

УДК 532.516

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771332017119382>Д. В. Недвига<sup>1</sup>, студент, С. В. Алексеенко<sup>2</sup>, доцент, к.т.н.

## ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**En**

The constant interest in the problem of aircraft icing is caused by the need to ensure flight safety in adverse weather conditions. Investigation of the process of ice formation on streamlined surfaces and development of de-icing systems are the multidisciplinary task covering various research areas, such as meteorology, aerodynamics, heat and mass transfer, physics of phase transitions, material science.

The paper describes a mathematical model of the aircraft icing process, developed on the basis of experimental observations and based on the equations of continuity, conservation of momentum and energy. Due to the presented model, software and methodology, enabling for given meteorological and flight conditions to simulate the shape of ice outgrowths formed on the surfaces of aerodynamic profiles, and also to estimate the effect of these outgrowths on the aerodynamic performances of the aircraft, have been created.

As a parameter allowing us to estimate the degree of danger of flight in adverse weather conditions, the mass of accumulated ice was selected during a time interval equal to 120 seconds. On the example of the profile NACA 0012, streamlined by a two-phase air-drop flow at an angle of attack of  $3.5^\circ$ , investigations were carried out in a wide range of parameters: speed, flight altitude, ambient temperature, liquid water content, the diameter of the supercooled droplets, and the dimensions of the streamlined body. The results of calculations are presented in the form of four-parameter nomograms.

The proposed methodology, the developed software and methodological support can be used along with the full-scale and ground-based experiments to simulate the aircraft icing process, and the results of multiparameter system studies that have been conducted will allow to estimate the danger of flying an aircraft with a given geometry throughout the investigated range of parameters. The obtained results can be applied for safety, accident investigation and de-icing systems design.

**Ua**

Описано математичну модель процесу зледеніння літальних апаратів, що розроблена на основі експериментальних досліджень і базується на рівняннях нерозривності, збереження кількості руху і енергії. На основі представленої моделі створено програмно-методичне забезпечення, яке дозволяє для заданих метеорологічних умов польоту моделювати форму крижаних наростів, що утворюються на поверхнях аеродинамічних профілів, а також оцінити вплив цих наростів на аеродинамічні характеристики літального апарату.

На прикладі профілю NACA 0012, що обтікається двофазним повітряно-крапельним потоком під кутом атаки  $3,5^\circ$ , проведені дослідження у широкому діапазоні параметрів: швидкості, висоти польоту, температури навколишнього середовища, водності потоку, що набігає, діаметра переохолоджених

<sup>1</sup>Дніпровський національний університет імені О. Гончара, фізико-технічний факультет

<sup>2</sup>Дніпровський національний університет імені О. Гончара, кафедра механотроніки

крапель, розмірів обтічного тіла. Результати розрахунків представлені у вигляді чотирьохпараметричних номограм.

## **Введение**

Обледенение летательных аппаратов во время полета в неблагоприятных метеорологических условиях, несмотря на развитие технологий и предпринимаемые меры, к сожалению, продолжает оставаться серьезной проблемой при обеспечении безопасности полетов. Согласно статистическим данным, опубликованным Управлением гражданской авиации Великобритании (CAP 479), ежегодно происходят около 30 инцидентов, связанных с обледенением несущих поверхностей самолетов [1].

Наледь, образуемая на аэродинамических поверхностях летательного аппарата, разрушает гладкую структуру течения, вызывая рост турбулентного следа, увеличение лобового сопротивления, уменьшение подъемной силы, уменьшение угла срыва потока, как с крыльев, так и с хвостового оперения.

С целью обеспечения безопасности полетов летательные аппараты оснащаются системами борьбы с обледенением. При проектировании таких систем разработчикам необходимо получить ответы на следующие вопросы: при каких параметрах полета и в каких метеорологических условиях возможно возникновение обледенения; в каких именно местах летательного аппарата, с какой интенсивностью, какой формы и размеров будут образовываться ледяные наросты; каким образом такие наросты будут влиять на аэродинамику летательного аппарата и, соответственно, какие поверхности необходимо защитить; в случае применения тепловых антиобледенительных систем – знать к каким местам и какое количество теплоты необходимо подводить; в каких условиях полета и как долго система сможет обеспечить безопасность полета; оценить последствия отказа системы борьбы с обледенением.

В целом, ответить на эти вопросы невозможно без проведения летных испытаний и наземных экспериментов в охлаждаемых высокоскоростных аэродинамических трубах. Однако, хотя и являясь наиболее достоверными, эти базовые методы исследования имеют чрезвычайно высокую стоимость и, к тому же, узкие границы применимости. В современных условиях, при становящихся все более жесткими требованиями, предъявляемыми к безопасности полетов с одной стороны и возрастающим уровнем развития вычислительной техники с другой, при разработке систем защиты от обледенения становится актуальным использование также и методов численного моделирования. Они являются хотя и дополнительным, но, тем не менее, достаточно эффективным и информативным инструментом исследования, позволяющим с одной стороны значительно сократить

количество необходимых натуральных экспериментов, а с другой стороны значительно расширить возможный диапазон исследуемых параметров.

До настоящего времени в различных странах были созданы наземные экспериментальные установки, позволяющие моделировать процессы обледенения, а также разработан ряд математических моделей, описывающих нарастание льда в различных атмосферных условиях. Одними из наиболее значимых можно считать экспериментальные исследования, проведенные NASA в 1991–1998 годах в исследовательском центре Льюиса в аэродинамической трубе, оборудованной системой воспроизведения условий обледенения (*NASA Lewis Icing Research Tunnel*). В результате был исследован довольно широкий диапазон параметров, соответствующих возможным реальным условиям обледенения. Также, на основе этих исследований был разработан и верифицирован программный код *LEWICE 2.0* [2], позволяющий моделировать для заданных условий формы образующихся ледяных наростов.

Однако, традиционно в существующих методиках моделирования процессов обледенения внешний воздушно-капельный поток как правило описывается с помощью уравнений потенциала и траекторной модели, а описание процесса нарастания льда основано на т.н. подходе *Messinger*, с использованием полуэмпирических зависимостей. Такой подход, по сути, содержит некоторые противоречия при описании термодинамики процесса нарастания льда, а также не позволяет оценивать влияние образовавшихся наростов льда на аэродинамические характеристики профиля, пренебрегает предысторией потока, имеет ограниченное применение в случае достаточно больших скоростей и сложных форм ледяных наростов (из-за наличия локальных трансзвуковых зон и значительных градиентов давления), конфигураций с мультителами, неприменим при переходе к задачам в трехмерной постановке.

Также, несмотря на довольно большое количество проведенных экспериментов, не были опубликованы результаты систематизированных многопараметрических исследований, которые бы позволяли устанавливать определенные закономерности, делать обобщенные оценки и имели бы практическую ценность для проектировщиков.

Авторами работы были разработаны математическая модель и программно-методическое обеспечение, в котором внешний воздушно-капельный поток описывается с учетом вязкости, сжимаемости среды, обмена механической и тепловой энергией между воздушным потоком и движущимися в нем переохлажденными капельками воды, а процесс нарастания льда – на основе собственных экспериментальных наблюдений и базируется на уравнениях неразрывности, сохранения количества движения и энергии. Предложенный подход позволяет для заданных метеорологических условий полета более точно и в большем диапазоне параметров моделировать форму ледяных наростов, образующихся на поверхностях

аэродинамических профилей, а также оценить влияние этих наростов на аэродинамические характеристики летательного аппарата.

### **Постановка задачи**

Целью настоящей работы является проведение, на основе разработанного ранее программно-методического обеспечения, многопараметрических исследований режимов обледенения летательных аппаратов, позволяющих оценить опасность полета для заданных условий в широком диапазоне параметров: скорости, высоты полета, температуры окружающей среды, влажности набегающего потока, диаметра переохлажденных капелек и размеров обтекаемого тела.

### **Физика процесса обледенения**

Обледенение летательных аппаратов в большинстве случаев происходит при наличии в набегающем потоке переохлажденных капель воды, в основном, в облаках или в условиях переохлажденного дождя, когда эти капли ударяются о поверхность обтекаемого тела. Степень переохлаждения капель и условия обтекания оказывают влияние на их поведение после удара. В рамках предложенной модели будем полагать, что затвердевание воды, содержащейся в капле, осуществляется в пропорции, определяемой замерзшей долей  $f$ , главным образом зависящей от количества высвобождающейся скрытой теплоты фазового перехода, которая может быть поглощена воздухом, жидкостью и льдом. Иногда этой пропорции оказывается недостаточно, чтобы переохлажденная капля полностью замерзла до прибытия следующей капли на то же место. Тогда некоторое количество незамерзшей воды может либо оставаться запертой внутри ледяной матрицы, либо перемещаться вдоль обтекаемой поверхности, образуя стекловидный лед. При этом нарастание льда осуществляется при температуре, близкой к температуре затвердевания воды. Когда величина замерзшей доли оказывается близкой к единице, практически вся вода, содержащаяся в переохлажденной капле, успевает затвердеть до прибытия следующей капли, образуется т.н. рыхлый лед и окончательная температура на ледяной поверхности оказывается ниже  $0^{\circ}\text{C}$ .

Для раскрытия реальной картины физических процессов, происходящих на обледеневающей поверхности летательного аппарата в полете при участии авторов был проведен ряд экспериментов в Институте адаптотроники и функциоинтеграции технического университета Брауншвейга на установке, позволяющей моделировать условия обледенения [3]. На основе проведенных исследований был сделан вывод о том, что основное замерзание поверхностной жидкости происходит со стороны льда, имеющего «бугристую» поверхность, причем «бугорки» в процессе теплообмена иг-

рают роль «мостиков холода». Вода на поверхности главным образом находится во впадинах между «бугорками» льда. С понижением температуры «бугорки» на поверхности льда имеют тенденцию к росту и с течением времени принимают форму «столбиков» или «игolocек». В некоторых режимах при относительно небольшой отрицательной температуре и высокой водности жидкость по поверхности может принимать форму несплошной пленки, обтекающей «бугорки» льда, и перемещаться под действием аэродинамической силы. Однако механизм разбрызгивания с последующим «подхватыванием» внешним потоком и «вторичным» выпадением, а также «перепрыгиванием» жидкости в результате столкновения переохлажденных капелек с обледеневающей поверхностью, является единственным при перемещении жидкости по/вдоль поверхности в области торможения во всем диапазоне температур.

Поскольку, как было установлено [4], существует задержка во времени с момента воздействия на переохлажденную поверхностную каплю до начала образования первичной пространственной ледяной структуры, сделано предположение, что этот физический феномен также справедлив и в случае взаимодействия влетающих переохлажденных капелек с обтекаемой поверхностью. Время этой задержки и длительность самого процесса образования ледяной структуры оказывается на два порядка больше времени разбрызгивания поверхностных капель. Следовательно, был сделан вывод о незначительном влиянии образующейся пространственной ледяной структуры на характер перемещения жидкости вдоль обтекаемой поверхности.

На основании полученных экспериментальных данных и принятых на их основе предположений можно утверждать, что в целом подход, реализованный в методе поверхностных контрольных объемов, может быть использован при моделировании укрупненных форм ледяных наростов. Однако, поскольку сплошной пленки, стекающей по поверхности, в реальности не существует, а незамерзшая вода в виде отскочивших капелек быстро перемещается вдоль поверхности в тонком пристеночном слое (и, предположительно, выпадает на растущие бугорки ниже по потоку), то рассмотрение водяной пленки с определением ее толщины и скорости движения (особенно в области точки торможения) является некорректным.

### **Математическая модель**

Для численного моделирования процессов образования льда на аэродинамических поверхностях разработано программно-методическое обеспечение, названное авторами *FULLICE 2D* [5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14]. Где для описания набегающего двухфазного потока применена модель взаимопроникающих сред. При описании движения несущей среды использованы уравнения Навье-Стокса сжимаемого газа. Уравнения, описы-

вающие несущую и дисперсную фазы, связаны через источники члены, учитывающие межфазный обмен импульсом и энергией. Для определения слагаемых, описывающих межфазное взаимодействие, использованы результаты исследования процессов, происходящих при обтекании частицы потоком газа.

При моделировании турбулентности применяется однопараметрическая дифференциальная модель *Spalart-Allmaras* [15] с коррекцией для шероховатой стенки [16].

Для описания процесса нарастания льда использовался метод поверхностных контрольных объемов, разработанный с учетом проведенных экспериментальных исследований. Уравнения баланса массы и энергии для контрольного объема получены на основе законов сохранения массы, энергии и количества движения для контрольного объема, расположенного на поверхности тела [17].

Дискретизация осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса выполнена с помощью неявного конечно-объемного метода. Для вычисления конвективных слагаемых использована схема *Roe* [18]. Вязкие слагаемые аппроксимируются по трехточечному шаблону со вторым порядком точности. Блочно-матричная система алгебраических уравнений решается итерационным алгоритмом Гаусса-Зейделя.

### **Результаты расчетов**

Ниже приведены результаты расчетов, охватывающие три режима обледенения профиля *NACA 0012* (рис. 1) с длиной хорды  $L = 0,53$  м, обтекаемого под углом атаки  $\alpha = 3,5^\circ$  двухфазным потоком. Параметры потока принимались следующими: скорость набегающего потока  $V_\infty = 102,8$  м/с, давление на бесконечности  $p_\infty = 10^5$  Па, водность  $LWC = 0,00055$  кг/м<sup>3</sup>, диаметр капелек  $d_k = 20$  мкм, время обледенения  $t = 265$  сек.

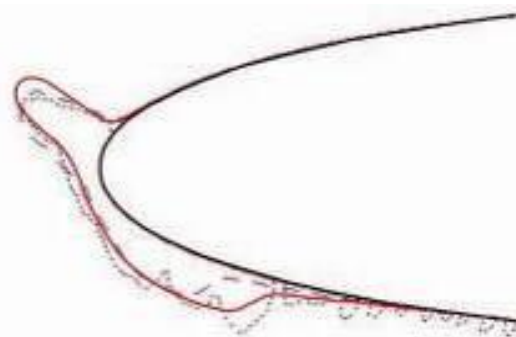
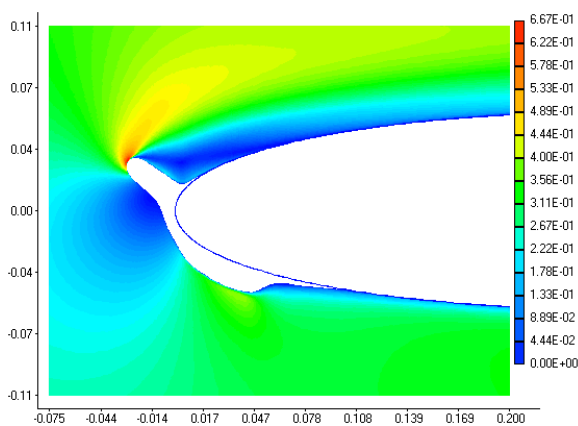
На рис. 1 *a* представлены результаты численного моделирования (изомахи) и проведено сравнение полученных форм ледяных наростов с известными расчетными и экспериментальными данными при температуре набегающего потока  $T_\infty = -7,78^\circ$  С. Такой расчетный случай соответствует влажному режиму обледенения – в области точки торможения образуется гладкий лед, на поверхности и над поверхностью которого находится большое количество незамерзшей воды, перемещающейся вниз по потоку посредством разбрызгивания и «перепрыгиваний». По мере удаления от области торможения пограничный слой становится турбулентным, коэффициент конвективного теплообмена и замерзшая доля входящей в контрольный объем воды увеличиваются, на ледяной поверхности образуются выступы, на которых затем формируются характерные ледяные «рога». В области этих выступов набегающий поток ускоряется, возникает срыв потока. На рис. 1 *a* (справа) также приведены формы нароста льда на профи-

ле *NACA 0012*, полученные экспериментально, в результате численного моделирования с использованием программного кода *LEWICE* [1] и с использованием разработанного программно-методического обеспечения *FULLICE 2D*. Наблюдается хорошее согласование экспериментальной и расчетных форм нароста в районе точки торможения и на некотором удалении вдоль потока (в области крупных «рогов»), однако в дальней нижней области ледяного образования, где преобладают относительно небольшие локальные выступы, отмечается значительное расхождение результатов.

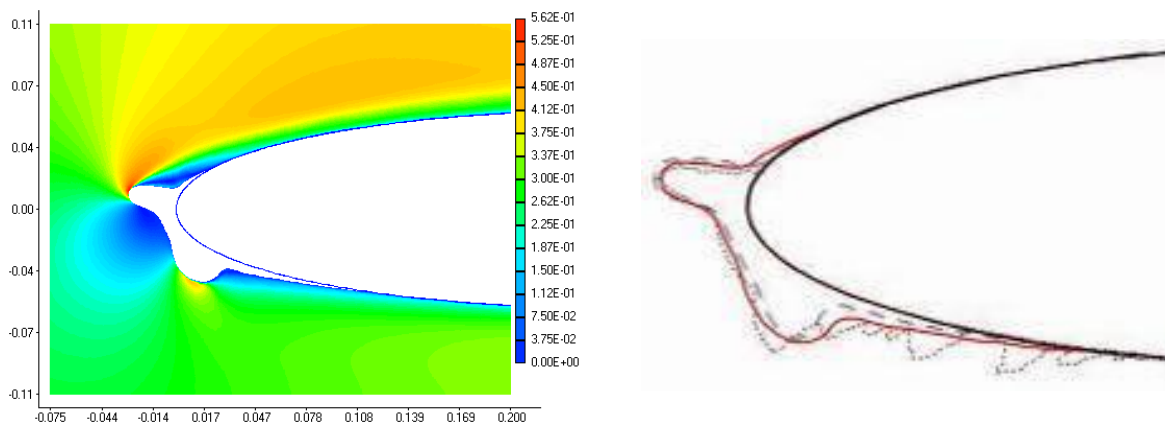
С уменьшением температуры набегающего потока (рис. 1, б – рис. 1, в) область «гладкого» льда уменьшается, высота и размеры «рогов» также уменьшаются, при этом в дальней области нароста преобладает рыхлый лед. Такие условия соответствуют смешанному режиму обледенения.

При температуре набегающего потока  $T_{\infty} = -22,78^{\circ}\text{C}$  (рис. 1, г) во всей области выпадения влаги на поверхность профиля образуется рыхлый лед (вся выпадающая влага практически мгновенно замерзает), нарост имеет гладкую обтекаемую форму без крупных выступов и микронеровностей характерную для сухого режима обледенения.

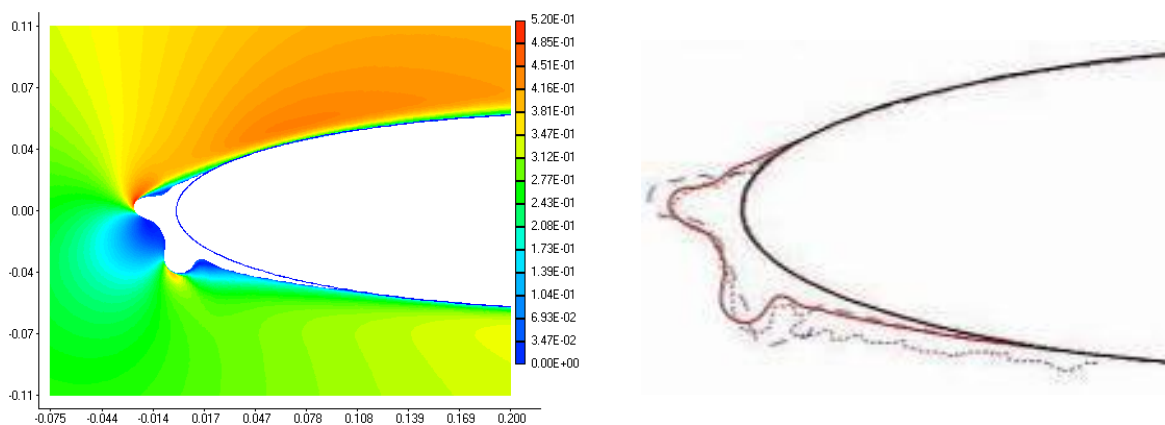
В качестве параметра, позволяющего оценить степень опасности полета в заданных летных и метеорологических условиях, была выбрана масса, накопленного на единице длины обтекаемого профиля, льда в течение временного интервала, равного 120 сек. На примере профиля *NACA 0012*, имеющего длину хорды  $L = 0,53$  м и обтекаемым двухфазным воздушно-капельным потоком, характеризующимся срединным диаметром переохлажденных капель  $d_k = 5 \dots 200$  мкм под углом атаки  $3,5^{\circ}$ , проведены исследования в широком диапазоне параметров: скорости, температуры, влажности набегающего потока в условиях, соответствующих высотам полета  $H = 0 \dots 8000$  м. Результаты расчетов представлены в виде четырехпараметрических номограмм (рис. 2 - рис. 5).



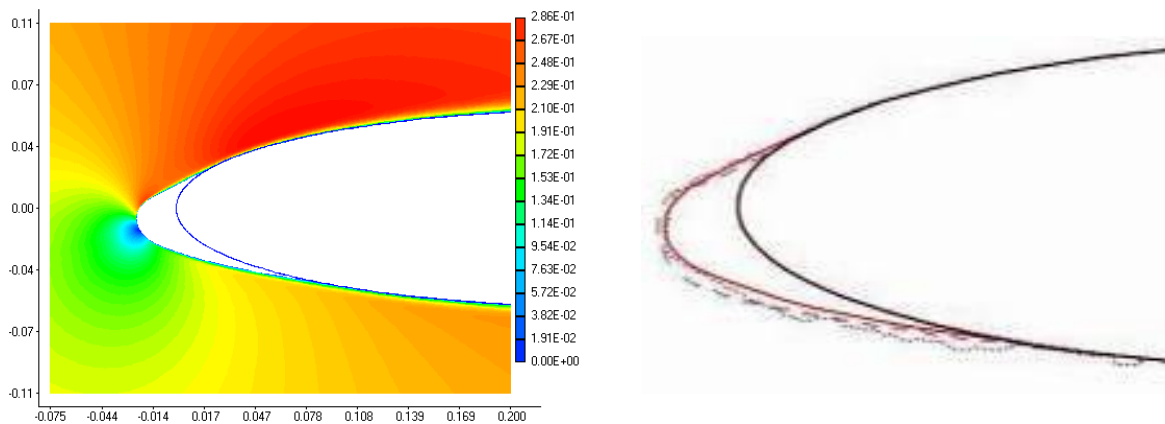
a)



б)



в)



г)

— — — — — расчет по *FULLICE 2D*, - - - - - экспериментальные данные  
 [1Ошибка! Закладка не определена.],  
 — — — — — расчет по *LEWICE* [1]

Рис. 1. Формы наростов льда на профиле *NACA 0012*, соответствующие влажному (а) –  $T_{\infty} = -7.78^{\circ}\text{C}$ , смешанному (б), в) –  $T_{\infty} = -9.44^{\circ}\text{C}$  и  $T_{\infty} = -11.11^{\circ}\text{C}$  и сухому режимам обледенения (г) –  $T_{\infty} = -22.78^{\circ}\text{C}$



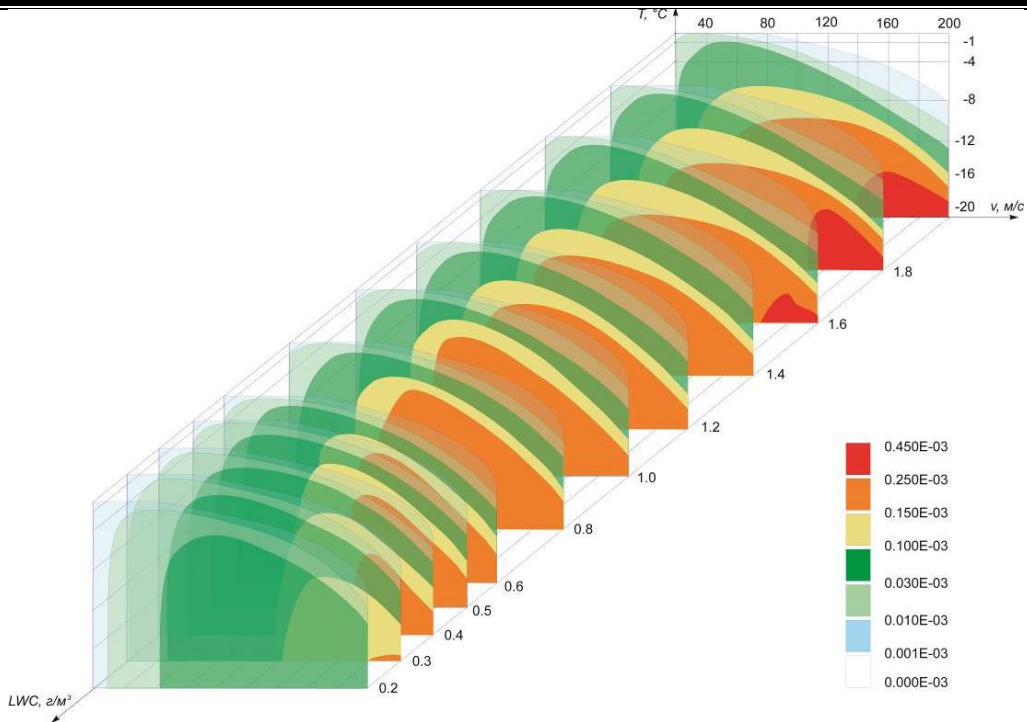


Рис. 2. Удельная масса льда, накапливаемая в течение 120 сек на поверхности крыла с профилем  $NACA\ 0012$  для различной водности, температуры и скорости набегающего потока при  $L = 0,53\ \text{м}$ ,  $d_k = 20\ \text{мкм}$ ,  $H = 1\ \text{км}$

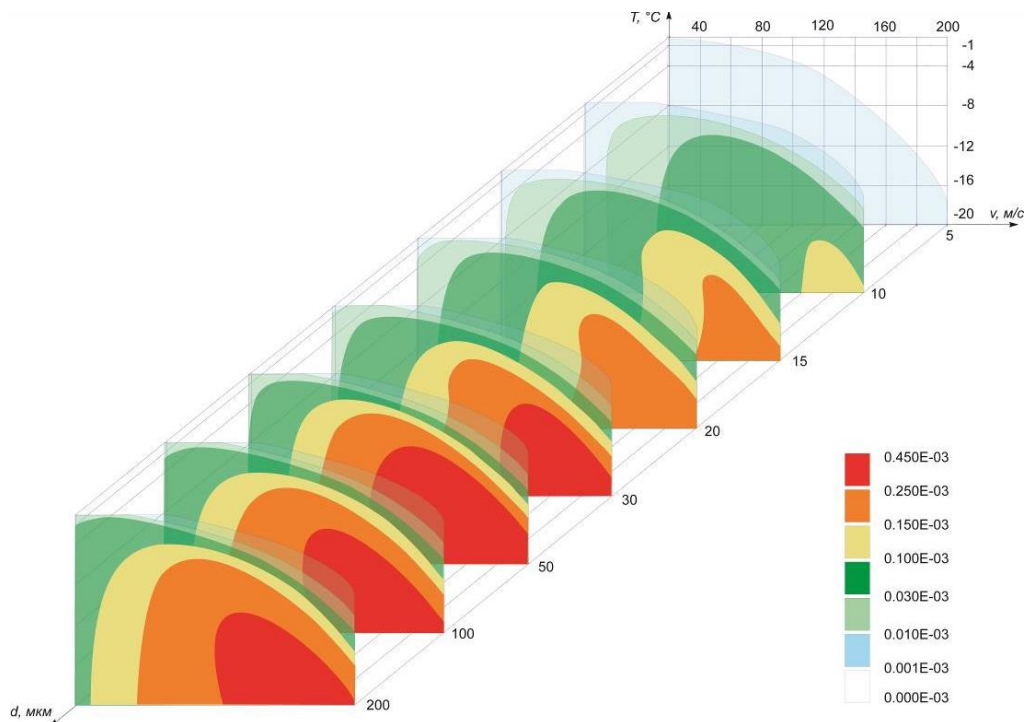


Рис. 3. Удельная масса льда, накапливаемая в течение 120 сек на поверхности крыла с профилем  $NACA\ 0012$  для различных диаметров переохлажденных капелек, температуры и скорости набегающего потока при  $L = 0,53\ \text{м}$ ,  $LWC = 0,5\ \text{г/м}^3$ ,  $H = 1\ \text{км}$

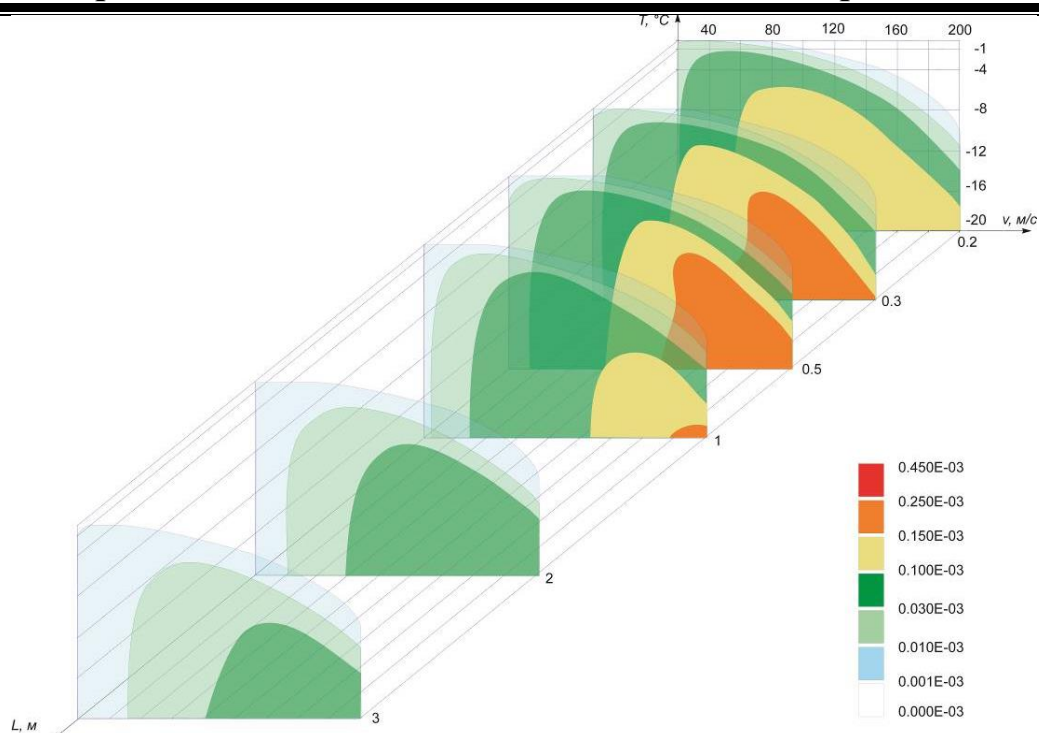


Рис. 4. Удельная масса льда, накапливаемая в течение 120 сек на поверхности крыла с профилем *NACA 0012* для различных длин хорды, температуры и скорости набегающего потока при  $d_k = 20$  мкм,  $LWC = 0,5$  г/м<sup>3</sup>,  $H = 1$  км

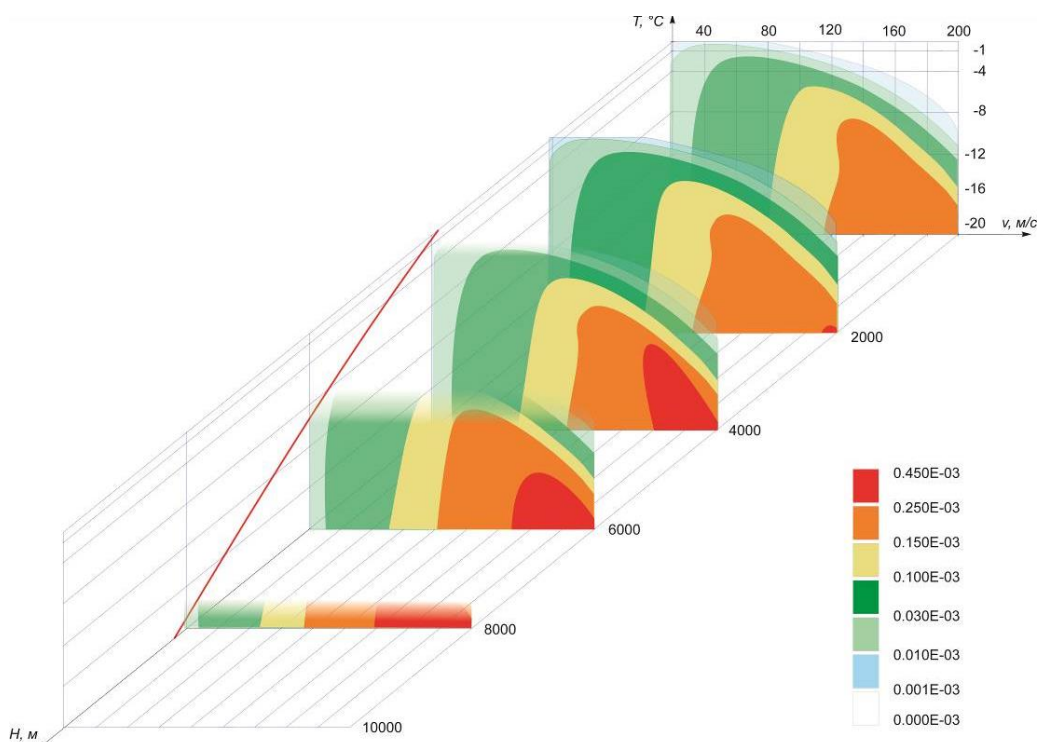


Рис. 5. Удельная масса льда, накапливаемая в течение 120 сек на поверхности крыла с профилем *NACA 0012* для различных высот полета, температуры и скорости набегающего потока при  $L = 0,53$  м,  $LWC = 0,5$  г/м<sup>3</sup>,  $d_k = 20$  мкм

**Выводы**

Предложенная методика и разработанное программно-методическое обеспечение может быть использовано наряду с натурными и наземными экспериментами для моделирования процесса образования ледяных наростов, а результаты многопараметрических системных исследований позволят оценить опасность полета летательного аппарата заданной геометрии во всем исследуемом диапазоне параметров. Полученные результаты могут найти применение при обеспечении безопасности полетов, расследовании авиационных происшествий и проектировании противообледенительных систем.

**Список использованной литературы**

1. Aircraft Icing Handbook, 2000.
2. *Wright W. B.* Validation Results for LEWICE 2.0 / W. B. Wright, A. Rutkowski // NASA/CR-1999-208690. – 1999.
3. *Alekseyenko S.* Interaction of Supercooled Large Droplets with Aerodynamic Profile / S. Alekseyenko, M. Sinapius, M. Schulz, O. Prykhodko // SAE Technical Paper 2015-01-2118. – 2015. – P.12. doi:10.4271/2015-01-2118.
4. *Alekseenko S.* An Experimental Study of Freezing of a Supercooled Water Droplet on a Solid Surface / S. Alekseenko, C. Mendig, M. Schulz, M. Sinapius, A. Prikhod'ko // Technical Physics Letters. – 2016. – V. 42, No. 5. – P. 524–527. doi:10.1134/S1063785016050187.
5. *Alekseenko S. V.* Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile // GAMM 2013. Gesellschaft fur Angewandte Mathematik und Mechanik / S. V. Alekseenko // 76-th Annual Scientific Conference Luxembourg, March 28 – April 1, 2005. – P. 257.
6. *Приходько А. А.* Математическое моделирование процессов теплообмена при обледенении аэродинамических поверхностей / А. А. Приходько, С. В. Алексеенко // Теплообмен-2008. ММФ-VI. Т. 1. Конвективный теплообмен. Минск: АНК «ИТМО им. А. В. Лыкова» НАНБ, 2008. – 10 с.
7. *Приходько А. А.* Обледенение аэродинамических поверхностей. Условия возникновения и методики расчета / А. А. Приходько, С. В. Алексеенко // Авиационно-космическая техника и технология. НАУ ХАИ, 2012. № 6/93. – С. 37-47.
8. *Приходько А. А.* Математическое моделирование обледенения профиля крыла / А. А. Приходько, С. В. Алексеенко // Труды XVI международного симпозиума «Методы дискретных особенностей в задачах математической физики», Харьков-Херсон, 2013. – С. 333-336.
9. *Приходько А. А.* Обледенение аэродинамических поверхностей. Моделирование воздушно-капельного потока / А. А. Приходько,

- С. В. Алексеенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. ХАИ. – 2013. – № 4/101. – С. 59-67.
10. *Приходько А. А.* Компьютерное моделирование процессов нарастания льда на поверхности профиля NASA 0012 / А. А. Приходько, С. В. Алексеенко // *Современная наука*. – 2013. – № 1(12). – С. 48-54.
  11. *Алексеенко С. В.* Численное моделирование обледенения поверхности цилиндра и профиля. Обзор моделей и результаты расчетов / С. В. Алексеенко, А. А. Приходько // *Ученые записки ЦАГИ*. – 2013. – Т. 44. – № 6. – С. 25-57.
  12. *Alekseyenko S. V.* Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results / S. V. Alekseyenko, O. A. Prykhodko // *TsAGI Science Journal*. – V. 44. – 2013. – Issue 6. – P. 761-805.
  13. *Алексеенко С. В.* Математическое моделирование процессов образования наростов льда на поверхности профиля NASA 0012 / С. В. Алексеенко, А. А. Приходько // *Известия РАН. МЖГ*. – 2014. – № 6. – С. 17-36.
  14. *Alekseyenko S. V.* Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface / S. V. Alekseyenko, A. A. Prihod'ko // *Fluid Dynamics* – 2014. – V. 49. – No. 6. – P. 715–732.
  15. *Spalart P. R.* A one-equation turbulence model for aerodynamic flow / P. R. Spalart, S. R. Allmaras // *AIAA Paper*. – No. 92 – 0439. – 1992. – 22 p.
  16. *Aupoix B.* Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness / B. Aupoix, P. R. Spalart // *International Journal of Heat and Fluid Flow*. – V. 24. – 2003 – P. 454-462.
  17. *Louchez P.* Beads and Rivulets Modelling in Ice Accretion on a Wing / P. Louchez, G. Fortin, G. Mingione, V. Brandi // *36-th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reno, Nevada* – 1998. – P. 10. Roe P. L. // *Annual review of fluid mechanics*. – 1986. – V. 18. – P. 337-365.