

Методы анализа механизма обледенения самолетов

© А.В. Егоров

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Для обеспечения безопасности полетов важно знать, как происходят процессы обледенения аэродинамических поверхностей самолетов. В статье проведен обзор работ, связанных с анализом механизма обледенения самолетов. Согласно публикациям, существующие подходы к анализу механизма обледенения подразделены на три группы: экспериментальные исследования и испытания, численное моделирование, машинное обучение нейронных сетей. Показано, что наиболее точные результаты дают эксперименты и испытания, так как проводятся в естественных или приближенных к естественным условиям полета. Предметно-ориентированные результаты получают при численном моделировании, когда набор входных данных привязан к конкретному самолету. Отмечен недостаток численного моделирования — длительное время счета. Обращено внимание на то, что в настоящее время развиваются и начинают внедряться методы машинного обучения нейронных сетей, которые имеют малое время счета и прогнозируют не только форму и размеры наледи, но и позволяют давать оценку опасности обледенения и ранжировать факторы, влияющие на обледенение, по степени их важности. В статье показана взаимосвязь этих трех направлений анализа механизма обледенения.

Ключевые слова: обледенение самолета, аэродинамический профиль, форма льда, CFD-решатель, нейронная сеть, экспериментальные исследования, численное моделирование, машинное обучение

Введение. Изучение обледенения самолетов является важной задачей, решение которой направлено на повышение безопасности полетов в различных метеорологических условиях. Знание механизма обледенения дает возможность прогнозировать формы ледяных наростов, оценивать их опасность, разрабатывать системы защиты от обледенения, снижать уровень предполагаемого льдообразования при разработке новых проектов самолетов.

Возникновение ледяных наростов происходит при столкновении самолета с каплями переохлажденной воды, которые присутствуют во влажной и холодной атмосфере [1]. При ударе о поверхность самолета часть капель замерзает, и на крыльях образуются ледяные наросты, которые изменяют исходную форму крыла и влияют на аэродинамические характеристики самолета. Обледенение передней кромки крыла уменьшает подъемную силу и увеличивает лобовое сопротивление. Снижение аэродинамического качества самолета и нарушение балансировки из-за ледяной массы может вызывать неустойчивость и неуправляемость полета и приводить к происшествию [2]. Кроме того, для оценки значимости обледенения важно знать расположение зон обледенения, так как наличие меньшей массы

льда в ключевом месте может быть опаснее, чем бóльшая масса льда в менее ответственном месте. Поэтому оценка механизма обледенения, установление формы и массы льда имеет большое значение для повышения безопасности полетов.

Цель работы — представить структурированный анализ публикаций по актуальной теме обледенения самолетов с акцентом на решения, повышающие безопасность полетов в сложных метеорологических условиях.

Типы ледяных наростов. Для исследования механизма обледенения используется несколько подходов (рис. 1): экспериментальный, численное моделирование, моделирование на основе данных (искусственный интеллект). С помощью этих подходов моделируются ледяные наросты в типичных ледовых условиях полета. Ледяные наросты условно подразделяют на изморозь (рыхлый лед, сухой лед), гололед (гладкий лед, стекловидный лед), смешанный лед [3]. Изморозь образуется в атмосферных условиях низкой температуры (ниже $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$), относительно низкого содержания жидкой воды (Liquid Water Content, LWC) в воздушном потоке, малого среднего объемного диаметра (Median Volume Diameter, MVD) капель [4]. После удара о поверхность самолета переохлажденные мелкие капли быстро замерзают и образуют изморозь молочно-белого цвета, которая имеет рыхлую структуру и легко отваливается. Образование изморози может предотвращаться противообледенительными системами воздушных судов. Поверхность изморози сохраняет аэродинамическую форму, а ее наличие менее опасно для полетов самолетов. Благодаря низкой плотности и медленной скорости образования изморозь обычно не приводит к существенному увеличению веса самолета. Такой лед (изморозь), как правило, образует наросты «удобообтекаемой» формы.

Гололед возникает при относительно высокой температуре окружающей среды, обычно в диапазоне $-10...0\text{ }^{\circ}\text{C}$, с более высоким LWC и относительно большими MVD. В этом случае переохлажденные капли воды частично замерзают (или не замерзают) после удара о поверхность самолета. Часть остаточной жидкой воды вытекает под действием внешнего воздушного потока и постепенно замерзает. Образующийся гололед имеет более плотную по сравнению с изморозью структуру, прозрачный внешний вид и нелегко отрывается от поверхности самолета. Гололед трудно удалять в полете. В процессе обледенения на передней кромке крыла может формироваться роговый (гребневый) лед, заметно влияющий на аэродинамические характеристики воздушного судна.

Смешанный лед представляет собой смесь изморози и гололеда, обладающую характеристиками льда обоих типов. Гололед и смешанный лед могут серьезно повредить аэродинамические характеристики и создать угрозу безопасности полета.



Рис. 1. Блок-схема методов анализа обледенения самолетов

Экспериментальный подход. Этот подход включает (см. рис. 1) проведение испытаний самолетов в реальных условиях полета, изучение процесса обледенения в климатических аэродинамических (аэрохолодильных) трубах, выполнение экспериментов в аэродинамических трубах на моделях и отдельных натуральных элементах самолетов для исследования влияния формы обледенения на аэродинамические характеристики самолетов. Было показано, что на устойчивость и управляемость самолетов оказывают влияние углы атаки, процесс обледенения и время обледенения [5].

Наиболее точным способом изучения процесса обледенения самолетов являются полетные измерения, основанные на фактических

летных испытаниях. Для имитации наледи применяют сборные формы, наклеиваемые на переднюю кромку крыла [6, 7]. Сложные формы ледяных наростов, устанавливаемые в естественных условиях полетов, были отражены в работах по моделированию накладок имитаторов [8], которые применяются при испытаниях конструкций в аэродинамических трубах. Такие испытания позволяют существенно увеличить объем информации о различных формах льда и их влиянии на летные характеристики самолетов — региональных, транспортных, общего назначения с прямым крылом с пневматической или электротепловой противообледенительной системой на несущих аэродинамических поверхностях. Для самолетов малой авиации не существует понятие «малого обледенения» по причине их большей чувствительности к обледенению по сравнению с магистральными самолетами.

Испытания крупномасштабных моделей летательных аппаратов в натурной аэродинамической трубе Т-101 (ЦАГИ) показали, что важную роль играет масштабный эффект [9] и что даже очень тонкий слой снега или льда способен катастрофически ухудшить летные качества современного самолета. Формы льда, на базе которых разрабатываются накладки-имитаторы, определяются на следующих режимах полета: взлет, набор высоты, снижение, заход на посадку, ожидание. Считается, что основное внимание должно уделяться режиму ожидания [10]. Результаты, полученные в ФАУ «ЦАГИ», позволяют создать электронный справочник — руководство для пилотов при полетах в условиях обледенения и выдать конструкторам рекомендации по рациональной установке противообледенительных систем для перспективных летательных аппаратов. Кроме того, результаты экспериментальных исследований и испытаний, проведенных в ФАУ «ЦАГИ», могут быть эффективно применены при построении интеллектуальной системы для машинного обучения нейронных сетей (см. рис. 1).

Для достоверности испытаний, повторяемости при воспроизведении, снижения трудоемкости и сроков изготовления накладок-имитаторов потребовалось решение задачи выбора материалов и технологии производства имитаторов [8]. В ЦАГИ был предложен перспективный способ изготовления имитаторов из фотополимеров [11] с применением аддитивной технологии — лазерной стереолитографии [12, 13]. Была создана система автоматизированного моделирования имитаторов льда для аэродинамических моделей летательных аппаратов (рис. 2) [8] с учетом шероховатости льда [14].

Для отслеживания форм льда на испытываемых моделях существуют аэродинамические трубы [15–19] в ряде стран. Однако проводимых экспериментов [20] и испытаний недостаточно для полного

анализа процесса обледенения самолетов, учитывая их огромную номенклатуру и разброс климатических условий полета. Поэтому все более широко применяются методы численного моделирования.

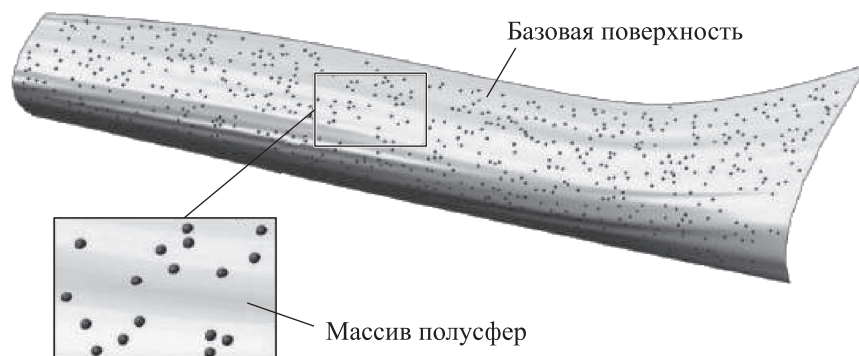


Рис. 2. Формирование шероховатости поверхности льда

Численное моделирование. Ориентированные на точное прогнозирование формы обледенения, методы численного моделирования являются важными методами оценки опасности обледенения и разработки систем защиты самолетов от обледенения. С помощью этих методов моделируются ледяные наросты в типичных ледовых условиях полета. Для численного решения задачи обледенения в качестве исходных данных должны быть введены параметры самолета (скорость, угол атаки, геометрия, размеры) и атмосферы (температура T , LWC, MVD, время нарастания наледи t).

Большинство существующих вычислительных программ роста льда основаны на термодинамической модели обледенения Мессингера [21]. Так, эта модель применена в коде LEWICE [22, 23] для изучения в 2D-формате обледенения при различных условиях полета. В программе FENSAP-ICE [24, 25] в 3D-постановке реализуется модель обледенения, в которой решается уравнение Навье — Стокса (RANS) для поля воздушного потока и модель Мессингера для обледенения. Метод численного моделирования был разработан для прогнозирования обледенения на основе эйлеровой теории двухфазного потока [26, 27]. С помощью программы [28, 29] на основе OpenFOAM [30] можно прогнозировать форму льда и влияние обледенения на аэродинамические характеристики самолета. Для более точного расчета аэродинамики система моделирования обледенения PoliMice [31] была объединена с OpenFOAM. Экспериментальные и численные исследования были направлены на оценку шероховатости аэродинамической поверхности, вызванной естественным обледенением [32]. Прогнозирование поля воздушного потока около обледеневшего аэродинамического профиля было проведено в [33]

с использованием точных во времени методов, таких как моделирование отдельных вихрей (DES). Применение методов DES позволило улучшить прогноз [34] обтекания аэродинамических профилей с роговым льдом на передней кромке крыла.

Общий вычислительный метод расчета обледенения самолета включает четыре основных этапа [4, 28].

1. Определение поля воздушного потока вокруг самолета.
2. Моделирование удара капли о поверхность самолета.
3. Построение модели обледенения (для вычисления формы льда).
4. Применение алгоритма преобразования сетки для учета изменения формы, вызванного обледенением профиля.

Поле воздушного потока может быть получено путем решения уравнений Эйлера [27] или уравнений Навье — Стокса [28, 30]. При моделировании столкновения капель решающей величиной, которую необходимо определять, является эффективность сбора капель воды (коэффициент захвата капель), отражающая частоту ударов капель о поверхность самолета.

К методам отслеживания движения капель можно отнести подход Лагранжа или двухфазный поток Эйлера [26, 28, 29]. Вычислительная сетка, используемая при моделировании поля воздушного потока, может быть применена для двухфазной модели Эйлера. Во многих условиях обледенения объемная доля капель воды ниже 10^{-6} , поэтому в модели Эйлера можно принимать одностороннее взаимодействие воздушного потока и капель [1].

Для решения задачи обледенения во многих численных подходах [26–28] применяют модель Мессингера [21]. По этой модели строят уравнения баланса массы и баланса энергии в контрольном объеме на поверхности самолета [28]. Как показано на рис. 3, масса, поступающая в контрольный объем, включает ударяющиеся капли воды \dot{m}_{imp} и поток воды в контрольный объем из расположенной выше по потоку соседней ячейки $\dot{m}_{flow\ in}$. Масса, выходящая из контрольного объема, состоит из образовавшегося льда \dot{m}_{ice} , испарения и сублимации \dot{m}_{es} и потока воды из контрольного объема в соседнюю ячейку ниже по потоку $\dot{m}_{flow\ out}$. Уравнение баланса массы имеет вид

$$\dot{m}_{imp} + \dot{m}_{flow\ in} = \dot{m}_{ice} + \dot{m}_{es} + \dot{m}_{flow\ out}.$$

Вклад в баланс энергии, как показано на рис. 4 [28], вносят конвективная теплота \dot{Q}_{ca} , кинетическая энергия падающих капель воды \dot{Q}_{imp} , скрытая теплота \dot{Q}_{latent} , осязаемая теплота $\dot{Q}_{sensible}$. Уравнение баланса энергии записывается в следующем виде:

$$\dot{Q}_{ca} + \dot{Q}_{imp} + \dot{Q}_{latent} + \dot{Q}_{sensible} = 0.$$

Из решения уравнений баланса массы и баланса энергии определяется распределение толщины слоя льда [1]. Поскольку обледенение изменяет форму крыла самолета, необходимо повторно рассчитывать поле воздушного потока и поле потока капель на основе обновленной сетки. Для автоматической процедуры повторного построения сетки существуют алгоритмы преобразования сеток [28].

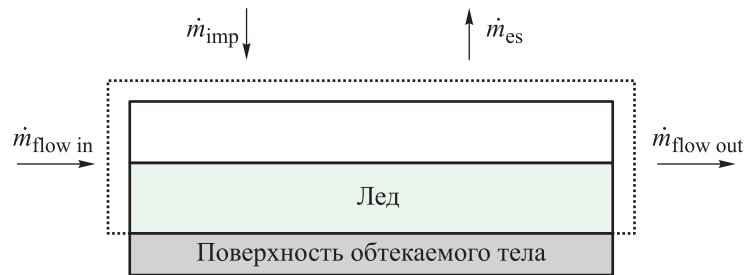


Рис. 3. Массовый баланс в контрольном объеме

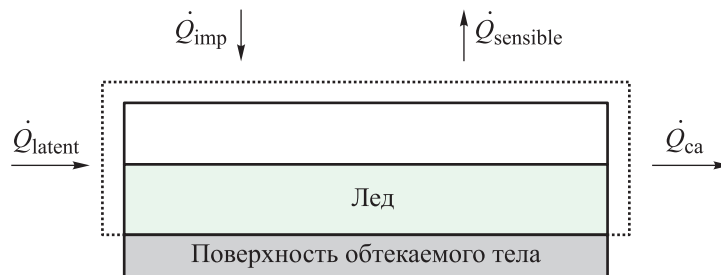


Рис. 4. Баланс энергии в контрольном объеме

В работе [35] используется подход, который позволяет численно решить задачу дозвукового обтекания тел двухфазным вязким сжимаемым потоком в двумерной постановке с учетом взаимодействия несущей и жидкой фаз, формы существования влаги на профиле, режима нарастания льда, изменения геометрии обтекаемого тела и влияния этого изменения на внешний поток. Численное моделирование процесса нарастания льда основано на методе, описывающем термодинамический процесс затвердевания переохлажденных капель воды, ударяющихся о неподвижную поверхность. Процесс обледенения разделен на приращения по времени. Метод заключается в решении дифференциальных уравнений сохранения массы, энергии и импульса [36] для каждого приращения по времени и для каждого элемента поверхности. Состояние влаги, находящейся в контрольном объеме, определяется на основе модели, описывающей рост капель воды на поверхности обтекаемого тела.

Моделирование обледенения выполняется итерациями с приращением по времени. На каждом шаге по времени для каждого контрольного объема определяется форма существования влаги, рассчитывается масса накопленного льда, толщина пленки воды, шероховатость поверхности и скорость движения воды по поверхности.

Процесс моделирования нарастания льда можно подразделить на макро- и микроуровни [37]. На макроуровне моделируется движение воды по обтекаемой поверхности под воздействием внешнего потока; решаются уравнения сохранения массы, энергии и количества движения для контрольного объема и определяются массы образовавшегося льда; устанавливается изменение геометрии обтекаемого тела вследствие накопления массы льда на каждом элементе поверхности.

На микроуровне моделируется распределение и рост капель, ручейков и пленок на обтекаемой поверхности.

Уравнение баланса массы. Рассмотрим контрольный объем, расположенный на поверхности обтекаемого тела (рис. 5). Масса входящей воды m_{in} состоит из суммы трех масс воды в жидком состоянии: массы влетающей воды из внешнего потока в виде переохлажденных капель m_{cap} , массы втекающей воды из предыдущего контрольного объема $m_{rb\ in}$, массы оставшейся жидкой воды из предыдущего шага по времени m_{resw} :

$$m_{in} = m_{cap} + m_{rb\ in} + m_{resw}.$$

В то же время масса воды m_{in} , входящей в контрольный объем, расходуется на массу выбывающей воды m_{out} , массу остаточной воды m_{tmw} и массу остаточного льда m_{tmi} :

$$m_{in} = m_{out} + m_{tmw} + m_{tmi}.$$

Масса выбывающей воды m_{out} состоит из массы сублимированного льда m_{sub} , массы испарившейся воды m_{evap} , массы вытекающей жидкой воды $m_{rb\ out}$, массы вырванной потоком жидкой воды m_{shw} и массы вырванного потоком льда m_{shi} :

$$m_{out} = m_{sub} + m_{evap} + m_{rb\ out} + m_{shw} + m_{shi}.$$

Уравнение теплового баланса. Это уравнение имеет вид

$$Q_f + Q_{ss} + Q_{sub} + Q_{evp} + Q_{adh} + Q_{kin} + Q_{cd} + Q_{cv} + Q_{rad} = 0,$$

где Q_f — скрытая теплота затвердевания; Q_{ss} — внутренняя теплота; Q_{sub} — скрытая теплота сублимации; Q_{evp} — скрытая теплота

испарения; Q_{adh} — теплота аэродинамического нагрева; Q_{kin} — теплота кинетического нагрева; Q_{cd} — теплообмен проводимостью; Q_{cv} — теплообмен конвекцией; Q_{rad} — теплообмен излучением.

В случае подогрева поверхности при работе противообледенительной системы теплота выражается через Q_{cd} .

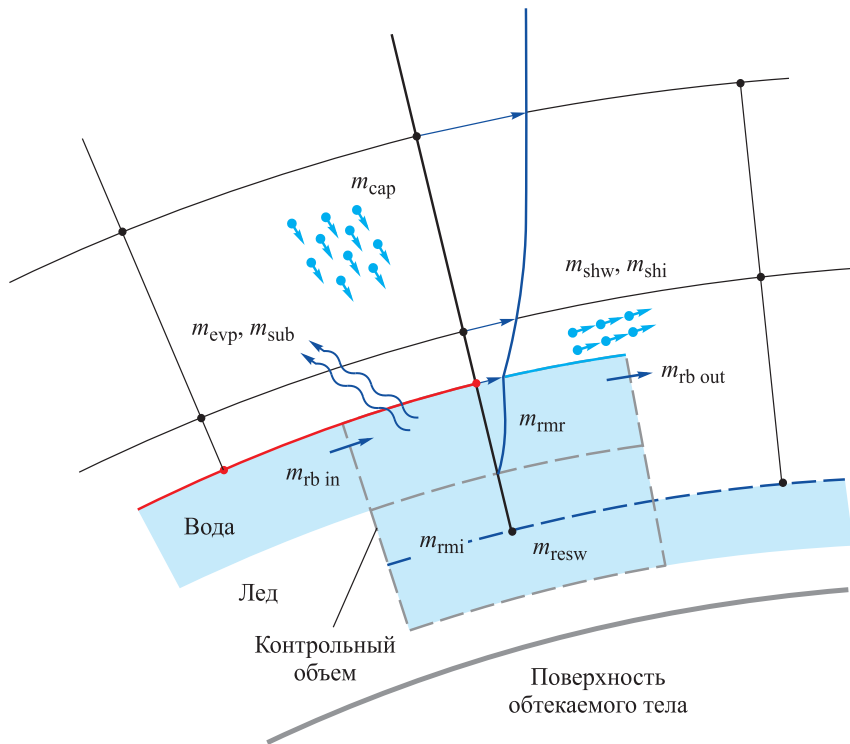


Рис. 5. Схема потоков массы в контрольном объеме

Для описания движения воды по обтекаемой поверхности использовали модель капель, а также модель ручейков и пленки. Модель капель описывает общее поведение капель и оценивает их среднее количество, находящееся на элементе поверхности в каждый момент времени. Часть массы жидкой воды переохлажденной капли превращается в лед. Фазовый переход высвобождает скрытую теплоту затвердевания (рис. 6), разогревающую массу оставшейся жидкой воды в противовес потерям теплоты конвекцией и испарением.

Рассмотренные математические модели обледенения аэродинамических поверхностей были реализованы [4] в рамках пакета программ [38]. Было изучено обледенение профиля крыла NACA0012 для смешанного режима при углах атаки $\alpha = 0$ и $\alpha = 4^\circ$ (рис. 7). Как видно на рисунке, форма ледяного нароста сильно зависит от углов атаки.

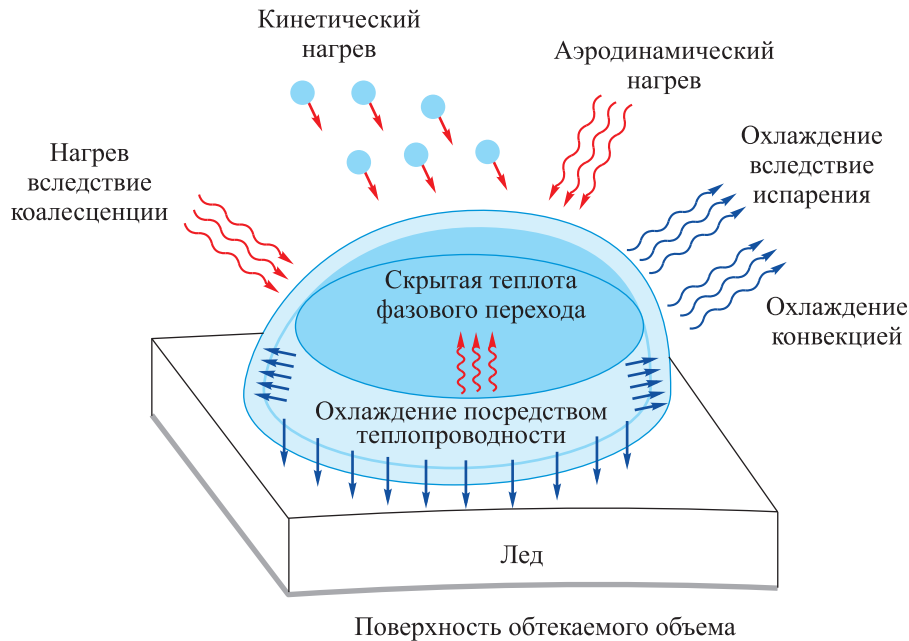


Рис. 6. Схема тепловых потоков при затвердевании капли воды на поверхности тела

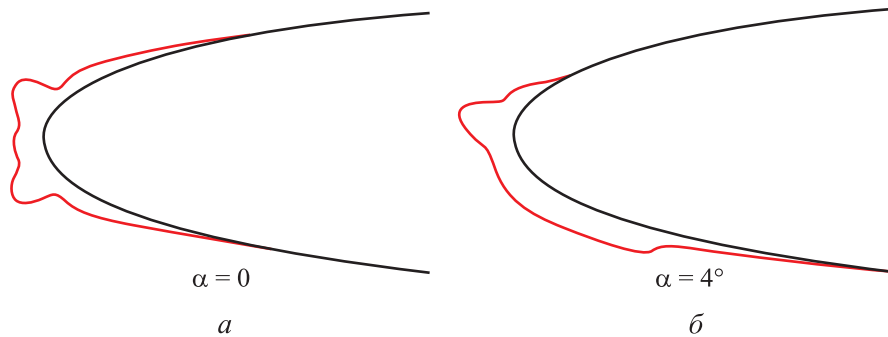


Рис. 7. Формы наростов на профиле NACA0012 для смешанного режима обледенения при угле атаки $\alpha = 0$ (а) и $\alpha = 4^\circ$ (б)

Модель обледенения фазового поля. Один из подходов численного анализа обледенения — модель обледенения фазового поля, в которой в качестве объекта исследования принимается смесь воды и льда [4]. Вода и лед рассматриваются как одна жидкость, для нее устанавливается фазовое уравнение с массовой долей льда в смеси в качестве фазового параметра, а также записываются уравнения сохранения массы и сохранения энергии смеси. Путем решения этих основных уравнений прогнозируются толщина смеси и массовая доля

льда. Отсюда можно найти толщину и форму наледи. Фазовое уравнение имеет вид [4]

$$\frac{\partial \rho h C}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho h C \mathbf{U}) = \dot{m}_{\text{ice}},$$

где ρ — плотность; h — толщина; C — фазовый параметр, равный отношению массы льда к массе смеси $C = \frac{\rho_i h_i}{\rho h}$; \mathbf{U} — скорость смеси; \dot{m}_{ice} — количество жидкой воды, перешедшей в лед.

Уравнение сохранения массы для смеси можно записать так [4]:

$$\frac{\partial \rho h}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho h \mathbf{U}) = \dot{m}_{\text{imp}} - \dot{m}_{\text{evp}},$$

где \dot{m}_{imp} — скорость сброса капель воды; \dot{m}_{evp} — скорость испарения.

Уравнение сохранения энергии [4] имеет вид (рис. 8)

$$\frac{\partial (\rho h H)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho h H \mathbf{U}) = \dot{Q}_{\text{rad}} + \dot{Q}_{\text{imp}} + \dot{Q}_{\text{evp}} + \dot{Q}_{\text{htc}} + \dot{Q}_{\text{cond}},$$

где H — внутренняя энергия смеси; \dot{Q}_{rad} — радиационный тепловой поток водной пленки; \dot{Q}_{imp} — сумма внутренней и кинетической энергий капли; \dot{Q}_{evp} — плотность энергии, уносимая испарением; \dot{Q}_{htc} — плотность конвективного теплообмена между пленкой воды и воздушным потоком; \dot{Q}_{cond} — энергия, передаваемая обшивкой самолета.

Приведенные уравнения относятся к контрольному объему. Для решения задачи обледенения профиля крыла строится сетка вокруг профиля, состоящая из контрольных объемов. Сетка необходима для расчета поля воздушного потока и траектории капель. Итоговую толщину льда и массовую долю льда получают итерацией.

Расчеты по модели обледенения фазового поля показали степень влияния на форму наледи состояния полета самолета и погодных условий: скорость полета и угол атаки, температура окружающей среды, содержание жидкой воды LWC, средние объемные диаметры MVD капель,

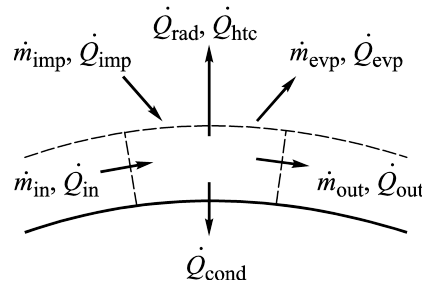


Рис. 8. Схема переноса массы и энергии в контрольном объеме

ледовое время. Для профиля крыла NACA0012 при угле атаки $\alpha = 4^\circ$ получены формы наледи, типичные в случаях образования изморози (рис. 9, а) и гололедицы (рис. 9, б). На изображениях видно, что при изморози исходная форма профиля сохраняется, а при гололедице — сильно искажается, появляется гребень (rog), ухудшающий аэродинамику крыла самолета.

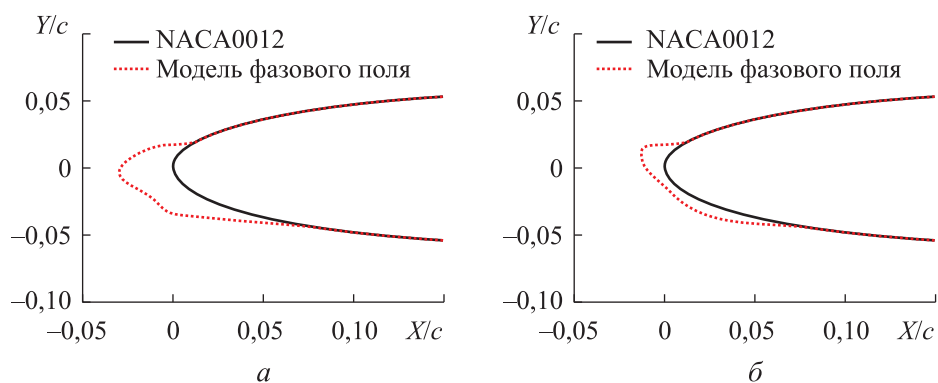


Рис. 9. Формы наледи при изморози (а) и гололедице (б)

Расчет форм ледяных наростов. Разработаны и другие 2D- и 3D-модели, методы и алгоритмы, предназначенные для расчетов форм ледяных наростов на аэродинамических поверхностях самолетов. Они реализованы в программах вычислительной гидродинамики (CFD): ONERA [39, 40], CANICE [41], 2DFOIL-ICE [42], NSMB-ICE [43], NSCODE-ICE [44]. Наибольшая часть расчетов обледенения твердых поверхностей проводится в коммерческих программных комплексах ANSYS FENSAP-ICE и SIEMENS STAR-CCM [45]. Эти пакеты программ применяются во всем мире для 3D-моделирования образования ледяных наростов на поверхностях самолетов. Среди российских разработок в области анализа обледенения аэродинамических профилей можно выделить программный комплекс FlowVision [46], решатель iceFOAM [47].

На базе FlowVision разработана методика 3D-расчета обледенения самолета IceVision [45]. Основное отличие этой методики от известных подходов заключается в использовании технологии Volume Of Fluid (VOF, объем жидкости в ячейке) для отслеживания нарастания льда. В методике IceVision решается нестационарная задача непрерывного нарастания льда в эйлеровой постановке. Лед присутствует в расчетной области явно, решается уравнение теплопереноса в нем. Для моделирования двухфазного воздушного потока (воздух и капли) используется многоскоростная модель взаимопроникающих континуумов. Методика учитывает распределение капель

по размерам. Численный алгоритм отражает различие временных масштабов физических процессов, сопровождающих обледенение самолета: двухфазного внешнего течения (воздуха и капель), течения водяной пленки, нарастания льда. Расчетная сетка перестраивается локально в автоматическом режиме; разработан автоматический генератор сетки SGGR для любых геометрий. В программе IceVision не требуется закругления сетки, наоборот, чем мельче сетка, тем лучше. В рамках методики IceVision задача обледенения ставится следующим образом: при заданных условиях полета самолета выполнить расчет локального коэффициента захвата капель воды и определить форму ледяного нароста. При 3D-постановке задачи в IceVision можно проследить изменение формы льда вдоль крыла.

Эйлер-лагранжев решатель iceFOAM разработан на базе OpenFOAM v 1912 [47]. В решателе iceFOAM эйлеров континуальный подход описывает воздушный поток (нестационарный, сжимаемый, ламинарный/турбулентный); дискретный лагранжев подход описывает движение капель (многофазные, реагируют с потоком); модель тонкой поверхностной пленки (эйлеров подход) описывает струйки воды. Схема решателя iceFOAM разбивается на шаги по времени:

- 1) расчет начального воздушного потока simpleFOAM;
- 2) начало шага по времени;
- 3) решение уравнений газодинамики — сохранения массы, импульса, энергии (решатель reacting ParcelFilmFOAM — PIMPLE); решение уравнений капель — баланс массы, энергии и движения капли (решатель PIMPLE-spaceCloud);
- 4) расчет толщины жидкой пленки и толщины образовавшегося слоя льда (surfaceFilmModel);
- 5) изменение сетки в зависимости от нарастания льда (dymFOAM);
- 6) конец шага по времени;
- 7) переход в начало.

В развитие решателя iceFOAM создан сопряженный решатель FVM/FEM для моделирования работы противообледенительной системы [47].

Численные методы анализа обледенения самолетов дают достоверные результаты, хорошо согласующиеся с экспериментальными данными, но расчеты занимают много времени — часы и даже дни. В связи с этим численные методы не могут применяться для оценки текущих условий полета в «ледяных» зонах, что, однако, важно в критических ситуациях. В этом случае целесообразно использовать искусственный интеллект (см. рис. 1) на основе нейронных сетей, которые позволяют свести решение задачи обледенения к минутам.

Машинное обучение. В настоящее время растет интерес к применению методов машинного обучения в исследованиях обледенения самолетов. Машинное обучение (Machine Learning, ML) — это ветвь искусственного интеллекта (ИИ). Основываясь на обучающих данных, модели ML способны учитывать сильную нелинейность через скрытую структуру (рис. 10) [48]. В задачах обледенения самолетов в качестве входных параметров могут быть условия полета, а в качестве выходных — характеристики серьезности обледенения [49]. Машинное обучение было реализовано при анализе обледенения воздушных судов для прогнозирования формы льда [50], площади обледенения, максимальной толщины льда, степени опасности обледенения [49, 51], влияния льда на аэродинамические характеристики самолета [52]. Точность прогнозов моделей машинного обучения необходимо оценивать количественно с помощью анализа ошибок на базе нескольких статистических показателей [52]. С разумной точностью построенная модель машинного обучения может стать весомой заменой подходу численного моделирования.

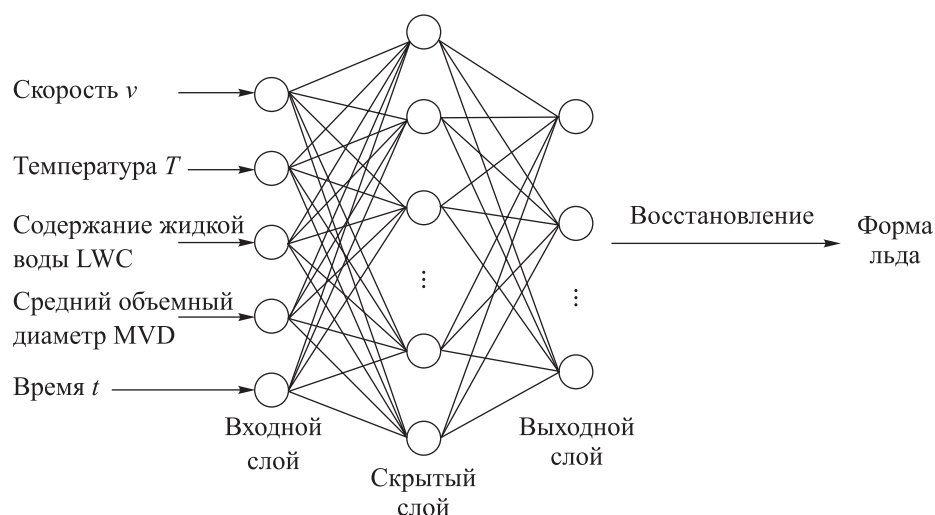


Рис. 10. Схема структуры нейронной сети

При анализе обледенения самолетов использование машинного обучения целесообразно в трех случаях: для быстрой оценки серьезности обледенения в различных условиях полета; для оценки ухудшения аэродинамических характеристик самолета; для повышения безопасности полетов путем включения систем защиты ото льда [51]. Так, в методе прогнозирования обледенения различных профилей [53] с использованием искусственных нейронных сетей (ANN) применяется набор данных, основанных на результатах численного эксперимента, полученного с помощью решателя iceFOAM [47]. Новизна

работы [53] заключается в том, что набор данных нейронной сети включает в себя дополнительно различные формы аэродинамических поверхностей. Рассмотрены четыре аэродинамических профиля: NASA0012, General Aviation, Business Jet, Commercial Transport. Геометрия аэродинамического профиля и льда имеет вид набора коэффициентов Фурье $\{a_k^{\text{in}}, b_k^{\text{in}}\}$. Для того чтобы найти измененную в результате обледенения форму профиля, достаточно получить выходные коэффициенты $\{a_k^{\text{out}}, b_k^{\text{out}}\}$ и сложить их с входными коэффициентами:

$$\{a_k^{\text{res}}, b_k^{\text{res}}\} = \{a_k^{\text{in}}, b_k^{\text{in}}\} + \{a_k^{\text{out}}, b_k^{\text{out}}\}, \quad k = \overline{1, N}.$$

Нововведением работы [53] можно считать использование всех временных отрезков в качестве входных данных для обучения, что значительно увеличивает объем данных для обучения нейронной сети. Две архитектуры нейронных сетей — FCNN (полносвязная нейронная сеть) и CNN (сверточная нейронная сеть) — были обучены прогнозировать форму льда аэродинамического профиля. Были применены две функции потерь (MSE, IoU). Наиболее точные результаты прогнозирования формы льда получены в [53] с использованием FCNN и CNN, в которых применялись слои пакетной нормализации и отсева для выходных нейронов каждого слоя. В работе [53] было проведено глубокое машинное обучение для прогнозирования обледенения с использованием комбинированного подхода с CNN и iceFOAM. Отмечается, что недостаточное количество примеров и их качество ведут к возникновению эффекта недообучения сети, что отражается на точности расчетов. Основные причины расхождения результатов нейросети и iceFOAM объясняются дефицитом данных и неоднородностью режимов льдообразования. Модель машинного обучения хорошо воспроизводит один из режимов, хуже адаптируясь к другим [53]. Серьезным недостатком для машинного обучения является ограниченное число известных экспериментальных исследований, что сужает обучающую выборку.

Представляет интерес идея «переносного обучения» [53], которое дает возможность выполнять 3D-моделирование обледенения крыльев с использованием нейронных сетей, обученных на двумерных примерах. В работе [53] отмечается, что по сравнению с вычислительным временем пакетов CFD, которое составляет от нескольких часов до нескольких дней, процесс прогнозирования нейронной сетью занимает примерно 3...5 мин, включая время на обучение. Конечным результатом работы [53] является создание специальной библиотеки для предсказания формы льда с использованием нейронных сетей iceMPLNet.

Заключение. Обзор существующих методов, используемых для анализа процесса обледенения самолетов, показал их важность при оценке тяжести обледенения в полете и на этапе проектирования самолетов, в том числе с учетом применения противообледенительных систем. Знание формы, массы, расположения ледяных наростов позволяет пилотам принимать правильные решения в критических ситуациях. Главное — обеспечить устойчивость и управляемость самолета в сложных метеорологических условиях в «ледовых зонах», что гарантирует безопасность полета.

Все методы анализа подразделяются на три группы: экспериментальные и полетные испытания, численное моделирование, машинное обучение нейронных сетей. Из экспериментов в аэродинамических трубах и летных испытаний установлена сильная зависимость аэродинамики самолета от атмосферных условий (температура T , влагонасыщение LWC, размеры капель MVD, время обледенения t), от размеров и формы несущих аэродинамических поверхностей, от скорости самолета v и от угла атаки АОА.

Рассмотрены три вида образования льда: изморозь (сухой лед, рыхлый лед), гололед, смешанный лед. Для каждого из них характерны свои погодные условия, а именно: для изморози — низкое содержание воды и низкая температура (менее $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$), для гололеда — высокое содержание воды и высокая ($-10\text{ }^{\circ}\text{C} \dots 0\text{ }^{\circ}\text{C}$) температура, смешанный лед — переход изморози к гололеду и наоборот. В публикациях отмечается, что испытания и эксперименты дают наиболее точные результаты по процессу обледенения, так как они выполняются в естественных или приближенных к естественным условиям. Получаемые наборы данных применяются в численном моделировании и при машинном обучении, причем, чем больше данных, тем точнее расчетные прогнозы. Поэтому следует уделять повышенное внимание развитию экспериментальных исследований. В частности, целесообразно развивать моделирование и производство накладок-имитаторов на крылья самолетов, чтобы расширить возможности экспериментальной базы.

В численном моделировании используются коды вычислительной гидродинамики (CFD). Для исследования процесса образования наледи разработаны коды, в которых учитывается движение воздушного потока и капель воды, движение пленки воды, замерзание пленки и капель на аэродинамической поверхности. Наибольшее применение получили коды LEWICE, FENSAP-ICE. В России разработаны решатели iceFOAM на основе пакета OpenFOAM, iceVision в программном комплексе FlowVision. С помощью численных методов определяются форма, размеры и масса наледи, аэродинамические коэффициенты обледеневших поверхностей, влияние наледи на устойчивость и управляемость самолета.

Задачи обледенения численно решаются в 2D- и 3D-постановках, входные данные для расчета: температура T , влагонасыщение LWC, размеры капель MVD, время обледенения t ; скорость самолета v и угол атаки АОА. В работе [53] к входным данным добавляется геометрия аэродинамической поверхности. В некоторых работах добавляется функция визуализации процесса обледенения.

Вопросы обледенения стали актуальными для получивших сегодня самое широкое применение беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), конструкция которых интенсивно развивается. Подробный обзор методов анализа процесса обледенения БПЛА [54] показал применимость к ним методов, разработанных для самолетов.

Машинное обучение используется для прогнозирования формы льда, обеспечения быстрой оценки серьезности обледенения самолетов в различных условиях полета, для оценки ухудшения аэродинамических характеристик воздушных судов путем объединения с другими кодами вычислительной гидродинамики, для повышения безопасности полетов за счет включения систем защиты от обледенения. Разработаны обычные и ансамблевые алгоритмы машинного обучения, которые используются в приложениях для борьбы с обледенением самолетов. Процедура обучения заключается в оптимизации коэффициентов связей между нейронами в выбранных архитектурах нейронных сетей. Входные данные (температура T , влагонасыщение LWC, размеры капель MVD, время обледенения t ; скорость самолета v и угол атаки АОА) могут быть дополнены геометрическими параметрами аэродинамической поверхности, что расширяет возможности обученных нейронных сетей прогнозировать льдообразование на разных профилях.

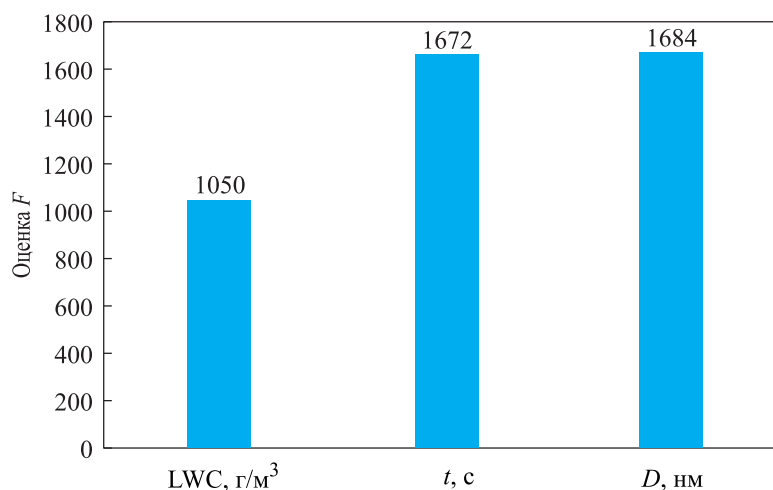


Рис. 11. Гистограмма важности функции XGBoost в отношении прогнозирования уровня обледенения

Способность моделей машинного обучения генерировать важность признаков может помочь в изучении влияния различных аэродинамических и метеорологических факторов на результаты интенсивности обледенения. В частности показано (рис. 11), что для конкретного аэродинамического профиля факторы MVD и t имеют сопоставимый уровень важности, в то время как LWC имеет наименьшее значение в отношении степени обледенения [1]. Точность прогноза обледенения самолетов обученными нейронными сетями возрастает с увеличением числа данных, полученных в результате численного моделирования и экспериментальных исследований, что объясняет необходимость их проведения во все большем объеме.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-29-13009.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Li S., Paoli R. Aircraft Icing Severity Evaluation. *Encyclopedia*, 2022, vol. 2, pp. 56–69. <https://doi.org/10.3390/encyclopedia2010005>
- [2] Cao Y., Tan W., Wu Z. Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2018, vol. 75, pp. 353–385. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.12.028>
- [3] Fortin G., Laforte J.-L., Ilinca A. Heat and mass transfer during ice accretion on aircraft wings with an improved roughness model. *Int. J. Therm. Sci.*, 2006, vol. 45, pp. 595–606. <http://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2005.07.006>
- [4] Lynch F.T., Khodadoust A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics. *Prog. Aerosp. Sci.*, 2001, vol. 37, pp. 669–767. [http://doi.org/10.1016/S0376-0421\(01\)00018-5](http://doi.org/10.1016/S0376-0421(01)00018-5)
- [5] Papadakis M., Yeong H.W., Vargas M., Potapczuk M. Aerodynamic Performance of a Swept Wing with Ice Accretions. In: *Proceedings of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA, 6–9 January 2003*. <http://doi.org/10.2514/6.2003-731>
- [6] Williams N.B.A., Brian G., Ol M. The effect of icing on small unmanned aircraft low Reynolds number airfoils. In: *Proceedings of the 17th Australian International Aerospace Congress (AIAC)*, Melbourne, Australia, 26–28 February 2017.
- [7] Matiychuk L., Suvorova N., Tereshchenko D., Plakhotniuk I., Trachuk K., Komarova K. Influence of Icing on Aircraft Performance of Unmanned Aerial Vehicle M-10-2 “Oko”. *Proc. Natl. Aviat. Univ.*, 2017, vol. 4, pp. 52–59. <http://doi.org/10.18372/2306-1472.73.12176>
- [8] Левицкий А.В., Николаев П.М., Никуленко А.А., Шардин А.О., Юстус А.А. Система автоматизированного моделирования имитаторов льда для аэродинамических моделей летательных аппаратов. *Автоматизация в промышленности*, 2020, № 9, с. 44–47. DOI: 10.25728/avtprom.2020.09.11
- [9] Андреев Г.Т., Богатырев В.В., Павленко О.В., Мельничук Ю.П. Влияние имитаторов льда на аэродинамические характеристики моделей самолетов с прямым крылом. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2009, № 8, с. 54–60.
- [10] Богатырев В.В. Исследование влияния обледенения на аэродинамические характеристики самолета на режиме посадки. *Ученые записки ЦАГИ*, 2014, № 4, с. 37–47.

- [11] Никуленко А.А., Юстус А.А. Проблемы физического моделирования льда для экспериментальных исследований в аэродинамической трубе. *Естественные и технические науки*, 2020, № 9, с. 150–155.
DOI: 10.25633/ETN.2020.09.18
- [12] Барышников О.Е., Вермель В.Д., Громышков А.Д., Шардин А.О., Шустов А.А. *Имитатор льда*. Описание полезной модели к патенту RU 112766 U1. Оpubл. 20.01.2012. Бюл. № 2.
- [13] Николаев П.М., Шардин А.О., Левицкий А.В., Никуленко А.А., Юстус А.А. Особенности построения трехмерной математической модели с использованием сканирующей стереосистемы с инфракрасной подсветкой. В сб.: *КИМИЛА 2020: Материалы IV Отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов. Жуковский, 10–11 ноября 2020 года*. Жуковский, Издательство: Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ФГУП «ЦАГИ»), 2020, с. 143–148.
- [14] Внук В.В., Левицкий А.В., Николаев П.М., Шардин А.О. Моделирование шероховатой поверхности для задач изготовления имитатора льда. *Естественные и технические науки*, 2020, № 9, с. 143–149.
DOI: 10.25633/ETN.2020.09.17
- [15] Potapczuk M.G. Aircraft Icing Research at NASA Glenn Research Center. *J. Aerosp. Eng.*, 2013, vol. 26, pp. 260–276.
[http://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000322](http://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000322)
- [16] Bansmer S.E., Baumert A., Sattler S., Knop I., Leroy D., Schwarzenboeck A., Jurkat-Witschas T., Voigt C., Pervier H., Esposito B. Design, construction and commissioning of the Braunschweig Icing Wind Tunnel. *Atmos. Meas. Tech.*, 2018, vol. 11, pp. 3221–3249. <http://doi.org/10.5194/amt-11-3221-2018>
- [17] Hammond D. Cranfield University icing wind tunnel. In: *Proceedings of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA, 6–9 January 2003, p. 901.
- [18] Vecchione L., De Matteis P. An overview of the CIRA icing wind tunnel. In: *Proceedings of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA, 6–9 January 2003, p. 900.
- [19] Fengler M. *Study of propeller icing hazard in mini-UAV aviation*. Meteomatics GmbH Technical Report. Meteomatics GmbH: Berlin, Germany, 2017.
- [20] Wang Z.Z., Zhu C.L., Zhao N. Experimental Study on the Effect of Different Parameters on Rotor Blade Icing in a Cold Chamber. *Appl. Sci.*, 2020, vol. 10, 5884. <http://dx.doi.org/10.3390/app10175884>
- [21] Messinger B. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed. *J. Aeronaut. Sci.*, 1953, vol. 20, pp. 29–42.
<https://doi.org/10.2514/8.2520>
- [22] Wright W.B. *User Manual for the NASA Glenn Ice Accretion Code LEWICE, Ver. 2.2.2*. NASA/CR-2002-211793. NASA. Washington, DC, USA, 2002.
- [23] Wright W. *User's Manual for LEWICE Version 3.2*. NTRS—NASA Technical Reports Server (NASA/CR—2008-214255 November 2008). NASA Technical Reports Server (NTRS): Cleveland, OH, USA, 2008.
- [24] Beaugendre H., Morency F., Habashi W.G. FENSAP-ICE's three-dimensional inflight accretion module: ICE3D. *J. Aircr.*, 2003, vol. 40, no. 2, pp. 239–247.
<https://doi.org/10.2514/2.3113>
- [25] Aliaga C.N., Aubé M.S., Baruzzi G.S., Habashi W.G. FENSAP-ICE-Unsteady: Unified in-flight icing simulation methodology for aircraft, rotorcraft, and jet engines. *J. Aircr.*, 2011, vol. 48, no. 1, pp. 119–126.

- [26] Cao Y., Ma C., Zhang Q., Sheridan J. Numerical simulation of ice accretions on an aircraft wing. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2011, vol. 23 (1), pp. 296–304. <http://doi.org/10.1016/j.ast.2011.08.004>
- [27] Cao Y., Huang J., Yin J. Numerical simulation of three-dimensional ice accretion on an aircraft wing. *Int. J. Heat Mass Transf.*, 2016, vol. 92, pp. 34–54. <http://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2015.08.027>
- [28] Li S., Paoli R. Modeling of Ice Accretion over Aircraft Wings Using a Compressible OpenFOAM Solver. *Int. J. Aerosp. Eng.*, 2019, vol. 2019, art ID 4864927. <http://doi.org/10.1155/2019/4864927>
- [29] Li S., Paoli R. Numerical Study of Ice Accretion over AircraftWings Using Delayed Detached Eddy Simulation. *Bull. Am. Phys. Soc.*, 2019, vol. 64, abstract id Q23.009.
- [30] Weller H.G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object-oriented techniques. *Comput. Phys.*, 1998, vol. 12, pp. 620–631. <http://doi.org/10.1063/1.168744>
- [31] Gori G., Zocca M., Garabelli M., Guardone A., Quaranta G. PoliMIce: A simulation framework for three-dimensional ice accretion. *Appl. Math. Comput.*, 2015, vol. 267, pp. 96–107. <http://doi.org/10.1016/j.amc.2015.05.081>
- [32] Han Y., Palacios J. Surface roughness and heat transfer improved predictions for aircraft ice-accretion modeling. *AIAA J.*, 2017, vol. 55, pp. 1318–1331. <http://doi.org/10.2514/1.J055217>
- [33] Spalart P.R., Deck S., Shur M.L., Squires K.D., Strelets M.K., Travin A. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities. *Theor. Comput. Fluid Dyn.*, 2006, vol. 20, pp. 181–195. <http://doi.org/10.1007/s00162-006-0015-0>
- [34] Xiao M., Zhang Y. Improved prediction of flow around airfoil accreted with horn or ridge ice. *AIAA J.*, 2021, vol. 59, pp. 2318–2327. <http://doi.org/10.2514/1.J059744>
- [35] 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.
- [36] Стасенко А. Метастабильные капли и обледенение самолета. *Квант*, 2005, № 4, с. 8–10.
- [37] Fortin G., Laforte J., Beisswenger A. Prediction of ice shapes on NACA 0012 2D airfoil. *Anti-Icing Materials International Laboratory*. Universite du Quebec a Chicouti-mi, 2003, no. 01-2154, 7 p.
- [38] Пилипенко А.А., Полевой О.Б., Приходько А.А. Численное моделирование влияния числа Маха и угла атаки на режимы трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамических профилей. *Ученые записки ЦАГИ*, 2012, т. XLIII, № 1, с. 3–31.
- [39] Villedieu P., Trontin P., Chauvin R. Glaciated and mixed-phase ice accretion modeling using ONERA 2D icing suite. In: *6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*. Atlanta, GA, 2014. AIAA Paper 2014-2199.
- [40] Trontin P., Kontogiannis A., Blanchard G., Villedieu P. Description and assessment of the new ONERA 2D icing suite IGLOO2D. In: *Proceedings of the 9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*. Denver, CO, USA, 5–9 June 2017. <http://doi.org/10.2514/6.2017-3417>
- [41] Pueyo A., Chocron D., Kafyeke F. Improvements to the ice accretion code CANICE. *Proceedings of the 8th Canadian Aeronautics and Space Institute (CASI) Aerodynamic Symposium*. Toronto, Canada, 2001, p. 9.
- [42] Hoppers J., Hoeijmakers H.W.M. Numerical simulation of SLD ice accretions. *Proceedings SAE 2011* (online). Chicago, USA, 2011, pp. 1–18.

- [43] Pena D., Haorau Y., Laurendeau E. A single step ice accretion model using level-set method. *Journal of Fluids and Structures*, 2016, vol. 65, pp. 278–294.
- [44] Lavoie P., Bourgault-Côté S., Laurendeau E. Numerical algorithms for infinite swept wing ice accretion. *Computers and Fluids*, 2018, vol. 161, pp. 189–198.
- [45] Сорокин К.Э., Бывальцев П.М., Аксенов А.А., Жлуктов С.В., Савицкий Д.В., Бабулин А.А., Шевяков В.И. 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
- [46] Аксёнов А.А. FlowVision: промышленная вычислительная гидродинамика. *Компьютерные исследования и моделирование*, 2017, т. 9, № 1, с. 5–20.
- [47] Кошелев К., Мельникова В., Стрижак С. Разработка решателя iceFOAM для моделирования процесса обледенения. *Международ. конф. «Иванниковские чтения»*, Орел, 25–26.09.2020.
- [48] Moacir R.F., Ponti A. *Machine Learning: A Practical Approach on the Statistical Learning Theory*. Springer, Cham, Switzerland, 2018.
- [49] Li S., Qin J., Paoli R. Data-Driven Machine Learning Model for Aircraft Icing Severity Evaluation. *J. Aerosp. Inf. Syst.*, 2021, vol. 18, pp. 876–880. <http://doi.org/10.2514/1.i010978>
- [50] Ogretim E., Huebsch W., Shinn A. Aircraft Ice Accretion Prediction Based on Neural Networks. *J. Aircr.*, 2006, vol. 43, pp. 233–240. <http://doi.org/10.2514/1.16241>
- [51] Li S., Qin J., He M., Paoli R. Fast Evaluation of Aircraft Icing Severity Using Machine Learning Based on XGBoost. *Aerospace*, 2020, vol. 7, no. 4:36. <http://doi.org/10.3390/aerospace7040036>
- [52] Cao Y., Yuan K., Li G. Effects of ice geometry on airfoil performance using neural networks prediction. *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.*, 2011, vol. 83, pp. 266–274. <http://doi.org/10.1108/00022661111159870>
- [53] Strijhak S., Ryazanov D., Koshelev K., Ivanov A. Neural network prediction for ice shapes on airfoils using iceFOAM simulations. *Aerospace*, 2022, vol. 9, 96. <https://doi.org/10.3390/aerospace9020096>
- [54] Muhammed M., Virk M.S. Ice accretion on fixed-wing unmanned aerial vehicle — A Review Study. *Drones*, 2022, vol. 6, 86, pp. 1–23. <https://doi.org/10.3390/drones6040086>

Статья поступила в редакцию 30.03.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Егоров А.В. Методы анализа механизма обледенения самолетов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 4. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-4-2266>

Егоров Антон Витальевич — д-р техн. наук, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: antegor177@mail.ru
SPIN-код 7513-3026
ORCID iD 0000-0002-7401-5534

Aircraft icing mechanism analysis methods

© A.V. Egorov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

To ensure flight safety, it is important to know how the icing processes of the aircraft aerodynamic surfaces occur. The article provides a review of works related to the analysis of the aircraft icing mechanism. According to publications, existing approaches to the analysis of the icing mechanism are divided into three groups: experimental research and testing, numerical modeling, and machine learning of neural networks. It is shown that experiments and tests give the most accurate results, since they are carried out in natural or close to natural flight conditions. Object-oriented results are obtained from numerical simulations when the input data set is tied to a specific aircraft. A disadvantage of numerical simulation is noted — a long calculation time. Attention is drawn to the fact that at present, machine learning methods for neural networks are being developed and are beginning to be implemented. These methods show a short computation time and predict not only the shape and size of ice, but also allow assessing the danger of icing and ranking the factors affecting icing, according to the degree of their importance. The article reveals the relationship of these three areas of analysis of the icing mechanism.

Keywords: aircraft icing, airfoil, ice shape, CFD solver, neural network, experimental studies, numerical simulation, machine learning

The study was carried out with the financial support of the Russian Foundation for Basic Research within the framework of a scientific project no. 19-29-13009.

REFERENCES

- [1] Li S., Paoli R. Aircraft icing severity evaluation. *Encyclopedia*, 2022, vol. 2, pp. 56–69. <https://doi.org/10.3390/encyclopedia2010005>
- [2] Cao Y., Tan W., Wu Z. Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2018, 75, pp. 353–385. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.12.028>
- [3] Fortin G., Laforte J.-L., Ilinca A. Heat and mass transfer during ice accretion on aircraft wings with an improved roughness model. *Int. J. Therm. Sci.*, 2006, vol. 45, pp. 595–606. <http://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2005.07.006>
- [4] Lynch F.T., Khodadoust A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics. *Prog. Aerosp. Sci.*, 2001, vol. 37, pp. 669–767. [http://doi.org/10.1016/S0376-0421\(01\)00018-5](http://doi.org/10.1016/S0376-0421(01)00018-5)
- [5] Papadakis M., Yeong H.W., Vargas M., Potapczuk M. Aerodynamic performance of a swept wing with ice accretions. In: *Proceedings of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA, 6–9 January 2003*. <http://doi.org/10.2514/6.2003-731>
- [6] Williams N.B.A., Brian G., Ol M. The effect of icing on small unmanned aircraft low Reynolds number airfoils. In: *Proceedings of the 17th Australian International Aerospace Congress (AIAC)*, Melbourne, Australia, 26–28 February 2017.
- [7] Matiychyk L., Suvorova N., Tereshchenko D., Plakhotniuk I., Trachuk K., Komarova K. Influence of Icing on Aircraft Performance of Unmanned Aerial Vehicle M-10-2 “Oko”. *Proc. Natl. Aviat. Univ.*, 2017, vol. 4, pp. 52–59. <http://doi.org/10.18372/2306-1472.73.12176>

- [8] Levitsky A.V., Nikolaev P.M., Nikulenko A.A., Shardin A.O., Yustus A.A. Automated modeling system for ice simulators for aircraft wind tunnel models. *Avtomatizatsiya v promyshlennosti — Automation in Industry*, 2020, no. 9, pp. 44–47. DOI: 10.25728/avtprom.2020.09.11
- [9] Andreev G.T., Bogatyrev V.V., Pavlenko O.V., Melnichuk Yu.P. Vliyaniye imitatorov l'da na aerodinamicheskiye kharakteristiki modeley samoletov s pryamym krylom [The influence of artificial ice shapes on aerodynamic characteristics of straight-winged aircraft]. *Obscherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal «Polet» — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2009, no. 8, pp. 54–60.
- [10] Bogatyrev V.V. Issledovaniye vliyaniya obledeneniya na aerodinamicheskiye kharakteristiki samoleta na rezhime posadki [Study of the influence of icing on the aerodynamic characteristics of the aircraft in the landing mode]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2014, no. 4, pp. 37–47.
- [11] Nikulenko A.A., Ustus A.A. Problems of ice physical modeling for wind tunnel experimental research. *“Natural and technical sciences” journal*, 2020, no. 9, pp. 150–155. DOI: 10.25633/ETN.2020.09.18
- [12] Baryshnikov O.E., Vermel V.D., Gromyshkov A.L., Shardin A.O., Shustov A.A. *Imitator l'da. Opisaniye poleznoy modeli k patentu RU 112766 U1* [Ice Simulator. Description of the utility model to the patent RU 112766 U1]. Publ. January 20, 2012. Bull. no. 2.
- [13] Nikolaev P.M., Shardin A.O., Levitsky A.V., Nikulenko A.A., Yustus A.A. Osobennosti postroyeniya trekhmernoy matematicheskoy modeli s ispol'zovaniyem skaniruyushchey stereosistemy s infrakrasnoy podsvetkoy [Features of building a three-dimensional mathematical model using a scanning stereo system with infrared illumination]. In: *KIMILA 2020: Materialy IV Otrasleyoy konferentsii po izmeritel'noy tekhnike i metrologii dlya issledovaniy letatel'nykh apparatov. Zhukovskiy, 10–11 noyabrya 2020 goda* [KIMILA 2020: Proceedings of the IV Industry Conference on Measurement Technology and Metrology for Aircraft Research. Zhukovsky, November 10–11, 2020]. Zhukovsky, TsAGI Publ., 2020, pp. 143–148.
- [14] Vnuk V.V., Levitskiy A.V., Nikolaev P.M., Shardin A.O. Modelling of the grain surface structure for the ice sample manufacturing tasks. *“Natural and technical sciences” journal*, 2020, no. 9, pp. 143–149. DOI: 10.25633/ETN.2020.09.17
- [15] Potapczuk M.G. Aircraft Icing Research at NASA Glenn Research Center. *J. Aerosp. Eng.*, 2013, vol. 26, pp. 260–276. [http://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000322](http://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000322)
- [16] Bansmer S.E., Baumert A., Sattler S., Knop I., Leroy D., Schwarzenboeck A., Jurkat-Witschas T., Voigt C., Pervier H., Esposito B. Design, construction and commissioning of the Braunschweig Icing Wind Tunnel. *Atmos. Meas. Tech.*, 2018, vol. 11, pp. 3221–3249. <http://doi.org/10.5194/amt-11-3221-2018>
- [17] Hammond D. Cranfield University icing wind tunnel. In: *Proceedings of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA, 6–9 January 2003*, p. 901.
- [18] Vecchione L., De Matteis P. An overview of the CIRA icing wind tunnel. In: *Proceedings of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA, 6–9 January 2003*, p. 900.
- [19] Fengler M. *Study of propeller icing hazard in mini-UAV aviation. Meteomatics GmbH Technical Report*. Meteomatics GmbH: Berlin, Germany, 2017.
- [20] Wang Z.Z., Zhu C.L., Zhao N. Experimental Study on the Effect of Different Parameters on Rotor Blade Icing in a Cold Chamber. *Appl. Sci.*, 2020, vol. 10, 5884. <http://dx.doi.org/10.3390/app10175884>

- [21] Messinger B. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed. *J. Aeronaut. Sci.*, 1953, vol. 20, pp. 29–42.
<https://doi.org/10.2514/8.2520>
- [22] Wright W.B. *User Manual for the NASA Glenn Ice Accretion Code LEWICE, Ver. 2.2.2*. NASA/CR-2002-211793. NASA. Washington, DC, USA, 2002.
- [23] Wright W. *User's Manual for LEWICE Version 3.2*. NTRS–NASA Technical Reports Server (NASA/CR–2008-214255 November 2008). NASA Technical Reports Server (NTRS): Cleveland, OH, USA, 2008.
- [24] Beaugendre H., Morency F., Habashi W.G. FENSAP-ICE's three-dimensional inflight ice accretion module: ICE3D. *J. Aircr.*, 2003, vol. 40, no. 2, pp. 239–247.
<https://doi.org/10.2514/2.3113>
- [25] Aliaga C.N., Aubé M.S., Baruzzi G.S., Habashi W.G. FENSAP-ICE-Unsteady: Unified in-flight icing simulation methodology for aircraft, rotorcraft, and jet engines. *J. Aircr.*, 2011, vol. 48, no. 1, pp. 119–126.
DOI: 10.2514/1.C000327
- [26] Cao Y., Ma C., Zhang Q., Sheridan J. Numerical simulation of ice accretions on an aircraft wing. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2011, vol. 23 (1), pp. 296–304.
<http://doi.org/10.1016/j.ast.2011.08.004>
- [27] Cao Y., Huang J., Yin J. Numerical simulation of three-dimensional ice accretion on an aircraft wing. *Int. J. Heat Mass Transf.*, 2016, vol. 92, pp. 34–54.
<http://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2015.08.027>
- [28] Li S., Paoli R. Modeling of Ice Accretion over Aircraft Wings Using a Compressible OpenFOAM Solver. *Int. J. Aerosp. Eng.*, 2019, vol. 2019, art ID 4864927. <http://doi.org/10.1155/2019/4864927>
- [29] Li S., Paoli R. Numerical Study of Ice Accretion over Aircraft Wings Using Delayed Detached Eddy Simulation. *Bull. Am. Phys. Soc.*, 2019, vol. 64, abstract ID Q23.009.
- [30] Weller H.G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object-oriented techniques. *Comput. Phys.*, 1998, vol. 12, pp. 620–631. <http://doi.org/10.1063/1.168744>
- [31] Gori G., Zocca M., Garabelli M., Guardone A., Quaranta G. PoliMIce: A simulation framework for three-dimensional ice accretion. *Appl. Math. Comput.*, 2015, vol. 267, pp. 96–107. <http://doi.org/10.1016/j.amc.2015.05.081>
- [32] Han Y., Palacios J. Surface roughness and heat transfer improved predictions for aircraft ice-accretion modeling. *AIAA J.*, 2017, vol. 55, pp. 1318–1331.
<http://doi.org/10.2514/1.J055217>
- [33] Spalart P.R., Deck S., Shur M.L., Squires K.D., Strelets M.K., Travin A. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities. *Theor. Comput. Fluid Dyn.*, 2006, vol. 20, pp. 181–195.
<http://doi.org/10.1007/s00162-006-0015-0>
- [34] Xiao M., Zhang Y. Improved prediction of flow around airfoil accreted with horn or ridge ice. *AIAA J.*, 2021, vol. 59, pp. 2318–2327.
<http://doi.org/10.2514/1.J059744>
- [35] Alekseyenko S.V., Prykhodko O.A. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: Model review and computational results. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2013, vol. XLIV, no. 6, pp. 25–57.
- [36] Stasenko A. Metastabil'nyye kapli i obledeneniye samoleta [Metastable droplets and aircraft icing]. *Kvant*, 2005, no. 4, pp. 8–10.
- [37] Fortin G., Laforte J., Beisswenger A. Prediction of ice shapes on NACA 0012 2D airfoil. *Anti-Icing Materials International Laboratory*. Universite du Quebec a Chicouti-mi, 2003, no. 01-2154, 7 p.

- [38] Pilipenko A.A., Polevoy O.B., Prokhodko A.A. Chislennoye modelirovaniye vliyaniya chisla Makha i ugla ataki na rezhimy transzvukovogo turbulentnogo obtekaniya aerodinamicheskikh profiley [Numerical simulation of the influence of the Mach number and angle of attack on the regimes of transonic turbulent flow around airfoils]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2012, vol. XLIII, no. 1, pp. 3–31.
- [39] Villedieu P., Trontin P., Chauvin R. Glaciated and mixed-phase ice accretion modeling using ONERA 2D icing suite. In: *6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*. Atlanta, GA, 2014. AIAA Paper 2014-2199.
- [40] Trontin P., Kontogiannis A., Blanchard G., Villedieu P. Description and assessment of the new ONERA 2D icing suite IGLOO2D. In: *Proceedings of the 9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*. Denver, CO, USA, 5–9 June 2017. <http://doi.org/10.2514/6.2017-3417>
- [41] Pueyo A., Chocron D., Kafyeke F. Improvements to the ice accretion code CANICE. *Proceedings of the 8th Canadian Aeronautics and Space Institute (CASI) Aerodynamic Symposium*. Toronto, Canada, 2001, p. 9.
- [42] Hospers J., Hoeijmakers H.W.M. Numerical simulation of SLD ice accretions. *Proceedings SAE 2011* (online). Chicago, USA, 2011, pp. 1–18.
- [43] Pena D., Haorau Y., Laurendeau E. A single step ice accretion model using Level-Set method. *Journal of Fluids and Structures*, 2016, vol. 65, pp. 278–294. <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2016.06.001>
- [44] Lavoie P., Bourgault-Côté S., Laurendeau E. Numerical algorithms for infinite swept wing ice accretion. *Computers and Fluids*, 2018, vol. 161, pp. 189–198. DOI: 10.1016/j.compfluid.2017.11.015
- [45] Sorokin K.E., Byvaltsev P.M., Aksenov A.A., Zhlukov S.V., Savitskiy D.V., Babulin A.A., Shevyakov V.I. Numerical simulation of ice accretion in FlowVision software. *Computer Research and Modeling*, 2020, vol. 12, no. 1, pp. 83–96 (in Russian). DOI: 10.20537/2076-7633-2020-12-1-83-96
- [46] Aksenov A.A. FlowVision: industrial'naja vychislitel'naja gidrodinamika [FlowVision: Industrial computational fluid dynamics]. *Computer Research and Modeling*, 2017, vol. 9, no. 1, pp. 5–20.
- [47] Koshelev K., Melnikova V., Strijhak S. Razrabotka reshatelya iceFOAM dlya modelirovaniya protsessa obledeneniya [Development of the iceFOAM solver for modeling the icing process]. *Mezhdunar. konf. «Ivannikovskiy chteniya» — Ivannikov Memorial Workshop*, Orel, September 25–26, 2020. Available at: <https://ivannikov-ws.org/2020/docs/Strizhak.pdf>
- [48] Moacir R.F., Ponti A. *Machine Learning: A practical approach on the statistical learning theory*. Springer, Cham, Switzerland, 2018.
- [49] Li S., Qin J., Paoli R. Data-driven machine learning model for aircraft icing severity evaluation. *J. Aerosp. Inf. Syst.*, 2021, vol. 18, pp. 876–880. <http://doi.org/10.2514/1.i010978>
- [50] Ogretim E., Huebsch W., Shinn A. Aircraft ice accretion prediction based on neural networks. *J. Aircr.*, 2006, vol. 43, pp. 233–240. <http://doi.org/10.2514/1.16241>
- [51] Li S., Qin J., He M., Paoli R. Fast evaluation of aircraft icing severity using machine learning based on XGBoost. *Aerospace*, 2020, vol. 7, no. 4:36. <http://doi.org/10.3390/aerospace7040036>
- [52] Cao Y., Yuan K., Li G. Effects of ice geometry on airfoil performance using neural networks prediction. *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.*, 2011, vol. 83, pp. 266–274. <http://doi.org/10.1108/00022661111159870>
- [53] Strijhak S., Ryazanov D., Koshelev K., Ivanov A. Neural network prediction for ice shapes on airfoils using iceFOAM simulations. *Aerospace*, 2022, vol. 9, 96. <https://doi.org/10.3390/aerospace9020096>

- [54] Muhammed M., Virk M.S. Ice accretion on fixed-wing unmanned aerial vehicle — A Review Study. *Drones*, 2022, vol. 6, 86, pp. 1–23
<https://doi.org/10.3390/drones6040086>

Egorov A.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor at the Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: antegor177@mail.ru
SPIN code 7513-3026
ORCID ID 0000-0002-7401-5534