

Научная статья

УДК 532.526

DOI 10.25205/2541-9447-2024-19-4-31-40

Сравнение обтекания наветренной и подветренной сторон крыла летательного аппарата с прямой передней кромкой

Никита Сергеевич Алпацкий¹, Александр Михайлович Павленко
Борис Юрьевич Занин, Иван Александрович Бондарев

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
Новосибирск, Россия

¹alpatskiy@itam.nsc.ru

Аннотация

Представлены результаты экспериментального исследования структуры отрывного обтекания крыла малоразмерного летательного аппарата с передней кромкой и фюзеляжем на подветренной и наветренной сторонах. Были получены картины визуализации пристенного течения, проведен анализ этих фотографий и сравнение результатов обтекания с обеих сторон. Исследования структуры обтекания выполнены на закритическом угле атаки для используемой модели. Кроме этого, изучалось влияние изменения угла скольжения и отклонения органов управления (элевоны).

Ключевые слова

прямое крыло, локально-отрывной пузырь, ламинарно-турбулентный переход, глобальный срыв потока, отрывные течения, возвратное течение, органы управления, элевоны, фюзеляж

Финансирование

Исследование выполнено в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2024–2026 гг. (№ 124021400038-1) с использованием оборудования ЦКП «Механика».

Для цитирования

Алпацкий Н. С., Павленко А. М., Занин Б. Ю. Сравнение обтекания наветренной и подветренной сторон крыла летательного аппарата с прямой передней кромкой // Сибирский физический журнал. 2024. Т. 19, № 4. С. 31–40. DOI 10.25205/2541-9447-2024-19-4-31-40

Comparison of Airflow Around the Windward and Leeward Sides of an Aircraft Wing with a Straight Leading Edge

Nikita S. Alpatkiy¹, Alexander M. Pavlenko, Boris Yu. Zanin, Ivan A. Bondarev

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics of SB RAS
Novosibirsk, Russian Federation

¹alpatkiy@itam.nsc.ru

Abstract

The presented work shows the results of an experimental study of the structure of the flow separation over the wing of a small-sized aircraft with a leading edge and fuselage on the leeward and windward sides. Visualization images of the wall flow were obtained, followed by an analysis of these photographs and a comparison of the flow results on both sides. The flow structure studies were conducted at the critical angle of attack for the model used. Additionally, the study examined the influence of changes in the angle of sideslip and the deflection of control surfaces (elevons).

Keywords

Straight wing, local separated bubble, laminar-turbulent transition, global flow separation, separated flows, recirculating flow, control surfaces, elevons, fuselage

Funding

This work was carried out within the framework of the Fundamental Scientific Research Program of the State Academies of Sciences for 2024-2026 (registration number 124021400038-1). The work was carried out using equipment from the Center for Composite Practice "Mechanics".

For citation

Alpatkiy N. S., Pavlenko A. M., Zanin B. Yu. Comparison of airflow around the windward and leeward sides of an aircraft wing with a straight leading edge. *Siberian Journal of Physics*, 2024, vol. 19, no. 4, pp. 31–40 (in Russ.). DOI 10.25205/2541-9447-2024-19-4-31-40

Введение

Во время полета самолета важную роль играет обтекание крыла набегающим потоком. А как известно, крыло является главным конструктивным элементом большинства летательных аппаратов, и характер структуры на его поверхности может влиять на безопасность полета в целом. Крыло создает подъемную силу, необходимую для полета, позволяет управлять и маневрировать самолетом, обеспечивает поперечную устойчивость. Важность изучения физических явлений, происходящих на крыле при различных режимах полета, имеет прикладное и фундаментальное значение для практической аэродинамики. Физические явления включают в себя течение в пограничном слое на поверхности крыла при малых углах атаки, а также отрывные течения, возникающие при больших углах атаки, включая отрыв турбулентного пограничного слоя и срыв потока с передней кромки крыла (глобальный срыв). Более подробные сведения о явлении отрыва представлены в монографиях [1–3]. Перечисленные выше физические явления требуют устранения, потому что могут приводить к увеличению сопротивления самолета, потере управляемости, сваливанию и небезопасному полету. Вследствие этого на протяжении многих лет одной из важных задач аэродинамики является улучшение обтекания крыла. Под улучшением обтекания понимается увеличение зоны ламинарного течения на крыле и устранение отрывов и срывов при больших углах атаки [4–7].

Сегодняшний день отмечен множеством исследований, посвященных анализу процессов, связанных с формированием отрывных потоков воздуха вокруг аэродинамических элементов. Одним из наиболее простых примеров такого явления является локально-отрывной пузырь (ЛОП), который может возникать при небольших углах атаки [8]. Этот феномен был тщательно изучен на базе модели беспилотного летательного аппарата с прямой передней кромкой, как показано в [9], где было установлено, что с увеличением угла атаки ЛОП перемещается в направлении передней кромки аппарата. Когда угол атаки достигает критического уровня, происходит полное отрывание потока от передней кромки, что приводит к возникновению об-

ратного потока воздуха и крупномасштабных вихрей [10]. Этот процесс обычно обозначается как срыв потока. Кроме того, важно учитывать влияние угла скольжения на характер течения воздуха при срывном режиме обтекания. В частности, с увеличением угла скольжения крыла область срыва уменьшается в размерах и смещается ближе к боковой кромке [11]. В дополнение, при определенном угле скольжения крупномасштабный вихрь вблизи поверхности модели исчезает [12–14].

Необходимо подчеркнуть, что исследования в сфере летательных аппаратов (ЛА) имеют особую значимость, особенно для малых размеров, предназначенных для выполнения разнообразных задач. Эти аппараты требуют улучшения безопасности и стабильности полета для осуществления более сложных заданий. В обзорах, опубликованных в работах [15; 16], рассматриваются современные направления исследований и достижения в области малоразмерных ЛА. В одной из этих работ также проведена классификация ЛА на основе их летных характеристик [16]. В этой же публикации анализируются перспективные направления развития ЛА, включая улучшение связи, применение искусственного интеллекта, дистанционное зондирование, миниатюризацию, коллективное управление, а также трансформируемость. Известно, что малые ЛА часто летают на малой высоте, где из-за взаимодействия воздушных потоков с землей возникают турбулентность и порывы ветра [17]. Воздействие сильной турбулентности способствует увеличению угла атаки, нарушению обтекаемости и к потере управляемости, что может привести к штопору. Поэтому существует потребность в разработке методов минимизации рисков и нежелательных последствий, связанных с такими условиями полета.

Целью исследования было изучение и сравнение отрывной структуры на подветренной и наветренной сторонах модели после достижения критического угла атаки с учетом таких факторов, как угол скольжения и углы отклонения органов управления.

Методика проведения экспериментов

Исследование, приведенное в настоящей работе, проводилось в дозвуковой аэродинамической трубе Т-324, которая находится в Институте теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН г. Новосибирска. Данная труба имеет закрытую рабочую часть квадратного сечения размерами 1×1 м и длиной 4 м, которая характеризуется малой степенью турбулентности набегающего потока в рабочей части (менее 0,04 %), поэтому в основном применяется для проведения экспериментов, направленных на изучение процесса ламинарно-турбулентного перехода. Более подробное описание данной установки, а также ее параметров представлено в работе [18].

В ходе исследований была задействована модель ЛА в классической компоновке (рис. 1). Эта модель не являлась точной копией существующих летательных аппаратов и была разработана и изготовлена исключительно авторами данной публикации [19]. Исследования были выполнены на подветренной и наветренной сторонах крыла при угле атаки 10 градусов. Угол скольжения составлял 20 градусов. Получение результатов осуществлялось с помощью метода визуализации потока «саже-масляных» покрытий при скорости набегающего потока U_∞ , равной 25 м/с, при этом число Рейнольдса по хорде составило $Re = 2,5 \times 10^5$. Такая скорость потока типична для полетов беспилотных воздушных судов в атмосфере, как указано в источнике [20]. Скорость потока в рабочей зоне аэродинамической трубы была измерена с помощью дифференциального датчика давления, который был соединен с трубкой Пито – Прандтля через пневмотрассу.

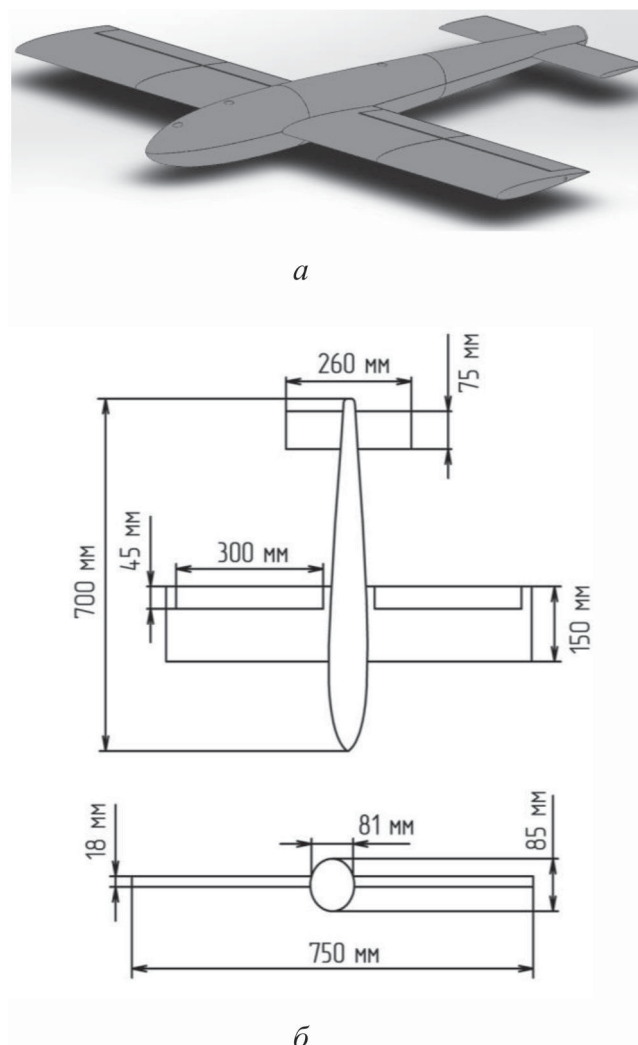


Рис. 1. Модель малоразмерного летательного аппарата с прямым крылом:
 а – модель в создаваемой среде; б – геометрические параметры модели

Fig. 1. Model of a small-sized aircraft with a straight wing:
 a – model in the created environment; б – geometric parameters of the model

Результаты

Представленная статья описывает экспериментальное исследование по изучению структуры отрывного обтекания при закритическом угле атаки, а также сравнению обтекания подветренной и наветренной сторон модели. Эксперименты были начаты с получения картин обтекания на режиме при угле атаки $\alpha = 10^\circ$. Данный угол атаки является критическим для настоящей модели крыла [19]. Этот режим обтекания происходит из-за срыва набегающего потока с передней кромки, что является нештатной ситуацией. Ниже представлены фотографии, а рядом прилагается топология, поясняющая схему течения. Направление набегающего потока указано серой стрелкой. На рис. 2, а и б показаны результаты визуализации на подветренной стороне (верхняя), на которых видна вихревая структура на всей поверхности крыла. На каждой консоли возникает возвратное течение с образованием крупномасштабных вихрей. Каждый из вихрей закручивался к центру модели. Что касается наветренной стороны (нижней), то на всей поверхности крыла наблюдалось безотрывное обтекание (рис. 2, в и г). Согласно результатам визуализации, линии растекания и стекания находятся вблизи передней и задней кромок.

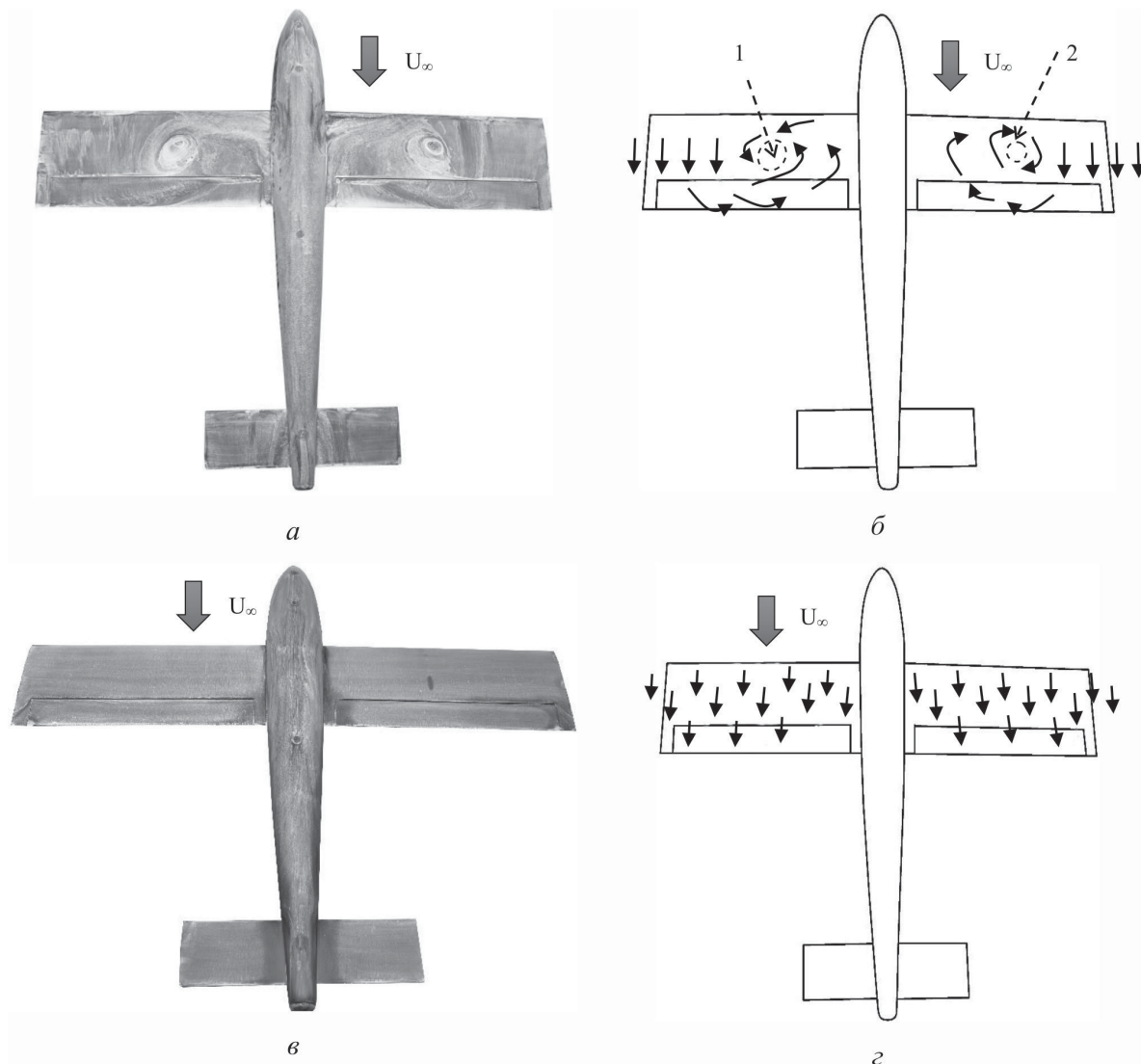


Рис. 2. Визуализация обтекания и топология течения при угле атаки $\alpha = 10^\circ$; $\beta = 0^\circ$; $\gamma = 0^\circ$ (1 и 2 – фокус вихря):
 а и б – подветренная сторона крыла (верхняя), результаты из работы [19];
 в и г – наветренная сторона крыла (нижняя)

Fig. 2. Visualization of the flow around the object and flow topology at an angle of attack $\alpha = 10^\circ$; $\beta = 0^\circ$; $\gamma = 0^\circ$ (1 and 2 – vortex focus): a and b – leeward side of the wing (upper), results from work [19];
 c and d – windward side of the wing (lower).

Следующим этапом исследования было изучение влияния отклонения органов управления (элевонов) на структуру обтекания крыла с обеих сторон. Органы управления отклонялись следующим образом: левый – вверх на $\gamma = 30^\circ$, а правый вниз на $\gamma = 30^\circ$. На рисунках 3, в и г можно наблюдать, как отклонение элевона вверх приводило к смещению фокуса вихря ближе к фюзеляжу, а отклонение вниз – к формированию возвратного течения на всей поверхности консоли. Рассматривая результаты, полученные на нижней стороне, можно наблюдать безотрывное обтекание, как и на предыдущем режиме. Разница заключается только в том, что перед отклоненным элевонem вниз сформировалась линия растекания, а на элевоне, отклоненном вверх, образовалось срывное течение.

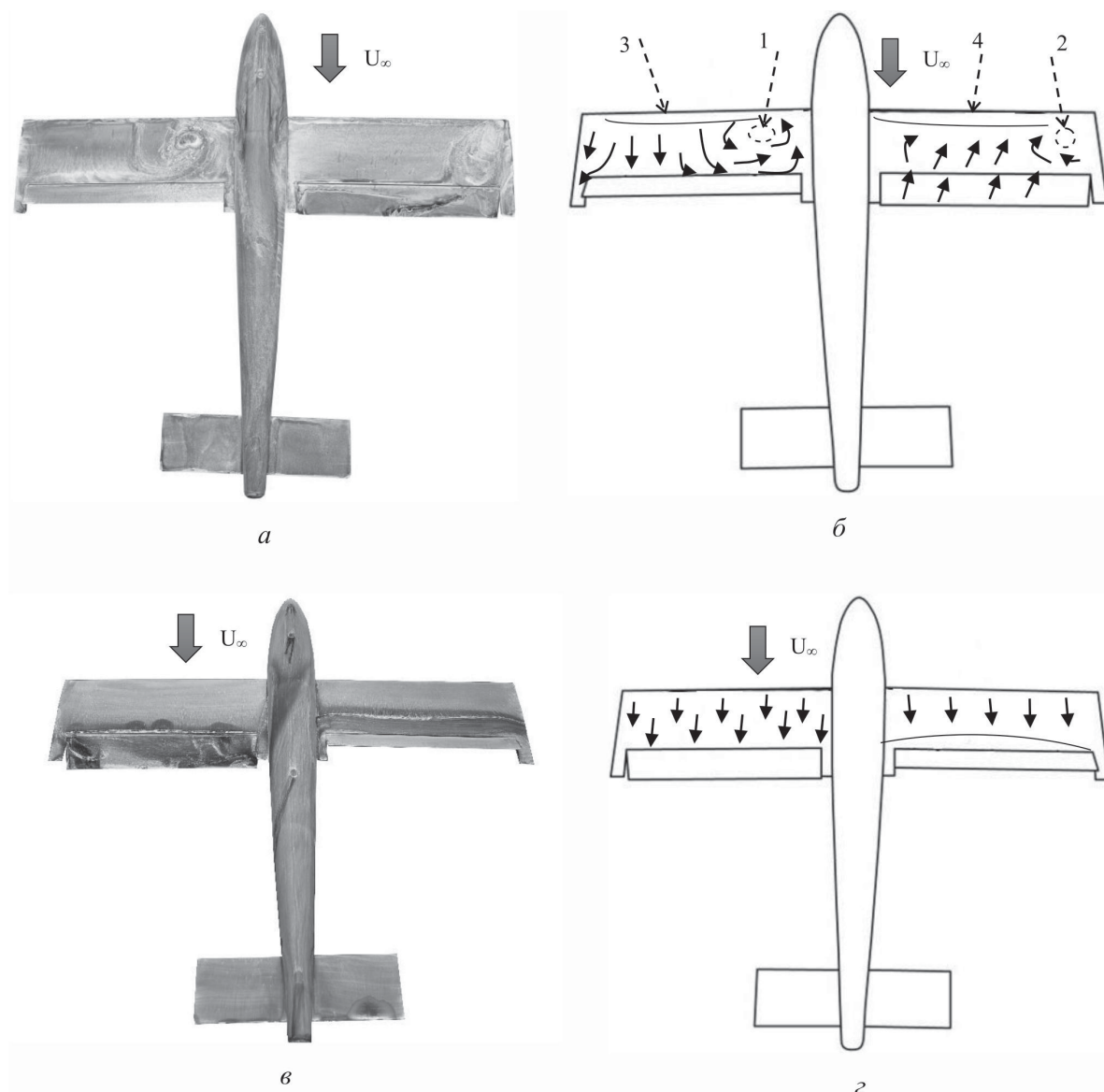


Рис. 3. Визуализация обтекания и топология течения при угле атаки $\alpha = 10^\circ$; $\beta = 0^\circ$; $\gamma_l = -30^\circ$; $\gamma_n = +30^\circ$ (1 и 2 – фокус вихря) (3 и 4 – ЛОП):
 а и б – подветренная сторона крыла (верхняя) [19]; в и г – наветренная сторона крыла (нижняя)
 Fig. 3. Visualization of the flow around the object and flow topology at an angle of attack $\alpha = 10^\circ$; $\beta = 0^\circ$; $\gamma_l = -30^\circ$; $\gamma_r = +30^\circ$ (1 and 2 – vortex focus) (3 and 4 – LSB):
 a and b – leeward side of the wing (upper) [19]; c and d – windward side of the wing (lower)

Заключительным этапом изучения обтекания крыла было исследование влияния угла скольжения. На рис. 4, а–г представлены результаты при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ и угле скольжения $\beta = 20^\circ$. На верхней поверхности крыла наблюдалась схожая картина обтекания с режимом, когда угол скольжения был $\beta = 0^\circ$. На консолях по краям крыла вдоль передней кромки узкой полосой возникли локально отрывные пузыри (ЛОП), вместе с тем образовалось возвратное течение, сформировалась пара вихрей, причем фокус вихря на правой консоли значительно больше, чем на левой, что связано с влиянием фюзеляжа на отрывную структуру [21]. Исследуя структуру на обратной стороне крыла, было обнаружено безотрывное присоединенное течение.

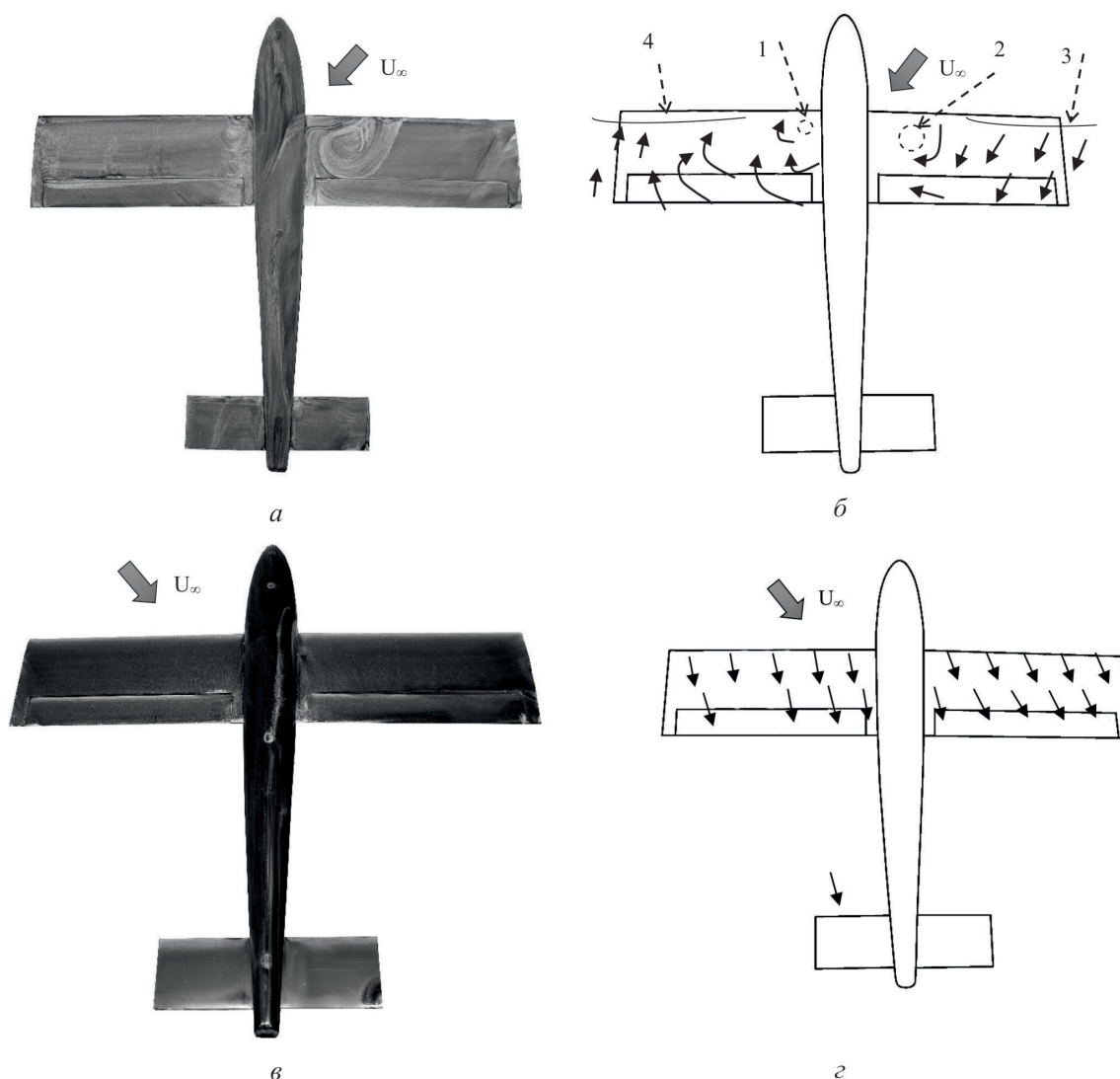


Рис. 4. Визуализация обтекания и топология течения при угле атаки $\alpha = 10^\circ$; $\beta = 20^\circ$; $\gamma = 0^\circ$ (1 и 2 – фокус вихря) (3 и 4 – ЛОП):
 а и б – подветренная сторона крыла (верхняя); в и г – наветренная сторона крыла (нижняя)
 Fig. 4. Visualization of the flow around the object and flow topology at an angle of attack $\alpha = 10^\circ$; $\beta = 20^\circ$; $\gamma = 0^\circ$ (1 and 2 – vortex focus) (3 and 4 – LSB):
 а and б – leeward side of the wing (upper); в and г – windward side of the wing (lower).

Заключение

В рамках данной работы были проведены экспериментальные исследования по изучению и сравнению обтекания наветренной и подветренной сторон крыла модели летательного аппарата в классической компоновке с прямой передней кромкой в дозвуковой аэродинамической трубе. Результатами исследований являются картины течения, полученные методом «саже-масляной» визуализации пристенного течения на модели при угле атаки крыла $\alpha = 10^\circ$ при скорости набегающего потока $U_\infty = 25$ м/с. Было проведено сравнение и показано, что на наветрен-

ной части крыла при закритическом угле атаки происходит ламинарное обтекание, в то время как на подветренной образуются крупномасштабные вихри и глобальный срыв потока.

Список литературы

1. **Чжен П.** Отрывные течения: Монография. М.: Мир, 1972. Т. 1. 300 с.
2. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя: Монография. М.: Наука, Физматлит. 1969. 744 с.
3. **Чжен П.** Управление отрывом потока: Монография. М.: Мир, 1979. 552 с.
4. **Collins F. G., Zelenevitz J.** Influence of sound upon separated flow over wings // AIAA J. 1975. Vol. 13, no. 3. P. 408–410.
5. **Telli K., Kraa O., Himeur Y., Ouamane A., Boumehraz M., Atalla S., Mansoor W.** A Comprehensive Review of Recent Research Trends on Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) // Systems. 2023. Vol. 11, iss. 8. P. 400. <https://doi.org/10.3390/systems11080400>
6. **Abdulrahim M., Watkins S., Segal R., Marino M., Sheridan J.** Dynamic sensitivity to atmospheric turbulence of unmanned air vehicles with varying configuration // Journal of Aircraft. 2010. Vol. 47, Issue 6. P. 1873–1883.
7. **Wang B. H., Wang D. B., Ali Z. A., Ting Ting B., Wang H.** An overview of various kinds of wind effects on unmanned aerial vehicle // Measurement and Control. 2019. Vol. 52, no. 7–8. P. 731–739. DOI:10.1177/0020294019847688
8. **Козлов В. В.** Отрыв потока от передней кромки и влияние на него внешних возмущений // ПМТФ. 1985. № 2. С. 112–115.
9. **Kozlov V. V., Groshe F.-R., Dovgal A. V. et al.** Control of leading-edge separation by acoustic excitation // DLR-IB. Goettingen. 1993. No. 222-93. P. 50.
10. **Занин Б. Ю., Козлов В. В.** Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях: Учеб. пособие. Новосибирск, 2011. 116 с.
11. **Занин Б. Ю., Катасонов М. М., Михаэлис М. В., Павленко А. М.** Экспериментальные исследования влияния вихревых возмущений на обтекание модели крыла при малых числах Рейнольдса // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 3. С. 32–38.
12. **Колмаков Ю. А., Рыжов Ю. А., Столяров Г. И., Табачников В. Г.** Исследование структуры обтекания прямоугольного крыла $\lambda = 5$ на больших углах атаки // Труды ЦАГИ. 1985. Вып. 2290. С. 84–89.
13. **Lin J. C.** Review of Research on LowProfile Vortex Generators to Control Boundary-Layer Separation // Progress in Aerospace Sciences. 2002. Vol. 38. P. 389–420.
14. **Anmin Zhao, Dongyu He, Dongsheng Wen.** Structural Design and Aerodynamic Characteristic of an Innovative Split Aileron Configuration // IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE). 2019.
15. **Abdulrahim M., Watkins S., Segal R., Marino M., Sheridan J.** Dynamic sensitivity to atmospheric turbulence of unmanned air vehicles with varying configuration // Journal of Aircraft. 2010. Vol. 47, iss. 6. P. 1873–1883.
16. **Абрамович А. А.** Прогнозирование воздушных потоков: руководство по прогнозированию метеорологических условий. Л.: Лен. типография, 1985. 308 с.
17. **Багаев Г. И., Голов В. К., Медведев Г. В., Поляков Н. Ф.** Аэродинамическая труба малых скоростей Т-324 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск, 1972. Вып. 1. С. 5–8.
18. **Павленко А. М., Мельник Е. А., Алпацкий Н. С., Занин Б. Ю.** Исследование влияния органов управления и фюзеляжа на структуру отрывного обтекания модели летательного аппарата классической компоновки // Теплофизика и аэромеханика. 2023. Т. 31, № 2. С. 309–325.
19. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M.** Laminar-turbulent transition on the flying wing model // AIP Conference Proceedings 1770 in 18th International Conference on the Met-

- hods of Aerophysical Research, edited by V.M. Fomin (American Institute of Physics, Melville, NY, 2016), pp. 030060. <https://doi.org/10.1063/1.4964002>
20. Мельник Е. А., Павленко А. М., Занин Б. Ю., Алпацкий Н. С., Каприлевская В. С. Исследование влияния органов управления на вихревую структуру обтекания модели БПЛА классической компоновки с фюзеляжем // XXXVIII Сибирский теплофизический семинар, посвященный 65-летию Института теплофизики им. С. С. Кутателадзе СО РАН: Всерос. конф. с элементами науч. шк. для молодых ученых (Новосибирск, 29–31 авг. 2022 г.): Сб. тр. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2022. С. 205–210. DOI: 10.53954/9785604859551_205
 21. Павленко А. М., Занин Б. Ю., Катасонов М. М., Зверков И. Д. Преобразование структуры отрывного течения с помощью локального воздействия // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 1. С. 17–22.
 22. Павленко А. М., Занин Б. Ю., Алпацкий Н. С., Мельник Е. А. Установление особенностей структуры течения в пограничном слое на модели летающего крыла // Сибирский физический журнал. 2022. Т. 17, № 4. С. 72–86. DOI: 10.25205/2541-9447-2022-17-4-72-86

References

1. Chang P. Separation of Flow, Pergamon Press, Oxford, 1970.
2. Schlichting G. Boundary Layer Theory, McGraw-Hill, New York, 1968.
3. Chang P. Control of Flow Separation: Energy Conservation, Operational Efficiency, and Safety, 1976.
4. Collins F. G., Zelenevitz J. Influence of sound upon separated flow over wings. *AIAA J*, 1975, vol. 13, no. 3, pp. 408–410.
5. Telli K., Kraa O., Himeur Y., Ouamane A., Boumehraz M., Atalla S., Mansoor W. A Comprehensive Review of Recent Research Trends on Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). *Systems*, 2023, vol. 11, iss. 8, p. 400. <https://doi.org/10.3390/systems11080400>
6. Abdulrahim M., Watkins S., Segal R., Marino M., Sheridan J. Dynamic sensitivity to atmospheric turbulence of unmanned air vehicles with varying configuration. *Journal of Aircraft*, 2010, vol. 47, iss. 6, pp. 1873–1883.
7. Wang B. H., Wang D. B., Ali Z. A., Ting Ting B., Wang H. An overview of various kinds of wind effects on unmanned aerial vehicle. *Measurement and Control*, 2019, vol. 52, no. 7–8, pp. 731–739. DOI:10.1177/0020294019847688
8. Kozlov V. V., Flow separation from the leading edge and the influence of external disturbances. PMTF, 1985, no. 2, pp. 112–115. (in Russ.)
9. Kozlov V. V., Groshe F.-R., Dovgal A. V. et al. Control of leading-edge separation by acoustic excitation. *DLR-IB. Goettingen*, 1993, no. 222-93, p. 50.
10. Zанин B. Yu., Kozlov V. V. Vortex Structures in Subsonic Separated Flows, Tutorial. Novosibirsk, 2011, 116 p. (in Russ.)
11. Zанин B. Yu., Katasonov M. M., Mikhaelis M. V., Pavlenko A. M., Experimental studies of the effect of vortex disturbances on the flow around the wing model at low reynolds numbers. *Vestnik of NSU. Series: Physics*, 2014, vol. 9, no. 3, pp. 32–38. (in Russ.)
12. Kolmakov Yu. A., Ryzhov Yu. A., Stolyarov G. I., Tabachnikov V. G. Study of the Flow Structure around a Rectangular Wing with $\lambda = 5$ at High Angles of Attack. *Proceedings of TsAGI*, 1985, iss. 2290, pp. 84–89. (in Russ.)
13. Lin J. C. Review of Research on LowProfile Vortex Generators to Control Boundary-Layer Separation. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, vol. 38, p. 389–420.
14. Anmin Zhao, Dongyu He, Dongsheng Wen. Structural Design and Aerodynamic Characteristic of an Innovative Split Aileron Configuration. *IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, 2019.

15. **Abdulrahim M., Watkins S., Segal R., Marino M., Sheridan J.** Dynamic sensitivity to atmospheric turbulence of unmanned air vehicles with varying configuration. *Journal of Aircraft*, 2010, vol. 47, iss. 6, pp. 1873–1883.
16. **Abramovich A. A.** Prediction of Air Flows: Guide on Prediction of Meteorological Conditions. Leningrad Printing House, Leningrad, 1985, 308 p. (in Russ.)
17. **Bagaev G. I., Golov V. K., Medvedev G. V. and Polyakov N. F.** Low-velocity wind tunnel T-324 with low turbulence. *Aerofiz. Issled.*, 1972, no. 1, p. 5–8. (in Russ.)
18. **Pavlenko A. M., Melnik E. A., Alpatsky N. S. and Zanin B. Yu.** Investigation of the influence of control surfaces and fuselage on the structure of a separated flow around a flying vehicle model with a classical configuration. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2024, vol. 31, № 2, pp. 285–300.
19. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M.** Laminar-turbulent transition on the flying wing model. *AIP Conference Proceedings 1770 in 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research*, edited by V.M. Fomin (American Institute of Physics, Melville, NY, 2016), pp. 030060. <https://doi.org/10.1063/1.4964002>
20. **Melnik E. A., Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Alpackiy N. S., Kaprilevskaya V. S.** Study of the Influence of Control Surfaces on the Vortex Structure of the Flow around a UAV Model of Classic Configuration with a Fuselage. *XXXVIII Siberian Thermal Physics Seminar Dedicated to the 65th Anniversary of the Institute of Thermal Physics named after S. S. Kutateladze of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences: All-Russian Conference with Elements of a Scientific School for Young Scientists (Novosibirsk, August 29-31, 2022): Proceedings*. Novosibirsk, Publishing House of the SB RAS, 2022, pp. 205–210. DOI: 10.53954/9785604859551_205 (in Russ.)
21. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M. and Zverkov I. D.** Alteration of separated-flow structure achieved through a local action. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 15–20.
22. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Alpatsky N. S. and Melnik E. A.** Finding specific features of the flow structure in the boundary layer on a flying wing model. *Siberian journal of physics*, 2022, vol. 17(4), pp. 72–86. <https://doi.org/10.25205/2541-9447-2022-17-4-72-86> (in Russ.)

Сведения об авторах

Алпацкий Никита Сергеевич, аспирант, инженер-исследователь

Павленко Александр Михайлович, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник

Занин Борис Юрьевич, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник

Бондарев Иван Александрович, лаборант

Information about the Authors

Nikita S. Alpatskiy, Graduate Student, Research Engineer

Alexander M. Pavlenko, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Senior Research Fellow

Boris Yu. Zanin, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Leading Researcher

Ivan A. Bondarev, Laboratory Assistant

*Статья поступила в редакцию 20.08.2024; одобрена после рецензирования 04.09.2024;
принята к публикации 04.09.2024*

*The article was submitted 20.08.2024; approved after reviewing 04.09.2024;
accepted for publication 04.09.2024*