

Научная статья

УДК 533.69

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180644>

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ РЕМОНТА КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

Максим Эдуардович Березко¹, Михаил Вадимович Сагайдак²✉, Владимир Иванович Шевяков³

^{1, 2, 3} Филиал ПАО «Яковлев» – «Региональные самолеты»,

Москва, Россия

¹ maxberezko@yandex.ru

² mikhaelvs@mail.ru; m_sagaydak@sj.yakovlev.ru ✉

³ shevvi@mail.ru

Аннотация. Приведены примеры обоснования ограничений при проведении ремонта с точки зрения влияния его на вредное сопротивление. Подробно рассмотрен случай ремонта секций предкрылка крыла самолета в случаях наличия или отсутствия на них противообледенительной системы. При повреждении лобовой части секции предкрылка, например, из-за столкновения с птицей, ремонт может быть осуществлен при помощи установки накладки на внешнюю поверхность секции предкрылка. Накладка может снизить эффективность работы тепловой противообледенительной системы в зоне ремонта, что чревато возможностью образования на верхней поверхности секции предкрылка и/или крыла барьерного льда, который существенно влияет на аэродинамику самолета. В предположении, что барьерный лед образуется, проведена параметрическая оценка его влияния на сопротивление и несущие свойства самолета. Численное моделирование обтекания проведено с помощью ПО ANSYS FLUENT. Решалась система уравнений Навье–Стокса, усредненных по Рейнольдсу и замыкаемых моделью турбулентности Спаларта–Аллмараса. Приведены примеры возможных ограничений на размер и место размещения наклейки в зависимости от степени влияния на аэродинамику самолета.

Ключевые слова: самолет транспортной категории, дефекты внешней поверхности, вредное сопротивление, ремонт конструкции планера, барьерный лед

Для цитирования: Березко М.Э., Сагайдак М.В., Шевяков В.И. Аэродинамические аспекты ремонта конструкции планера самолетов транспортной категории // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 16–22. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180644>

Original article

AERODYNAMIC ASPECTS OF THE TRANSPORT CATEGORY AIRCRAFT AIRFRAME STRUCTURE REPAIRING

Maksim E. Berezko¹, Mikhail V. Sagaidak²✉, Vladimir I. Shevyakov³

^{1, 2, 3} Yakovlev Corporation Regional Aircraft Branch,

Moscow, Russia

¹ maxberezko@yandex.ru

² mikhaelvs@mail.ru; m_sagaydak@sj.yakovlev.ru ✉

³ shevvi@mail.ru

Abstract

In the course of the transport aircraft operation, defects of the aircraft outer surface, affecting its characteristics, may appear. Dents, steps, gaps, etc. may be assigned to such defects. The degree of these defects impact defines the need for the aircraft repair. The article provides examples of justifying restrictions during repair in terms of its effect on harmful resistance. There may be cases of damage to the outer surface when it is necessary to perform a more complex aerodynamic analysis of the repair impact on the aircraft characteristics. One of such cases is considered in detail in the work, namely justification of the possibility of the aircraft wing slat sections repairing in cases of the presence/absence of an anti-icing system on them. In case of the wing slat frontal part damaging, for example, by a collision with a bird, the repair may be accomplished by the overlay installing on the slat section outer surface. The overlay may reduce the thermal anti-icing system operation effectiveness in the repair zone, which may be accompanied by the possibility of the barrier ice forming on the slat/wing upper section, which drastically affects the aircraft dynamics. On the assumption that the barrier ice is being formed, parametric assessment of its impact on the aircraft resistance and its load bearing properties was performed. Numerical modeling of the flow-around was performed with the ANSYS FLUENT software. A system of Navier–Stokes equations averaged by Reynolds and closed by the Spalart–Allmaras turbulence model was being solved. Examples of possible restrictions on the size and placement of the overlay, in dependence on the degree their impact on the aircraft aerodynamics are presented.

Keywords: transport category aircraft, outer surface defects, drag, airframe structure repair, barrier ice

For citation: Berezko M.E., Sagaidak M.V., Shevyakov V.I. Aerodynamic Aspects of the Transport Category Aircraft Airframe Structure Repairing. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 2, pp. 16-22. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180644>

Введение

В процессе эксплуатации транспортных самолетов возможно появление дефектов внешней поверхности самолета, влияющих на его характеристики. К таким дефектам можно отнести вмятины, ступеньки, зазоры и т. д. В зависимости от причин появления и их размеров эти дефекты могут влиять как на прочностные, так и на аэродинамические характеристики (АДХ) самолета. От степени этого влияния зависит необходимость проведения ремонта самолета.

В настоящей работе рассмотрены случаи обоснования необходимости проведения ремонтов с точки зрения изменения аэродинамических характеристик. Причем не рассматриваются дефекты, влияющие на безопасность полета – в этом случае необходимость ремонта не обсуждается, он обязателен. Наиболее распространенное изменение аэродинамических характеристик в процессе эксплуатации – увеличение лобового сопротивления, приводящее к повышенному расходу топлива. Кроме того, рассмотрены последствия ремонтов и вводятся ограничения на области их проведения для минимизации рисков недопустимого изменения характеристик самолета.

Целью работы является демонстрация типичных задач аэродинамики при разработке рекомендаций по проведению ремонтов конструкции планера самолетов транспортной категории. В частности, подробно рассмотрена одна из задач – обоснование возможности ремонта секций предкрылка крыла самолета для случаев наличия

и отсутствия на них противообледенительной системы (ПОС).

Опыт обоснования критериев ремонта в авиации

С начала разработки самолета, производитель делает все возможное для обеспечения его низкого лобового сопротивления, что благоприятно сказывается на расходе топлива, а значит, и на стоимости эксплуатации самолета.

К сожалению, в процессе эксплуатации воздушного судна (ВС) происходит ухудшение качества его внешней поверхности. Например, повреждения уплотнений органов управления, шероховатость обшивки и деформация из-за ударов птиц или повреждений, вызванных наземными транспортными средствами, облупившаяся краска, чрезмерные зазоры. Каждое ухудшение качества внешней поверхности приводит к увеличению лобового сопротивления, и это повышенное лобовое сопротивление сопровождается повышенным расходом топлива.

Лобовое сопротивление дефектов внешней поверхности в значительной степени зависит от их местоположения. Различные участки планера более или менее чувствительны к изменениям их оптимальной аэродинамической плавности. Принимая это во внимание, обычно устанавливаются зональную классификацию чувствительности к лобовому сопротивлению для всего ВС. Участки «Зоны 0» требуют высокой аэродинамической плавности, поскольку на них высокие локальные скорости потока и очень тонкие пограничные слои,

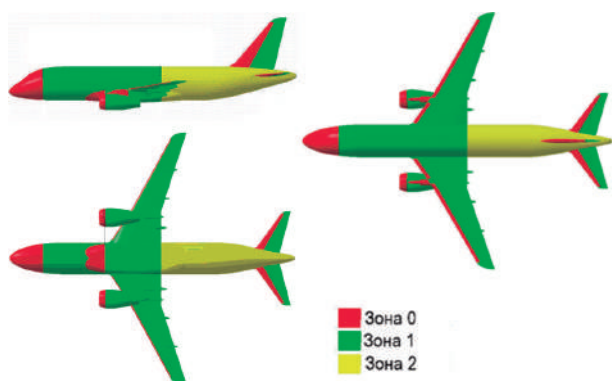


Рис. 1. Схема разбиения внешней поверхности самолета на зоны

которые очень чувствительны к небольшим локальным возмущениям. Участки «Зоны 2» гораздо менее чувствительны из-за более низких скоростей потока и более толстых пограничных слоев, и возмущения на этих частях планера не создают высокого аэродинамического сопротивления воздушному потоку. Кроме того, поскольку переход от ламинарных пограничных слоев к турбулентным произошел раньше, «Зона 2» менее чувствительна к аэродинамическим неровностям или наростам. Наконец, участки «Зоны 1» представляют собой среднее значение между этими двумя крайностями.

Типичное расположение зон 0, 1 и 2 для транспортных самолетов показано на рис. 1.

Методы определения дополнительного вредного сопротивления от дефектов внешней поверхности отработаны достаточно подробно и особых сложностей не представляют [1–3]. Для выполнения конкретной задачи по устранению дефектов внешней поверхности количество требуемых человеко-часов может существенно варьироваться в зависимости от авиакомпании и от типа ремонта. Существуют методы расчета, обосновывающие целесообразность проведения ремонтов, основанные на сравнении их стоимости и стоимости перерасходованного топлива из-за дефектов внешней поверхности самолета. Пример такого подхода к ремонтам изложен, например, в работе [4]. Естественно, такой подход допустим только в отсутствие влияния дефектов на безопасность полета – в этом случае целесообразность ремонта не обсуждается, он необходим.

Особенности обоснования ремонтов, требующих проведения аэродинамического анализа

Иногда случаются повреждения внешней поверхности, когда для оценки возможности проведения ремонта необходимо выполнить более сложный аэродинамический анализ влияния последствий ремонта на АДХ самолета.

Одним из таких случаев является ремонт секции предкрылка крыла самолета с тепловой ПОС. При повреждении лобовой части секции предкрылка, например, при столкновении с птицей, ремонт может быть осуществлен при помощи накладки на внешнюю поверхность секции предкрылка (рис. 2). Толщина накладки обычно составляет 1,5–2,0 мм. При установке накладки толщина обшивки лобовой части секции предкрылка увеличивается, что может повлиять на эффективность работы ПОС в зоне ремонта. Снижение эффективности работы ПОС чревато возможностью образования на верхней поверхности секции предкрылка и/или крыла барьерного льда, который может существенно повлиять на АДХ самолета. Необходимо или достаточно точно определять влияние установки накладки на эффективность ПОС или оценивать влияние барьерного льда и ограничивать предельные размеры накладки.

Оценка эффективности ПОС крыла в случае использования накладки на секцию предкрылка – задача довольно сложная из-за необходимости расчета тепловых процессов с учетом свойств используемых при ремонте материалов, в том числе герметика между накладкой и поверхностью предкрылка. При сложностях в решении этой задачи возможно использовать другой подход – предположить, что ПОС недостаточно эффективна и на поверхности предкрылка в зоне ремонта остается вода. Набегающим потоком она перемещается по предкрылку. В зависимости от внешних условий и оставшейся эффективности ПОС, она может замерзнуть на поверхности предкрылка или на поверхности основной части крыла за хвостиком предкрылка. Последний случай, с точки зрения влияния образовавшегося барьерного льда на АДХ самолета, представляется более критичным. Его и рассмотрим.

Расчет формы ледяных отложений на внешней поверхности самолета – задача актуальная и непростая. В последнее время этой теме уделяется много внимания, публикуется немало работ, выполненных в ЦАГИ [5–8], ТЕСИС [9, 10]. Данной

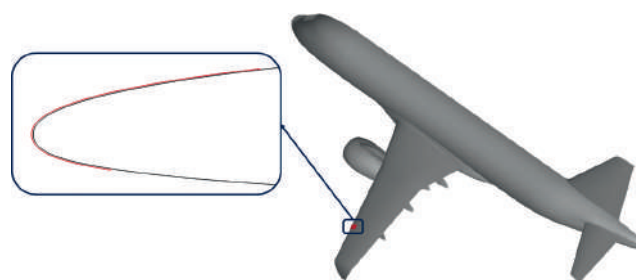


Рис. 2. Самолет с ремонтной накладкой на предкрылке

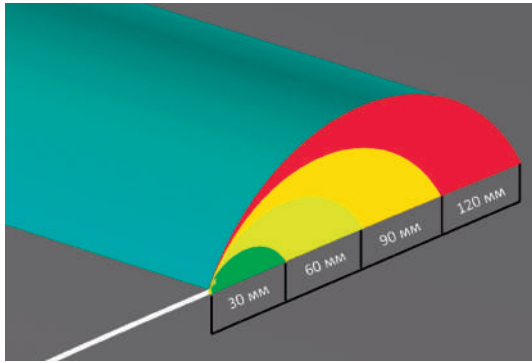


Рис. 3. Математическая модель ремонтной накладки предкрылка и имитаторов барьерного льда на поверхности крыла

теме посвящены работы как в России [11–16], так и за границей [17–21], однако надежное получение форм льда на различных режимах полета пока доступно не всем. Это касается и барьерного льда. Поэтому, исходя из анализа наиболее часто встречающихся на практике форм барьерного льда, для простоты будем моделировать барьерный лед имитаторами цилиндрической формы. Для проведения расчетных исследований по оценке влияния барьерного льда на АДХ самолета рассмотрим четыре вида имитаторов, отличающихся высотой. Ширина по хорде крыла и высота имитатора связаны соотношением: $l = 3h$, где l – ширина имитатора ледяного нароста, h – его высота (рис. 3).

В качестве расчетного случая для оценки сопротивления рассмотрим режим крейсерского полета самолета: $M = 0,78$; $H = 11$ км; $\alpha = 3,0^\circ; 3,2^\circ; 3,5^\circ$.

Численное моделирование обтекания

Для проведения численного моделирования была создана неструктурированная расчетная сетка (рис. 4).

Сначала создавалась поверхностная сетка и затем на ней генерировалась объемная расчетная

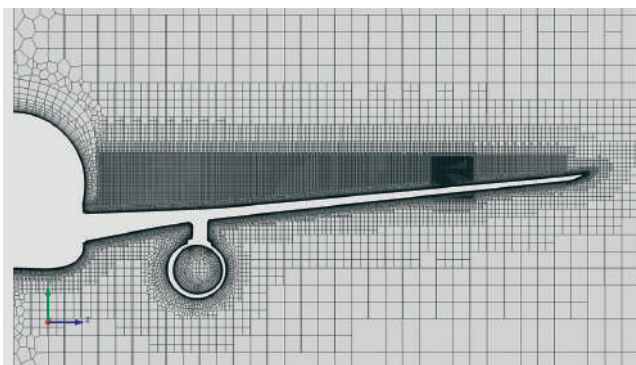


Рис. 4. Неструктурированная сетка для проведения численных расчетов

сетка с призматическим слоем. Размер первой ячейки по нормали к поверхности выбирался из соображений удержания величины y^+ не более 1. Суммарное количество призматических слоев составило 40 штук с коэффициентом роста 1,2. Для адаптации расчетных сеток в местах, представляющих интерес для исследования, таких как окрестность установки ремонтной накладки и имитатора барьерного льда, создавались области локального сгущения сетки. Общее число расчетных ячеек составило около 73 млн.

Численное моделирование обтекания самолета проведено с помощью ПО ANSYS FLUENT. В качестве решателя основных уравнений газодинамики выбран решатель на основе плотности (Density base solver), так как он хорошо описывает течения, в которых могут присутствовать эффекты сжимаемости и скачки уплотнения. Исследования выполнены в рамках системы уравнений Навье–Стокса, усредненных по Рейнольдсу и замыкаемых моделью турбулентности Спаларта–Аллмараса (SA). В SA модели единственное уравнение переноса сформулировано для величины турбулентной вязкости ν , кроме пристеночных областей:

$$\frac{\partial \rho \tilde{\nu}}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j \tilde{\nu}}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\rho (\nu + \tilde{\nu})}{\sigma_\nu} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right] + \frac{C_{b2} \rho}{\sigma_\nu} \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 + \rho (P_\nu - \epsilon_\nu),$$

где P_ν – скорость генерации турбулентной вязкости, а ϵ_ν – скорость ее диссипации. Поскольку в SA модели не определяется кинетическая энергия турбулентности k , в расчете рейнольдсовых напряжений опускаются члены, содержащие k .

Турбулентная вязкость вычисляется следующим образом:

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{\nu1}; f_{\nu1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{\nu1}^3}; \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}.$$

Производство турбулентной вязкости моделируется слагаемым P_ν :

$$P_\nu = C_{b1} \tilde{S} \tilde{\nu}; \tilde{S} = |\Omega| + \frac{\tilde{\nu}}{(kd)^2} f_{\nu2}; f_{\nu2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{\nu1}}.$$

Диссипация турбулентности ϵ_ν моделируется следующим образом:

$$\epsilon_\nu = C_{w1} f_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2;$$

$$f_w = g \left(\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right)^{\frac{1}{6}}; g = r + C_{w2} (r^6 - r); r = \frac{\tilde{\nu}}{(kd)^2 S}.$$

Модель Спаларта–Аллмараса является низко-рейнольдсовой и применяется во всей расчетной области, в том числе вблизи твердых стенок, на поверхностях которых в качестве граничного условия полагают $\nu = 0$. Число Куранта изменялось во время решения в диапазоне от 1 до 50.

Контроль расчета осуществлялся по средствам мониторинга невязок основных уравнений (уравнения сохранения массы, импульса, энергии и уравнение турбулентности), сходимости продольной силы C_x , коэффициента нормальной силы C_y и коэффициента момента mz .

Результаты численных расчетов

Увеличение коэффициента лобового сопротивления в зависимости от размеров имитаторов льда показано на рис. 5.

Из представленной гистограммы видно, что наибольшее влияние на коэффициент лобового сопротивления оказывают имитаторы барьерного льда с высотой большей или равной 30 мм на всех углах атаки. Для анализа механизма изменения обтекания рассмотрено распределение коэффициента давления в сечении, проходящем через центр ремонтной наклейки (рис. 6). Видно, что имитатор барьерного льда отрицательно сказывается на обтекании верхней поверхности крыла. Это приводит к увеличению коэффициента давления за ним, что, в свою очередь, ведет к снижению подъемной силы и увеличению лобового сопротивления. Видно, что установка только наклейки существенно меньше влияет на изменение распределения коэффициента давления по поверхности крыла.

Однако главное – барьерный лед на крыле может существенно ухудшать АДХ самолета на взлетно-посадочных режимах при выпущенной механизации (рис. 7). Его отрицательное влияние на максимальное значение коэффициента подъемной силы может быть значительнее, чем влияние льда

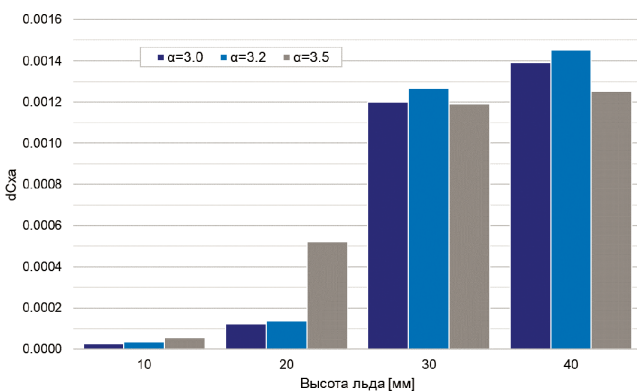


Рис. 5. Влияние размеров имитаторов барьерного льда на коэффициент лобового сопротивления

ожидания значительно большего размера. Поэтому при анализе последствий ремонтов обогреваемых секций предкрылков необходимо тщательно определять степень влияния на АДХ образующегося барьерного льда и, при необходимости, ограничивать размер наклейки. Кроме того, необходимо учитывать наличие в зоне влияния льда органов управления, которые могут значительно потерять свою эффективность в следе от срыва потока с барьерного льда.

Установка ремонтных накладок на секциях предкрылка без ПОС не приводит к появлению барьерного льда и при попадании в условия обледенения ледяные наросты образуются на носовой части предкрылка так же, как и без наклейки. Оценка изменения АДХ для случая установки наклейки на

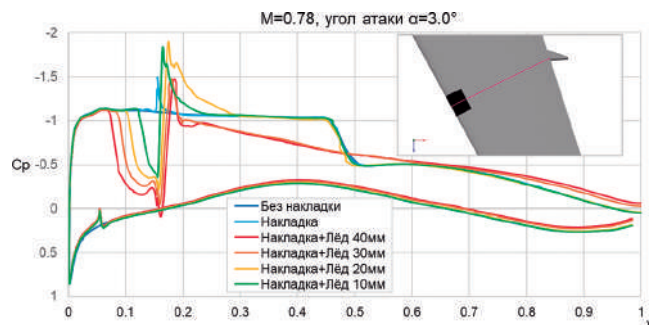


Рис. 6. Распределение давления на профиле с имитаторами льда и без него

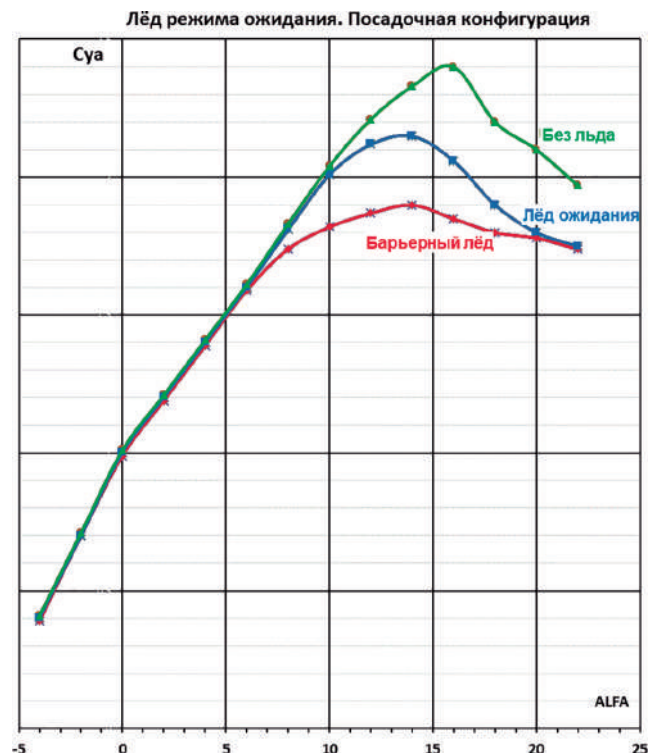


Рис. 7. Влияние ледяных отложений на коэффициент подъемной силы

секциях предкрылка без ПОС чаще всего сводится к оценке дополнительного лобового сопротивления от накладки. Разработка ограничений по размерам накладки зависит от этого дополнительного сопротивления.

Выводы

Продемонстрированы типичные задачи аэродинамики, которые требуется решать при разработке рекомендаций по проведению ремонтов конструкции планера самолетов транспортной категории. В частности, подробно рассмотрена одна из задач – обоснование возможности ремонта секций предкрылка крыла самолета для случаев наличия или отсутствия на предкрылках противообледенительной системы. При наличии тепловой противообледенительной системы ремонт секции предкрылка с помощью наклейки может приводить к снижению эффективности обогрева и появлению барьерного льда, что существенно изменяет аэродинамические характеристики самолета. Изменение лобового сопротивления параметрически оценено расчетными методами. В обязательном порядке следует учитывать изменение несущих свойств крыла при наличии барьерного льда и, при необходимости, ограничивать размер наклейки.

Список источников

1. Федоренко Г.А. Сопротивление производственных неуровностей в турбулентном пограничном слое // Труды ЦАГИ. Вып. 2100. – М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1981. – 36 с.
2. Шевяков В.И. Определение вредного сопротивления транспортных воздушных судов на трансзвуковых скоростях // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 199. С. 62–73.
3. Шевяков В.И. Аэродинамические критерии качества внешней поверхности воздушного судна // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 163. С. 133–137.
4. Getting hands-on experience with aerodynamic deterioration. A performance audit view. Airbus Industrie. STL 945.3399/96. France. 2001. - 172 p.
5. Алексеев С.В., Приходько А.А. Численное моделирование обледенения цилиндра и профиля. Обзор моделей и результаты расчетов // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. XLIV. № 6. С. 25–57.
6. Павленко О.В., Пигусов Е.А. Особенности применения тангенциального выдува струи на поверхность крыла летательного аппарата в условиях обледенения // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 7–15. DOI: 10.34759/vst-2020-2-7-15
7. Босняков С.М., Волков А.В., Михайлов С.В., Подаруев В.Ю. Метод высокого порядка точности для расчета начальной стадии обледенения элементов конструкции гражданско-

- го самолета // Математическое моделирование. 2023. Т. 35. № 9. С. 22–44. DOI: 10.20948/mm-2023-09-02
8. Амелиошкин И.А., Махнев М.С., Мусса Х. и др. Численное исследование влияния обледенения на аэродинамические характеристики летательного аппарата с воздушными винтами на конце крыла большого удлинения // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. 54. № 3. С. 10–21.
 9. Сорокин К.Э., Аксенов А.А., Жлуктов С.В. и др. Методика расчета обледенения воздушных судов в широком диапазоне климатических и скоростных параметров. Применение в рамках норм летной годности НЛГ-25 // Компьютерные исследования и моделирование. 2023. Т. 15. № 4. С. 957–978. DOI: 10.20537/2076-7633-2023-15-4-957-978
 10. Сорокин К.Э., Бывальцев П.М., Аксенов А.А. и др. Численное моделирование обледенения в программном комплексе FlowVision // Компьютерные исследования и моделирование. 2020. Т. 12. № 1. С. 83–96. DOI: 10.20537/2076-7633-2020-12-1-83-96
 11. Модорский В.Я., Калюлин С.Л., Сажеников Н.А. Экспериментальная установка для оценки влияния обледенения и разрушения льда на вибрационное состояние модельного вентилятора малогабаритного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 19–26. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177603>
 12. Гулимовский И.А., Гребеньков С.А. Применение модифицированного метода поверхностного сеточного обертывания для численного моделирования процессов обледенения // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 29–36. DOI: 10.34759/vst-2020-2-29-36
 13. Кашеваров А.В., Стасенко А.Л. Эволюция пленки воды и барьерного льда на поверхности тела при плоском обтекании воздушным потоком // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26. № 2. С. 237–245.
 14. Кашеваров А.В., Миллер А.Б., Потанов Ю.Ф., Стасенко А.Л. Влияние ледяных кристаллов на эволюцию барьерного льда на модели крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2021. Т. 28. № 1. С. 21–28.
 15. Борисова Н.А. Оценка влияния барьерного льда на лобовое сопротивление самолета Ту-334 // Научный вестник МГТУ ГА. 2009. № 138. С. 98–100.
 16. Егоров А.В. Методы анализа механизма обледенения самолетов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2023. № 4(136). DOI: 10.18698/2308-6033-2023-4-2266
 17. Cao Y., Tan W., Su Y. et al. The effects of icing on aircraft longitudinal aerodynamic characteristics // Mathematics. 2020. Vol. 8. No. 7: 1171. DOI: 10.3390/math8071171
 18. Zuev V.V., Mordus D.P., Pavlinskii A.V. Aircraft icing nowcasting technique // IOP Conference Series: Earth and Environmental Science. 2020. Vol. 611 International Conference and Early Career Scientists School on Environmental Observations, Modeling and Information

- Systems (7-11 September 2020; Tomsk, Russian Federation). No. 1: 012057. DOI: 10.1088/1755-1315/611/1/012057
19. Yamazaki M., Jemcov A., Sakaue H. A review on the current status of icing physics and mitigation in aviation // *Aerospace*. 2021. Vol. 8. No. 7: 188. DOI: 10.3390/aerospace8070188
 20. Li S., Qin J., Paoli R. Data-driven machine learning model for aircraft icing severity evaluation // *Journal of Aerospace Information Systems*. 2021. Vol. 18. No. 11, pp. 876-880. DOI: 10.2514/1.I010978
 21. Yi X., Wang Q., Chai C., Guo L. Prediction Model of Aircraft Icing Based on Deep Neural Network // *Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*. 2021. Vol. 38. No. 4, pp. 535-544. DOI: 10.16356/j.1005-1120.2021.04.001
- References**
1. Fedorenko G.A. *Trudy TsAGI*. Issue 2100. Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1981, 36 p.
 2. Shevyakov V.I. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2014, no. 199, pp. 62-73.
 3. Shevyakov V.I. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2011, no. 163, pp. 133-137.
 4. *Getting hands-on experience with aerodynamic deterioration. A performance audit view*. Airbus Industrie. STL 945.3399/96. France, 2001, 172 p.
 5. Alekseenko S.V., Prikhod'ko A.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2013, vol. XLIV, no. 6, pp. 25-57.
 6. Pavlenko O.V., Pigusov E.A. Application specifics of tangential jet blow-out on the aircraft wing surface in icing conditions. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 7-15. DOI: 10.34759/vst-2020-2-7-15
 7. Bosnyakov S.M., Volkov A.V., Mikhailov S.V., Podaruev V.Yu. *Matematicheskoe modelirovanie*, 2023, vol. 35, no. 9, pp. 22-44. DOI: 10.20948/mm-2023-09-02
 8. Amelyushkin I.A., Makhnev M.S., Mussa Kh. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2023, vol. 54, no. 3, pp. 10-21.
 9. Sorokin K.E., Aksenov A.A., Zhlyukov S.V. et al. *Computer Research and Modeling*, 2023, vol. 15, no. 4, pp. 957-978. DOI: 10.20537/2076-7633-2023-15-4-957-978
 10. Sorokin K.E., Byvaltsev P.M., Aksenov A.A. et al. *Computer Research and Modeling*, 2020, vol. 12, no. 1, pp. 83-96. DOI: 10.20537/2076-7633-2020-12-1-83-96
 11. Modorskii V.Ya., Kalyulin S.L., Sazhenkov N.A. Experimental test rig for assessing icing and ice destruction effect on the model fan vibrations of a small-sized aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 19-26. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177603>
 12. Gulimovskii I.A., Greben'kov S.A. Applying a modified surface mesh wrapping method for numerical simulation of icing processes. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 29-36. DOI: 10.34759/vst-2020-2-29-36
 13. Kashevarov A.V., Stasenko A.L. Evolution of the water film and run-back ice on the surface of a body in plane airflow. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2019, vol. 26, no. 2, pp. 223-230. DOI: 10.1134/S0869864319020069
 14. Kashevarov A.V., Miller A.B., Potapov Y.F. et al. Effect of ice crystals on run-back ice evolution on a wing model. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2021, vol. 28, no. 2, pp. 21-28. DOI: 10.1134/S0869864321010030
 15. Borisova N.A. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2009, no. 138, pp. 98-100.
 16. Egorov A.V. *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2023, no. 4(136). DOI: 10.18698/2308-6033-2023-4-2266
 17. Cao Y., Tan W., Su Y. et al. The effects of icing on aircraft longitudinal aerodynamic characteristics. *Mathematics*, 2020, vol. 8, no. 7: 1171. DOI: 10.3390/math8071171
 18. Zuev V.V., Mordus D.P., Pavlinskii A.V. Aircraft icing nowcasting technique. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science. 2020. Vol. 611. *International Conference and Early Career Scientists School on Environmental Observations, Modeling and Information Systems (7-11 September 2020; Tomsk, Russian Federation)*. No. 1: 012057. DOI: 10.1088/1755-1315/611/1/012057
 19. Yamazaki M., Jemcov A., Sakaue H. A review on the current status of icing physics and mitigation in aviation. *Aerospace*, 2021, vol. 8, no. 7: 188. DOI: 10.3390/aerospace8070188
 20. Li S., Qin J., Paoli R. Data-driven machine learning model for aircraft icing severity evaluation. *Journal of Aerospace Information Systems*, 2021, vol. 18, no. 11, pp. 876-880. DOI: 10.2514/1.I010978
 21. Yi X., Wang Q., Chai C., Guo L. Prediction Model of Aircraft Icing Based on Deep Neural Network. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2021, vol. 38, no. 4, pp. 535-544. DOI: 10.16356/j.1005-1120.2021.04.001

Статья поступила в редакцию 29.03.2024; одобрена после рецензирования 11.04.2024; принята к публикации 12.04.2024.
The article was submitted on 29.03.2024; approved after reviewing on 11.04.2024; accepted for publication on 12.04.2024.