

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья

УДК 629.7.067.5

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185662>

EDN: <https://www.elibrary.ru/HAUDTI>



Анализ зон отложения льда на супергидрофобном покрытии для аэродинамического профиля ЦАГИ-831

Илья Евгеньевич Жигулин^{1✉}, Сергей Николаевич Скиданов², Олег Павлович Сидоров³

^{1, 2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Российская Федерация

³ ПАО «Яковлев», Москва, Российская Федерация

¹ iliya.zhigulin@yandex.ru[✉]

Аннотация. Обледенение относится к опасным воздействиям окружающей среды на летательные аппараты и оказывает существенное влияние на безопасность полета, поскольку из-за обледенения значительно ухудшаются аэродинамические качества воздушного судна. Целью работы являлось аналитическое и экспериментальное подтверждение того, что применение современных материалов и функциональных покрытий позволяет уменьшить протяженность зоны отложения льда на аэродинамической поверхности за счет более эффективного удаления незамерзших капель с поверхности, тем самым предотвращая снижение характеристик в условиях обледенения. Обледенение аэродинамического профиля исследовалось в программе Icing посредством расчета траекторий движения воды в поле течения воздушного потока около профиля ЦАГИ-831 и в условиях искусственного обледенения во всепогодной аэродинамической трубе ЭУ-1. В работе также приведены результаты эксперимента в искусственных условиях обледенения и сравнения характеристик обледенения контрольного профиля и профиля с супергидрофобным покрытием, подтверждающие, что зона отложения льда на профиле с супергидрофобным покрытием ограничивалась двумя траекториями движения капель, касательными к профилю, т.е. зоной соударения без последующего растекания капель. Новые функциональные покрытия, разрабатываемые в Институте физической химии и электрохимии им. А.Н. Фрумкина, предлагаемые к применению в качестве средства противообледенительной защиты воздушного судна, позволяют улучшить эксплуатационные свойства и повысить безопасность полета в условиях обледенения.

Ключевые слова: супергидрофобные покрытия, зона отложения льда, испытания с имитацией обледенения, сертификационные испытания

Для цитирования: Жигулин И.Е., Скиданов С.Н. Сидоров О.П. Анализ зон отложения льда на супергидрофобном покрытии для аэродинамического профиля ЦАГИ-831 // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 3. С. 7–17. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185662>

AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

Analysis of the Ice Deposition Zones on the Super-Hydrophobic Coating for the TsAGI-831 Aerodynamic Airfoil

Il'ya E. Zhigulin^{1✉}, Sergei N. Skidanov², Oleg P. Sidorov³

^{1, 2} Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

³ Company "Yakovlev", Moscow, Russian Federation

¹ iliya.zhigulin@yandex.ru✉

Abstract

Icing poses one of the most significant environmental threats to aircraft, severely affecting the flight safety. While flying under icing conditions, or even afterward, the aircraft aerodynamic performance is substantially degrading. Ice formation on various parts of the aircraft complicates flight conditions and may potentially lead to a crash. Specifically, ice accumulation on the wing decreases the lift coefficient (C_y) and increases the drag coefficient (C_x). As a consequence of the lifting capacity decrease, reduction of the allowable angles of attack occurs in flight, as well as change in the range of possible flight speed. This work aims at providing both analytical and experimental evidence that application of modern materials and functional coatings can effectively reduce the extent of the ice formation on the aerodynamic surface due to the more effective unfrozen drops removing from the surface. The airfoil icing study was conducted using the Icing program by the water motion trajectories computing in field of the air flow stream near the TsAGI-831 airfoil and under conditions of artificial icing in the EU-1 all-season wind tunnel. The article adduces the results of computations and experiments performed under these artificial icing conditions, and comparison of the reference airfoil icing characteristics and the airfoil with the superhydrophobic coating. The results confirm that the ice forming zone on the superhydrophobic-coated profile was restricted to just two trajectories of droplet movement tangent to the airfoil, i.e. the droplets impingement zone without further drops spreading, whereas the ice forming zone for the flat profile was defined by the droplets impingement zone, the droplets spreading and freezing zone. The analysis revealed the incomplete wetting mode realization on the superhydrophobic coating surface, at which the viscous friction forces of the falling droplets are negligible. Surface and aerodynamic forces are predominantly affecting the droplet on such kind of surface, due to which the droplet is being blown-out from the surface. The new functional coatings being developed at the A.N. Frumkin Institute of Physical Chemistry and Electrochemistry supposed for application as antiicing means for aircraft allow enhancing operational properties and aircraft protection in flight from dangerous situations associated with icing.

Keywords: super-hydrophobic coating, ice-forming zone, testing with icing imitation, certification tests

For citation: Zhigulin I.E., Skidanov S.N., Sidorov O.P. Analysis of the Ice Deposition Zones on the Super-Hydrophobic Coating for the TsAGI-831 aerodynamic airfoil. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(3):7-17. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185662>

List of Figures

Fig. 1. Crystallization nuclei emergence and growth in the overcooled water

Fig. 2. The correlation of the capture area l , spreading areas S' and S'' and the required profile l protection area [1]

Fig. 3. Wetting types

Fig. 4. Wetting hysteresis

Fig. 5 TSAGI-831 airfoil

Fig. 6 Micro- and nano-images of the superhydrophobic samples surface [9]

Fig. 7. The EU-1 experimental setup. The working part diagram [17]

Fig. 8. Assessment of the ice deposit zone, ice formation thickness and size

Fig. 9. The capture coefficient ϵ distribution along the wing section

Fig. 10. Pressure distribution along the wing section

Fig. 11. The TSAGI-831 airfoil with ice after one minute. The orange dotted line shows the icing at the first minute

Fig. 12. The TSAGI-831 airfoil with ice after two minutes. The grey dotted line shows the icing at the second minute

Fig. 13. Reference airfoil with ice after one minute

Fig. 14. Reference airfoil with ice after 2 minutes

Fig. 15. Superhydrophobic airfoil with ice after 1 minute

Fig. 16. Superhydrophobic profile with ice for 2 minutes

List of Tables

Table. 1. The oncoming flow parameters

Tab. 2. The ice forming time discretization

Tab. 3. Final results

Введение

Обледенение оказывает значительное влияние на полет воздушного судна и приводит к ухудшению аэродинамических характеристик, увеличению аэродинамического сопротивления и уменьшению подъемной силы, падению скорости, увеличению веса конструкции и снижению тяги двигателей. Обледенение самолетов связано с наличием в атмосфере воды в капельно-жидком состоянии при минусовых температурах или кристаллов льда в виде облаков, тумана, дождя и мокрого снега. Вода не всегда замерзает при нулевой температуре, при отсутствии примесей вода способна находиться достаточно долго в переохлажденном состоянии (при температуре ниже 0°C). Вероятность сохранения переохлажденного состояния капли при определенной отрицательной температуре зависит от многих факторов, в том числе от наличия центров кристаллизации, показанных на рис. 1.

Образование льда на поверхности ЛА (летательного аппарата) может быть представлено как результат двух явлений: соударения переохлажденных капель с поверхностью и растекания и замерзания капель. Соударяющиеся капли могут замерзнуть вблизи точки остановки потока или могут растекаться вдоль крыла и замерзнуть. Поверхность крыла подверженная соударению капель является зоной улавливания, поверхность крыла, находящаяся за указанной зоной, является зоной растекания. Зоны улавливания l_1 и растекания S' и S'' вместе образуют зону отложения льда l , как это показано на рис. 2.

Улавливание капель поверхностью зависит от характера аэродинамического обтекания, величины

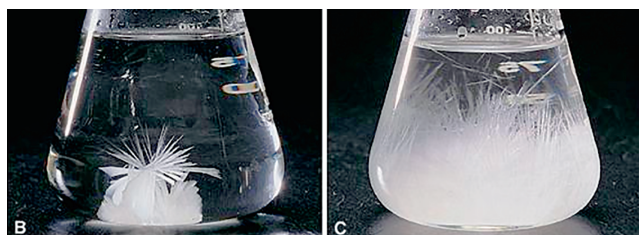


Рис. 1. Появление и рост зародышей кристаллизации в переохлажденной воде

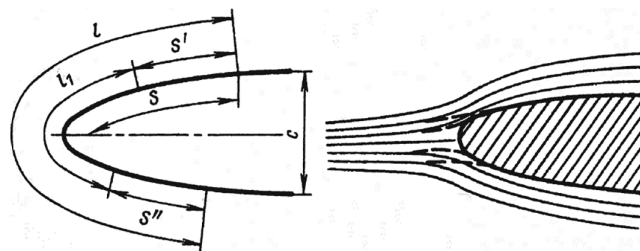


Рис. 2. Соотношение зоны улавливания l_1 , зон растекания S' и S'' и зоны требуемой защиты профиля l [1]

и направления сил, действующих на капли и определяющих траектории их движения относительно поверхности. Растекание и замерзание капель на аэродинамической поверхности определяется термодинамическими и поверхностными процессами. Находящиеся в атмосфере переохлажденные капли воды, соударяясь, могут превращаться в лед в зависимости от их размеров и формы аэродинамической поверхности, часть «мелких» капель может оставаться в потоке, а часть «средних» и «крупных» переохлажденных капель улавливаться и растекаться по поверхности элемента ЛА.

Проблема обледенения и способы защиты, применяемые в авиации

Проблеме обледенения посвящено большое количество исследований, относящихся к разным отраслям промышленности: ветроэнергетика, жилищное хозяйство, наземный, водный и воздушный транспорт. В мировой авиации в направлении исследования проблемы обледенения проводятся работы институтов Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt (Германия), NCR (Канада), NASA's Glenn Research Center (США), МФТИ, ЦАГИ и ЦИАМ (РФ). Исследования показывают, что обледенение значительно влияет как на аэродинамические характеристики, так и на характеристики устойчивости и управляемости самолета [2]. Зарубежными авторами проводится сравнение результатов, полученных экспериментально с результатами моделирования для различных фаз полета: крейсерский полет, набор высоты/снижение, ожидание, и режимов работы противообледенительных систем с

рассмотрением обледенения, образующегося между циклами работы ПОС, задержкой на включение ПОС, образованием льда за зоной защиты. При различных подходах к моделированию обледенения с помощью программ LEWICE, FLUENT и CFD-методов моделирования авторами было исследовано снижение аэродинамических характеристик в условиях обледенения [3, 4]. В направлении исследования процесса обледенения посредством эксперимента проводились работы, охватывающие изучение процессов обледенения, сил адгезии льда к аэродинамическим поверхностям [5, 6].

К расчету аэродинамических характеристик в условиях обледенения и моделированию процессов обледенения на начальной стадии подошел автор диссертации в МФТИ (Московский физико-технический институт) [7]. При использовании численных методов было рассчитано обтекание основных профилей НАСА и произведен расчет нарастания на них льда. Получены результаты моделирования обледенения для различных метеорологических условий.

Авторами из МАИ (Московский авиационный институт) [8] были рассмотрены задачи численного исследования обледенения с помощью оптимизированной сеточной модели. На примере авиационного крыльцевого профиля была рассмотрена динамическая и автоматическая адаптации сеточной модели под изменяющиеся из-за обледенения геометрические размеры обтекаемого тела.

Методы, используемые в настоящее время для противообледенительной защиты воздушных судов, в основном основываются на энергетическом взаимодействии с окружающей средой. Они потребляют значительное количество энергии, не всегда эффективны и безопасны в условиях обледенения. Одним из наиболее перспективных и энергоэффективных направлений в создании противообледенительных покрытий является применение супергидрофобных покрытий на защищаемой поверхности. Подавление или уменьшение обледенения с помощью пассивной защиты на основе нанотекстурных покрытий является одной из многообещающих отраслей материаловедения. Создание специальных противообледенительных покрытий рассматривается в литературе как наиболее перспективный метод борьбы с обледенением в авиации [9–12] при условии применения таких покрытий совместно с традиционными противообледенительными системами.

Модификация поверхности может принципиальным образом менять не только смачивание, но и адгезию как к жидким, так и к твердым водным средам, а также время существования капель в переохлажденном состоянии [9]. За счет уменьшения

поверхностных сил облегчается скольжение жидкости вблизи поверхности и уменьшается время соприкосновения капли, что также способствует предотвращению обледенения. Такая поверхность благодаря своим физико-химическим свойствам помогает уменьшить скопление льда и снега.

Для некоторых супергидрофобных покрытий характерные времена задержки кристаллизации при температуре наружного воздуха $t_{\text{нв}} = -10^\circ\text{C}$ [9] измеряются десятками часов, а величины адгезии оказываются на порядки ниже величин, характерных для необработанных материалов. Особая структура супергидрофобных покрытий приводит к снижению теплообмена водной капли с поверхностью.

Если температура поверхности значительно ниже 0°C , то за счет снижения теплопереноса от более теплой капли к холодной поверхности понижается вероятность затвердевания капли до ее удаления с поверхности в случае применения супергидрофобных покрытий. Это свойство оказывается особенно важным при соударениях переохлажденных капель с поверхностью, ведущих к растеканию и последующему сжатию капли. Этот процесс, как правило, длится микросекунды. За указанное время при сниженном теплообмене водная капля не успевает охладиться до критической температуры спонтанной кристаллизации.

Если температура поверхности относительно высока (близка к 0°C), то капля воды, ударившись о поверхность, сообщает ей некоторое количество энергии за счет динамического удара и за счет выделения скрытой теплоты кристаллизации при замерзании капли. Это приводит к тому, что капля, или точнее слой влаги, не замерзает сразу, а растекается на некоторое расстояние. При этом происходит частичная потеря влаги за счет испарения и сдува ее с поверхности в пограничный слой (эффект Лудлама) [15].

Вода, в общем случае, может находиться в трех фазах: жидкость, пар и лед. При различных температурах равновесия существуют жидкость и пар, лед и пар или одновременно жидкость, лед и пар. При определенной температуре и скорости набегающего потока существует критическое значение водности, при котором возникают различные состояния. При уменьшении температуры уменьшается плотность паров воды (когда газовая фаза находится в равновесии), а вероятность замерзания находящихся капель в воздухе увеличивается, что приводит к уменьшению возможности обледенения. Граница между этими состояниями называется пределом Лудлама [15].

Поверхностные силы ответственны за адгезию жидких и твердых водных сред. Гидрофобность

и гидрофильность гладких поверхностей, определяется соотношением поверхностных энергий на границах «твердое тело/пар» и «твердое тело/жидкость» к поверхностной энергии жидкости [13]. Угол смачивания, определяется соотношением поверхностных энергий:

$$\cos \theta_0 = \frac{\sigma_{sv} - \sigma_{sl}}{\sigma_{lv}}, \quad (1)$$

где σ_{sv} – поверхностная энергия на границах «твердое тело/пар»; σ_{sl} – поверхностная энергия на границах «твердое тело/жидкость»; σ_{lv} – поверхностная энергия жидкости.

В зависимости от величины угла смачивания различают: полное смачивание (угол равен 0°), неполное смачивание (угол отличен от 0° , но меньше 180°), полное несмачивание (угол равен 180°). Под гидрофобными понимают материалы и покрытия, угол смачивания которых водой превышает 90° . Супергидрофобные материалы и покрытия характеризуются высокими углами смачивания ($> 150^\circ$) и малым углом наклона поверхности к горизонту, при котором капля скатывается. Более подробно на рис. 3 приведены типы смачивания капель поверхности сопряженного тела.

Гистерезис смачивания капель поверхности возникает за счет действия внешних сил и определяет силу, противодействующую скольжению капель жидкости вдоль поверхности. Чем он меньше, тем эффективнее будут удаляться капли с горизонтальной поверхности покрытия под действием ветровой нагрузки или давления воздушного потока. На рис. 4 показаны характерные

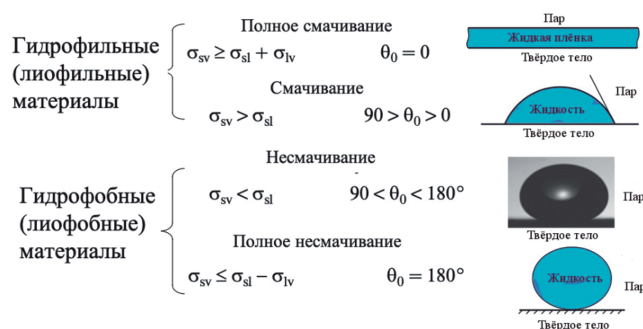


Рис. 3. Типы смачивания [14]

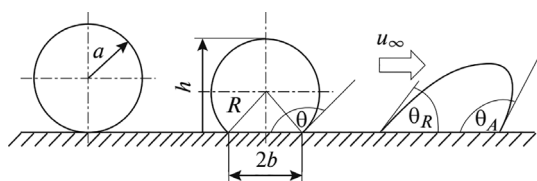


Рис. 4. Гистерезис смачивания

углы натекания θ_A и оттекания θ_R , возникающие за счет действия внешних сил на каплю.

При рассмотрении обтекания аэрозольным потоком на каплю воды на аэродинамической поверхности в основном действуют силы аэродинамического сопротивления капли Q , сила тяжести G , силы вязкого трения $F_{в.тр}$, поверхностные силы F_σ , силы инерции F . Согласно второму закону Ньютона можно составить уравнение сил, действующих на отдельную каплю воды:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = \frac{1}{2} \rho C_x S (v_\infty - v_x)^2 + mg \sin \alpha - F_{в.тр} + \pi b \sigma_{lv} (\cos \theta_R - \cos \theta_A) + m \frac{dv_x}{dt}, \quad (2)$$

где m – масса капли; x – текущая координата капли; t – текущий участок времени; $Q = \rho C_x S (v_\infty - v_x)^2 / 2$ – сила аэродинамического сопротивления капли; $F_{в.тр}$ – сила вязкого трения; $G = mg \sin \alpha$; σ_{lv} – поверхностное натяжение жидкости; θ_R – угол оттекания капли, θ_A – угол натекания капли, g – ускорение свободного падения, α – угол наклона поверхности.

Учитывая, что площадь реального контакта жидкости с предложенным супергидрофобным покрытием оказывается на два порядка ниже посадочной площади капли, силами вязкого трения между каплями и покрытием можно пренебречь ($F_{в.тр} \rightarrow 0$). Для супергидрофобных покрытий также характерен чрезвычайно низкий гистерезис смачивания (менее 1 градуса), что на порядок снижает поверхностные силы ($F_\sigma \rightarrow 0$), действующие на каплю. Таким образом, даже незначительные по величине силы, такие как сила тяжести или сила аэродинамического сопротивления капли, могут инициировать скольжение жидкости и качение капель по супергидрофобному покрытию, способствуя самопроизвольному удалению жидкой воды с поверхности до ее кристаллизации.

Цель работы состоит в аналитическом и экспериментальном подтверждении того, что применение современных материалов и функциональных покрытий позволяет уменьшить протяженность зоны отложения льда на аэродинамической поверхности за счет более эффективного удаления незамерзших капель.

Первой задачей было выполнение аэродинамического расчета для определения:

- 1) зоны улавливания капель воды;
- 2) положений точек торможения потока;
- 3) количества воды на поверхности крыла.

Второй задачей было экспериментальное подтверждение эффективности супергидрофобных покрытий на профиле в качестве средств защиты от обледенения. Для этого были осуществлены

испытания в искусственных условиях обледенения:

- 1) контрольного профиля ЦАГИ-831;
- 2) профиля ЦАГИ-831 с супергидрофобным покрытием.

Материалы и методы

В основном обледенению подвержены несущие части самолета (крыло, хвостовое оперение), поэтому для исследования ледоотталкивающих свойств на аэродинамической поверхности самолета был выбран авиационный плосковыпуклый профиль ЦАГИ-831 размером 200×150 мм (хорда $\times$ размах) с нулевой кривизной профиля, показанный на рис. 5. В рамках исследования были выбраны два образца аэродинамического профиля, изготовленные из алюминия Д16. Материал их исполнения соответствовал применяемому в обшивке крыла и фюзеляжа самолета. На один образец было нанесено супергидрофобное покрытие, длина зоны защиты профиля составляла 100% длины внешнего обвода. Второй образец профиля ЦАГИ-831 испытывался без покрытия.

Нанесенные на профиль ЦАГИ-831 супергидрофобные покрытия (ИФХЭ РАН им. Фрумкина) с использованием режимов лазерной обработки придают поверхности большие углы смачивания ($> 150^\circ$) и антиобледенительные свойства, заключающиеся в способности предотвращать обледенение и удалять льдообразования под действием набегающего потока [14]. Изображения поверхности представлены на рис. 6.

Выполненные расчеты и испытания противообледенительной защиты учитывали нормируемые Авиационными правилами, частью 25 (АП-25) [18], условия обледенения и проводились в соответствии

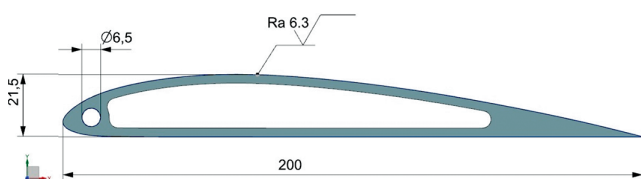


Рис. 5 Авиационный профиль ЦАГИ-831

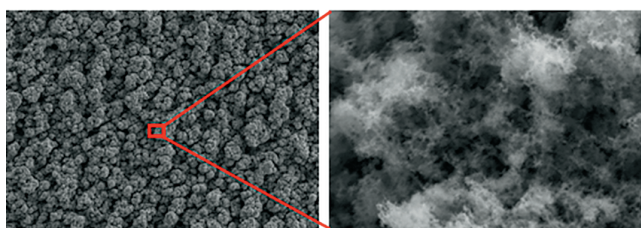


Рис. 6. Микро- и наноизображения поверхности супергидрофобных образцов [9]

с Методами определения соответствия средств защиты от обледенения по РЦ 25.1419 [19]. Параметры обледенения, соответствовали максимальным значениям для кратковременного обледенения, приведенного в Приложении С к АП-25. В соответствии с Приложением С нормируется среднеарифметический диаметр капель $d_{cp} = 20$ мкм.

Для перечисленных режимов рассматривался вариант с низкой статической температурой набегающего потока $t_{нв} = -15^\circ\text{C}$ как случай, наибольшим образом соответствующий сухому режиму нарастания льда, при котором не происходит образования тонкого слоя воды между образцами испытываемой поверхностью и льдообразованием. На более высоких температурах аэродинамический нагрев обтекаемой поверхности не обеспечивает устойчивый процесс образования льда на поверхности из-за образования воды на поверхности.

В рамках работы выполнялись моделирование и испытания для выбранного профиля в целях получения первичных оценок противообледенительной защиты и оценки возможности применения супергидрофобных покрытий в составе самолета.

В целях определения зон, подверженных льдообразованию, с помощью моделирования было исследовано распределение коэффициента захвата переохлажденных водяных капель, а также области их осаждения на несущей поверхности, т. е. были определены области потенциального возникновения ледяных отложений (зон улавливания). В данных расчетах ставилась задача определения форм ледяных наростов при сухом режиме льдообразования.

Для расчета обледенения использовалось программное обеспечение (ПО) Icing. Полный цикл расчета обледенения состоял из расчетов трех модулей:

1. Steam — расчет стационарного, дозвукового, потенциального, плоскопараллельного течения возле исследуемого профиля;
2. Catch — расчет траекторий движения воды в поле течения воздушного потока;
3. Step31 — предназначена для вычисления толщины льда на начальной стадии процесса льдообразования.

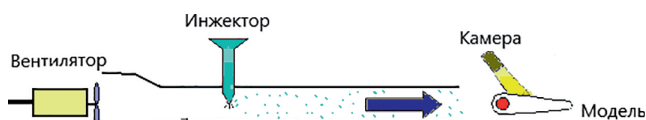
Испытания проводились на стенде искусственного обледенения ЭУ-1. Исследуемые модели устанавливались по потоку с углом установки (атаки) равным 0° и с фиксацией в неподвижном положении.

Стенд искусственного обледенения имеет следующие параметры:

- поперечное сечение открытой рабочей части $0,2 \times 0,2$ м²;
- скорость потока в рабочей части трубы $V = 50$ м/с;

Таблица 1. Параметры набегающего потока

Метод исследования	$t_{\text{нв}}, ^\circ\text{C}$	$W, \text{г/м}^3$	$d_{\text{ср}}, \text{мкм}$	$V, \text{м/с}$
Расчет в Icing	-15	1,2	20	50
Испытания: контрольный профиль	-14,6			
Испытания: супергидрофобный профиль	-14,5			

Рис. 7. Экспериментальная установка ЭУ-1.
Схема рабочей части [17]

- температура набегающего потока $t_{\text{нв}} = -15^\circ\text{C}$;
- водность потока $W = 1,2 \text{ г/м}^3$;
- угол атаки $\alpha = 0^\circ$;
- средний диаметр капель $d_{\text{ср}} = 20 \text{ мкм}$.

Выбранные в табл. 1 параметры водовоздушной смеси обеспечивали наиболее критичные режимы с точки зрения влияния обледенения. На рис. 7 представлена принципиальная схема стенда искусственного обледенения ЭУ-1.

Стенд ЭУ-1 оснащен системой распыления воды и измерительными приборами для измерения технологических параметров установки и физических параметров потока, а также исследуемых моделей, что позволяет исследовать условия обледенения в широком диапазоне. Во время испытаний с помощью видеофиксации оценивалась эффективность супергидрофобных покрытий.

Противообледенительные свойства супергидрофобных покрытий на аэродинамических поверхностях оценивались по наличию или отсутствию остаточных льдообразований в соответствии с рис. 8 и их размеру и месту расположения в зависимости от времени обледенения.

Эффективность противообледенительной защиты была оценена посредством сопоставления расчетных и экспериментальных данных, приведенных ранее.

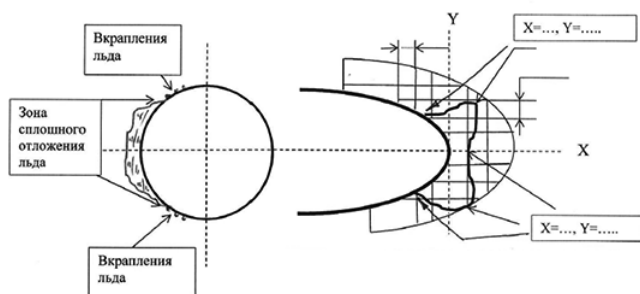


Рис. 8. Оценка зоны отложений льда, толщин и размеров льдообразований

Результаты

С помощью ПО Icing были выполнены расчеты осаждения переохлажденных капель на поверхности профиля крыла для условий $P_0 = 101325 \text{ кПа}$; $t_{\text{нв}} = -15^\circ\text{C}$; $\rho = 1,3673 \text{ кг/м}^3$; $\alpha_{\text{местн}} = 0^\circ$; $b_a = 0,2 \text{ м}$, соответствующих начальному моменту попадания самолета в зону обледенения, когда лед еще не успел нарасти.

Распределение коэффициента улавливания ϵ переохлажденных капель вдоль верхней и нижней поверхности крыла l/b_a представлено на рис. 9.

Коэффициент улавливания быстро падает по мере удаления от критической точки. Для капель диаметром 20 мкм коэффициент улавливания, а также площадь выпадения изменяются значительно, поскольку капли такого диаметра увлекаются внешним потоком и существенно изменяют свою траекторию. Для расчета нарастания льда в сечении профиля ЦАГИ-831 необходимо было получить эпюры распределения давления с помощью двумерного расчета. Результаты приведены на рис. 10.

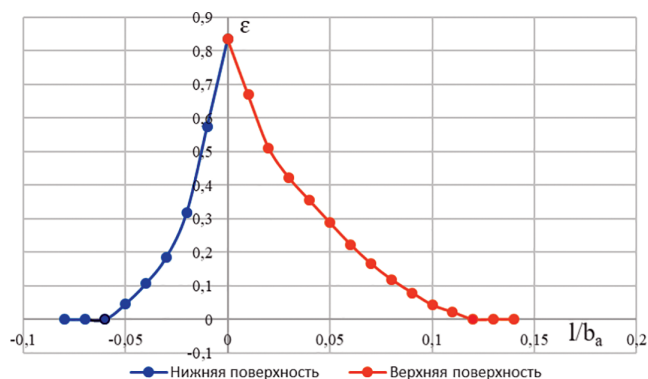
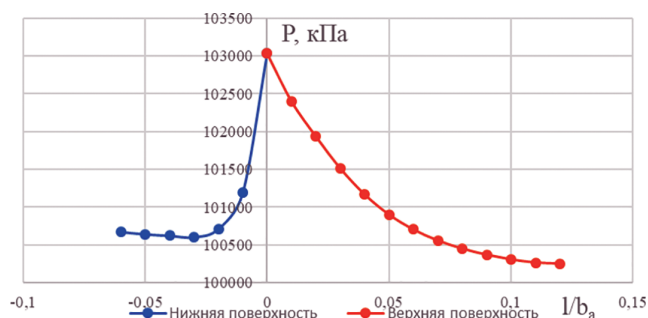
Рис. 9. Распределение коэффициента улавливания ϵ вдоль сечения крыла

Рис. 10. Распределение давления вдоль сечения крыла

Поскольку лед образуется постепенно в течение заданного промежутка времени, моделирование обледенения производилось для следующих временных шагов. Шаги по времени приведены в табл. 2.

Таблица 2. Дискретизация по времени процесса льдообразования

№ шага	1	2	$\Sigma \tau_i$
τ , мин	1	1	2

Результаты расчетов зон улавливания без учета зон растекания капель с помощью модуля Catch и толщин образующегося льда с помощью модуля Step31 программы Icing представлены на рис. 11 и 12 для указанных шагов по времени в виде линий на несущей поверхности.

На рис. 13–16 изображены x – координаты обледенения и длины l зон улавливания на нижней и верхней поверхности контрольного профиля крыла и супергидрофобного профиля, полученные в ходе испытаний в искусственных условиях обледенения в аэрохолодильной установке ЭУ-1.

В результате проведенного моделирования в программе Icing и испытаний в аэрохолодильной трубе ЭУ-1 получены результаты, приведенные в табл. 3 для рассматриваемых параметров потока $V=50$ м/с; $t=-15^{\circ}\text{C}$; $W=1,2$ г/м³; $\alpha=0^{\circ}$.

Для образцов, испытываемых на указанных промежутках времени, показано, что применение супергидрофобных покрытий позволяет уменьшить зону отложения льда на 20–30%, что выражается в уменьшении потребной зоны защиты для авиационного профиля и возможности снижения потребной мощности, затрачиваемой на работу противообледенительной системы.

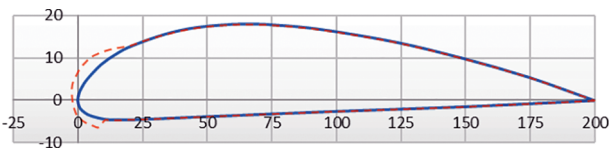


Рис. 11. Профиль ЦАГИ-831 со льдом первая минута. Оранжевым пунктиром показано обледенение на первой минуте

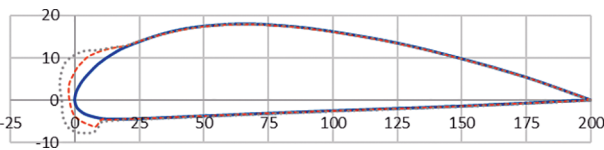


Рис. 12. Профиль ЦАГИ-831 со льдом вторая минута. Серыми точками показано обледенение на второй минуте

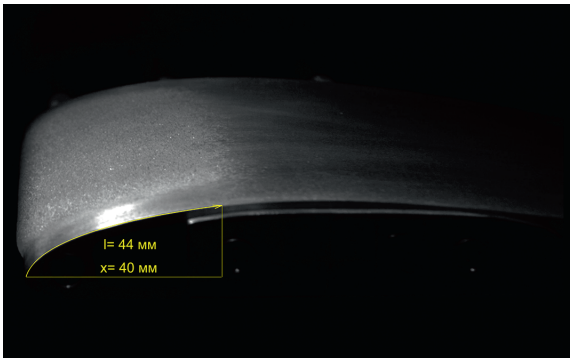


Рис. 13. Контрольный профиль со льдом 1 мин

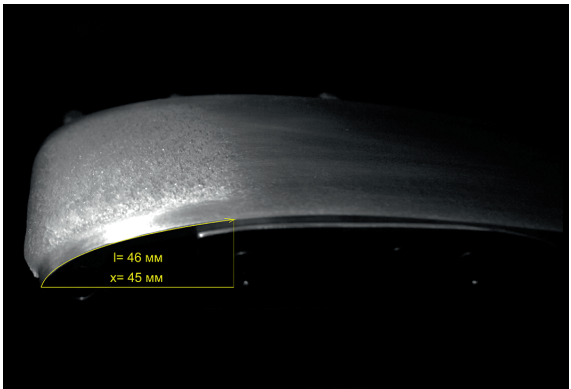


Рис. 14. Контрольный профиль со льдом 2 мин

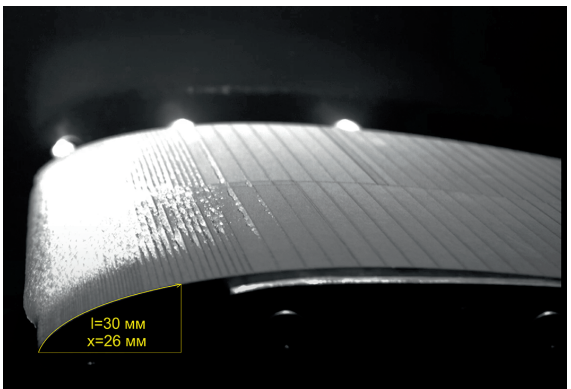


Рис. 15. Супергидрофобный профиль со льдом 1 мин

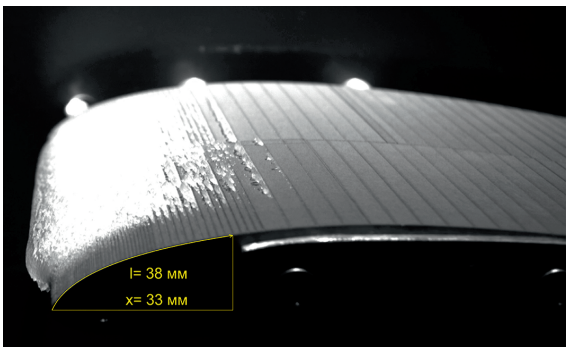


Рис. 16. Супергидрофобный профиль со льдом 2 мин

Таблица 3. Итоговые результаты

	Время τ , мин	Толщина льда h , мм	Зона отложения льда l , мм	l/b_a
Расчет в Icing	1	2	24	0,12
	2	5		
Контрольный образец	1	2	44	0,22
	2	4	46	0,23
Супергидрофобное покрытие	1	3	30	0,15
	2	5	38	0,19

Обуждение

Осуществлен научный обзор проблематики обледенения самолетов. Предложен новый способ противообледенительной защиты самолета и показаны противообледенительные свойства предлагаемых к применению супергидрофобных покрытий. Выбранные методы исследования заключались в проведении анализа, моделирования и сравнения результатов, полученных указанными методами. Методика испытаний, предлагаемая в РЦ-25.1419 [19], содержит наиболее близкие к эксплуатации ВС условия обледенения и является признанной частью общемировой практики наряду с зарубежными циркулярами AC 25-25A [20] и AC 25-28 [21].

Были исследованы аэродинамический профиль ЦАГИ-831 с супергидрофобным покрытием и геометрически идентичный алюминиевый аэродинамический профиль без покрытия, объяснен выбор режимов, выбор экспериментальной установки и программного обеспечения.

Результаты показали достаточную сходимость экспериментальных зон отложения льда и толщин образующегося льда с выполненным расчетом. Особенностью ПО Icing являлся расчет зоны улавливания капель без учета последующего их растекания. К приведенному расчету наиболее близки результаты испытаний супергидрофобного профиля, подтверждающие, что зона отложения льда на профиле с супергидрофобным покрытием ограничена зоной соударения капель.

В рамках исследования показано, что применение супергидрофобных покрытий позволяет уменьшить зону отложения льда на 20–30%, что выражается в уменьшении потребной зоны защиты для авиационного профиля и возможности уменьшения потребной мощности, затрачиваемой на работу противообледенительной системы.

В части особенности настройки выбранного программного обеспечения следует отметить, что коэффициент улавливания, соответствующий начальному моменту попадания самолета в зону обледенения, не может служить критерием для выбора зоны обогрева, поскольку он будет меняться с

течением времени, так как нарастающий лед препятствует осаждению капель в зонах, удаленных от критической точки. По этой причине правильнее зону обогрева определять по нарастающему льду на поверхности.

Выводы

В ходе настоящего эксперимента были проведены испытания, определяющие возможность использования супергидрофобных покрытий в качестве противообледенительной защиты. Результаты проведенных испытаний показывают высокую противообледенительную способность покрытий в условиях обледенения. Показано, что супергидрофобные покрытия могут уменьшить потребную зону защиты аэродинамической поверхности профиля ЦАГИ-831 на 20–30%.

Для традиционных аэродинамических профилей имеются многочисленные исследования [5, 7, 11, 22], показывающие высокую сходимость с полученными в текущей работе результатами для контрольного аэродинамического профиля.

В современной литературе практически отсутствуют исследования, посвященные зонам отложения льда на аэродинамическом профиле с супергидрофобным покрытием, что говорит о важности темы исследования. Имеющаяся в исследовании научной группы из КНР [22] информация по зонам растекания капель на супергидрофобном покрытии, показывает уменьшение зоны растекания капель в 2–3 раза на образцах аэродинамических профилей с углом смачивания 150° по сравнению с контрольным образцом с углом смачивания 30° .

Список источников

1. Тенишев Р.Х., Строганов В.А., Савин В.С. и др. Противообледенительные системы летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1967. 320 с.
2. Lynch F.T., Khodadoust A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics // Progress in Aerospace Sciences. 2001. Vol. 37. No. 8, pp. 669–767. DOI: 10.1016/s0376-0421(01)00018-5

3. Стасенко А.Л., Толстых В.А., Ширококов Д.А. К моделированию оледенения самолета: динамика капель и поверхность смачивания // Математическое моделирование. 2001. Т. 13. № 6. С. 81–86.
4. Шевяков В.И. Решение новых задач аэродинамики в процессе сертификации самолетов транспортной категории – противообледенительная система // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 199. С. 74–82.
5. Иванико А.К. Моделирование обледенения несущих поверхностей самолетов: Автореферат дисс. ... канд. техн. наук. Рига, 1971. 28 с.
6. Hardesty A. Jr. The measurement of the adhesion of glaze ice. PhD thesis. 2018. Paper 2987. 269 p. DOI: 10.18297/etd/2987
7. Зыонг Д.Т. Обтекание планера гражданского самолета в условиях начальной стадии обледенения: Дисс. ... канд. физ.-матем. наук. Жуковский, 2018. 136 с.
8. Гулимовский И.А., Гребеньков С.А. Применение модифицированного метода поверхностного сеточного обертывания для численного моделирования процессов обледенения // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 29–36. DOI: 10.34759/vst-2020-2-29-36
9. Boinovich L.B., Emelyanenko A.M. Anti-icing potential of superhydrophobic coatings // Mendelev Communications. 2013. Vol. 23. No. 1, pp. 34–36. DOI: 10.1016/j.mencom.2013.01.002
10. Huang X., Tepylo N., Pommier-Budinger V., et al. A survey of icephobic coatings and their potential use in a hybrid coating/active ice protection system for aerospace applications // Progress in Aerospace Sciences. 2019. Vol. 105, pp. 74–97. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.01.002
11. Veronesi F., Boveri G., Mora J., et al. Icephobic properties of anti-wetting coatings for aeronautical applications // Surface and Coatings Technology. 2021. Vol. 421: 127363. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2021.127363
12. Yamazaki M., Jemcov A., Sakaue H. A Review on the Current Status of Icing Physics and Mitigation in Aviation // Aerospace. 2021. Vol. 8. No. 7: 188. DOI: 10.3390/aerospace8070188
13. Бойнович Л.Б., Емельяненко А.М. Гидрофобные материалы и покрытия: принципы создания, свойства и применение // Успехи химии. 2008. Т. 77. № 7. С. 619–638.
14. Жигулин И.Е., Емельяненко К.А., Сатаева Н.Е. Применение супергидрофобных покрытий для борьбы с обледенением аэродинамических поверхностей самолета // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 1. С. 200–212. DOI: 10.34759/vst-2021-1-200-212
15. Ludlam F.H. The heat economy of rimed cylinder // Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society. 1951. Vol. 77. No. 334, pp. 663–666. DOI: 10.1002/qj.49707733410
16. Quére D. Non-sticking drops // Reports on Progress in Physics. 2005. Vol. 68. No. 11, pp. 2495–2532. DOI: 10.1088/0034-4885/68/11/r01
17. Жбанов В.А., Кашеваров А.В., Миллер А.Б. и др. Исследование обледенения в различных условиях // Труды МАИ. 2019. № 105. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=104140>
18. Нормы летной годности самолетов транспортной категории НЛГ-25. М.: ЦЕНТРМАГ, 2025. 546 с.
19. Рекомендательный циркуляр РЦ-АП-25.1419 Защита от обледенения. М.: АР МАК, 2023. 41 с.
20. AC 25-25A. Performance and handling characteristics in the icing conditions. FAA, 2014. 72 p.
21. AC 25-28. Compliance of Transport Category Airplanes with Certification Requirements for Flight in Icing Conditions. FAA, 2014. 87 p.
22. Kuiyuan M., Guiping L., Haichuan J., et al. 3D numerical investigation of surface wettability induced runback water flow behavior // Renewable Energy. 2025. Vol. 246 (C). DOI: 10.1016/j.renene.2025.122937

References

1. Tenishev RKh, Stroganov VA, Savin VS, et al. *Anti-icing systems of aircraft*. Moscow: Mashinostroyeniye; 1967. 320 p. (In Russ.).
2. Lynch FT, Khodadoust A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*. 2001;37(8):669–767. DOI: 10.1016/s0376-0421(01)00018-5
3. Stasenko AL, Tolstykh VA, Shirobokov DA. The icing process of an aircraft: drop dynamics and wetted surface. *Matematicheskoe modelirovanie*. 2001;13(6):81–86. (In Russ.).
4. Shevyakov VI. Solutions for the new tasks in aerodynamics in the process of certification of airplane of transport category – anti-ice system. *Civil Aviation High Technologies*. 2014(199):74–82. (In Russ.).
5. Ivaniko AK. *Modeling of icing of aircraft bearing surfaces*. PhD abstract. Riga: Rizh. Krasnoznam. in-t inzhenerov grazhd. aviatsii im. Leninskogo komsomola; 1971. 28 p. (In Russ.).
6. Hardesty A. Jr. *The measurement of the adhesion of glaze ice*. PhD thesis. 2018. Paper 2987. 269 p. DOI: 10.18297/etd/2987
7. Zyong DT. *Flow around the airframe of a civil aircraft in the conditions of the initial stage of icing*. PhD thesis. Zhukovskii: TsAGI; 2018. 136p.
8. Gulimovskii IA, Greben'kov SA. Applying a modified surface mesh wrapping method for numerical simulation of icing processes. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(2):29–36. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-2-29-36
9. Boinovich LB, Emelyanenko AM. Anti-icing potential of superhydrophobic coatings. *Mendelev Communications*. 2013;23(1):34–36. DOI: 10.1016/j.mencom.2013.01.002
10. Huang X, Tepylo N, Pommier-Budinger V, et al. A survey of icephobic coatings and their potential use in a hybrid coating/active ice protection system for aerospace applications.

- Progress in Aerospace Sciences*. 2019;105:74–97. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.01.002
11. Veronesi F, Boveri G, Mora J, et al. Icephobic properties of anti-wetting coatings for aeronautical applications. *Surface and Coatings Technology*. 2021;421:127363. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2021.127363
 12. Yamazaki M, Jemcov A, Sakaue H. A Review on the Current Status of Icing Physics and Mitigation in Aviation. *Aerospace*. 2021;8(7):188. DOI: 10.3390/aerospace8070188
 13. Boinovich LB, Emel'yanenko AM. Hydrophobic materials and coatings: principles of creation, properties and application. *Uspekhi khimii*. 2008;77(7):19–638. (In Russ.).
 14. Zhigulin IE, Emel'yanenko KA, Sataeva NE. Studying ultrasonic oscillations impact on the surface roughness at the electrical discharge machining. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(1):200–212. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-1-200-212
 15. Ludlam FH. The heat economy of rimed cylinder. *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*. 1951;77(334):663–666. DOI: 10.1002/qj.49707733410
 16. Quéré D. Non-sticking drops. *Reports on Progress in Physics*. 2005;68(11):2495–2532. DOI: 10.1088/0034-4885/68/11/r01
 17. Zhanov VA, Kashevarov AV, Miller AB, et al. Studying icing under various conditions. *Trudy MAI*. 2019(105). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=104140>
 18. *Standards of airworthiness of NLG-25 transport category aircraft*. Moscow: TsENTRMAG; 2025. 546 p. (In Russ.).
 19. *Recommendation circular RTs-AP25.1419. De-icing protection*. Moscow: AR MAC; 2015. 41 p. (In Russ.).
 20. *AC 25-25A. Performance and handling characteristics in the icing conditions*. FAA, 2014. 72 p.
 21. *AC 25-28. Compliance of Transport Category Airplanes with Certification Requirements for Flight in Icing Conditions*. FAA, 2014. 87 p.
 22. Kuiyuan M, Guiping L, Haichuan J, et al. 3D numerical investigation of surface wettability induced runback water flow behavior. *Renewable Energy*. 2025;246(C). DOI: 10.1016/j.renene.2025.122937

Статья поступила в редакцию / Received 30.03.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 09.06.2025
Принята к публикации / Accepted 14.07.2025