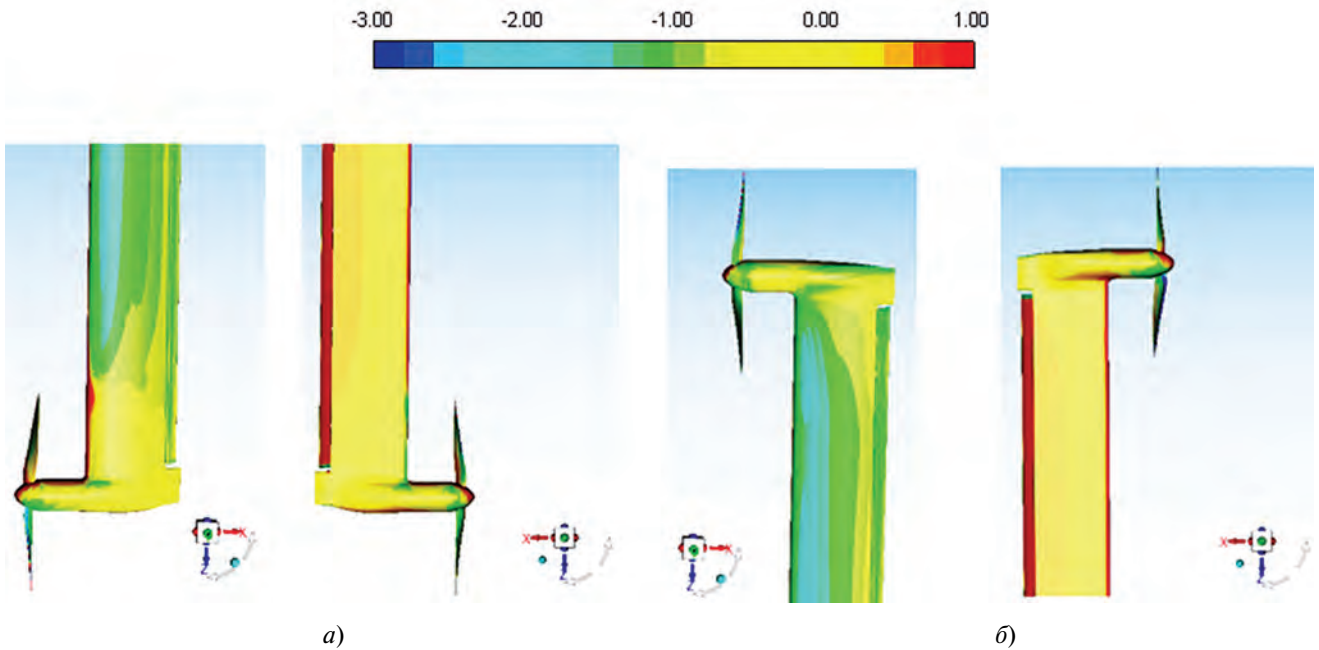


Рис. 12. Распределение коэффициента давления на конце крыла с обдувом струями от ВВ при  $\beta = 20^\circ$ : *a* — левая консоль крыла; *б* — правая консоль крыла

винта захватывает всю правую консоль крыла, что приводит к увеличению разрежения на верхней поверхности крыла и росту давления на его отклоненной механизации (рис. 13,*a*). На левой консоли крыла след потока от винта уходит в сторону (рис. 13,*б*), затрагивая только отклоненный внешний элерон, на котором изменяется давление (см. рис. 11,*б*).

Обдув струями от воздушных винтов, а также увеличение угла скольжения оказывают существенное влияние на всю картину обтекания. В районе обдува воздушным потоком от вращающихся винтов наблюдается неоднородное поле скоростей, в котором увеличиваются скосы потока при взаимодействии с поверхностью крыла и изменяется мест-

ный угол атаки в сечениях крыла. Это воздействие при увеличении угла скольжения усиливается на наветренной стороне крыла (в данном случае — на правой консоли крыла), при этом расширяется зона интерференции воздушного винта и крыла.

**Определение коэффициента шарнирного момента внешнего элерона при изменении угла скольжения**

Коэффициент шарнирного момента внешнего элерона крыла был вычислен по формуле:

$$m_{ш\ \varepsilon} = \frac{M_{ш\ \varepsilon}}{S_\varepsilon q_\infty b_\varepsilon},$$

где  $M_{ш\ \varepsilon}$  — момент относительно оси вращения механизации крыла;  $S_\varepsilon$  — площадь механизации

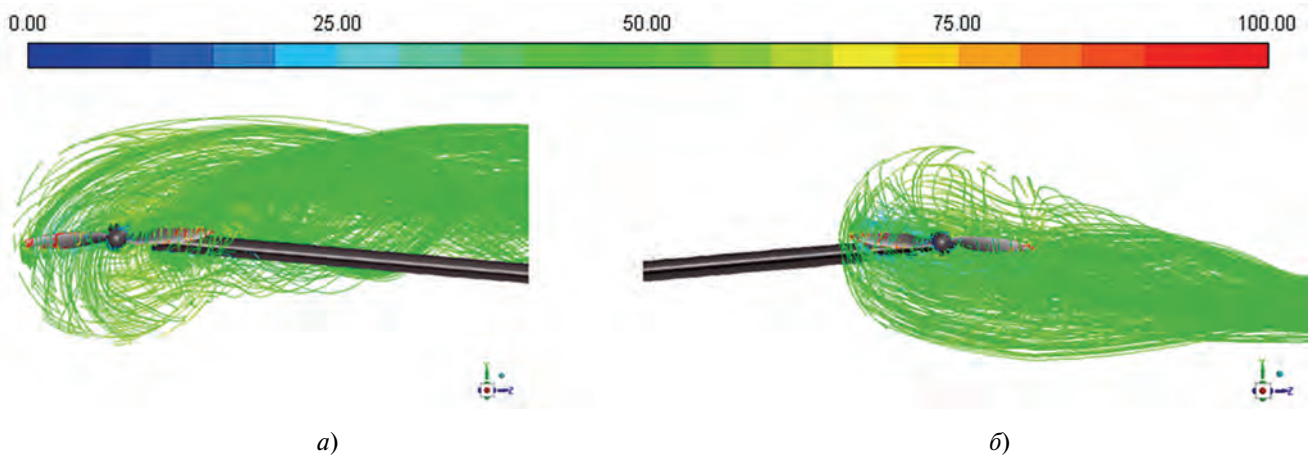


Рис. 13. Линии тока крыла и ВВ в цвете шкалы скоростей (м/с) на концах крыла с обдувом струями от ВВ при  $\beta = 20^\circ$  (вид спереди): *a* — правая консоль крыла; *б* — левая консоль крыла

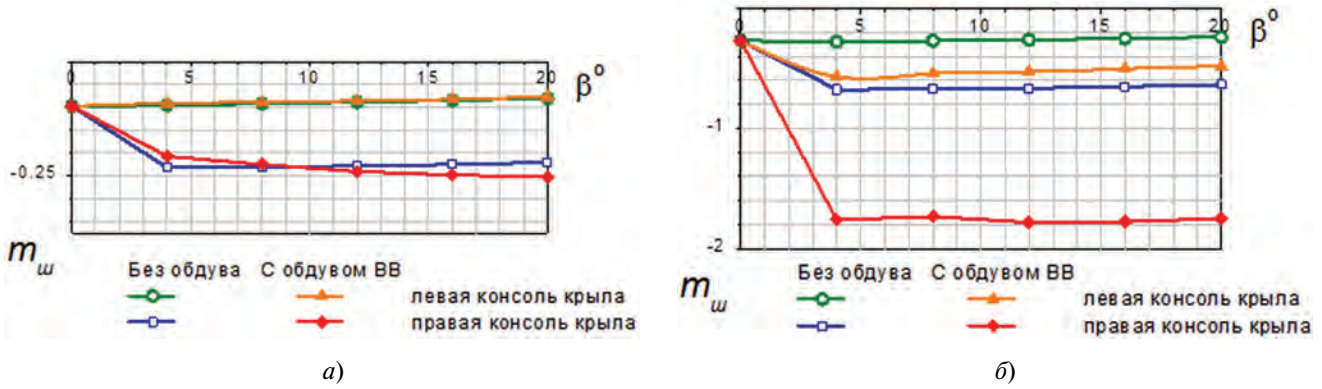


Рис. 14. Зависимости коэффициентов шарнирных моментов внешнего элерона от угла скольжения: а —  $\delta_s = 0$ ; б —  $\delta_s = 15^\circ$

за ось вращения;  $b_s$  — хорда механизации крыла за ось вращения;  $q_\infty$  — скоростной напор. Зависимости коэффициента шарнирных моментов внешнего элерона от угла скольжения показаны

на рис. 14. Видно, что изменение угла скольжения увеличивает, в основном, шарнирный момент внешнего элерона только правой наветренной консоли крыла, особенно при обдуве струями от

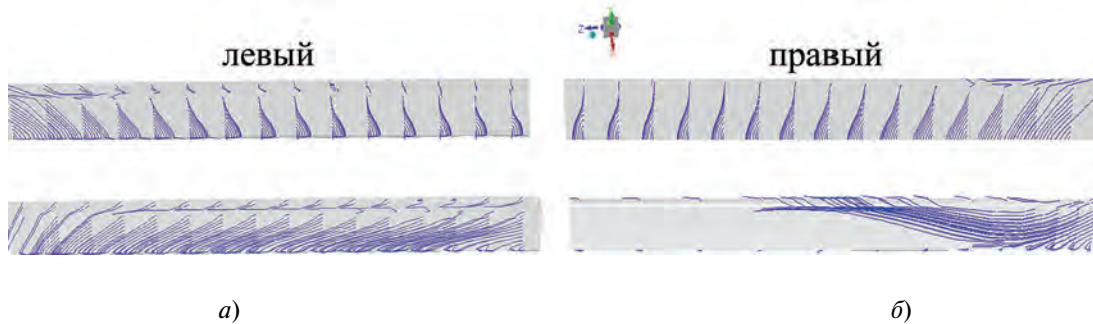


Рис. 15. Линии тока масляной пленки (тангенциальные напряжения) на верхней поверхности внешнего неотклоненного элерона  $\delta_s = 0$  без обдува: а —  $\beta = 0$ ; б —  $\beta = 20^\circ$

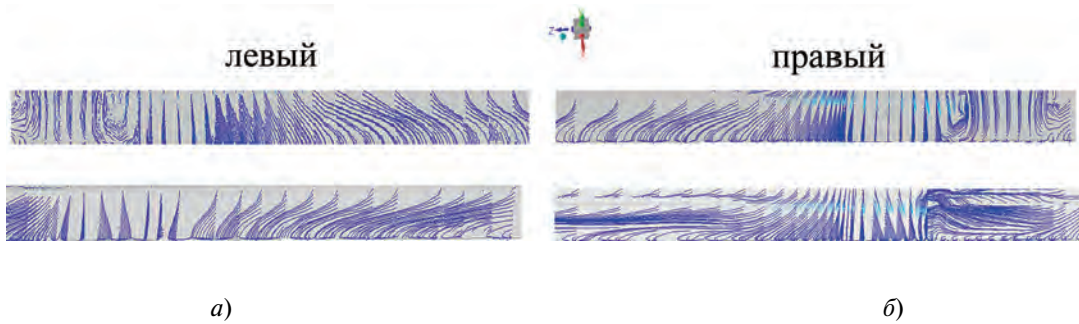


Рис. 16. Линии тока масляной пленки (тангенциальные напряжения) на верхней поверхности внешнего неотклоненного элерона  $\delta_s = 0$  с обдувом струями от ВВ: а —  $\beta = 0$ ; б —  $\beta = 20^\circ$

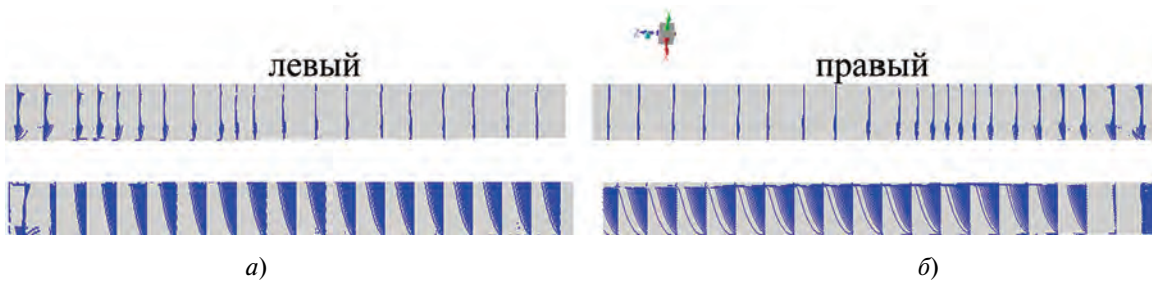


Рис. 17. Линии тока масляной пленки (тангенциальные напряжения) на верхней поверхности внешнего неотклоненного элерона  $\delta_s = 15^\circ$  без обдува: а —  $\beta = 0$ ; б —  $\beta = 20^\circ$

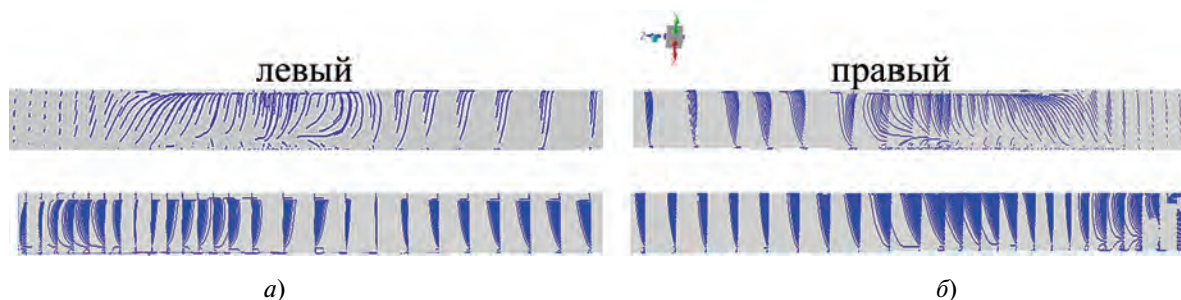


Рис. 18. Линии тока масляной пленки (тангенциальные напряжения) на верхней поверхности внешнего неотклоненного элерона  $\delta_s = 15^\circ$  с обдувом струями от ВВ: а —  $\beta = 0$ ; б —  $\beta = 20^\circ$

воздушных винтов. Это обусловлено тем, что угол скольжения влияет на скосы потока области обдува от ВВ и в нее попадает наветренная консоль крыла (см. рис. 9).

Сильное влияние обдува на шарнирный момент при увеличении угла скольжения видно на скосах потока, которые представлены на линиях тока масляной пленки (тангенциальные напряжения) на верхней поверхности внешнего элерона (рис. 15–18). Показано, что при обдуве неотклоненной механизации и увеличении угла скольжения скосы потока на внешнем элероне достаточно велики (рис. 15, 16), а у отклоненной механизации крыла скосы потока уменьшаются (рис. 17, 18) и возрастает давление на нижнюю поверхность (см. рис. 11, б, в).

## Выводы

Расчетные исследования показали, что интерференция работающих воздушных винтов с элементами конструкции при боковом ветре оказывает существенное воздействие на обтекание модели самолета и ее аэродинамические характеристики. При боковом ветре увеличиваются скосы потока и изменяется местный угол атаки на крыле. При увеличении угла скольжения этот эффект усиливается на наветренной стороне, а зона интерференции с воздушными винтами распространяется по размаху наветренной стороны крыла, где вследствие этого возрастают шарнирные моменты механизации крыла даже в убранном положении.

## Список источников

1. Ma Z., Zhu X., Zhou Z. et al. A Lateral-Directional Control Method for High Aspect Ratio Full-Wing UAV and Flight Tests // *Applied Sciences*. 2019. Vol. 9. No. 20: 4236. DOI: 10.3390/app9204236
2. Лисейцев Н.К., Самойловский А.А. Современное состояние, проблемы и перспективы развития самолетов, использующих солнечную энергию для полета // *Труды МАИ*. 2012. № 55. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID = 30018>
3. Marcus E.A.P., de Vries R., Kulkarni A.R., Veldhuis L.L.M. Aerodynamic Investigation of an Over-the-Wing Propeller for Distributed Propulsion // 2018 AIAA Aerospace Science Meeting (8–12 January 2018; Kissimmee, Florida). DOI: nv c 10.2514/6.2018-2053
4. Teixeira P.C., Cesnik C.E.S. Inclusion of propeller effects on aeroelastic behavior of very flexible aircraft // *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics* (25–28 June 2017; Como, Italy).
5. Van Arnhem N., Sinnige T., Stokkermans T.C.A. et al. Aerodynamic Interaction Effects of Tip-Mounted Propellers Installed on the Horizontal Tailplane // *AIAA Aerospace Sciences Meeting* (8–12 January 2018; Kissimmee, Florida). DOI: 10.2514/6.2018-2052
6. Kim D.H., Perry A.T., Ansell P.J. A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts for Air Vehicle Technology // *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium* (9–11 July 2018; Cincinnati, Ohio). DOI: 10.2514/6.2018-4998
7. Stoll A.M., Mikić G.V. Design Studies of Thin-Haul Commuter Aircraft with Distributed Electric Propulsion // *16<sup>th</sup> AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference* (13–17 June 2016; Washington, D.C.). AIAA Paper 2016-3765. DOI: 10.2514/6.2016-3765
8. Stoll A.M., Bevitt J.B., Moore M.D., Fredericks W.J., Borer N.K. Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion // *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference* (16–20 June 2014; Atlanta, GA). AIAA Paper 2014-2851. DOI: 10.2514/6.2014-2851
9. Тыцык Ю.А., Шпилевский В.Л. Крыло летательного аппарата с интегрированными солнечными панелями. Патент RU 2 686 350 С1. Бюл. № 12, 25.04.2019.
10. 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.
11. Андреев Г.Т., Глуценко Г.Н., Кутухина Н.В., Павленко О.В. Влияние различных типов аэродинамической компенсации на шарнирные моменты органов управления летательных аппаратов // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2013. № 6. С. 18–26.
12. Шилова М.С. Методика оценки влияния шарнирных моментов органов управления на динамические характеристики самолетов // *Труды МАИ*. 2012. № 51. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID = 29096>
13. Платонов Д.В., Минаков А.В., Дектерев А.А., Харламов Е.Б. Сравнительный анализ CFD-пакетов Sigma-

- Flow и Ansys Fluent на примере решения ламинарных задач // Вестник Томского государственного университета. 2013. № 1(21). С. 84–94.
14. Lutz T., Gansel P., Godard J.-L. et al. Going for experimental and numerical unsteady wake analyses combined with wall interference assessment using the NASA CRM model in ETW // 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (07–10 January 2013; Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas). DOI: 10.2514/6.2013-871
  15. Xu H., Huang Q., Han J., Yun H. Calculation of Hinge Moments for a Folding Wing Aircraft Based on High-Order Panel Method // Mathematical Problems in Engineering. 2020. DOI:10.1155/2020/8881233
  16. 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). DOI: 10.2514/6.2015-3188
  17. Самойловский А.А., Лисейцев Н.К. Методика определения основных проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих для полёта энергию солнечного излучения // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 7–16.
  18. 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.
  19. Виноградов О.Н., Корнушенко А.В., Павленко О.В., Петров А.В., Пигусов Е.А., Чинь Т.Н. Особенности интерференции воздушного винта и крыла сверхбольшого удлинения в неоднородном потоке // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 7–19. DOI: 10.34759/vst-2021-2-7-19
  20. 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. 2021. DOI: 10.1088/1742-6596/1959/1/012051
  21. Вожадаев В.В., Теперин Л.Л., Чернышев С.Л. Практика применения и особенности современных методов расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов на основе решений уравнений Навье–Стокса // Труды ЦАГИ. 2014. № 2740. С. 37–43.
  22. 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.
  23. Корнушенко А.В., Кудрявцев О.В., Теперин Л.Л. и др. Использование принципа полезной интерференции для повышения аэродинамического совершенства компоновки воздушного винта и крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47. № 8. С. 42–49.
  24. Корнушенко А.В., Кудрявцев О.В., Теперин Л.Л. и др. Исследование полезной интерференции, тянущей и толкающей схем воздушных винтов, установленных на концах крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. 48. № 1. С. 3–9.
  25. 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
  26. Pavlenko O.V., Pigusov E.A. Numerical Investigation of the Aerodynamic Loads and Hinge Moments of the Flap with Boundary Layer Control // AIP Conference Proceedings. 2018. Vol. 1959. No. 1. DOI: 10.1063/1.5034652

## References

1. Ma Z., Zhu X., Zhou Z. et al. A Lateral-Directional Control Method for High Aspect Ratio Full-Wing UAV and Flight Tests. *Applied Sciences*, 2019, vol. 9, no. 20: 4236. DOI: 10.3390/app9204236
2. Liseitsev N.K., Samoiloivskii A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 55. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30018>
3. Marcus E.A.P., de Vries R., Kulkarni A.R., Veldhuis L.L.M. Aerodynamic Investigation of an Over-the-Wing Propeller for Distributed Propulsion. *2018 AIAA Aerospace Science Meeting (8–12 January 2018; Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2018-2053
4. Teixeira P.C., Cesnik C.E.S. Inclusion of propeller effects on aeroelastic behavior of very flexible aircraft. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (25–28 June 2017; Como, Italy)*. IFASD-2017-194.
5. Van Arnhem N., Sinnige T., Stokkermans T.C., Eitelberg G., Veldhuis L.L. Aerodynamic Interaction Effects of Tip-Mounted Propellers Installed on the Horizontal Tailplane. *AIAA Aerospace Sciences Meeting (08–12 January 2018; Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2018-2052
6. Kim H.D., Perry A.T., Ansell P.J. A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts for Air Vehicle Technology. *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (9–11 July 2018; Cincinnati, Ohio)*. DOI: 10.2514/6.2018-4998
7. Stoll A.M., Mikic G.V. Design Studies of Thin-Haul Commuter Aircraft with Distributed Electric Propulsion. *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (13–17 June 2016; Washington, D.C.)*. DOI: 10.2514/6.2016-3765
8. Stoll A.M., Bevirt J.B., Moore M.D. et al. Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion. *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (16–20 June 2014; Atlanta, GA)*. DOI: 10.2514/6.2014-2851
9. Tytsyk Yu.A., Shpilevskii V.L. *Patent RU 2686350 S1*, 25.04.2019.
10. Andreev G.T., Ershov A.A., Pavlenko O.V. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*, 2018, vol. 72, no. 5, pp. 227–231.
11. Andreev G.T., Glushchenko G.N., Kutukhina N.V., Pavlenko O.V. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2013, no. 6, pp. 18–25.
12. Shilova M.S. *Trudy MAI*, 2012, no. 51. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29096>
13. Platonov D.V., Minakov A.V., Dekterev A.A., Kharlamov E.B. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika*, 2013, no. 1(21), pp. 84–94.
14. Lutz T., Gansel P., Godard J.-L., Gorbushin A. et al. Going for Experimental and Numerical Unsteady Wake Analyses Combined with Wall Interference Assessment by Using the NASA CRM-model in ETW. *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (07–10 January 2013, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas)*. DOI: 10.2514/6.2013-871

15. Xu H., Huang Q., Han J., Yun H. Calculation of Hinge Moments for a Folding Wing Aircraft Based on High-Order Panel Method. *Mathematical Problems in Engineering*, 2020. DOI: 10.1155/2020/8881233
16. 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)*. DOI: 10.2514/6.2015-3188
17. Samoilovskii A.A., Liseitsev N.K. Methodology of design parameters characterization of solar-powered unmanned aerial vehicles. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 7–16.
18. Pavlenko O.V., Chuban' A.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2018, vol. XLIX, no. 7, pp. 85–92.
19. Vinogradov O.N., Kornushenko A.V., Pavlenko O.V., Petrov A.V., Pigusov E.A., Trinh T.N. Specifics of propeller and super-high aspect ratio wing interference in non-uniform flow. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 2, pp. 7–19. DOI: 10.34759/vst-2021-2-7-19
20. 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. Vol. 1959, The International Scientific Conference on Mechanics "The Ninth Polyakhov's Reading" (09-12 March 2021; Saint Petersburg, Russian Federation)*. DOI: 10.1088/1742-6596/1959/1/012051
21. Vozhdaev V.V., Teperin L.L., Chernyshev S.L. *Trudy TsAGI*, 2014, no. 2740, pp. 37–43.
22. Alesin V.S., Gubskii V.V., Druzhinin O.V. et al. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*, 2018, vol. 72, no. 2, pp. 91–96.
23. Kornushenko A.V., Kudryavtsev O.V., Teperin L.L. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2016, vol. 47, no. 8, pp. 42–49.
24. Kornushenko A.V., Kudryavtsev O.V., Teperin L.L. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2017, vol. 48, no. 1, pp. 3–9.
25. Pavlenko O.V., Petrov A.V., Pigusov E.A. Studies of flow-around of high-lift wing airfoil with combined energy system for the wing lifting force increasing. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 7-20. DOI: 10.34759/vst-2020-4-7-20
26. Pavlenko O.V., Pigusov E.A. Numerical Investigation of the Aerodynamic Loads and Hinge Moments of the Flap with Boundary Layer Control. *AIP Conference Proceedings*, 2018, vol. 1959, no. 1. DOI: 10.1063/1.5034652

Статья поступила в редакцию 17.02.2023; одобрена после рецензирования 22.02.2023; принята к публикации 22.02.2023.

The article was submitted on 17.02.2023; approved after reviewing on 22.02.2023; accepted for publication on 22.02.2023.