

Научная статья  
УДК 629.735.33; 629.7.026.63  
DOI: 10.34759/vst-2022-3-17-28

## ВЛИЯНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА И КРЫЛА СВЕРХБОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ НА ШАРНИРНЫЙ МОМЕНТ ОТКЛОНЕННОЙ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

Ольга Викторовна Павленко<sup>1</sup> ✉, Мустафа Гази Реслан<sup>2</sup>

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

<sup>2</sup>Московский физико-технический институт (МФТИ),  
Долгопрудный, Московская область, Россия

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

<sup>2</sup>reslan.mostafa97@gmail.com

**Аннотация.** Проведено численное исследование влияния интерференции воздушного винта и прямого крыла сверхбольшого удлинения самолета на солнечных батареях на шарнирные моменты отклоненной механизации крыла  $\delta_{\text{мех}} = 15^\circ$  и  $\delta_{\text{мех}} = 30^\circ$  в 2D- и 3D-постановке задачи. Расчеты проведены при скоростях потока  $V = 25$  и  $50$  м/с и числах Рейнольдса  $Re = 0.17$  и  $0.35 \cdot 10^6$  по программе, основанной на осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье—Стокса.

Численные исследования показали, что влияние обдува потоком воздуха от воздушного винта на шарнирный момент отклоненной механизации крыла зависит от многих факторов, таких как диаметр воздушного винта и его конструктивные особенности, частота вращения, его местоположение, а также от углов обдува и отклонения механизации крыла.

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

**Для цитирования:** 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

Original article

## INFLUENCE OF INTERFERENCE OF THE AIRSCREW AND THE HIGH-ASPECT-RATIO WING ON THE HINGE MOMENT DEFLECT CONTROL SURFACES OF THE WING

Olga V. Pavlenko<sup>1</sup> ✉, Mustafa G. Reslan<sup>2</sup><sup>1</sup>Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),  
Zhukovsky, Moscow Region, Russia<sup>2</sup>Moscow Institute of Physics and Technology (MIPT),  
Dolgoprudny, Moscow Region, Russia<sup>1</sup>olga.v.pavlenko@yandex.ru ✉<sup>2</sup>reslan.mostafa97@gmail.com

### Abstract

Airplanes powered by the Sun energy for the flight supporting and ensuring conventionally has a special structure and a wing of a wide span, while their aerodynamic surface are covered with photovoltaic cells. The wing of such flying vehicle consists of several sections to control its motion. Numerical study of the effect of interference of the airscrew and the solar battery powered airplane's straight wing with extra-large aspect ratio on the hinge moments values of its deflected mechanization was performed. Computations were run at flow rates of  $V = 25$  and  $50$  m/s and Reynolds numbers of  $Re = 0.17$  and  $0.35 \cdot 10^6$  by the program based on the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The presented work considered two options of mechanization equally deflected over all the wingspan, namely  $\delta_{\text{mech}} = 15^\circ$  and  $\delta_{\text{mech}} = 30^\circ$ , without airscrews and with two-bladed airscrews placed on the wing tips and rotated symmetrically in the fuselage direction with the rotation frequency of  $N = 15000$  rpm.

The flow-around patterns and pressure distribution are presented in dependence on the propelling screw blow-off. The authors gave a comparison of the computational results in the 2D and 3D problem setting, as well as airplane aerodynamic characteristics comparison of the without blow-off by the airscrews with the experimental data.

Numerical studies reveal that the presence of airscrew effect on the hinge moment value of the mechanization deflected depends on many factors, such as airscrew diameter and its design features, rotation frequency, its location, as well as blow-off and deflection angles. With the blow-off by the propelling airscrew, placed prior to the wing, local angles of attack on the wing and mechanization change, and the pressure at the windward side in the area of the blow-off by the airscrew

The blow of pulling airscrew, which mounted in front of the wing, influence on change local angle of attack wing and mechanization, decrees height of separate zone and increase pressure on windward side in the area of blowing airscrew.

Analysis of computation of profile and wing revealed that hinge moments computing in the 2D problem setting without blow-off may be employed for fast predicting the straight wing mechanization hinge moments values.

**Keywords:** tractor airscrew, hinge moment, mechanization of the wing, extra-high aspect ratio wing

**For citation:** Pavlenko O.V., Reslan M.G. 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, vol. 29, no. 3, pp. 17-28. DOI: 10.34759/vst-2022-3-17-28

## Введение

Использование солнечной энергии в авиации началось с повышения коэффициента полезного действия фотоэлектрических преобразователей. Самолеты, использующие солнечную энергию для поддержания и обеспечения полета, обычно имеют специфическую конструкцию и крыло большого размаха, а их несущие поверхности покрыты фотоэлементами [1–7]. Основной задачей при создании подобных летательных аппаратов (ЛА) является нахождение баланса между площадью крыла, его массой и прочностью [8]. 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, 10]. Шарнирный момент органов управления зависит от множества факторов: скорости и высоты полета, углов атаки и скольжения, углов отклонения поверхностей управления и их интерференции с элементами конструкции [11].

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].

Данное численное исследование было проведено с целью изучения влияния интерференции воздушного винта и прямого крыла сверхбольшого удлинения самолета на солнечных батареях на шарнирные моменты его отклоненной механизации.

## Геометрические характеристики летательного аппарата и условия расчета

Самолет выполнен по классической схеме со свободонесущим высокорасположенным прямым крылом с удлинением  $\lambda = 23.4$ , на концах которого установлены мотогондолы двигателей. Фюзеляж данного ЛА — с круглым поперечным сечением и однокилевым хвостовым оперением, стабилизатор размещен на фюзеляже. Общий вид самолета представлен на рис. 1 и в статьях [18, 19]. Хорда элерона составляет 17% от хорды крыла. В данной работе рассмотрены два варианта отклонения механизации:  $\delta_3 = 15^\circ$  и  $\delta_3 = 30^\circ$ , одинакового по всему размаху крыла (рис. 2) без ВВ и с работающими двухлопастными воздушными

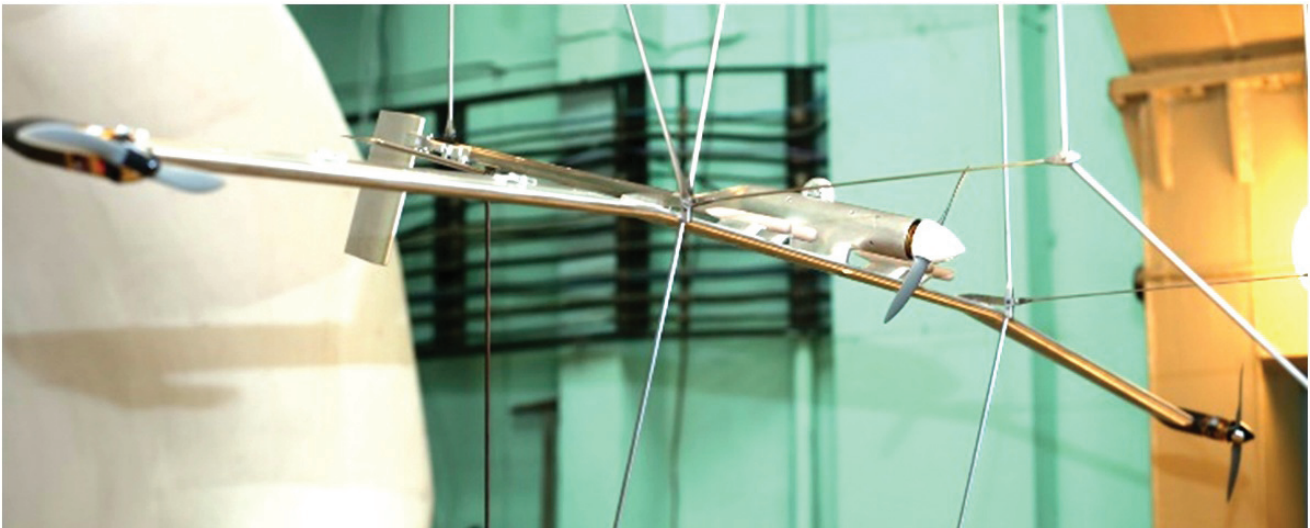
винтами, вращающимися симметрично в направлении фюзеляжа с частотой  $N = 15000$  об/мин.

Численные исследования проведены по программе ANSYS FLUENT, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса, на структурированной расчетной сетке (около 20 млн ячеек) с  $k-\epsilon$ -realizable моделью турбулентности, с улучшенным моделированием параметров турбулентности вблизи стенки и с учетом влияния градиента давления. В пристеночной области использовалась однопараметрическая модель турбулентности, адаптированная к течениям с малыми числами Рейнольдса. Чтобы одновременно рассчитать поступательное движение фюзеляжа и вращение ВВ, были заданы две расчетные зоны: одна с поступательным движением потока воздуха, который набегаёт на исследуемую модель со скоростью  $V_\infty$ , а другая — с вращательным движением воздуха, моделирующим вращение воздушного винта [21, 22]. Общий вид расчетной сетки в зоне установки ВВ представлен в работе [18].

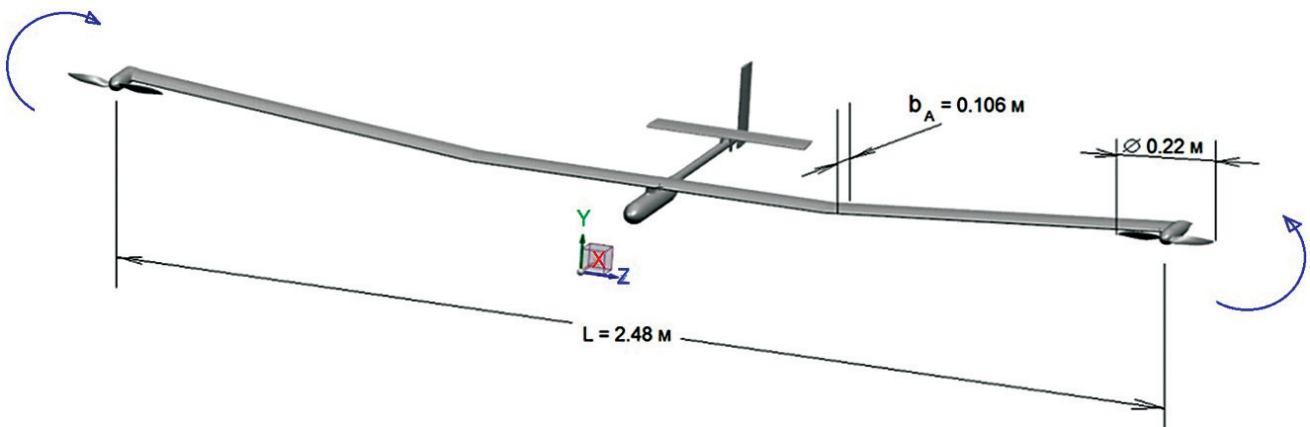
Расчет летательного аппарата проведен в диапазоне углов атаки  $-5^\circ \leq \delta \leq 15^\circ$  при скорости набегающего потока  $V_\infty = 25$  и  $50$  м/с и числах Рейнольдса  $Re = 0.17$  и  $0.35 \cdot 10^6$ , вычисленных относительно средней аэродинамической хорды крыла.

## Результаты расчета летательного аппарата с выпущенной механизацией на угол $\delta_{\text{мех}} = 15^\circ$ при скорости набегающего потока $V_\infty = 50$ м/с

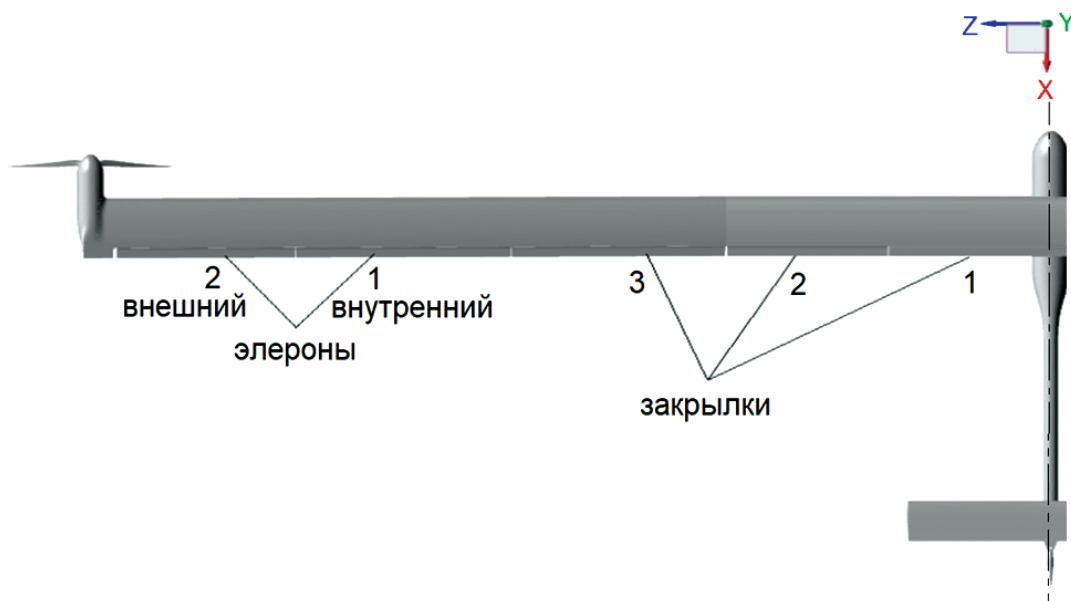
Влияние обдува потоком воздуха от воздушного винта на зависимости аэродинамических характеристик ЛА от угла атаки представлены на рис. 3. Результаты расчета хорошо согласуются с экспериментальными данными без обдува потоком воздуха от ВВ, полученными на модели ЛА в аэродинамической трубе (АДТ) Т-102 ЦАГИ [22, 23]. Согласно результатам расчета установка воздушных винтов на конце крыла приводит к некоторому падению подъемной силы, увеличению момента тангажа на кабрирование (рис. 3,а) и росту аэродинамического сопротивления (рис. 3,б) во всем расчетном диапазоне углов атаки. Такой эффект от обдува связан с данным расположением воздушных винтов относительно крыла, а также с влиянием закрученного потока воздуха на его поверхность, увеличением скоса потока и уменьшением местного угла атаки в районе ВВ.



а)



б)



в)

Рис. 1. Общий вид модели летательного аппарата: а – в эксперименте в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ; б – в расчете

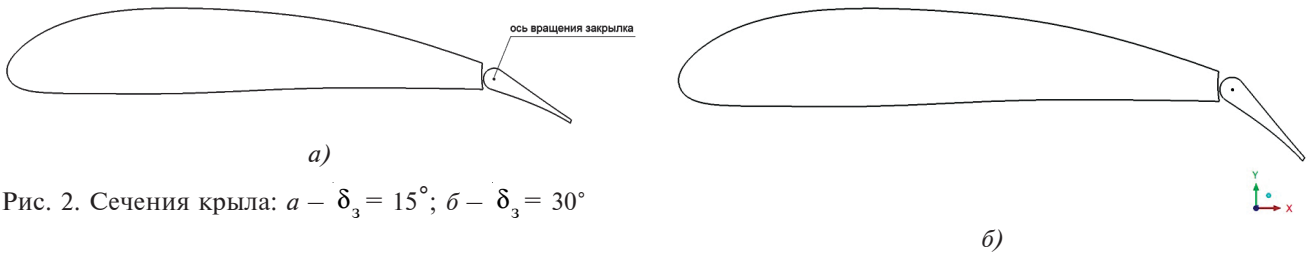
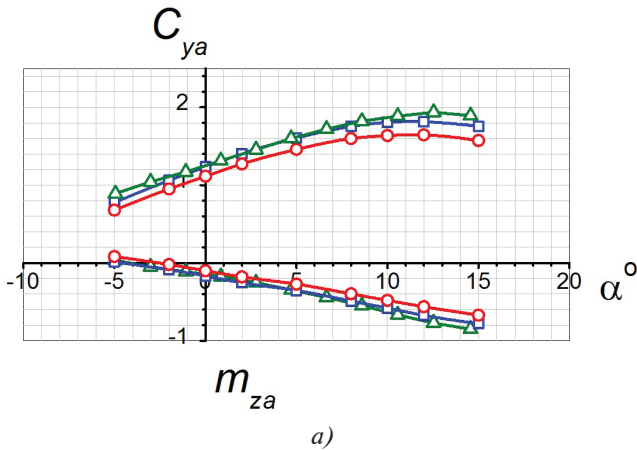


Рис. 2. Сечения крыла: а –  $\delta_3 = 15^\circ$ ; б –  $\delta_3 = 30^\circ$



Неоднородный закрученный поток воздуха от винта увеличивает разрежение как на верхней, так и на нижней поверхности крыла (рис. 4, 5), вследствие чего локально в районе обдува снижаются его несущие свойства.

Зависимости коэффициента шарнирных моментов механизации крыла от угла атаки показаны на рис. 6. Без обдува от винтов практически все элементы механизации крыла имеют близкие значения шарнирных моментов (рис. 6,а).

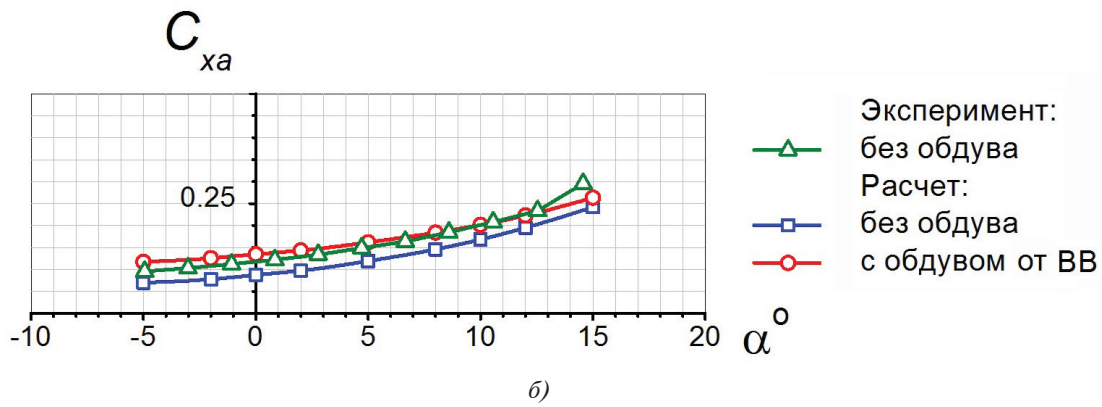


Рис. 3. Расчетные и экспериментальные зависимости аэродинамических коэффициентов ЛА от угла атаки,  $\delta_{\text{мех}} = 15^\circ$ ,  $V_\infty = 50$  м/с: а – подъемной силы и момента тангажа; б – аэродинамического сопротивления

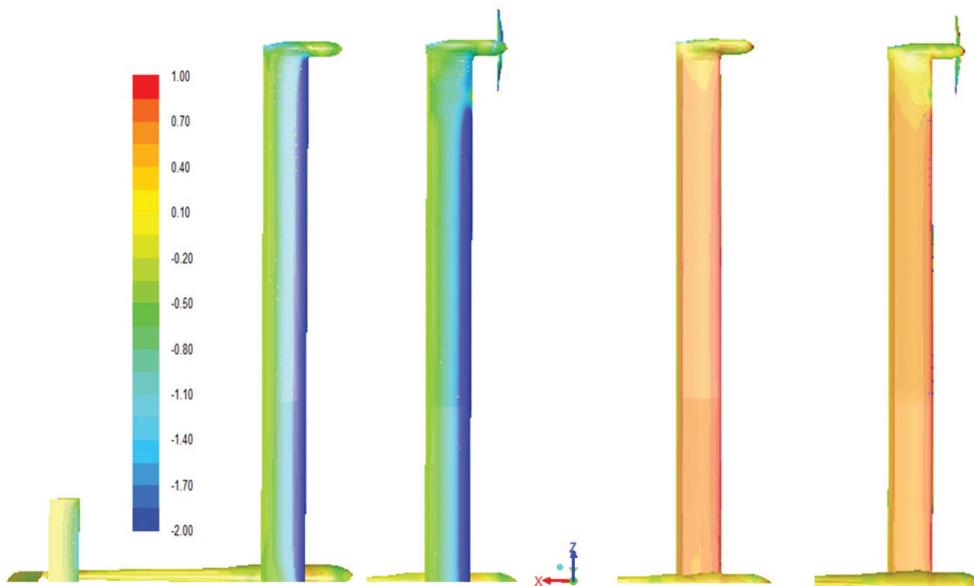


Рис. 4. Распределение коэффициента давления на поверхности левой консоли крыла:  $V_\infty = 50$  м/с,  $\alpha = 10^\circ$

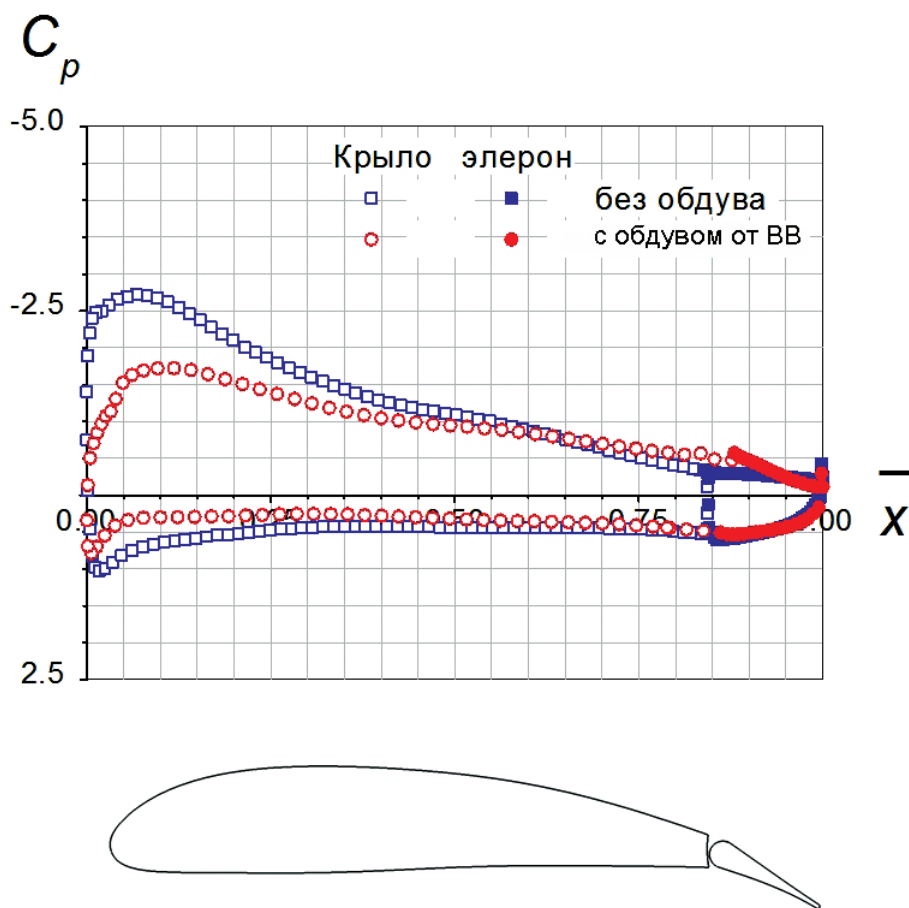


Рис. 5. Распределение коэффициента давления в среднем сечении элерона 2:  $V_\infty = 50$  м/с,  $\alpha = 10^\circ$

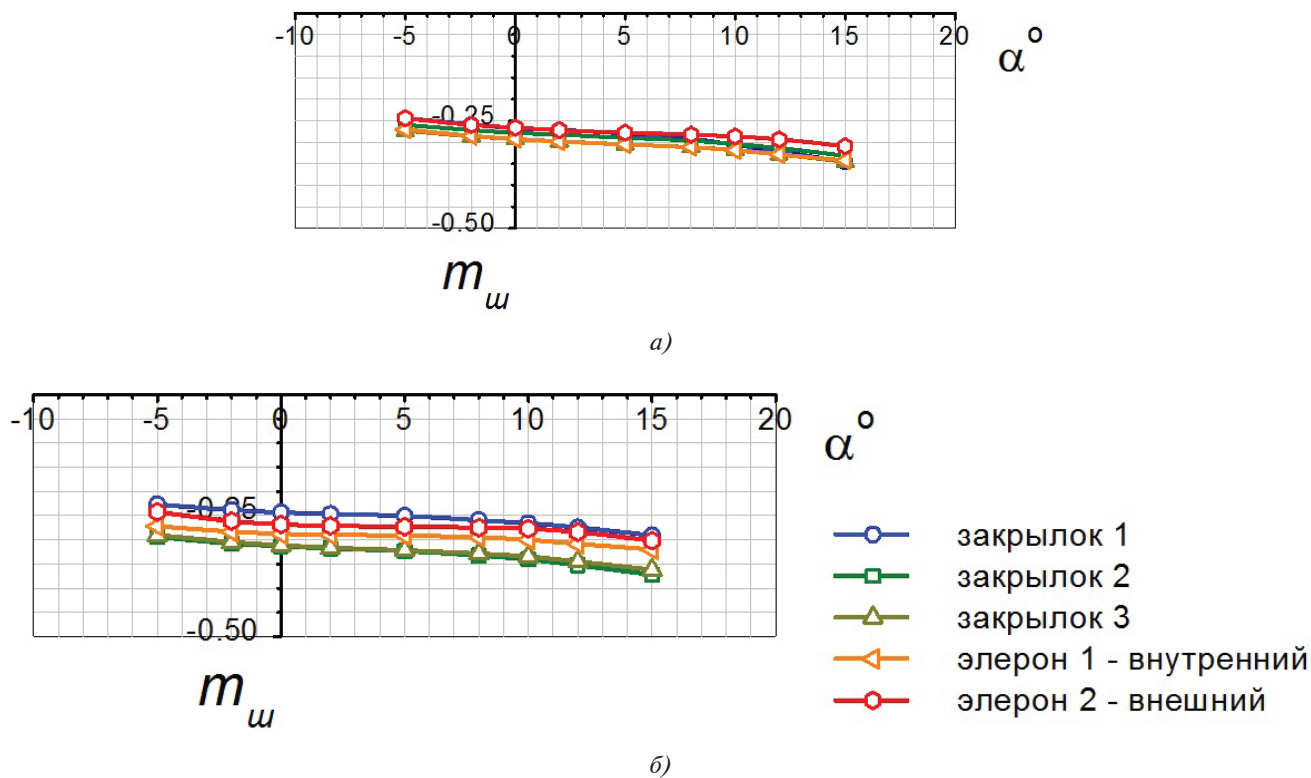


Рис. 6. Зависимости коэффициентов шарнирных моментов механизации крыла от угла атаки,  $\delta_{\text{мех}} = 15^\circ$ ,  $V = 50$  м/с: а – без обдува; б – с обдувом от ВВ

При обдуве диапазон значений шарнирных моментов механизации крыла, отклоненной на  $\delta_{\text{мех}} = 15^\circ$ , расширяется. Шарнирные моменты внешнего элерона, который находится непосредственно за ВВ, сравнительно невелики. Это является следствием отклонения механизации на небольшой угол и разрежения на наветренной поверхности стороны элерона, создаваемого закрученной струей неоднородного потока воздуха от винта.

**Численные исследования влияния обдува от винта на отклоненную механизацию крыла летательного аппарата  $\delta_{\text{мех}} = 30^\circ$  в 2D- и 3D-постановке задачи при скорости набегающего потока  $V_\infty = 25$  м/с**

Численные исследования влияния обдува от винта были проведены на профиле и крыле с мотогондолами на концах при отклоненной механизации на угол  $\delta_{\text{мех}} = 30^\circ$ . Обдув 2D-профиля крыла был задан в соответствии с методикой работы [24]. В качестве основного параметра, характеризующего влияние обдува на обтекание профиля, принят коэффициент нагрузки на винт (активный диск)  $B = T / q_\infty F$ , где  $F = \pi D^2 / 4$  – площадь диска винта диаметром  $D = 0.22$  м,  $T$  – тяга винта,  $q_\infty$  – скоростной напор набегающего потока. Расчеты выполнены при значениях  $B = 0.5$ . В плоскости активных дисков задавалась постоянная скорость те-

чения, определяемая согласно теории идеального винта по формуле

$$V = \frac{V_\infty}{2}(1 + \sqrt{1 + B}) = \frac{25}{2}(1 + \sqrt{1 + 0.5}) = 28.032,$$

где  $V_\infty = 25$  м/с – скорость внешнего невозмущенного потока.

Сравнение результатов расчетов аэродинамических характеристик представлено на рис. 7. Аэродинамические характеристики профиля и прямого крыла без обдува имеют близкие значения, особенно в диапазоне докритических углов атаки. При этом в расчете профиля максимальный коэффициент подъемной силы, а также производная  $C_y^\alpha$  несколько выше, чем у крыла (рис. 7,а), а коэффициент аэродинамического сопротивления меньше (рис. 7,б). Но результаты рас-

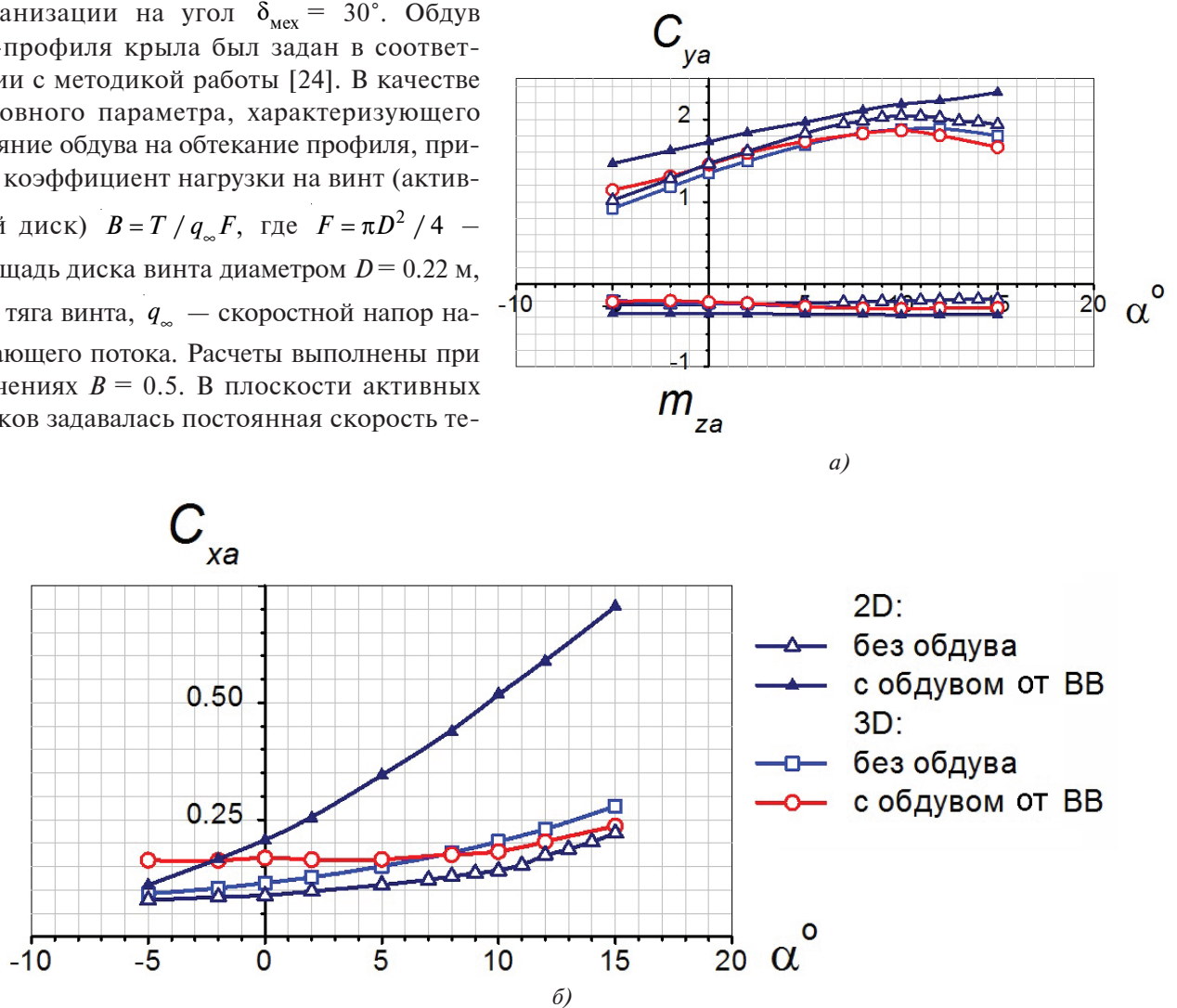


Рис. 7 Расчетные и экспериментальные зависимости аэродинамических коэффициентов ЛА от угла атаки,  $\delta_{\text{мех}} = 30^\circ$ ,  $V_\infty = 25$  м/с: а – подъемной силы и момента тангажа; б – аэродинамического сопротивления

чета 2D с обдувом профиля потоком воздуха от активного диска в сравнении с 3D-данными аэродинамических характеристик крыла, обдуваемого потоком воздуха от двухлопастного воздушного винта такого же диаметра, существенно различаются.

Зависимости коэффициента шарнирного момента от угла атаки в 2D- и 3D-расчетах без обдува от ВВ также показывают близкие значения (рис. 8,а). Это доказывает возможность использования двумерного расчета для быстрого определения шарнирных моментов механизации прямого крыла на стадии проектирования [25]. При этом 2D-расчет позволяет сделать как качественную, так и близкую к 3D количественную оценку шарнирных моментов, а также существенно экономит время и компьютерные ресурсы.

Но, чтобы получить корректные значения шарнирных моментов механизации крыла с обдувом от ВВ, нужно использовать только трехмерный расчет (рис. 8,б). На рисунке видно, что в диапазоне углов атаки  $-5^\circ \leq \alpha < 5^\circ$  особенно сильно влияние обдува на шарнирный момент внешнего элерона, отклоненного на угол  $\delta_s = 30^\circ$  и расположенного за винтом. Такой эффект наблюдается вследствие того, что диаметр винта соизмерим с размахом внешнего элерона и ВВ конструктивно расположен по высоте на уровне носовой части крыла (см. рис. 1,а). Поэтому в диапазоне

углов атаки от  $-5^\circ$  до  $5^\circ$  закрученный поток от воздушного винта интенсивно обдувает отклоненный внешний элерон. При таком обдуве происходит взаимодействие потока от ВВ с внешним невозмущенным потоком  $V_\infty$  и изменяются местные углы атаки крыла, уменьшается высота отрывной зоны за внешним элероном (рис. 9) и увеличивается давление на его наветренной стороне (рис. 10,а), вследствие чего возрастает его шарнирный момент. При увеличении угла атаки внешний элерон выходит из зоны обдува потоком воздуха от воздушного винта. Теперь поток от него воздействует в основном уже только на носовую и верхнюю части крыла (рис. 9,б), это приводит к распределению давления на этом элероне, подобному таковому без обдува потоком воздуха от ВВ (рис. 10,б), а также к тому, что значение шарнирного момента становится близким к его значению для остальных устройств механизации крыла.

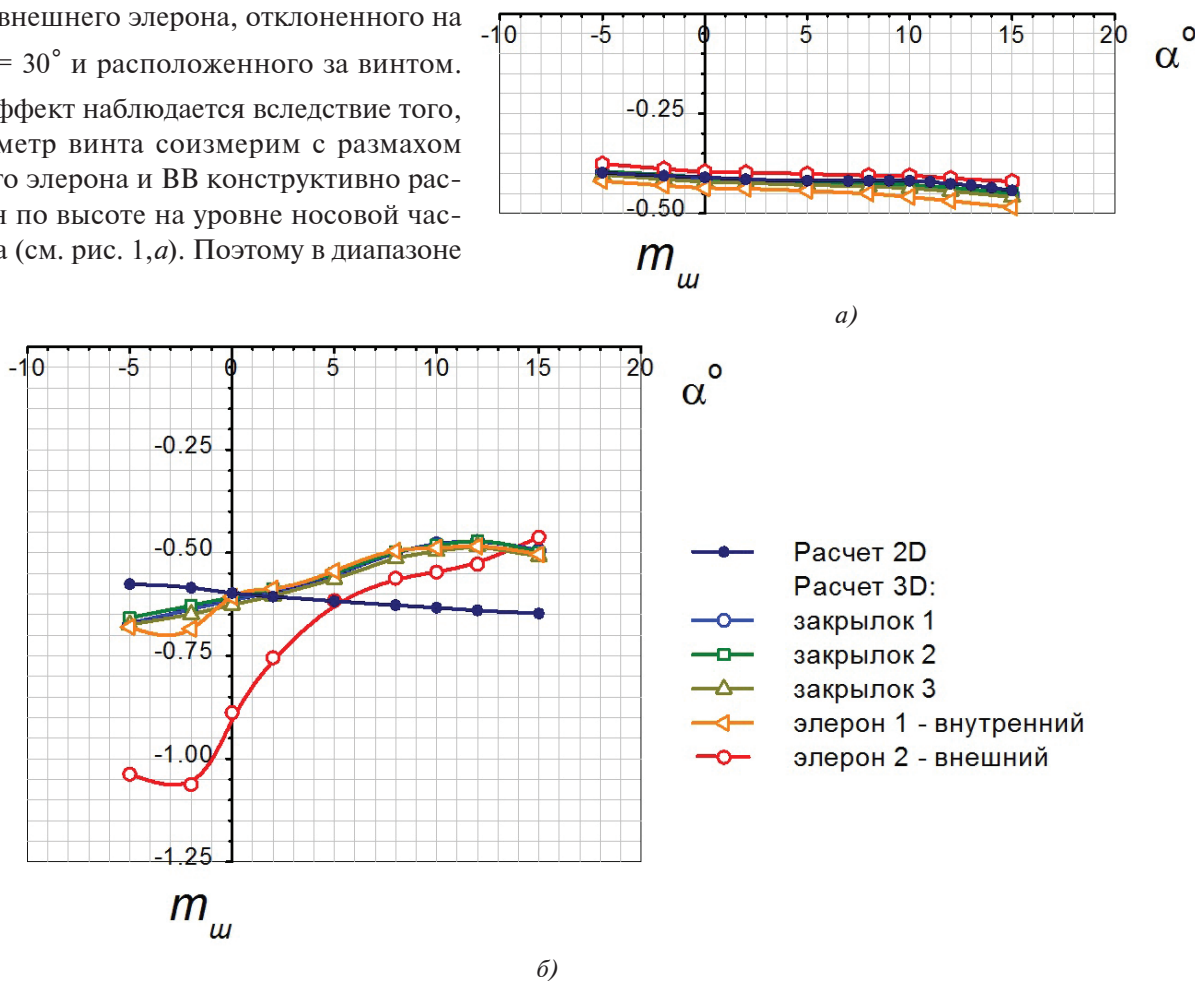


Рис. 8. Зависимости коэффициента шарнирного момента от угла атаки  $\delta_{\text{мех}} = 30^\circ$ ,  $V = 25$  м/с: а – без обдува; б – с обдувом от ВВ



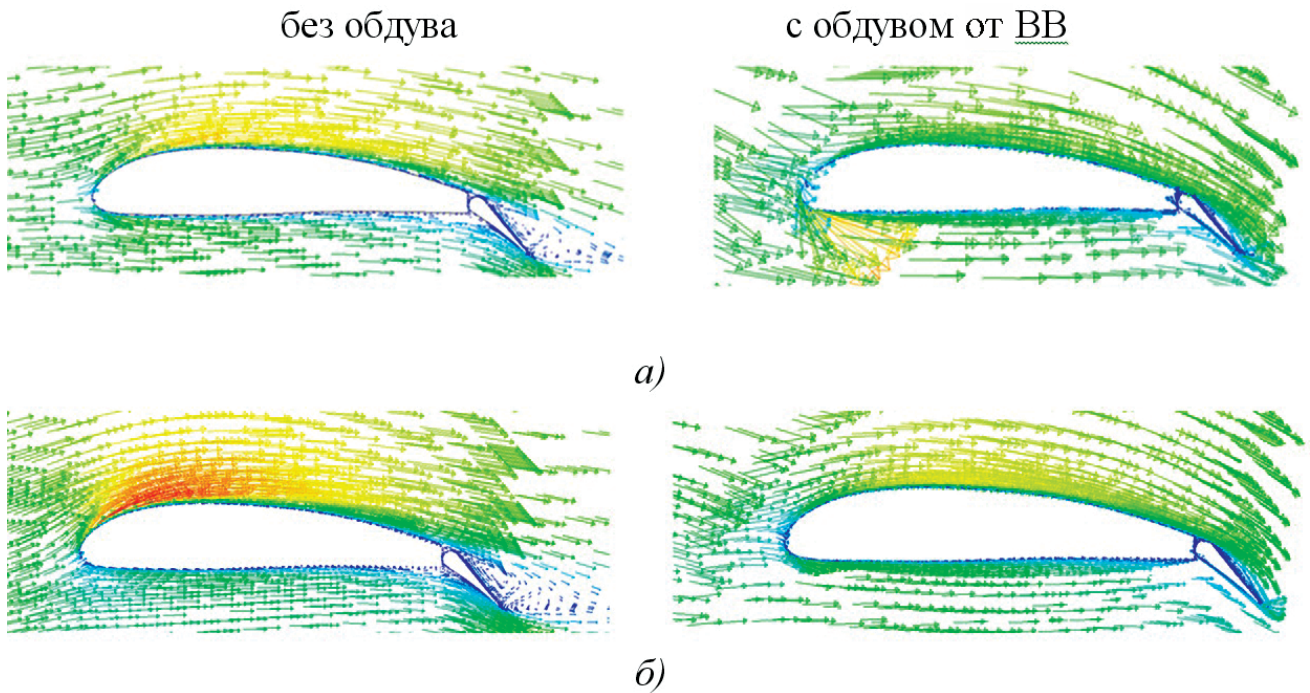


Рис. 9. Векторы скорости в сечении по середине внешнего элерона,  $\delta_3 = 30^\circ$ ,  $V = 25$  м/с: а –  $\alpha = -2^\circ$ ; б –  $\alpha = 5^\circ$

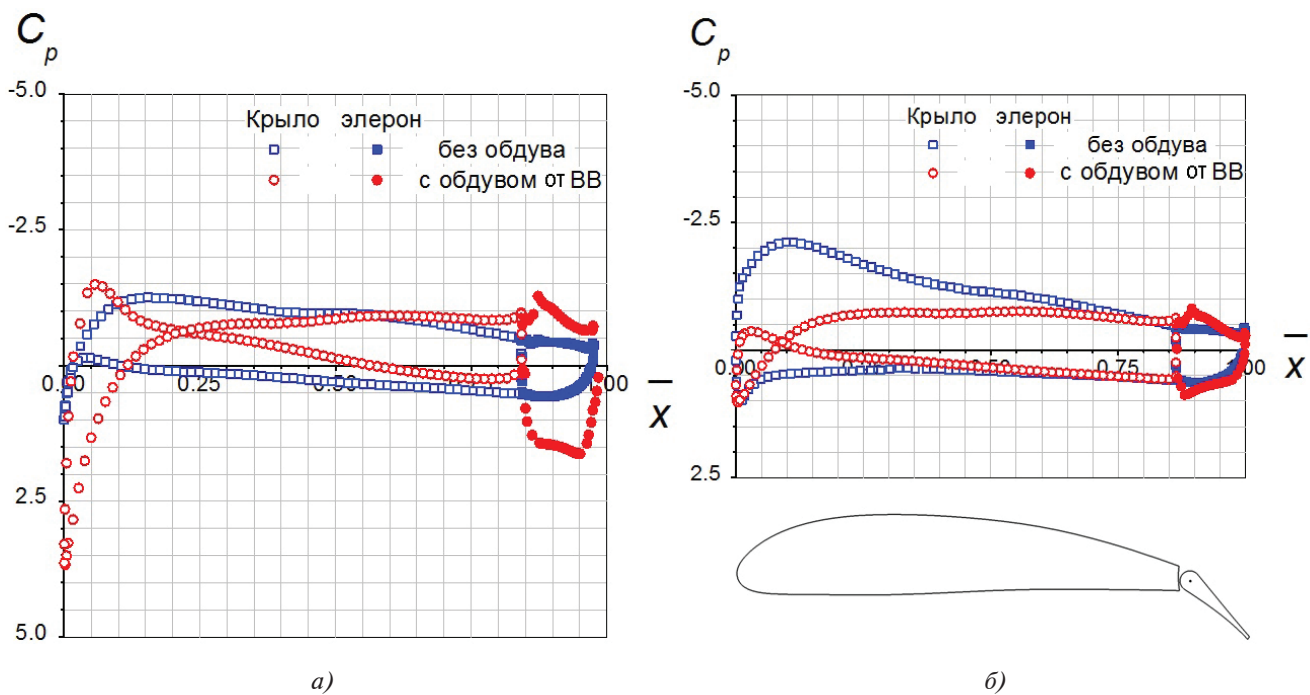


Рис. 10. Распределение коэффициента давления в среднем сечении внешнего элерона,  $\delta_3 = 30^\circ$ ,  $V_\infty = 25$  м/с: а –  $\alpha = -2^\circ$ ; б –  $\alpha = 5^\circ$

**Выводы**

Численные исследования влияния интерференции воздушного винта и прямого крыла сверхбольшого удлинения самолета на солнечных батареях на шарнирные моменты его отклоненной механизации показали:

— зависимость от конструктивных особенностей воздушного винта, его диаметра, частоты вращения, местоположения, а также углов обдува; влияние обдува потоком воздуха от винта увеличивается при увеличении угла отклонения механизации крыла;

— при обдуве потоком воздуха от тянущего ВВ, установленного перед крылом, изменяются местные углы атаки на крыле и его механизации, уменьшается высота отрывной зоны и увеличивается давление на наветренной стороне в области обдува.

Сравнение результатов расчетных исследований профиля и крыла показали, что расчет шарнирных моментов в 2D-постановке задачи без обдува можно использовать для быстрого прогнозирования шарнирных моментов механизации прямого крыла.

### Список источников

1. *Лисейцев Н.К., Самойловский А.А.* Современное состояние, проблемы и перспективы развития самолетов, использующих солнечную энергию // Труды МАИ. 2012. № 55. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30018>
2. *Marcus E.A.P., de Vries R., Raju Kulkarni A., Veldhuis L.L.M.* Aerodynamic Investigation of an Over-the-Wing Propeller for Distributed Propulsion // AIAA Aerospace Science Meeting (8–12 January 2018; Kissimmee, Florida). DOI: 10.2514/6.2018-2053
3. *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.
4. *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
5. *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
6. *Stoll A.M., Mikic 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.). DOI: 10.2514/6.2016-3765
7. *Stoll A.M., Bevirt J.B., Moore M.D.* et al. Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion / / 14<sup>th</sup> AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (16–20 June 2014; Atlanta, GA). DOI: 10.2514/6.2014-2851
8. *Тыцык Ю.А., Шпилевский В.Л.* Крыло летательного аппарата с интегрированными солнечными панелями. Патент RU 2686350 С1. Бюл. № 12, 25.04.2019.
9. *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. 227–231.
10. *Андреев Г.Т., Глущенко 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. 18–25.
11. *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>
12. *Платонов Д.В., Минаков А.В., Дектерев А.А., Харламов Е.Б.* Сравнительный анализ CFD-пакетов SigmaFlow и Ansys Fluent на примере решения ламинарных задач // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2013. № 1(21). С. 84–94.
13. *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
14. *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
15. *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
16. *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.
17. *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.
18. *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
19. *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
20. *Вождаев 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.
  21. *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.
  22. *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.
  23. *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.
  24. *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
  25. *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. Liseitsev N.K., Samoiloivskii A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 55. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30018>
2. Investigation of an Over-the-Wing Propeller for Distributed Propulsion. *AIAA Aerospace Science Meeting (8–12 January 2018; Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2018-2053
3. 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.
4. 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
5. 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
6. Stoll A.M., Mikic 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.)*. DOI: 10.2514/6.2016-3765
7. Stoll A.M., Bevirt J.B., Moore M.D. et al. Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion. *14<sup>th</sup> AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (16–20 June 2014; Atlanta, GA)*. DOI: 10.2514/6.2014-2851
8. Tytsyk Yu.A., Shpilevskii V.L. *Patent RU 2686350 S1*, 25.04.2019.
9. Andreev G.T., Ershov A.A., Pavlenko O.V. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*, 2018, vol. 72, no. 5, pp. 227–231.
10. Andreev G.T., Glushchenko G.N., Kutukhina N.V., Pavlenko O.V. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2013, no. 6, pp. 18-25.
11. Shilova M.S. *Trudy MAI*, 2012, no. 51. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29096>
12. 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.
13. 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
14. 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
15. Stoll A.M. Comparison of CFD and Experimental Results of the LEAPTech Distributed Electric Propulsion Blown Wing. *15<sup>th</sup> AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (22–26 June 2015; Dallas, Texas)*. DOI: 10.2514/6.2015-3188
16. Samoiloivskii 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.
17. Pavlenko O.V., Chuban’ A.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2018, vol. XLIX, no. 7, pp. 85–92.

18. 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
19. 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
20. Vozhdaev V.V., Teperin L.L., Chernyshev S.L. *Trudy TsAGI*, 2014, no. 2740, pp. 37-43.
21. Alesin V.S., Gubskii V.V., Druzhinin O.V. et al. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*, 2018, vol. 72, no. 2, pp. 91–96.
22. Kornushenko A.V., Kudryavtsev O.V., Teperin L.L. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2016, vol. 47, no. 8, pp. 42–49.
23. Kornushenko A.V., Kudryavtsev O.V., Teperin L.L. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2017, vol. 48, no. 1, pp. 3–9.
24. 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
25. 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 29.06.2022; одобрена после рецензирования 05.07.2022; принята к публикации 28.07.2022.

The article was submitted on 29.06.2022; approved after reviewing on 05.07.2022; accepted for publication on 28.07.2022.