Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 2. С. 77-85. Aerospace MAI Journal, 2025, vol. 32, no. 2, pp. 77-85. (In Russ.).

Научная статья УДК 624.143.3 URL: https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184993 EDN: https://www.elibrary.ru/KIWVXD



# Численное моделирование работы электротепловой противообледенительной системы беспилотной авиационной системы

Станислав Львович Калюлин<sup>1™</sup>, Анна Викторовна Бабушкина<sup>2</sup>, Маргарита Андреевна Серегина<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Российская Федерация

<sup>1</sup>ksl@pstu.ru<sup>™</sup>

<sup>2</sup>annvikoz@mail.ru

<sup>3</sup> sereginarita@gmail.com

*Аннотация.* В статье описана методика численного расчета обледенения с электротепловой противообледенительной системой для крыла беспилотной авиационной системы, которую можно применять для трехмерных расчетов обледенения для различных типов БАС: мультироторного, вертолетного, самолетного типов, автожир, VTOL, гибрид и др. Исследовано влияние работы электротепловой ПОС при обогреве передней кромки крыла, состоящего из обшивки, тепло-электроизоляции и нагревательной сетки. Определено, что при повышении нагрева может образовываться барьерный лед на стыке обогреваемой и необогреваемой зон. Показано, что обогрев тепловым потоком 400 Вт/м<sup>2</sup> передней кромки крыла на скорости 140 м/с и при температуре —10°С позволяет повысить температуру наружной обшивки до 5°С и предотвратить образование льда.

*Ключевые слова:* беспилотные авиационные системы, электротепловая противообледенительная система, численное моделирование обледенения и таяния льда, толщина льда на поверхностях крыла, барьерный лед, методика сопряженного теплообмена при обледенении, трёхмерное моделирование обледенения в ANSYS

*Финансирование:* работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 24-79-00203.

Для цитирования: Калюлин С.Л., Бабушкина А.В., Серегина М.А. Численное моделирование работы электротепловой противообледенительной системы беспилотной авиационной системы // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 2. С. 77-85. URL: https://vestnikmai.ru/publications. php?ID=184993

Original article

### Numerical Modeling of Electro-Thermal Anti-Icing System for Unmanned Aircraft System

### Stanislav L. Kalyulin<sup>1™</sup>, Anna V. Babushkina<sup>2</sup>, Margarita A. Seregina<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation <sup>1</sup> ksl@pstu.ru<sup>⊠</sup>

<sup>2</sup>annvikoz@mail.ru

<sup>3</sup>sereginarita@gmail.com

<sup>©</sup> Калюлин С.Л., Бабушкина А.В., Серегина М.А., 2025

### Abstract

As of today, the unmanned aircraft systems (UAS) application is actively developing. These arrangements are called for performing filming, cargo transportation, conducting inspection of objects under various weather conditions. At the moment, only some of the UASs in the Russian Federation are equipped with the anti-icing systems (AIS). which quite often are of large weight and low energy efficiency, since they were being developed similar to the ones for the aircraft engines (PS-90, PD-14, etc.), where the aircraft weight is being measured by the tens of tons. The new UAS anti-icing systems should be energy efficient and cost-effective. The AIS computing techniques are not enough studied for the moment, as long as they are associated with the necessity for conducting complex inter-disciplinary computations, or blowing-off in the aero-refrigeration tunnels.

The technique presented in the article may be applied for the 3D computations of various elements icing (propellers, wing, case-shaped parts, total-pressure tubes) for various UAS types (multi-rotor-, helicopter-, aircraft-type, gyrocopter, VTOL, hypbrid, etc.), as well as for computations in the wind tunnels.

The authors test a hypothesis on applicability of the icing with anti-icing electro-thermal system computational technique in the conjugated thermal exchange formulation for the multi-layer wing structure of the unmanned aircraft system to determine necessary heat power for the ice melting under limited energy source.

The article describes the technique for computing the UAS wing airfoil with anti-icing system icing in the conjugated thermal exchange formulation allowing conducting numerical study on the ice melting for various AIS operation cycles, and determining necessary heating power under various gas-hydro-dynamic conditions of the incoming flow. The authors studied the electro-thermal AIS operation at heating the wing leading edge, consisting of skin, thermo-electro isolation and heating grid. It was determined that barrier ice might form at the boundary of the heated and unheated zones.

The article demonstrates that the wing leading edge heating by the heat flow of 400 W/m2 at the speed of 140 m/s and at the temperature of  $-10^{\circ}$ C allows increasing the outer skin temperature up to 5°C and preventing the ice forming.

*Keywords:* unmanned aircraft systems, electro-thermal anti-icing system, icing and ice melting numerical modeling, ice thickness on wing surfaces, barrier ice, conjugated heat exchange technique at icing, three-dimensional icing modeling in ANSYS

*Funding:* the work was performed with the financial support of the Russian Science Foundation Grant No. 24-79-00203.

*For citation:* Kalyulin S.L., Babushkina A.V., Seregina M.A. Numerical Modeling of Electro-Thermal Anti-Icing System for Unmanned Aircraft System. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(2):77-85. (In Russ.). URL: https:// vestnikmai.ru/publications.php?ID=184993

### List of Figures

- Fig. 1. Geometric model of the UAS wing element
- Fig. 2. The droplet size distribution in the MVD spectrum
- Fig. 3. Computational technique realization with the ANSYS FENSAP ICE
- Fig. 4. Boundary conditions of aerodynamics
- Fig. 5. Grid model near the wing
- Fig. 6. Distribution fields: a Mach number; b static pressure [Pa]; c flow rate, kg/m<sup>3</sup>; d the droplet velocity, m/s; e coefficient of droplet deposition on the wing profile, kg/s m<sup>2</sup>

Fig. 7. Distribution of: a - ice thickness on the surface of the wing on time at Q = 200 W/m<sup>2</sup>; b - ice thickness on the surface of the wing on time at Q = 400 W/m<sup>2</sup>; c - ice thicknesses along the forming surface on time at Q = 200 W/m<sup>2</sup>; d - ice thickness along the forming surface on time at Q = 400 W/m<sup>2</sup>; e - the surface temperature of the leading edge in spatial coordinate at Q = 200 W/m<sup>2</sup>; f - the surface temperature of the leading edge in spatial coordinate at Q = 400 W/m<sup>2</sup>

### Введение

Обледенение летательных аппаратов, начиная с 1980-х гг., является объектом пристального внимания мирового научного сообщества. Большой интерес к изучению процесса обледенения обусловлен его опасными последствиями.

В настоящее время активно развивается применение беспилотных авиационных систем (БАС). Такие устройства востребованы для проведения съемок, транспортировки грузов, проведения инспекций за объектами при различных погодных условиях. На данный момент единицы БАС в РФ имеют противообледенительные системы (ПОС), которые зачастую имеют большой вес и низкую энергоэффективность, так как разрабатывались по образу ПОС для авиационных двигателей (ПС-90, ПД-14 и др.), где вес самолета измеряется десятками тонн.

Известны ряд научных коллективов в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, ЦИАМ им. П.И. Баранова, ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича, АО «ОДК-Авиадвигатель», ИСП РАН им. В.П. Иванникова, ПНИПУ, которые занимаются численным и физическим моделированием обледенения, в основном для авиационных двигателей и аэродинамических профилей пилотируемой авиации [1–8].

Научными центрами в мире являются NASA Glenn Research Center (США), NRC (Канада), CIRA (Канада), ONERA (Франция) и Cranfild University (Великобритания) [9–11].

Физическое моделирование обледенения, как правило, связано с чрезвычайно высоким уровнем потребления энергии при работе [12-13]. Как следствие, это приводит к высокой стоимости проведения испытаний и сложности проведения исследовательских работ. Методики численного моделирования работы ПОС в открытых источниках представлены недостаточно. Численное моделирование работы ПОС применительно к направлению БАС с учетом энергоэффективности и экономичности практически не ведется. Создание ПОС для БАС необходимо для возможности эксплуатации БАС на больших высотах и в зимних условиях, а также в условиях Крайнего Севера.

Новые противообледенительные системы БАС должны быть энергоэффективны и экономичны. Расчетные методики ПОС для БАС на данный момент малоисследованы, так как сопряжены с необходимостью проведения сложных междисциплинарных расчетов, либо продувкой в аэрохолодильных трубах [14–16].

Приведенную в работе методику можно применять для трехмерных расчетов обледенения различных элементов (винты, крыло, корпусные детали, фюзеляж, приемники полного давления и др.) для различных типов БАС (мультироторного, вертолетного, самолетного типов, автожир, VTOL, гибрид и др.) [17–19], а также для расчетов обледенения в аэродинамических трубах.

Авторами проверяется гипотеза о применимости методики расчета обледенения с электротепловой противообледенительной системой в постановке сопряженного теплообмена для многослойной конструкции крыла беспилотной авиационной системы с целью определения необходимой для таяния льда тепловой мощности при ограниченном энергоресурсе.

### Объект исследования

Объектом исследования является элемент крыла беспилотной авиационной системы (БАС).



S.L. Kalyulin, A.V. Babushkina, M.A. Seregina

Рис. 1. Геометрическая модель элемента крыла БАС

Электротепловая противообледенительная система (ПОС) элемента крыла представляет собой электронагревательный элемент, установленный на передней кромке крыла. ПОС винта размещена на передних кромках лопастей винта.

Хорда крыла составляет 212 мм, максимальная толщина 40 мм (рис. 1).

Принята следующая система допущений:

1) газогидродинамические процессы и обледенение рассматриваются в трехмерной нестационарной постановке;

2) движение границы ледяных наростов на аэродинамическом профиле рассматривается как относительное движение переохлажденной жидкости на стенке вследствие действия набегающего аэродинамического потока с последующей ее кристаллизацией;

 рассматривается многофазная среда – газ, жидкость, лед. Газ является вязким и сжимаемым;

4) жидкость в потоке газа рассматривается в виде полидисперсных капель, учитываются процессы дробления и коагуляции. Диапазон диаметров капель составляет от 10 до 80 мкм в спектре MVD (спектр LangmuirD). Среднемедианный диаметр капель в спектре составляет 36,6 мкм. Распределение капель по размерам представлено на рис. 2.



Рис. 2. Распределение капель по размерам в спектре MVD

5) конструкция профиля крыла рассматривается многослойной с теплофизическими характеристиками и толщинами для каждого слоя.

## Методика расчета обледенения с электротепловой противообледенительной системой

Моделирование обледенения произведено в программном комплексе ANSYS FENSAP ICE в постановке сопряженного теплообмена и состоит из следующих этапов:

1. Определение и назначение граничных условий расчетной модели для газодинамического этапа без учета режима работы электротепловой ПОС.

2. Аэродинамический расчет обтекания модели крыла, получение распределений газодинамических полей потока.

3. Доопределение граничных условий расчетной модели для жидкостного этапа.

4. Расчет обводненности потока в соответствии с принимаемым спектром распределения капель.

5. Определение и назначение граничных условий расчетной модели для этапа льдообразования.

6. Расчет обледенения конструкции крыла до момента включения электротепловой ПОС на передней кромке.

7. Определение и назначение граничных условий расчетной модели газодинамического этапа с учетом режима работы электротепловой ПОС.

8. Газодинамический расчет потока с влиянием режима работы электротепловой ПОС.

9. Доопределение граничных условий расчетной модели для жидкостного этапа с учетом влияния электротепловой ПОС на аэродинамическое течение.

10. Расчет обводненности потока с учетом режима работы электротепловой ПОС в соответствии с принимаемым спектром распределения капель.

11. Определение и назначение граничных условий расчетной модели для этапа льдообразования с учетом электротепловой ПОС.

12. Расчет обледенения модели крыла при заданном режиме работы электротепловой ПОС с использованием полученных результатов из п. 6.

13. Обработка результатов расчета обледенения.

При циклических режимах работы электротепловой ПОС пп. 1–12 выполняются в соответствии с заданным количеством циклов, при моделировании обледенения с постоянным режимом работы электротепловой ПОС пп.1–6 опускаются

Схема реализации методики расчета обледенения с электротепловой ПОС в ANSYS FENSAP ICE представлена на рис. 3.

### Математическая модель

При моделировании газодинамических процессов применяется математическая модель, базирующаяся на системе усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса, замыкаемая уравнениями состояния идеального сжимаемого газа и двухпараметрической SST-моделью турбулентности, а также начальными и граничными условиями. На следующем, жидкостном этапе, происходит осаждение капель по поверхности профиля, при этом определяется их концентрация, решаются уравнения баланса массы и баланса импульса в эйлеровой постановке [20].



Рис. 3. Реализация расчетной методики в ANSYS FENSAP ICE

Математическая модель этапа льдообразования состоит из уравнения баланса массы и закона сохранения энергии, который, при учете работы электротепловой ПОС, претерпевает изменения в правой части:

$$\rho_{\kappa} \left[ \frac{\partial h_{n} c_{n} T_{n}}{\partial t} + \nabla \cdot \left( \overline{V_{n}} h_{n} C_{N} \tilde{T}_{n} \right) \right] = \\ = \left[ c_{n} \left( \tilde{T}_{r,\infty} - \tilde{T}_{n} \right) + \frac{\|\mathbf{V}_{\kappa}\|}{2} \right] V_{r,\infty} \varphi \beta -$$
(1)  
$$- L_{\mu c парения} \dot{m}_{\mu c парения} + \left( L_{плавления} - c_{льда} \tilde{T}_{льда} \right) \dot{m}_{льдa} - \\ - \lambda_{M} \left( \tilde{T}_{n} - \tilde{T}_{льдa} \right) + Q_{IPS},$$

где  $c_n$  — удельная теплоемкость жидкой фазы; сльда — удельная теплоемкость льда;  $T_n$  — температура жидкой фазы;  $\tilde{T}_i$  — равновесная температура на границе раздела фаз (газ/жидкость/лед/профиль конструкции);  $L_{испарения}$  —удельная теплота испарения жидкой фазы;  $L_{плавления}$  — удельная теплота плавления льда;  $\lambda_{\rm M}$  — коэффициент молекулярной теплопроводности;  $Q_{IPS}$  — тепловой поток, определяемый мощностью источника электротепловой ПОС.

Определение условий возникновения обледенения на крыле осуществляется с использованием ранее полученных результатов распределения газодинамических полей и обводненности потока при аэродинамическом обтекании. Моделирование образования льда осуществляется в постановке сопряженного теплообмена между моделью аэродинамики крыла и тепловой моделью подогреваемой области многослойной конструкции крыла. В рамках данного подхода на каждый временной шаг осуществляется сопряжение тепловых потоков (на основе балансовых уравнений тепловой конвекции и теплопроводности) в области взаимодействия между моделью воздуха и конструкции.

#### Граничные условия, сеточная модель

Для исключения влияния граничных условий при внешнем обтекании элемента крыла принимается удаление границ расчетной области в плоскости обтекания на величину 10 калибров (хорд профиля). Таким образом, газодинамическая область внешнего обтекания имеет квадратную форму со стороной 4,3 м (рис. 4):

— Вход, вход в аэродинамическую расчетную область ( $V = 140 \text{ м/c}, T = 10^{\circ}\text{C}, LWC = 0.2 \text{ г/м}^3$ );

— Выход, выход из аэродинамической области  $(p = 90000 \ \Pi a);$ 





Рис. 4. Граничные условия аэродинамики

 Симметрия, поверхность симметрии расчетной области;

Стенка\_нагрев, наружная поверхность передней кромки крыла, обогреваемая через многослойную конструкцию крыла;

Стенка\_низ – поверхность нижней панели крыла;

Стенка\_верх – поверхность верхней панели крыла;

Стенка – поверхность заднего обтекателя крыла.

Конструкция крыла состоит из пяти слоев с заданными теплофизическими свойствами:

1) наружная обшивка (алюминиевый сплав), толщина 0,6 мм;

2) внешняя тепло-электроизоляция (стеклопластик), толщина 0,6 мм;

3) нагревательная сетка (нержавеющая сталь), толщина 0,3 мм;

4) внутренняя тепло-электроизоляция (стеклопластик), толщина 0,4 мм;

5) внутренняя обшивка (алюминиевый сплав), толщина 0,2 мм.

Сеточная модель для расчетов аэродинамики и обледенения разработана с применением блочной топологии *O-grid*. Проведена оценка сеточной сходимости. Для обеспечения корректности применения выбранной SST модели турбулентности обеспечен  $y^+ = 1$ , для которого величина первого пристеночного элемента составила  $10^{-6}$  м. При построении сеточной модели конечные элементы вблизи крыла подбирались в приближении равномерности распределения элементов по поверхностям обтекания. Размеры остальных элементов подбирались в приближении их вытянутости по потоку с коэффициентом роста 1,2 (рис. 5).



Рис. 5. Сеточная модель вблизи крыла

### Результаты численного моделирования

На рис. 6 представлены полученные поля распределения числа Маха, статического давления, водности, скорости капель вблизи крыла и коэффициента осаждения капель на профиль крыла.

В качестве результатов моделирования обледенения при воздействии электротепловой ПОС демонстрируется толщина льда на поверхностях крыла (передняя кромка и нижняя поверхность) от времени (рис. 7,*a* и *б*), диаграмма зависимости толщины льда по образующей поверхности от времени (рис. 7,*в* и *г*), а также распределение температуры на внешней поверхности передней кромки по пространственной координате (рис. 7, $\partial$  и *е*) для различных тепловых потоков, заданных на электронагревательном элементе: 200 и 400 Вт/м<sup>2</sup>.

### Выводы

1. Представлена методика расчета обледенения профиля крыла БАС с электротепловой противообледенительной системой в постановке сопряженного теплообмена, позволяющая проводить численное исследование таяния льда для различных циклов работы ПОС и определять необходимою мощность нагрева при различных газогидродинамических условиях набегающего потока.

2. Исследовано влияние работы электротепловой ПОС при обогреве передней кромки крыла, состоящего из обшивки, тепло-электроизоляции и нагревательной сетки. Определено, что при повышении нагрева может образовываться барьерный лед на стыке обогреваемой и необогреваемой зоны.

3. Показано, что обогрев тепловым потоком 400 Вт/м<sup>2</sup> передней кромки крыла на скорости 140 м/с и при температуре -10°C позволяет повысить температуру наружной общивки до 5°C и предотвратить образование льда.



в – обводненности потока, г/м3; г – скорости капель, м/с; д – коэффициента осаждения капель на профиль крыла



- Рис. 7. Распределение: a толщины льда на поверхности крыла от времени при  $Q = 200 \text{ Bt/m}^2$ ;
  - $\delta$  толщины льда на поверхности крыла от времени при  $Q = 400 \text{ Br/m}^2$ ;
  - e толщины льда по образующей поверхности от времени при  $Q = 200 \text{ Br/m}^2$ ;
  - e толщины льда по образующей поверхности от времени при Q = 400 Br/м<sup>2</sup>;
  - $\partial$  температуры поверхности передней кромки по пространственной координате при  $Q = 200 \text{ Bt/m}^2$ ;
  - e температуры поверхности передней кромки по пространственной координате при Q = 400 Br/м<sup>2</sup>

4. Малая мощность электротепловой ПОС позволяет использовать ее на беспилотной авиационной системе при ограниченном энергоресурсе, что позволит эксплуатировать БАС на бо́льших высотах и в зимних условиях, а также в условиях Крайнего Севера.

### Список источников

- 1. Белоусов И.Ю., Корнушенко А.В., Кудрявцев О.В. и др. Влияние воздушного винта на аэродинамические характеристики и шарнирные моменты отклоненной механизации крыла в условиях обледенения // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 4. С. 7-21. DOI: 10.34759/vst-2022-4-7-21
- 2. *Гулимовский И.А.*, *Гребеньков С.А.* Применение модифицированного метода поверхностного сеточного обёртывания для численного моделирования процессов обледенения // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 29-36. DOI: 10.34759/ vst-2020-2-29-36
- 3. *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
- 4. Эзрохи Ю.А., Каджардузов П.А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационного газотурбореактивного двигателя в условиях обледенения элементов его проточной части // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 123-133. DOI: 10.34759/vst-2019-4-123-133
- 5. Модорский В.Я., Калюлин С.Л., Саженков 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
- 6. Жигулин И.Е., Емельяненко К.А., Сатаева Н.Е. Применение супергидрофобных покрытий для борьбы с обледенением аэродинамических поверхностей самолета // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 1. С. 200-212. DOI: 10.34759/ vst-2021-1-200-212
- 7. Кошелев К.Б., Мельникова В.Г., Стрижак С.В. Разработка решателя ісеFoam для моделирования процесса обледенения // Труды Института системного программирования РАН. 2020. Т. 32. № 4. С. 217–234. DOI: 10.15514/ ISPRAS-2020-32(4)-16
- Алексеенко 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.
- 9. *Hannat R., Morency F.* Numerical validation of CHT3D/CFX in anti-/de-icing piccolo system // 4th AIAA Atmospheric

and Space Environments Conference (25-28 June 2012; New Orleans, Louisiana). DOI: 10.2514/6.2012-2678

- Villalpando F., Reggio M., Ilinca A. Prediction of ice accretion and anti-icing heating power on wind turbine blades using standard commercial software // Energy. 2016. Vol. 114, pp. 1041–1052. DOI: 10.1016/j.energy.2016.08.047
- Dong W., Zhu J., Zheng M., et al. Experimental study on icing and anti-icing characteristics of engine inlet guide vanes // Journal of Propulsion and Power. 2015. Vol. 31. No. 5, pp. 1330-1337. DOI: 10.2514/1.B35679
- 12. *Богатырев В.В.* Исследование влияния обледенения на аэродинамические характеристики самолета на режиме посадки // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45. № 4. С. 37-46.
- Миляев К.Е., Семенов С.В., Балакирев А.А. Обзор способов борьбы с обледенением в авиационных двигателях // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2019. № 59. С. 5–18. DOI: 10.15593/2224-9982/2019.59.01
- 14. Саразов А.В., Жучков Р.Н. Разработка методики моделирования процесса образования инея в пакете программ ЛОГОС // Супервычисления и математическое моделирование: Сборник трудов XVII Международной конференции (15–19 октября 2018; Саров). Саров: Изд-во РФЯЦ – ВНИИЭФ, 2019. С. 480–489. DOI: 10.53403/9785951504418\_480
- 15. Калюлин С.Л., Саженков Н.А., Модорский В.Я. и др. Численное моделирование газодинамических и прочностных характеристик вентилятора для экспериментальной установки по исследованию разрушения льда на вращающихся рабочих лопатках // Вестник ПНИПУ. Механика. 2023. №1. С. 134-141. DOI: 10.15593/perm. mech/2023.1.13
- 16. Караджузов П.А., Эзрохи Ю.А. Влияние обледенения на характеристики двухконтурных ГТД в условиях ледяных кристаллов, Авиационные двигатели. 2019. № 1(2). С. 75-81.
- 17. Рогожин В.Б. Лезова А.А., Лезов А.А. и др. Методы борьбы с обледенением беспилотных летательных аппаратов // Аэрокосмическое приборостроение и эксплуатационные технологии: Сборник докладов IV Международной научной конференции (04–21 апреля 2023; Санкт-Петербург). СПб.: Изд-во СПб ГУАП, 2023. С. 97-101. DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-97-101
- 18. Зинченко В.П., Зинченко Н.П., Шиков М.В. и др. Актуальные вопросы создания современных систем контроля обледенения самолета // Адаптивні системи автоматичного управління. 2011. Т. 18. № 38. С. 129-139.
- Чепусов П.А., Малая Е.В. Применение беспилотной авиации в исследованиях Арктики // Научный Лидер. 2021. № 14(16). С. 41-47. URL: https://scilead.ru/article/341primenenie-bespilotnoj-aviatsii-v-issledovaniy
- 20. *Калюлин С.Л.* Расчетно-экспериментальное моделирование процессов обледенения элементов авиационных двигателей при вибрациях: Дисс. ... канд. техн. наук. Пермь, 2023. 121 с.

### References

- Belousov IY, Kornushenko AV, Kudryavtsev OV, et al. The airscrew effect on the aerodynamic characteristics and hinge moments of the deflected wing system under icing conditions. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(4):7-21. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-4-7-21
- Gulimovskii IA, Greben'kov SA. Applying a modified surface mesh wrapping method for numerical simulation of icing processes. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(2):29-36. (In Russ.).DOI: 10.34759/vst-2020-2-29-36
- 3. Pavlenko OV, Pigusov EA. Application specifics of tangential jet blow-out on the aircraft wing surface in icing conditions. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(2):7-15. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-2-7-15
- Ezrokhi YA, Kadzharduzov PA. Working process mathematical modelling of aircraft gas turbine engine in condition of elements icing of its air-gas channel. *Aerospace MAI Journal*. 2019;26(4):123-133. (In Russ.).DOI: 10.34759/ vst-2019-4-123-133
- Modorskii VY, Kalyulin SL, Sazhenkov NA. Experimental test rig for assessing icing and ice destruction effect on the model fan vibrations of a small-sized aircraft. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(4):19-26. (In Russ.). URL: https:// vestnikmai.ru/publications.php?ID=177603
- Zhigulin IE, Emel'yanenko KA, Sataeva NE. Studying ultrasonic oscillations impact on the surface roughness at the electrical discharge machining. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(1):200-212. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-1-200-212
- Koshelev KB, Melnikova VG, Strijhak SV. Development of iceFoam solver for modeling ice accretion. *Proceedings of the Institute for System Programming of the RAS (Proceedings of ISP RAS)*. 2020;32(4):217-234. (In Russ.). DOI: 10.15514/ ISPRAS-2020-32(4)-16
- Alekseenko SV, Prikhod'ko AA. Numerical modeling of cylinder and profile icing. Review of models and calculation results. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2013;XLIV(6):25–57. (In Russ.).
- Hannat R., Morency F. Numerical validation of CHT3D/ CFX in anti-/de-icing piccolo system. 4th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference (June 25-28, 2012; New Orleans, Louisiana). DOI: 10.2514/6.2012-2678
- Villalpando F., Reggio M., Ilinca A. Prediction of ice accretion and anti-icing heating power on wind turbine blades using standard commercial software. *Energy*. 2016;114:1041–1052. DOI: 10.1016/j.energy.2016.08.047

- Dong W, Zhu J, Zheng M, et al. Experimental study on icing and anti-icing characteristics of engine inlet guide vanes. *Journal of Propulsion and Power*. 2015;31(5):1330-1337. DOI: 10.2514/1.B35679
- Bogatyrev VV. Investigation of the effect of icing on the aerodynamic characteristics of an aircraft in landing mode. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2014;45(4):37-46. (In Russ.).
- Milyaev KE, Semenov SV, Balakirev AA. Overview of fighters against frosting in the aviation engine. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2019(59):5–18. DOI: 10.15593/2224-9982/2019.59.01 (In Russ.).
- Sarazov AV, Zhuchkov RN. Development of a methodology for modeling the process of frost formation in the LOGOS software package. *Materialy XVII Mezhdunarodnoi konferentsii* "Supervychisleniya i matematicheskoe modelirovanie" (October 15-19, 2018; Sarov). Sarov: RFYaTs – VNIIEF; 2019. p. 480–489. DOI: 10.53403/9785951504418 480 (In Russ.).
- 15. Kalyulin SL, Sazhenkov NA, Modorskii VY, et al. Numerical simulation of gas-dynamic and strength characteristics of a fan for the experimental test rig for investigation of ice breakdown on rotating working blades. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2023(1):134-141. DOI: 10.15593/perm. mech/2023.1.13
- Kadzharduzov PA, Ezrokhi YuA. Influence of ice accretion on turbofan performances in ice crystal conditions. *Aviation Engines Journal*. 2019(1):75-81. (In Russ.).
- Rogozhin VB, Lezova AA, Lezov AA, et al. Methods of combating icing of unmanned aerial vehicles. *Materialy IV Mezhdunarodnoi nauchnoi konferentsii "Aerokosmicheskoe priborostroenie i ekspluatatsionnye tekhnologii" (April 04-21, 2023; St. Petersburg)*. St. Petersburg: Saint-Petersburg State University of Aerospace; 2023. p. 97-101. (In Russ.). DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-97-101
- Zinchenko VP, Zinchenko NP, Shikov MV, et al. Topical issues of creation of modern control systems aircraft icing. *Adaptivnye sistemy avtomaticheskogo upravleniya*. 2011; 18(38):129-139. (In Russ.).
- Chepusov PA, Malaya EV. Use of unmanned aircraft in Arctic research. *Nauchnyi Lider*. 2021(14):41-47. (In Russ.). URL: https://scilead.ru/article/341-primeneniebespilotnoj-aviatsii-v-issledovaniy
- Kalyulin SL. Computational and experimental modeling of the processes of icing of aircraft engine elements during vibrations. PhD thesis. Perm: Perm Polytech; 2023. 121 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 15.04.2025 Одобрена после рецензирования / Revised 28.04.2025 Принята к публикации / Accepted 29.04.2025