

Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 7. С. 299–312
Thermal processes in engineering, 2025, vol. 17, no. 7, pp. 299–312

Научная статья
УДК 629.7.015.3
URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=185840>
EDN: <https://www.elibrary.ru/AAXDIQ>

Алгоритм решения задач аэродинамики, теплообмена и прочности с использованием междисциплинарного принципа при исследовании обледенения контактных элементов двери самолета

Д.А. Михайлов¹, А.А. Пыхалов², И.Н. Зотов³✉

^{1,2,3}*Иркутский национальный исследовательский технический университет, Иркутск, Российская Федерация*

²*Иркутский государственный университет путей сообщения, Иркутск, Российская Федерация*

³*zregor-2008@yandex.ru*✉

Аннотация. Все большее применение в практике моделирования реальных конструкций и процессов находит технология инженерного анализа, построенная на междисциплинарном принципе, который состоит в том, что при решении физически различных расчетных задач используются не осредненные (заданные) граничные условия, а результаты решения сопряженных задач. В данной работе на основе междисциплинарного взаимодействия задач аэродинамики, теплообмена и прочности, проведен расчет обледенения пассажирской двери самолета. Исследование проводится методом конечных элементов (МКЭ) с решением контактно, геометрически и физически нелинейных задач, в которых при построении конечно-элементных (КЭ) моделей используются свойства реальных конструкционных материалов (алюминиевые сплавы, эластомеры и тепло-звукоизоляционные материалы), а также их контактное взаимодействие. В результате решения представленных сопряженных физических задач разработан алгоритм по определению деформированного состояния конструкций проема и створки двери фюзеляжа самолета, позволивший провести анализ параметров обледенения между их герметизирующими элементами. Вследствие применения данного подхода выявлен ряд конструктивно-технологических параметров, связанных с обледенением стыковых элементов фюзеляжа современного авиалайнера, которые могут повлечь за собой изменение уровня безопасности воздушного судна на протяжении всего полета, включая руление после посадки.

Ключевые слова: безопасность на аэродроме, сопряженный анализ механизации фюзеляжа, напряженно-деформированное состояние эластомерных тел, обледенение эластомерных тел, алгоритм сопряженной задачи

Для цитирования. Михайлов Д.А., Пыхалов А.А., Зотов И.Н. Алгоритм решения задач аэродинамики, теплообмена и прочности с использованием междисциплинарного принципа при исследовании обледенения контактных элементов двери самолета // Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 7. С. 299–312. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=185840>

Original article

Algorithm for solving problems of aerodynamics, heat transfer and strength using an interdisciplinary principle in the study of icing of contact elements of an aircraft door

D.A. Mikhaylov¹, A.A. Pyhalov², I.N. Zotov³✉

^{1,2,3}*Irkutsk National Research Technical University, Irkutsk, Russian Federation*

²*Irkutsk State Transport University, Irkutsk, Russian Federation*

³*zregor-2008@yandex.ru*✉

Abstract. The paper is devoted to the application of interdisciplinary analysis technology in relation to civil aircraft, where the lives of several hundred people depend on the functionality of each structural unit. The results of the conjugate mathematical analysis of individual airframe elements reflect the picture of the processes occurring in them, which allows us to assess the safety of aircraft operation throughout the flight, including taxiing after landing. The object of study in the paper is the passenger door of the modern MS-21 airliner, which will be supplied to the Russian airline market in 2025. The door is part of the fuselage mechanization and structurally represents an opening connected to the fuselage panel, as well as a flap that contacts the opening in the closed position using a rubber seal. Since the passenger cabin and the airspace at cruising altitude are separated by a single part made of a hyperelastic material, which is subject to high requirements in aviation, special attention is paid to the study of its stress-strain state.

The interdisciplinary analysis is presented by solving conjugate problems: gas dynamics, heat transfer, strength and icing. The study is based on a numerical solution using the finite element method, when using which the specified parameters of the finite mesh and boundary conditions provide high accuracy of results, which was proven earlier in the study of these processes using the example of an elementary body with known analytical solutions.

Since the design documentation for the body under consideration does not contain the configuration of the part in the deformed state, the beginning of the conjugate analysis is obtaining the state of the seal in airfield conditions, which allows for further study of the structure. At this stage, the experimental research work on determining the physical and mechanical characteristics of the material was previously carried out with their subsequent verification by a numerical method using finite elements.

At the next stage, a gas-dynamic calculation of the body under study is presented, as a result of which the pressure and temperature distribution on the surfaces of the structural elements is obtained. Boundary conditions for solving the heat conductivity problem are obtained with respect to this calculation.

At the next stage, as a result of studying the thermal state of the body and external forces under the influence of the air flow, boundary conditions are obtained for conducting a strength analysis that fully reflects the stress-strain state of the structure.

The final stage is the numerical modeling of icing of the structure under consideration, taking into account the deformations and other parameters obtained at the previous stages. As a result, it was revealed that under the flight conditions of modern engines and aircraft, intensive ice build-up is observed in the area of the junction of the sash and the opening, as a result of which the functionality of this aircraft unit may be lost.

Keywords: aerodrome safety, conjugate analysis of fuselage mechanization, stress-strain state of elastomeric bodies, icing of elastomeric bodies, conjugate problem algorithm

For citation. Mikhaylov D.A., Pyhalov A.A., Zotov I.N. Algorithm for solving problems of aerodynamics, heat transfer and strength using an interdisciplinary principle in the study of icing of contact elements of an aircraft door. *Thermal processes in engineering*. 2025, vol. 17, no. 7, pp. 299–312. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=185840>

Введение

Проектирование агрегатов летательных аппаратов (ЛА) на начальных этапах включает в себя выбор аэродинамической схемы с подбором силовой установки, технические характеристики которой обеспечивают крейсерский полет с наибольшей топливной эффективностью на определенной высоте полета. Выбор осуществляется на основании результатов проведенных исследований в области аэродинамики, теплообмена, прочности и обледенения.

При комплексном решении данных задач проблема формирования граничных условий (ГУ) на основе назначенных осредненных характеристик устраняется, т.к. результаты решения одной задачи являются граничными условиями для другой физически различной задачи. Актуальность представленного исследования заключается в том, что при учете взаимосвязи всех представленных расчетных процессов достигается большая точность выходных параметров. Данный факт необходимо учитывать при проектировании и доводке изделия.

В частности, необходимо выяснить, что приняты все меры для обеспечения безопасности покидания самолета пассажирами в нештатных ситуациях, и функциональность элементов механизации фюзеляжа не будет нарушена вследствие полета в зоне тропопаузы [1]. Например, образование конденсата, вызванного разницей температур внутри салона и снаружи, а также отсутствием теплоизоляции в зоне стыка двери с ее проемом, привело к тому, что 11 января 2021 года в Красноярске передняя пассажирская дверь самолета Airbus A320 не открылась, и высадка всех пассажиров производилась через заднюю дверь (см. рисунок 1).



Рис. 1. Обледеневший после полета Airbus A320

В условиях, когда необходимо оперативно покинуть салон самолета данная ситуация мо-

жет привести к трагическим последствиям даже в случае успешной посадки. Анализ причин таких происшествий возможен моделированием данного процесса в сопряженных задачах с помощью МКЭ.

Математические зависимости, используемые при решении рассматриваемых задач, представлены во многих работах. В источниках [2, 3, 4, 5, 6] описан теплообмен на аэродинамических поверхностях, при их обтекании, происходящий за счет кристаллизации водяного пара. В работах [7, 8] указаны зависимости, описывающие работу теплоизолирующих материалов с оптимальными показателями массы.

По отдельности задачи из представленного комплекса решаются как в России, так и за рубежом. В работах [9, 10] математическое моделирование проводится на основе аналитических данных. Недостатком является использование осредненных характеристик для формирования граничных условий дальнейших расчетов. В работе [11] результаты аэродинамического моделирования не сопряжены с прочностным модулем Femap для исследования НДС, т.е., они используются в виде циклограмм нагружения.

В работах [12, 13] проведен анализ термоупругого состояния конструкции с применением таких дисциплин как механика и теплообмен. Достоинством работы является рассмотрение НДС конструкции под влиянием наиболее широкого диапазона действующих на космической орбите температур, однако возможность дальнейшего обледенения при отсутствии солнечных лучей не рассмотрена.

В работе [14] проведен анализ обледенения конструкции экраноплана в зависимости от расстояния до земной поверхности. В данной работе рассмотрено численное моделирование обледенения передней кромки крыла аэродинамического профиля с отсутствием какого-либо эффекта, связанного с теплообменом или нестационарным поведением крыла.

В работе [15] проведен анализ с применением исследования обледенения конструкций с учетом вибраций, которые, в зависимости от частоты, способствуют сбрасыванию льда или повышению эффекта его «прилипания». Здесь рассмотрено численное моделирование обледенения передней кромки крыла аэродинамического профиля с отсутствием дальнейшего анализа

возможной потери функциональности какого-либо вида механизации, например, предкрылка.

В работе [16] проведен междисциплинарный анализ с применением технологии FSI. Недостатком является тот факт, что при исследовании НДС конструкции в качестве граничных условий принимались только поля давлений, образующихся при воздействии газового потока, а деформации под действием теплообмена не учтены.

В работе [17] проведено решение сопряженных задач с определением НДС на планере летательного аппарата с передачей граничных условий между аэродинамическим, термодинамическим и прочностным анализом. Здесь определены перемещения элементов деталей планера, изготовленных из материалов, обладающих линейной зависимостью между напряжениями и деформациями, а также не описана возможность дальнейшего обледенения конструкции.

Недостаток всех работ заключается в том, что в них рассмотрен анализ с сопряжением лишь 2 видов анализа: газодинамика-механика, прочность-механика, обледенение-механика, теплообмен-механика. Рассмотренный в них анализ не учитывает состояния ЛА на аэродроме в теплое время года – до взлета, а также влияние других факторов, влияющих на тепловое и напряженно-деформированное состояние деталей и узлов внутри конструкции.

Научная новизна работы заключается в том, что для решения проблемы нарушения функциональности двери вследствие обледенения, предлагается использование междисциплинарного анализа, представляющего собой совокупность совместных решений различных по физической сущности задач, со сложной структурой их взаимодействия.

В условиях, когда исследуемая конструкция содержит элементы, изготовленные из гиперэластичных материалов с наличием их контактного взаимодействия, междисциплинарный анализ приобретает еще большую актуальность.

Целью работы является выявление причин возможной потери функциональности пассажирской двери самолета MC-21 с учетом ее конечного деформированного состояния, полученного за счет применения методик расчета сопряженных задач.

Ранее проведенная верификация результатов с использованием тела цилиндрической формы

позволяет использовать данные о требуемой плотности конечно-элементной сетки и способах задания граничных условий применительно к данной задаче [18]. Решение представленной сопряженной задачи имеет следующую структуру взаимозависимых расчетов:

- напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов двери на аэродроме в летних условиях;
- полей давления и температуры на поверхностях деталей;
- теплообмена между деталями конструкции под воздействием внешних нагрузок;
- напряженно-деформированного состояния (НДС) деталей под действием аэродинамических нагрузок и собственной температуры;
- параметров обтекания деформированного тела потоком с учетом водного содержания;
- зон нарастания льда.

Представленное решение сопряженной задачи включает в себя использование сложной структуры расчетов с последовательным взаимодействием. Исследование проведено с помощью программного обеспечения ANSYS Workbench.

1. Конструкция двери самолета и алгоритм получения деформированного состояния ее элементов

Конструкция двери самолета MC-21 имеет тип C-type: при закрытии створка двери имеет приподнятое положение, а при фиксации к фюзеляжу прижимается вниз. При этом специальные упоры на проеме двери располагаются с наружной стороны створки и фиксируют ответные части упоров на створке (см. рисунок 2). Избыточное давление изнутри исключает самопроизвольное открытие двери.



Рис. 2. Ответные части упоров на створке двери

Участок конструкции двери МС-21 без упоров показан на рисунке 3.

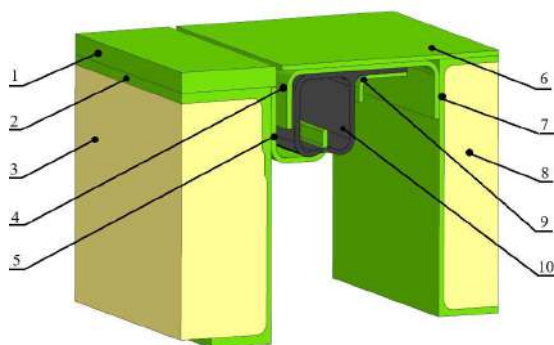


Рис. 3. Элементы конструкции пассажирской двери: 1 – Обшивка фюзеляжа, 2 – Шпангоут фюзеляжа, 3 – ТЗИ фюзеляжа, 4 – Прокладка, 5 – Упор уплотнения, 6 – Обшивка створки, 7 – Шпангоут створки, 8 – ТЗИ створки, 9 – Накладка, 10 – Уплотнение резиновое

Из рисунка видно, что уплотнение имеет начальное – недеформированное состояние, при этом его геометрия имеет пересечение с геометрией упора, что невозможно в реальности, и на первом этапе необходимо получить конечное состояние уплотнения, достигаемое на аэродроме при закрытии двери. Для этого необходимо:

1) Задать свойства для участвующих при расчете материалов, в том числе для гиперупругого – на основании данных, полученных в работе [19].

2) Загрузить исходную геометрию и переместить элементы створки от проема на расстояние, обеспечивающее гарантированный зазор между резиновым уплотнением 10 и упором 5. Применить для тел соответствующие материалы.

3) Построить КЭ-сетку с увеличенной плотностью в зоне потенциальных контактов уплотнения с металлическими элементами конструкции.

4) Задать граничные условия, обеспечив фиксацию обшивки фюзеляжа и задав перемещение геометрии створки в положение «закрыто». Задать условия контакта между телами, где с учетом того, что уплотнение изготовлено из гиперупругого материала, принимается допущение, что остальные элементы конструкции склеены по сопрягаемым поверхностям.

5) Запустить решатель, обеспечивающий определение матрицы жесткости на каждом итерационном шаге и определяющий конечные перемещения.

6) Импортировать деформированное состояние в модуль геометрии.

Основные физико-механические характеристики материалов, участвующих в расчете, указаны в таблице 1, а исходная геометрия показана на рисунке 3.

Основные физико-механические характеристики материалов, участвующих в расчете, указаны в таблице 1. В связи с тем, что данные о характеристиках используемого эластомерного материала засекречены и образцы для исследования получить не представляется возможным, в качестве материала уплотнения будет применена техническая резина, используемая в промышленности для обеспечения герметичности трубопроводных соединений. Ее характеристики получены в работе. Исходная геометрия с граничными условиями для определения НДС на аэродроме показана на рисунке 4.

Таблица 1. Физико-механические характеристики применяемых материалов

№ п/п	Материал	№ тела	Плотность ρ , кг/м ³	Модуль Юнга E (C_{10} , C_{01}), МПа	К-т Пуассона μ	К-т теплопроводности λ , Вт/(м×К)
1	Д16Т	1, 2, 4, 5, 6, 7, 9	2770	71000	0,33	230
2	Резина техническая	10	1200	1,4308 –0,1537	0,49	0,15
3	ТЗИ	3, 8	75	0,26	0,3	0,04

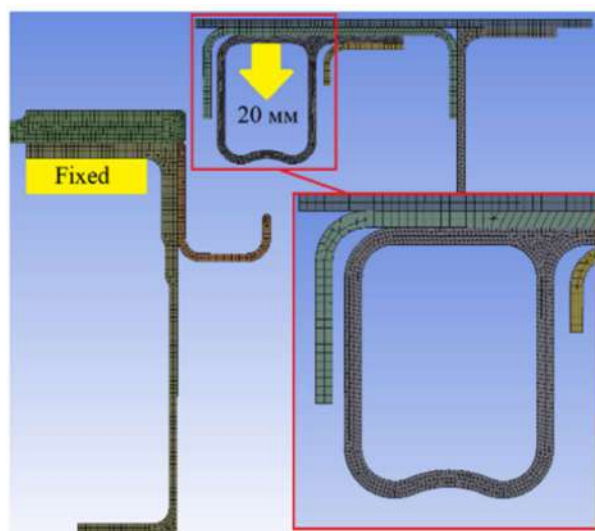
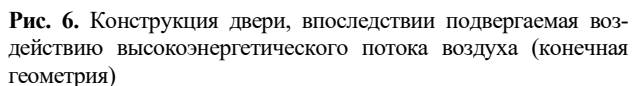


Рис. 4. Граничные условия для расчета

Описанный выше алгоритм показан на рисунке 5, полученная геометрия – на рисунке 6.



вание состояния конструкции под воздействием высокоэнергетического потока воздуха.

В связи с тем, что полученная конструкция воспринимает множество нагрузок различной природы, необходимо их систематизировать и разработать алгоритм по получению НДС ее элементов в условиях крейсерского полета.

Для проведения аэродинамических расчетов полученной конструкции определены физические свойства воздуха на расчетной высоте $H = 12000$ м и в пассажирском салоне (см. таблицу 2).

№ п/п	Область расчета	Давление p , Па	Плотность ρ , кг/м ³	Температура T , К	К-т динамической вязкости η , Па×с	К-т теплопроводности λ , Вт/(м×К)	К-т объемного расширения α , 1/К
1	За бортом $H = 12000$	19400	0,312	216,6	$1,6 \times 10^{-5}$	$1,9 \times 10^{-2}$	$3,67 \times 10^{-3}$
2	Салон пассажиров	86000	1,1	293,15			

В связи с тем, что резиновое уплотнение имеет со стороны салона пассажиров отверстия $\varnothing 3$ мм и шагом $l = 200$ мм, параметры воздуха в полости уплотнения приняты равными параметрам в салоне пассажиров.

На первом этапе формирования геометрии, отражающей конфигурацию закрытой на аэродроме двери, определено поле распределения температуры и давления на поверхностях, расположенных в салоне пассажиров и за бортом. Это достигнуто за счет применения следующих граничных условий: на входе в расчетную область задана крейсерская скорость и температура потока, на выходе – давление, на поверхностях деталей – шероховатость (см. рисунок 7).

Аналогичные граничные условия применены и для салона пассажиров. В результате взаимодействия потока со стенками фюзеляжа возникло поле температуры, показанное на рисунке 8.

Таким образом, алгоритм по определению температуры и давления на поверхностях выглядит так, как показано на рисунке 9.

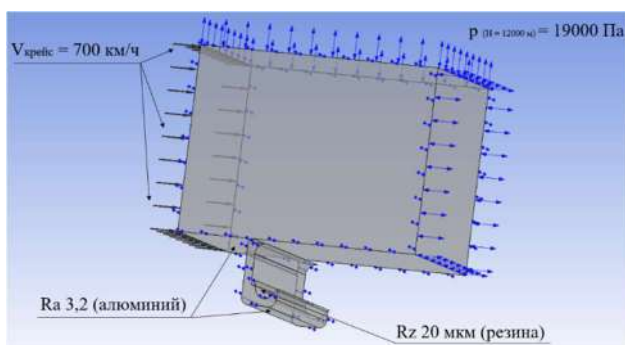


Рис. 7. Граничные условия для определения полей температуры и давления

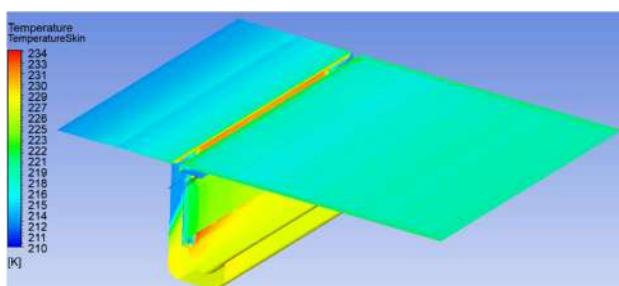


Рис. 8. Распределение температуры снаружи ЛА

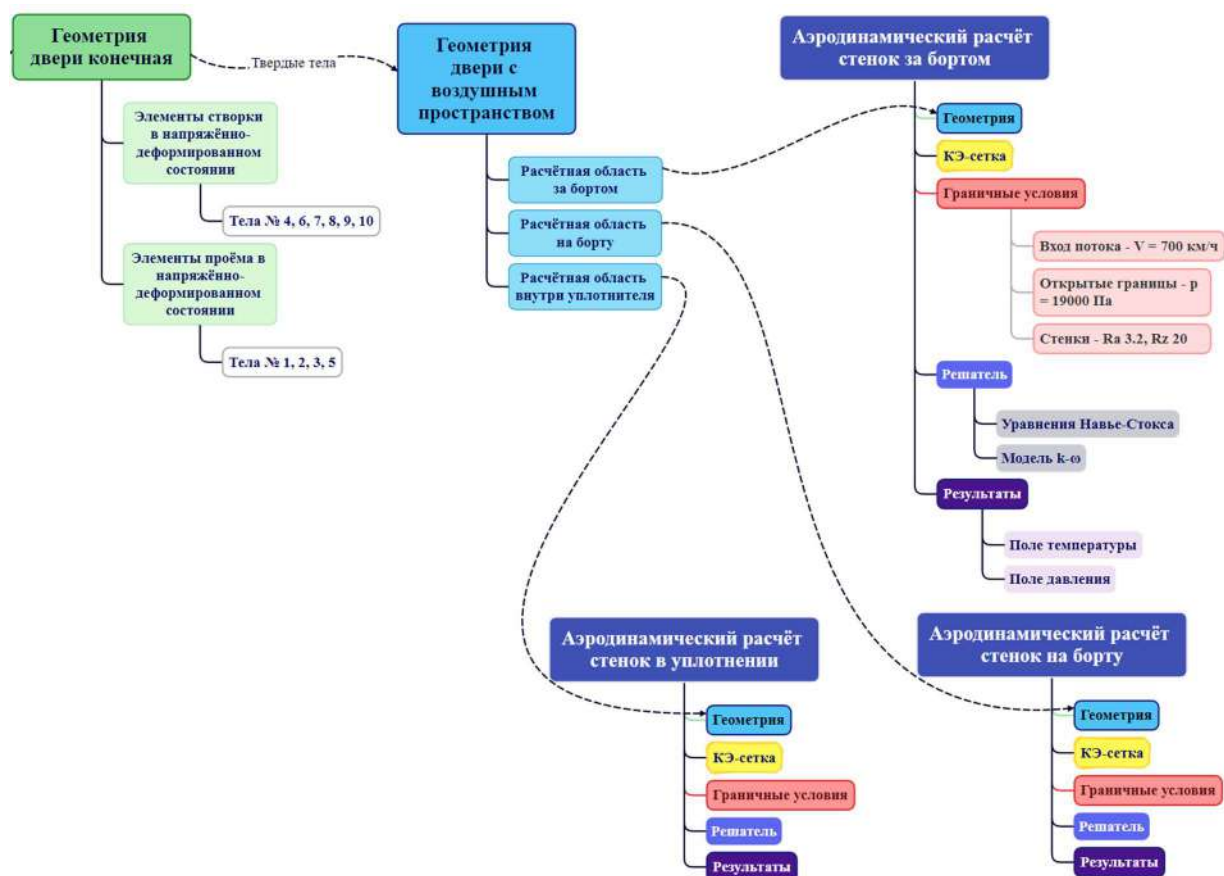


Рис. 9. Определение полей давления и температуры на стенках двери

При соблюдении порядка действий в соответствии с данным алгоритмом возможно получить поля нагрузок от воздействия высокоэнергетического потока воздуха.

3. Алгоритм для расчета поля температуры внутри тел

Полученные результаты, представленные полями распределения температуры, переданы в расчет температуры каждого из элементов представленной конструкции (см. рисунок 10).

В соответствии с данным алгоритмом у каждого из тел двери кроме ТЗИ и шпангоутов имеется 2 зоны с окружающим воздухом. Это означает, что для листовых деталей и резинового уплотнения будет характерен высокий перепад температуры.

Таким образом, после взлета и приведения значений всех параметров к постоянным образцу поле температуры тел, показанное на рисунке 11.

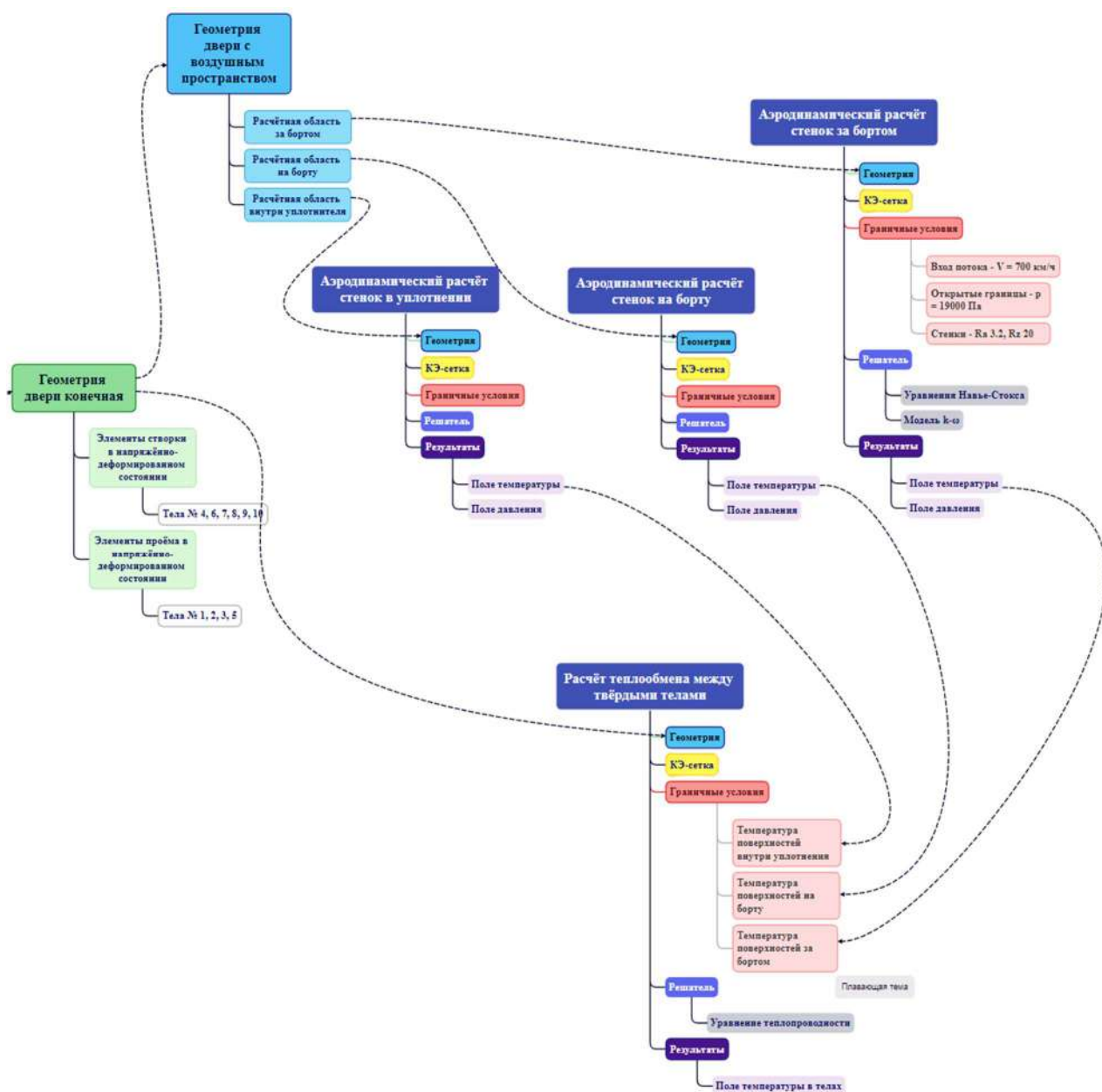


Рис. 10. Алгоритм решения задачи теплообмена

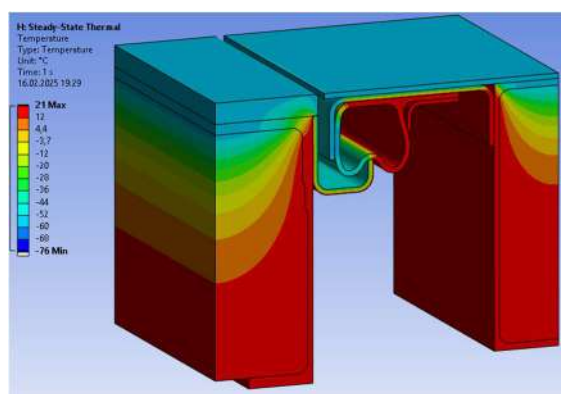


Рис. 11. Поле температуры внутри тел

Из рисунка видно, что толщина ТЗИ рассчитана таким образом, что на расстоянии, равном половине ее толщины, сохраняется температура

нормальная для жизнедеятельности человека. При этом резиновое уплотнение подвергается большому перепаду температуры.

4. Алгоритм для расчета напряженно-деформированного состояния при крейсерском полете

Расчет НДС элементов исследуемой конструкции под воздействием вышеуказанных нагрузок целесообразен в связи с тем, что 95 % полета производится именно при данных условиях. При анализе НДС важны температура тел и давление, создаваемое воздушным потоком. В таком случае алгоритм для проведения анализа выглядит так, как показано на рисунке 12.

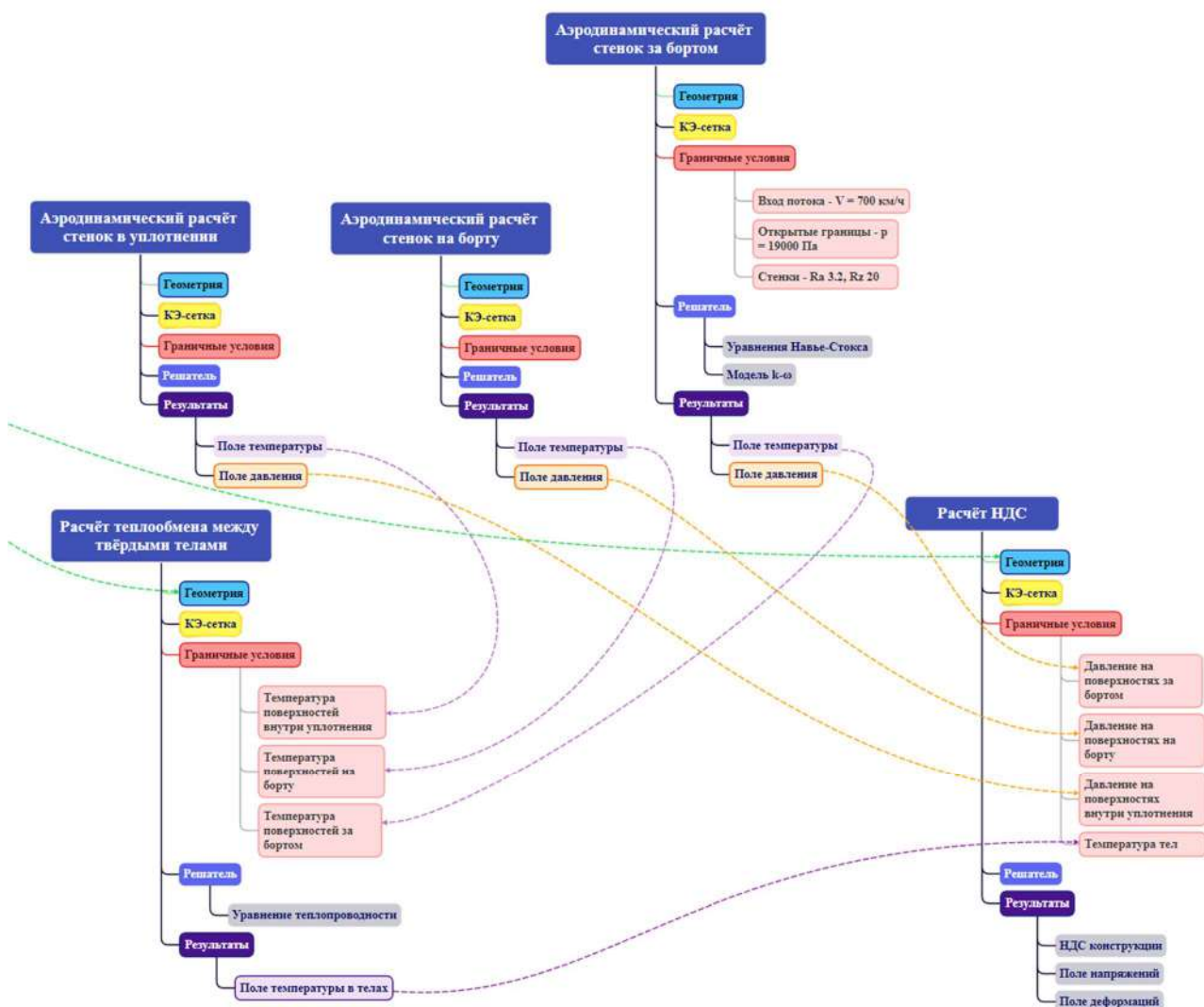


Рис. 12. Алгоритм решения задачи по определению НДС тела

Полученное деформированное состояние деталей в результате действий в соответствии с данным алгоритмом показано на рисунке 13.

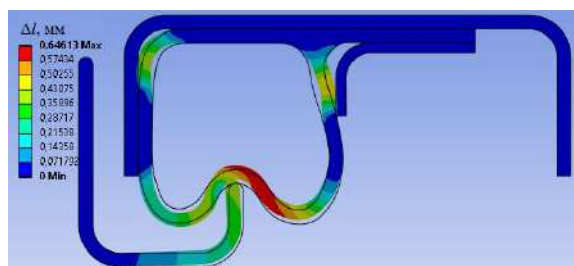


Рис. 13. Состояние уплотнения в крейсерском полете относительно состояния на аэродроме

В связи с тем, что при исследовании НДС резинового уплотнения использовалась техническая резина, а не идентичный используемому в конструкции МС-21 материал, обладающий большей эластичностью, конечное деформированное состояние не в полной мере соответствует действительности. В реальности, предположительно, материал уплотнения за счет изменения внешнего контура в большей степени увеличит свою площадь, заняв все свободное пространство между деталями № 4 Прокладка и № 9 Накладка (см. рис. 3).

Несмотря на данное обстоятельство, методика показывает, что влияние температуры и давления воздуха для гиперупругих материалов на крейсерской высоте и скорости полета существенно, и способно повлиять на изменение конфигурации деталей. Так, из рисунка 13 видно, что при наборе высоты, сопровождающимся снижением температуры и ростом скорости, материал уплотнения «проскользил» по упору (детали № 5) вследствие чего, при определенной шероховатости поверхности и несовершенстве изготовления контактирующих деталей, возможны потери воздуха и, как следствие, разгерметизация салона, показателем которой будет служить «свист воздуха». Этот факт влечет за собой и больший отбор воздуха от ступеней компрессора турбореактивных двигателей для обеспечения необходимого наддува и температуры.

5. Анализ возможного обледенения конструкции

Образование льда на поверхностях ЛА общепризнанная проблема в авиации, возникающая и в условиях положительных температур вслед-

ствие адиабатического расширения воздуха [20]. Обледенение напрямую связано с водностью потока, в котором перемещается ЛА [21]. Результаты исследований Зайцева В.А. [22] позволяют в качестве начальных условий задавать размеры капель и их число в зависимости от высоты полета над основанием облака $H_{осн}$ (см. рисунок 14 и 15).

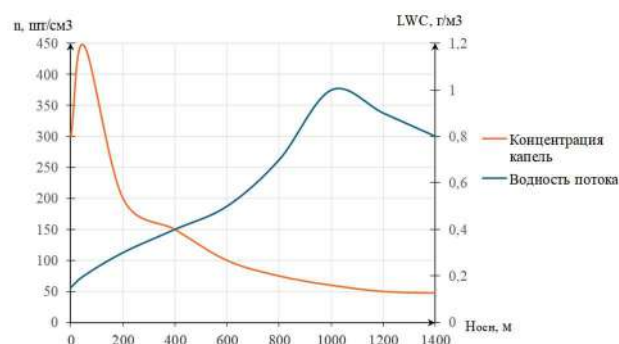


Рис. 14. Зависимость числа капель и водности воздуха от высоты над основанием облака

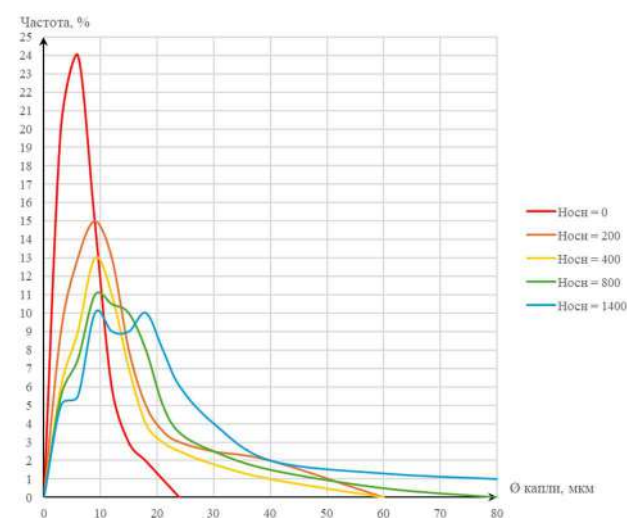


Рис. 15. Распределение капель по размерам (частота в %)

На высоте $H = 11$ км высокоструйные облака имеют водность $LWC = 0,00042$ кг/м³ и средний диаметр капель $d_{капл} = 0,00027$ м. В соответствии с полученным конечным деформированным состоянием конструкции строится новая расчетная область, отражающая воздушное пространство около двери, и задаются ГУ аналогично рисунку 7. Принимается, что полет сопровождается рысканьем в 10 градусов, вследствие чего зона стыка створки и пройма двери в большей степени подвержена попаданию в нее влаги. В результате взаимодействия воздушного потока с приня-

тыми характеристиками водности получена эффективность осаждения капель на исследуемой конструкции (см. рисунок 16).

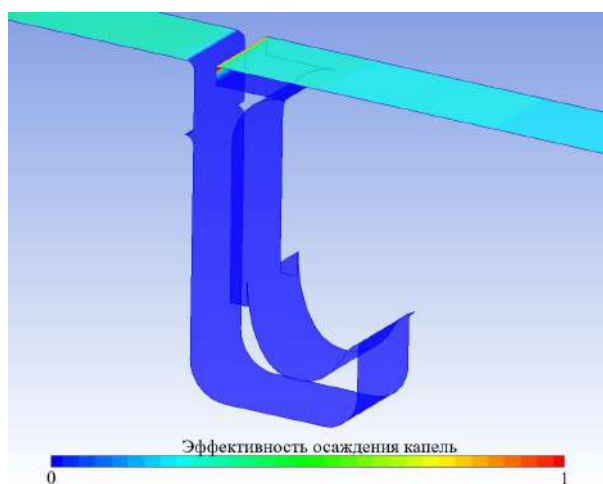


Рис. 16. Эффективность осаждения капель

В случае, если воздушное судно перемещается вблизи основания облаков, где высокое содержание водности потока, то интенсивность нарастания льда у исследуемой конструкции вблизи передней кромки обшивки створки двери. За счет того, что зазор между обшивкой створки и обшивкой панели фюзеляжа мал и равен 2,5 мм, лед внутри полости, где находится резиновое уплотнение в соответствии с распределением осаждения капель нарастать не будет (см. рисунок 17). Процесс нарастания льда показан на рисунке 18.

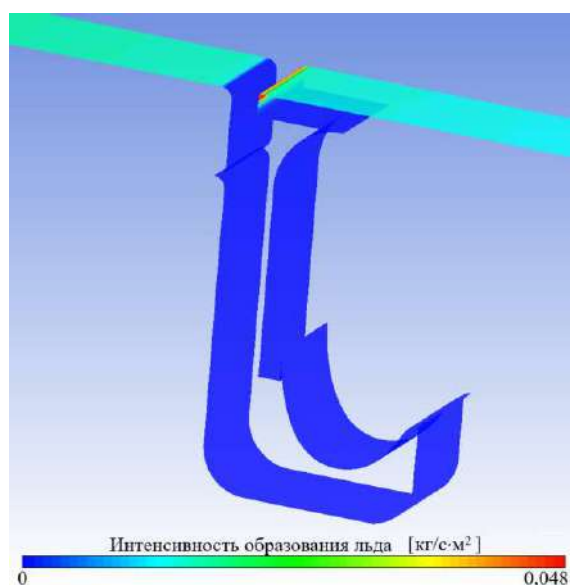
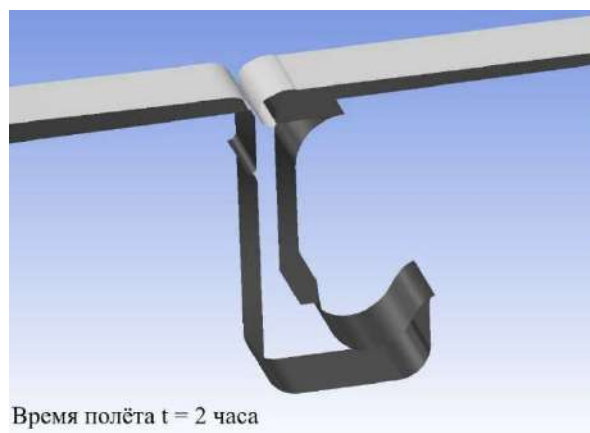
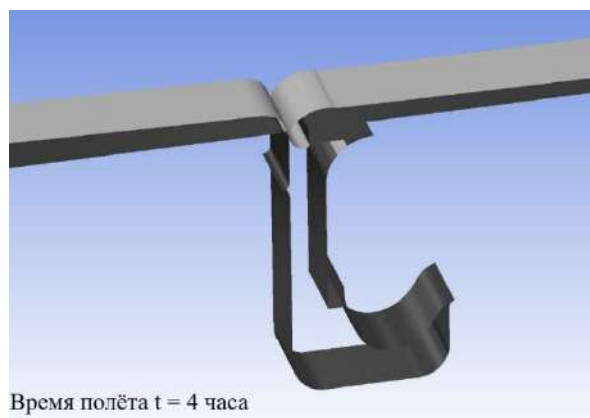


Рис. 17. Интенсивность образования льда



Время полёта $t = 2$ часа



Время полёта $t = 4$ часа

Рис. 18. Процесс нарастания льда

Отсутствие капель и, как следствие, льда в зоне резинового уплотнения объясняется тем, что при обтекании воздушным потоком двери в полости, где створка двери контактирует с проемом образуется зона повышенного давления (см. рисунок 19), и все капли влаги, содержащиеся в воздухе, протекают вдоль фюзеляжа и осаждаются лишь на кромках обшивки.

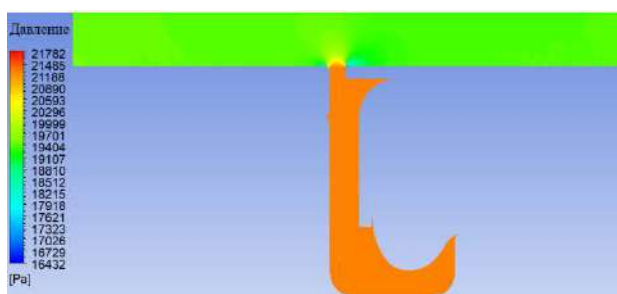


Рис. 19. Давление воздуха в исследуемой области

Таким образом, обледенение двери самолета возможно в случае нарастания большой толщины льда в зоне между обшивками створки и проема двери.

Заключение

В результате проведения междисциплинарного анализа получено:

– деформированное состояние конструкции при закрытии створки двери на аэродроме при температуре $t = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$;

– поле давления и температуры на поверхностях исследуемой конструкции. Эти данные позволяют проводить расчет температуры тел и расчет их конечного НДС;

– поле температур, возникающее внутри элементов конструкции в задаче теплообмена с окружающей средой. В результате расчета выявлены тела, подверженные наибольшему перепаду температуры, а также показана работа теплоизоляции самолета;

– в задаче прочности получено конечное деформированное состояние конструкции, имеющееся в полете на крейсерском режиме ЛА. Результаты показали, что при увеличении высоты полета относительно аэродрома наблюдается скольжение контактирующих элементов конструкции проема и двери относительно друг друга, что определяет возможность потерь давления из гермокабины. Также полученное деформированное состояние используется далее, при расчете его обледенения;

– в задаче обледенения были определены зоны скопления водных капель и, как следствие, зоны нарастания льда при обтекании самолета в полете.

Таким образом, междисциплинарный анализ, основанный на верифицированных данных по плотности сетки и заданию граничных условий, позволил выявить зоны конструкции с возможными утечками воздуха из гермокабины и потенциальным образованием слоя льда в контактных зонах.

Список источников

- Бекмуханбетов М.Д., Борисов С.М., Малюгин В.Е. Анализ особенностей эксплуатации воздушных судов в условиях ливневых осадков // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 160. С. 91–96.
- Григоровский В.В., Котович И.В., Ежов А.Д. Особенности процессов термогазодинамики и теплообмена на поверхности лопаток турбин ГТД // Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. №1. С. 12–18.
- Горский В.В., Бродский М.Ю., Никитин А.А. Моделирование влияния несимметричного обтекания на процесс обгара затупленного клина из углерод-углеродного композитного материала при высокоскоростном полете с заданным углом атаки // Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. №10. С. 476–486.
- Денисов М.А., Медведь В.С., Лудильщикова С.И. Исследование методов решения задач определения теплового нагружения конструкции летательного аппарата на стартовом участке // Тепловые процессы в технике. 2024. Т. 16. № 10. С. 487–495.
- Тушавина О.В. Сопряженный теплообмен в критической точке затупленного тела при его обтекании высокоскоростным диссоциирующим потоком газа // Тепловые процессы в технике. 2022. Т. 14. № 12. С. 531–538.
- Молчанов А.М., Грибиненко Д.В., Янышев Д.С. Численное моделирование воспламенения горючего в камере сгорания ГПВРД // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13. № 4. С. 148–154.
- Маскайкин В.А. Проектное формирование теплоизоляции для термостатирования элементов конструкций беспилотных летательных аппаратов, функционирующих в температурных условиях Арктики // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 2. С. 79–87.
- Маскайкин В.А., Махров В.П. Исследование конвективного теплообмена структурированного, неоднородного элемента, служащего как теплоизоляционный слой обшивки авиационных изделий // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13. № 5. С. 230–237.
- Пхью А. Расчетные исследования прочности летательных аппаратов. Метод анализа и оптимизации силовой конструкции крыла гражданского самолета: Дисс. ... канд. техн. наук. 2024. 129 с.
- Орешко Е.И., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю. Расчет на прочность гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмокомпозита // Авиационные материалы и технологии. 2016. № 1 (40). С. 53–61.
- Яшутин А.Г., Суренский Е.А. Автоматизированный комплекс силовых и детальных расчетов прочности самолета // Труды МАИ. 2014. № 74.
- Пономарев В.С., Пономарев С.В., Халиманович В.И. Термомеханический анализ крупногабаритного сетчатого рефлектора космического назначения // Сибирский аэрокосмический журнал. 2016. Т. 17. № 2. С. 343–349.
- Голдобин Н.Н., Нехаев Д.П., Шендалев Д.О. Новые возможности расчета температурных деформаций космических антенн с крупногабаритными рефлекторами в Ansys Workbench // Решетневские чтения. 2016. С. 107–110.
- Февральских А.В. Численное моделирование обледенения крыла экраноплана // Труды Крыловского государственного научного центра. 2019. Т. 4. № 319. С. 117–124.
- Калюлин С.Л., Модорский В.Я. Численное моделирование обледенения при вибрациях аэродинами-

ческого профиля // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2023. № 72. С. 100–110.

16. Модорский В.Я., Черепанов И.Е., Калюлин С.Л. Численное моделирование ступени центробежного компрессора газоперекачивающего агрегата в 2FSI-постановке // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2019. № 56. С. 83–91.
17. Смоленцев Н.А., Самсонов К.С., Блинов П.А. Разработка методики проведения цифровых прочностных испытаний конструкции летательного аппарата при многофакторном нагружении // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 1. С. 31–38.
18. Михайлов Д.А., Пыхалов А.А., Зотов И.Н. Анализ достоверности численного решения сопряженной задачи аэродинамики, теплообмена и прочности для оценки условий обледенения // Вестник МАИ. 2025. № 1 (32).
19. Михайлов Д.А., Пыхалов А.А., Зеньков Е.В. Методика испытания образцов из эластомеров для получения механических характеристик их гиперупругости и конечно-элементного моделирования деформируемых сборных конструкций // Современные технологии. системный анализ. Моделирование. 2021. С. 38–47.
20. Myers T.G. Extension to the Messinger model for aircraft icing // AIAA Journal. 2001. № 2 (39). pp. 211–218.
21. Iuliano E, Ferraiuolo M. In-flight icing: effects on aircraft safety // VII International Conference on Computational Methods for Related Problems in Science and Engineering. (2017). pp. 1050–1067.
22. Зайцев В.А., Ледоходович А.А. Приборы и методика исследования облаков с самолета. Гидрометеиздат, 1960. 176 с.
5. Tushavina OV. Conjugate heat and mass transfer at the critical point of a blunt body when a high-speed dissociating gas flow flows around it. *Thermal processes in engineering*. 2022;14(12):531–538. (In Russ.).
6. Molchanov AM, Gribinenko DV, Yanyshchikov DS. Numerical simulation of fuel ignition in a scramjet combustion chamber. *Thermal processes in engineering*. 2021; 13(4):148–154. (In Russ.).
7. Maskaykin VA. Design formation of thermal insulation for thermostating of structural elements of unmanned aerial vehicles operating in Arctic temperature conditions. *Thermal processes in engineering*. 2023;15:2: 79–87. (In Russ.).
8. Maskaykin VA, Makhrov VP. Study of convective heat transfer of a structured, inhomogeneous element serving as a thermal insulation layer for the cladding of aircraft products. *Thermal processes in engineering*. 2021. Vol. 13. No. 5. P. 230–237. (In Russ.).
9. Phiyo A. *Computational studies of the strength of aircraft. Method of analysis and optimization of the load-bearing structure of the wing of a civil aircraft*. PhD. thesis. 2024. 129 p. (In Russ.).
10. Oreshko EI, Yerasov VS, Podzhivotov NYu. Strength calculation of a hybrid wing panel based on sheets and profiles made of high-strength aluminum-lithium alloy and laminated aluminum-fiberglass. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*. 2016;(1 (40)):53–61. (In Russ.).
11. Yashutin AG, Surenskii EA. Automated complex of force and detailed calculations of aircraft strength. *Trudy MAI*. 2014;(74). (In Russ.).
12. Ponomarev VS, Ponomarev SV, Khalimanovich VI. Thermomechanical analysis of a large-sized mesh reflector for space purposes. *Sibirskii aerokosmicheskii zhurnal*. 2016;17(2):343–349. (In Russ.).
13. Goldobin NN, Nekhaev DP, Shendalev DO. New possibilities for calculating temperature deformations of space antennas with large-sized reflectors in Ansys Workbench. *Reshetnevskie chteniya*. 2016:107–110. (In Russ.).
14. Fevralskikh AV. Numerical modeling of ekranoplan wing icing. *Trudy Krylovskogo gosudarstvennogo nauchnogo tsentra*. 2019;4(319):117–124. (In Russ.).
15. Kalyulin SL, Modorskiy VYa. Numerical modeling of icing under airfoil vibrations. Bulletin of Perm National Research Polytechnic University. *Aerokosmicheskaya tekhnika*. 2023;(72):100–110. (In Russ.).
16. Modorskiy VYa, Cherepanov IE, Kalyulin SL. Numerical modeling of a centrifugal compressor stage of a gas pumping unit in a 2FSI formulation. *Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*. 2019;(56): 83–91. (In Russ.).
17. Smolentsev NA, Samsonov KS, Blinov PA. Development of a methodology for conducting digital strength tests of an aircraft structure under multifactor loading. *Thermal processes in engineering*. 2023;15(1):31–38. (In Russ.).

References

1. Bekmukhanbetov MD, Borisov SM, Malyugin VE. Analysis of the Features of Aircraft Operation in Heavy Rainfall Conditions. *MGTU GA*. 2010;(160):91–96. (In Russ.).
2. Grigorovskii VV, Kotovich IV, Ezhov AD. Features of Thermogasdynamics and Heat Transfer Processes on the Surface of GTE Turbine Blades. *Thermal Processes in Engineering*. 2025;17(1):12–18. (In Russ.).
3. Gorskiy VV, Brodskii MYu, Nikitin AA. Modeling the Influence of Asymmetric Flow on the Burn-Out Process of a Blunt Wedge Made of Carbon-Carbon Composite Material during High-Speed Flight with a Given Angle of Attack. *Thermal Processes in Engineering*. 2024; 16(10):476–486. (In Russ.).
4. Denisov MA, Medved' VS, Ludil'shechikova SI. Study of methods for solving problems of determining the thermal loading of an aircraft structure at the launch site. *Thermal processes in engineering*. 2024;16(10):487–495. (In Russ.).

18. Mikhailov DA, Pykhalov AA, Zotov IN. Analysis of the reliability of the numerical solution of the conjugate problem of aerodynamics, heat transfer and strength for assessing icing conditions. *Vestnik MAI*. 2025;(1 (32)). (In Russ.).
19. Mikhailov DA, Pykhalov AA, Zenkov EV. Methodology for testing elastomer samples to obtain mechanical characteristics of their hyperelasticity and finite element modeling of deformable prefabricated structures. *Sovremennye tekhnologii. sistemnyi analiz. Modelirovanie*. 2021:38–47. (In Russ.).
20. Myers TG. Extension to the Messinger model for aircraft icing. *AIAA Journal*. 2001;(2 (39)):211–218.
21. Iuliano E, Ferraiuolo M. In-flight icing: effects on aircraft safety. *VII International Conference on Computational Methods for Related Problems in Science and Engineering*. (12–14 June 2017, Rodos, Greece; 2017). P. 1050–1067.
22. Zaitsev VA, Ledokhodovich AA. *Instruments and methods for studying clouds from an aircraft*. Gidrometeoizdat; 1960. 176 p. (In Russ.).