

# Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 519.6, 533.6

doi: 10.18698/0536-1044-2018-11-68-77

## Решение задачи дозвукового обтекания аэродинамической поверхности двухфазным вязким сжимаемым потоком с учетом взаимодействия фаз

Л.В. Быков<sup>1</sup>, Я.А. Индруленайте<sup>2,3</sup>, О.А. Пашков<sup>1,2</sup><sup>1</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)<sup>2</sup> ООО «ВР-Технологии»<sup>3</sup> ПАО «Туполев»

## A Solution to the Problem of Subsonic Flow Around an Airfoil by Two-Phase Viscous Compressible Flow Taking Account of Phase Interaction

L.V. Bykov<sup>1</sup>, Y.A. Indrulenyte<sup>2,3</sup>, O.A. Pashkov<sup>1,2</sup><sup>1</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University)<sup>2</sup> ООО VR-Technologies<sup>3</sup> PAO Tupolev

Обеспечение безопасности полетов и экономической эффективности летательных аппаратов ставит перед разработчиками и производителями авиационной техники задачи улучшения аэродинамических характеристик самолетов путем организации оптимального обтекания фюзеляжа и несущих поверхностей для всех возможных составов компонентов набегающего потока. Согласно статистическим данным, число летных происшествий, возникающих вследствие опасных воздействий внешней среды, в общем балансе аварийности в авиации весьма значительное. Как правило, такие происшествия происходят из-за образования льда на аэродинамических поверхностях летательных аппаратов. Поэтому изучение влияния обледенения на аэродинамические характеристики летательного аппарата и создание математических моделей, позволяющих определить формы образования льда даже на этапе проектирования воздушного судна, являются такими задачами, решение которых в значительной степени увеличит безопасность полетов. Исследована математическая модель процессов обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов в трехмерной постановке, основанная на решении системы уравнений Навье — Стокса с учетом анализа траекторий движения переохлажденных капель. Математическая модель реализована с использованием программного комплекса ANSYS FENSAP-ICE. Приведены результаты расчета обледенения профиля NACA 0012 для различных вариантов обтекания. Выполнено сравнение результатов расчета с данными других авторов.

**Ключевые слова:** летательный аппарат, аэродинамический профиль, режим обтекания, обледенение аэродинамических поверхностей, математическая модель

Ensuring the safety of flights and the economic efficiency of aircraft sets the task for aircraft designers and manufacturers to improve aerodynamic characteristics of aircraft by arranging optimal flow around the fuselage and lifting airfoils for all possible compositions of approach flow components. Statistics show that the number of flight accidents arising due to harmful effects of the environment in the overall balance of accidents in aviation is very significant. As a rule, such incidents occur due to the formation of ice on airfoils of aircraft. Therefore, the study of the effect of icing on the aircraft's aerodynamic characteristics, and the creation of mathematical models able to predict the shapes of ice accumulation as early as at the design stage are the tasks, the solution of which will greatly increase the safety of flights. In this paper, a mathematical model of the icing process occurring on airfoils is studied in a three-dimensional formulation based on the Navier-Stokes system of equations and taking into account the analysis of trajectories of supercooled droplets. The model is implemented using the FENSAP-ICE software package. The results of calculation of the icing profile NACA 0012 for various variants of flow are presented. The results are compared with the data of other authors.

**Keywords:** aircraft, airfoil, flow regime, icing of airfoil, computational model

В последнее время вновь приобрела актуальность проблема обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов (ЛА) [1–5]. Желание производителей самолетов и компаний, эксплуатирующих ЛА, иметь всепогодный и экономичный самолетный парк акцентирует внимание разработчиков на проблемах обледенения. Эти проблемы касаются не только крыльев и оперения, но и воздухозаборных устройств двигательных установок ЛА, приемников давления и других датчиков, расположенных на внешних поверхностях ЛА [6].

Лед на поверхностях воздухозаборных устройств опасен повреждением лопаток компрессора и выходом двигателя на нерасчетные режимы работы. Обледенение приемников воздушных давлений, полного давления и датчика аэродинамического угла может привести к нарушению работы систем измерения высотно-скоростных параметров. Обледенение лобового остекления нарушает обзорность кабины летчика, что особенно критично для предпосадочных и посадочных режимов.

В зависимости от внешних условий лед имеет различную структуру, а также форму, которую он принимает, оседая на поверхности элементов конструкции. Во время полета лед может появляться на поверхности планера в результате протекания трех процессов [7].

Цель работы — разработка математической модели, позволяющей получать достоверные интегральные и распределенные характеристики потока и параметры процессов обледенения аэродинамических поверхностей ЛА на всех режимах обтекания.

**1. Сублимационное обледенение** проявляется в сублимации водяных паров на поверхности обшивки ЛА, т. е. в превращении пара в лед, минуя жидкую фазу. Обычно это происходит, когда насыщенные влагой воздушные массы контактируют с сильно охлажденными поверхностями. Такой процесс, как правило, может существовать при отсутствии облаков. Это возможно, если самолет быстро теряет высоту, перемещаясь из более холодных верхних слоев атмосферы в более нагретые нижние, сохраняя тем самым низкую температуру обшивки, или если лед на поверхности ЛА уже есть. Образовавшиеся в этом случае кристаллы льда весьма прочно держатся на поверхности и быстро сдуваются набегающим потоком.

**2. Сухое обледенение заключается в оседании на поверхности ЛА** кристаллов льда, снега или града при пролете самолета через кристаллические облака, которые охлаждены настолько, что влага в них содержится в замороженном виде. Такой лед, как правило, сразу сдувается с аэродинамической поверхности и вреда не приносит. Остаться на обшивке он может в том случае, если она будет иметь достаточно высокую температуру, в результате чего кристалл льда успеет растаять, а затем снова замерзнуть при контакте с уже имеющимся там льдом.

**3. Замерзание переохлажденных капель** — наиболее наблюдаемый и опасный процесс с точки зрения эксплуатации ЛА. Его суть состоит в замерзании на поверхности обшивки ЛА капель влаги, содержащихся в облаке или дожде. Причем вода, из которой состоят эти капли, находится в переохлажденном состоянии.

При равновесной температуре кристаллизации воды (0 °С) жидкая вода и твердый лед могут существовать в равновесии сколь угодно долго. Для кристаллизации воды требуется выделение дополнительной энергии с целью формирования зародышей кристаллизации. Чтобы они образовались самопроизвольно (без внешнего воздействия), молекулы вещества должны сблизиться до определенного расстояния, т. е. преодолеть силы упругости.

Необходимая для этого процесса энергия возникает за счет дополнительного охлаждения воды (переохлаждения). В переохлажденной воде образование центров кристаллизации и превращение ее в лед происходят либо спонтанно, либо при наличии в воде каких-либо твердых примесей, являющихся центрами кристаллизации, либо вследствие какого-то другого внешнего воздействия, нарушающего существующий баланс. То есть переохлажденная вода пребывает в неустойчивом метастабильном состоянии. Именно такие переохлажденные капли воды, сталкиваясь с поверхностью ЛА, быстро кристаллизуются и превращаются в лед.

Процесс кристаллизации продолжается, поверх этих замерзших капель наслаиваются новые, что в итоге приводит к образованию толстой ледяной корки. Чаще всего переохлажденные капли воды содержатся в слоистых и кучевых облаках, а также в их разновидностях. Процесс обледенения наиболее вероятен при температуре воздуха от 0 до -10 °С. Хотя известны случаи обледенения даже при температуре ниже -60 °С.

В рамках данного исследования создана математическая модель, способная достоверно описать параметры протекания третьего (самого опасного) процесса обледенения.

Разработанная математическая модель верифицирована на задаче обтекания двухмерного аэродинамического профиля НАСА 0012. Следует отметить, что в настоящее время эта математическая модель представляется одной из нескольких составных частей более универсальной комплексной математической модели обледенения ЛА, разработку которой проводят сотрудники кафедры «Авиационно-космическая теплотехника» Московского авиационного института.

**Математическая модель.** В качестве основы математической модели использованы численные алгоритмы, заложенные в программный

комплекс ANSYS FENSAP-ICE. Этот комплекс является одним из многочисленных продуктов, применяющих сеточные методы для решения уравнений механики сплошной среды.

Численное моделирование обтекания исходной геометрии ЛА базируется на решении дискретных аналогов системы уравнений Навье — Стокса. Система включает в себя:

- уравнение неразрывности для сжимаемого потока

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0; \quad (1)$$

- уравнение количества движения

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i + \delta_{ji} p - \tau_{ij}) = 0; \quad (2)$$

- уравнение энергии

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j}[u_j(\rho E + p) + q_j - u_i \tau_{ij}] = 0, \quad (3)$$

где  $i, j$  — индексы компонентов единичного вектора;  $x_j$  — единичный вектор;  $\rho$  — плотность воздуха;  $t$  — время;  $u_i, u_j$  — компоненты вектора скорости воздуха;  $\delta_{ji}$  — символ Кронекера;  $p$  — давление;  $\tau_{ij}$  — тензор напряжений;  $E$  — полная энергия;  $q_j$  — плотность теплового потока.

Так как в рамках данного исследования моделировали потоки с большими числами Рейнольдса, для достоверного предсказания параметров турбулентности систему уравнений Навье — Стокса дополнили моделью турбулентности Спаларта — Аллмараса [8], которая основана на осреднении по Рейнольдсу и решает только одно дифференциальное уравнение для модифицированной турбулентной вязкости. Эта модель турбулентности дает достоверные результаты для большинства задач внешней аэродинамики.

Осаждение капель на поверхности для двухфазной жидкости описывается уравнениями Навье — Стокса, дополненными уравнениями неразрывности и импульса для капель.

Для моделирования процесса осаждения жидкости на поверхности ЛА систему уравнений для газа (1)–(3) дополнили:

- уравнением неразрывности

$$\frac{\partial \alpha_d}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_d u_{dj}) = 0; \quad (4)$$

• уравнением сохранения количества движения

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_d u_{di}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_d u_{dj} u_{di}) = \alpha_d \left[ \frac{1}{Fr^2} \left( 1 - \frac{\rho}{\rho_d} \right) g_i + \frac{C_d Re_d}{4K_d} (u_i - u_{di}) \right], \quad (5)$$

где  $\alpha_d$  — объемная доля водяных капель;  $u_{dj}$ ,  $u_{di}$  — проекции скорости капли;  $Fr$  — локальное число Фруда;  $\rho_d$  — плотность капель в единичном объеме;  $g_i$  — проекция ускорения, характеризующего действие внешней силы;  $C_d$  — коэффициент лобового сопротивления капли;  $Re_d$  — число Рейнольдса, вычисленное по диаметру капли;  $K_d$  — внутренний параметр инерции.

Плотность капель в единичном объеме  $\rho_d$  можно представить в виде

$$\rho_d = \frac{(m_{H_2O})_d}{V} = \frac{\rho_{H_2O} (V_{H_2O})_d}{V} = \rho_{H_2O} \alpha_d, \quad (6)$$

где  $(m_{H_2O})_d$  — масса частиц в единичном объеме пространства;  $V$  — единичный объем;  $\rho_{H_2O}$  — плотность воды;  $(V_{H_2O})_d$  — объем, занимаемый частицами воды в единичном объеме пространства.

После подстановки выражения (6) в уравнение (4) с учетом постоянной плотности воды  $\rho_{H_2O}$  получаем

$$\frac{\partial \alpha_d}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_d u_{dj}) = 0.$$

Первый член в правой части уравнения сохранения количества движения (5) выражает сопротивление капель через значение их среднего диаметра  $d_d$ . Он пропорционален средней скорости капли  $u_\infty$ , коэффициенту лобового сопротивления частиц  $C_d$  и числу Рейнольдса для капли  $Re_d$ , а также внутреннему параметру инерции  $K_d$ :

$$K_d = \frac{u_\infty \rho_d d_d^2}{3\mu L},$$

где  $\mu$  — вязкость воздуха;  $L$  — характерный размер области, в которой рассматривается течение.

Коэффициент сопротивления капель рассчитывается в зависимости от числа Рейнольдса:

$$C_d = \frac{24}{Re_d} (1 + 0,15 Re_d^{0,687}), \quad Re_d = \frac{\rho |\mathbf{u} - \mathbf{u}_d| d_d}{\mu}.$$

Для силы поверхностного натяжения капли  $B_{di}$  использована модель Буссинеска. С учетом выражения (6) имеем

$$B_{di} = \alpha_d (\rho_{H_2O} - \rho) g_i = \rho_d \left( 1 - \frac{\rho}{\rho_{H_2O}} \right) g_i.$$

Второй член уравнения (5) отражает соотношение между силами инерции и силой тяжести, в поле которой происходит движение. Он пропорционален локальному числу Фруда:

$$Fr = \frac{u_\infty}{\sqrt{Lg}}.$$

Представленные основные уравнения описывают физический процесс осаждения капли.

В том случае, когда в потоке присутствуют частицы обоих типов (капли и ледяные кристаллы), межфазные превращения, связанные с таянием или замерзанием, для уравнений переноса массы, импульса и переноса энергии игнорируются, т. е. принимается, что фазы находятся в термодинамическом равновесии относительно друг друга. Это допущение позволяет рассматривать системы уравнений для каждой дисперсной фазы отдельно (в несвязанной форме).

Уравнения для воздушного потока и капель решаются совместно. Если плотность капель превышает плотность воздуха более чем в 1000 раз или объемная концентрация капель становится пренебрежимо малой, то уравнения решаются отдельно друг от друга.

На рис. 1 показана физическая модель процесса переноса тепла и массы при нарастании

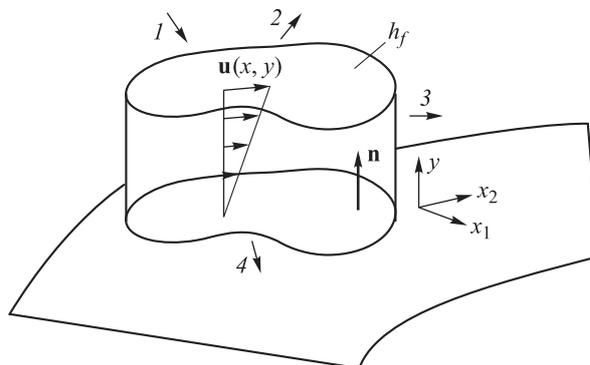


Рис. 1. Физическая модель процесса переноса тепла и массы:

- 1 — столкновение воды с переохлажденными каплями;
- 2 — испарение воды; 3 — стекание водяной пленки;
- 4 — нарастание льда;  $h_f$  — высота пленки;
- $\mathbf{n}$  — вектор нормали к поверхности;  $\mathbf{u}(x, y)$  — профиль местной скорости потока в зависимости от положения на поверхности ЛА

льда и стекании водяной пленки, что является следующим этапом расчета.

На каждой поверхности после столкновения с каплями образуется тонкая водяная пленка, которая может растекаться по поверхности или стекать с нее под действием сдвиговых напряжений, вызванных набегающим потоком, действием центробежной силы или силы тяжести. В зависимости от термодинамических условий часть пленки может замерзнуть (нарастание льда), испариться или сублимироваться.

Скорость движения водяной пленки  $v_f$  является функцией координат  $\mathbf{x} = \mathbf{x}_1 + \mathbf{x}_2$  на поверхности (см. рис. 1) и  $y$  — нормали к поверхности.

Решение задачи упрощено допущением о линейном профиле скорости для пленки  $\mathbf{v}_f(\mathbf{x}, y)$ , направленном по нормали к стенке, с нулевой скоростью вблизи нее:

$$\mathbf{v}_f(\mathbf{x}, y) = \frac{y}{\mu_f} \boldsymbol{\tau}_{a\ wall}(\mathbf{x}),$$

где  $\mu_f$  — вязкость жидкости внутри пленки;  $\boldsymbol{\tau}_{a\ wall}$  — градиент сдвиговых напряжений, которые являются главной причиной движения пленки.

Это предположение обусловлено малой толщиной пленки, принятой в расчетах, не превышающей 10 мкм. При усреднении скорости водяной пленки ее значение можно описать следующим выражением:

$$\mathbf{v}_f(\mathbf{x}, y) = \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} \mathbf{v}_f(\mathbf{x}, y) dy = \frac{h_f}{2\mu_f} \boldsymbol{\tau}_{a\ wall}(\mathbf{x}).$$

В процессе вычислений высоту пленки  $h_f$  определяли во всех точках расчетной сетки на поверхности.

Далее решали систему из двух дифференциальных уравнений для каждой поверхности. Первое уравнение отражает закон сохранения массы, второе — закон сохранения энергии [9]:

$$\rho^f \left( \frac{\partial h^f}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (h^f u_j^f) \right) = \dot{m}_{drops} - \dot{m}_{evap} - \dot{m}_{ice}; \quad (7)$$

$$\begin{aligned} & \rho^f c^f \left[ \frac{\partial}{\partial t} (h^f T^f) + \frac{\partial}{\partial x_j} (h^f T^f u_j^f) \right] = \\ & = \dot{m}_{drops} \left[ \frac{1}{2} U_{\infty}^2 + c^f \left( T_{\infty} + \frac{1}{2c_p^{air}} U_{\infty}^2 \right) \right] - \\ & - \dot{m}_{evap} L_{evap} - \dot{m}_{ice} (c^{ice} T^f - L_{fusion}) + \end{aligned}$$

$$+ \sigma \varepsilon \left[ T_{\infty}^4 - (T^f)^4 \right] - c_h (T^f - T_{adiabatic}), \quad (8)$$

где  $\rho^f$  — плотность жидкости;  $h^f$  — толщина жидкой пленки;  $u_j^f$  — скорость движения пленки;  $\dot{m}_{drops}$  — приток жидкости из внешнего потока;  $\dot{m}_{evap}$  и  $\dot{m}_{ice}$  — отток жидкости за счет испарения и образования льда;  $c^f$  и  $T^f$  — теплоемкость и температура жидкости;  $T_{\infty}$  — температура набегающего потока;  $c_p^{air}$  — теплоемкость воздуха;  $L_{evap}$  — скрытая теплота парообразования воды;  $c^{ice}$  — теплоемкость льда;  $L_{fusion}$  — скрытая теплота плавления льда;  $\sigma$  — постоянная Больцмана;  $\varepsilon$  — степень черноты стенки;  $c_h$  — коэффициент теплоотдачи;  $T_{adiabatic}$  — температура адиабатной стенки.

Для определения количества жидкости, захватываемой поверхностью профиля, введен параметр  $\beta$  — безразмерный коэффициент захвата капель. Согласно работе [10],

$$\beta = \frac{\Delta y_0}{\Delta s},$$

где  $\Delta y_0$  — расстояние между соседними каплями в невозмущенном потоке;  $\Delta s$  — расстояние между соседними каплями на поверхности ЛА.

Поток воды к поверхности крыла

$$\dot{m}_{drops} = \beta (LWC) u_{\infty}, \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с}),$$

где  $LWC$  — содержание жидкой воды в невозмущенном потоке,  $\text{кг}/\text{м}^3$ .

Для учета оттока жидкости вследствие разбрызгивания и разрушения пленки для параметра  $\beta$  вводят поправочный коэффициент [11].

Методика расчета оттока вследствие испарения  $\dot{m}_{evap}$  подробно описана в работе [12], однако чаще всего применяют более простую методику [13].

Первые три члена правой части уравнения (8) описывают процесс передачи тепла, вызванный столкновением воды с переохлажденными каплями, испарением и кристаллизацией соответственно. Следующие два компонента — радиационный и конвективный.

Параметры  $\rho^f$ ,  $c^f$ ,  $c_s$ ,  $\sigma$ ,  $\varepsilon$ ,  $L_{evap}$  и  $L_{fusion}$  являются функциями физических свойств жидкости и материала поверхности.

Для замыкания системы уравнений (7)–(8) применена система неравенств, физический смысл которой заключается в том, что при температуре ниже точки замерзания ( $0^\circ\text{C}$ ) не остается свободной жидкой воды, а при температуре выше — лед не образуется:

$$\begin{cases} h_f \geq 0; \\ \dot{m}_{ice} \geq 0; \\ h_f \tilde{T}_f \geq 0; \\ \dot{m}_{ice} \tilde{T}_f \leq 0, \end{cases}$$

где  $\tilde{T}_f$  — температура воды в пленке.

Геометрически процесс образования льда моделировали с применением методов динамической перестраиваемой расчетной сетки, т. е. изменение формы аэродинамической поверхности профиля учитывалось за счет перемещения узлов расчетной сетки и деформации ячеек.

**Результаты верификации математической модели.** Разработанная математическая модель верифицирована на задаче обтекания двухмерного профиля NASA 0012 при параметрах набегающего потока, приведенных в таблице.

Проведено три расчета: один при угле атаки  $\alpha = 3,5^\circ$  и два при  $\alpha = 0^\circ$ . Полученные в ходе численного моделирования результаты сравнивали с экспериментальными и расчетными данными других авторов [14, 15].

На рис. 2 показано распределение коэффициента захвата капель  $\beta$  по образующей двухмерного аэродинамического профиля NASA 0012 S для режима обтекания № 1 в сравнении с экспериментальными и расчетными данными работы [14]. Последние получены с помощью программного обеспечения (ПО) LEWICE, созданного Исследовательским центром NASA Glenn. В целом наблюдается удовлетворительное совпадение, хотя и присутствует некоторое завышение значений коэффициента захвата капель в окрестности точки торможения по сравнению с данными эксперимента.

К сожалению, в работе [15] отсутствовали данные о распределении коэффициента захвата по поверхности профиля, поэтому для режимов № 2 и 3 удалось сравнить только получившиеся формы наледи. На рис. 3 и 4 приведены результаты моделирования форм льда, полученные для всех режимов обтекания в сравнении с

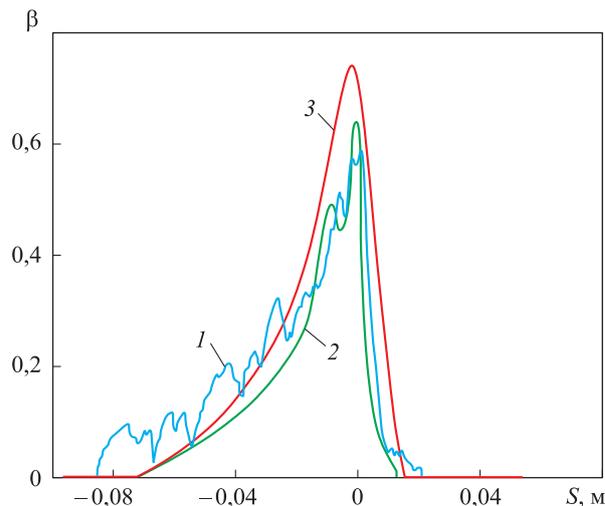


Рис. 2. Распределение коэффициента захвата капель по образующей двухмерного аэродинамического профиля NASA 0012 S:

1 — экспериментальные данные работы [14];  
2 и 3 — результаты расчета, полученные с помощью ПО LEWICE [14] и предложенной математической модели

данными работ [14] и [15]. В последней из них результаты расчета получены с помощью ПО LEWICE и ПО разработки Французского центра аэрокосмических исследований ONERA.

Результаты, полученные с помощью предложенной математической модели, в целом удовлетворительно совпадают с данными работ [14] и [15]. Однако их наилучшая сходимость наблюдается для режима обтекания № 2, что, вероятно, обусловлено самым большим временем полета и относительно простым характером обтекания профиля при нулевом угле атаки.

Из рис. 3 видно, что при режиме обтекания № 1 форма льда, полученная с использованием разработанной математической модели, несколько отличается от данных работы [15]. Так как в целом количество нарощенного льда соответствует результатам эксперимента, различия в форме, видимо, связаны со сложным турбулентным характером течения, проявляющимся при ненулевом угле атаки.

**Параметры набегающего потока**

Номер расчета	Хорда профиля, м	Скорость набегающего потока $u_\infty$ , м/с	Давление набегающего потока $p_\infty$ , кПа	Температура набегающего потока $T_\infty$ , К	Угол атаки $\alpha$ , град	LWC, г/м <sup>3</sup>	Диаметр капле $d_d$ , мкм	Время полета, с
1	0,533	102,8	90,76	256,49	3,5	0,55	20,0	420,0
2	0,533	67,0	90,76	264,40	0	0,65	40,0	672,0
3	0,533	57,0	90,76	267,60	0	1,04	27,73	247,2

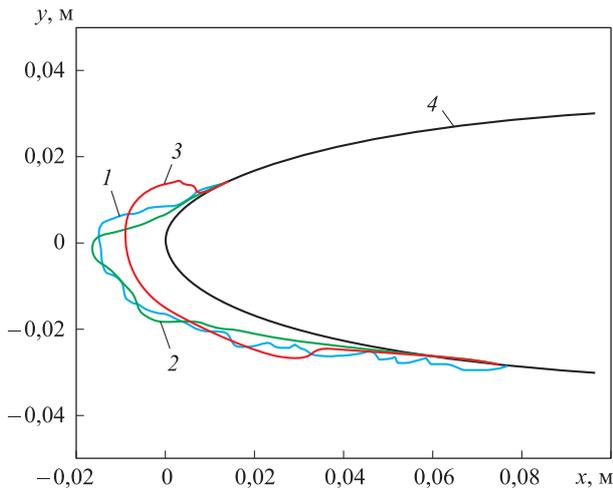


Рис. 3. Формы льда на поверхности двухмерного аэродинамического профиля NASA 0012 для режима обтекания № 1:  
1 — экспериментальные данные работы [14];  
2 и 3 — результаты расчета, полученные с помощью ПО LEWICE [14] и предложенной математической модели; 4 — контур двухмерного аэродинамического профиля NASA 0012

Из рис. 4, б видно, что для режима обтекания № 3 предложенная математическая модель спрогнозировала несколько меньшую толщину ледяной корки по сравнению с данными эксперимента. Это, скорее всего, связано с относительно небольшим временем обледенения и не совсем корректным представлением процессов теплообмена между набегающим потоком и поверхностью ЛА, на которой за первые секунды полета уже выросла относительно тонкая ледяная корка. Этот недостаток математической модели, возможно, удастся исправить путем проведения многостадийного расчета, в котором процесс обледенения будет разбит на несколько этапов. Параметры теплообмена, полученные, на этапе  $k$ , будут приниматься в качестве граничных условий для этапа  $k + 1$ .

## Выводы

1. Разработанная математическая модель в целом позволяет адекватно предсказать параметры обледенения двухмерного аэродинамического профиля.

## Литература

- [1] Мещерякова Т.П. *Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов*. Москва, Машиностроение, 1977. 232 с.
- [2] *Aircraft icing handbook*. 2000. 97 p.

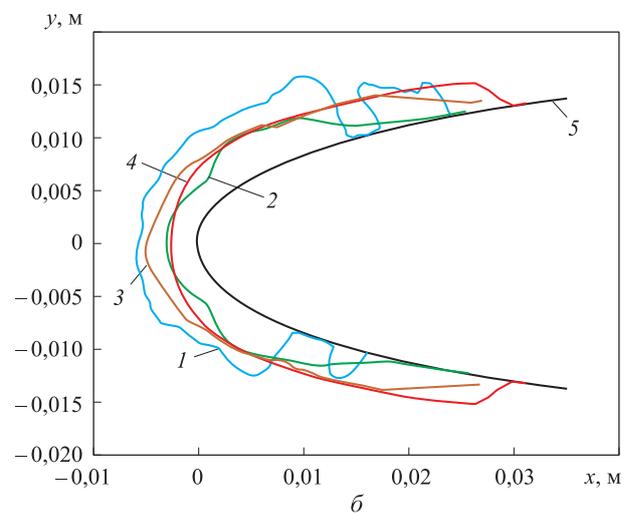
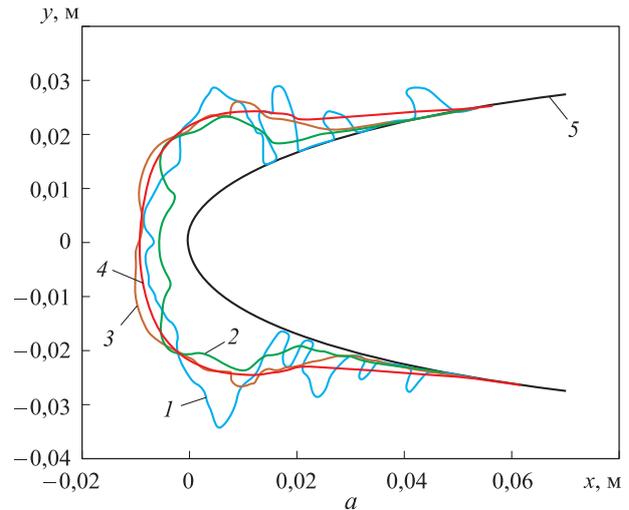


Рис. 4. Формы льда на поверхности двухмерного аэродинамического профиля NASA 0012 для режимов обтекания № 2 (а) и № 3 (б):  
1 — экспериментальные данные работы [15];  
2, 3 и 4 — результаты расчета, полученные с помощью ПО LEWICE [15] и предложенной математической модели соответственно;  
5 — контур двухмерного аэродинамического профиля NASA 0012

2. В некоторых случаях наблюдаются отклонения полученных результатов от экспериментальных данных по интегральным значениям выросшего льда и формам ледяной корки. Это свидетельствует о необходимости дальнейшей доработки предложенной математической модели.

- [3] Стасенко А.Л., Толстых А.И., Ширококов Д.А. К моделированию оледенения самолета: динамика капель и поверхность смачивания. *Математическое моделирование*, 2001, т. 13, № 6, с. 81–86.
- [4] *User Manual for NASA Glenn Ice Accretion Code LEWICE*. National Aeronautics and Space Administration, Createspace Independent Publishing Platform, 2002. 425 p.
- [5] Алексеенко С.В., Приходько А.А. Численное моделирование обледенения цилиндра и профиля. Обзор моделей и результатов расчетов. *Ученые записки ЦАГИ*, 2013, № 6, с. 25–57.
- [6] Приходько А.А., Алексеенко С.В. Обледенение аэродинамических поверхностей: моделирование воздушно-капельного потока. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2013, № 4(101), с. 59.
- [7] Ali M., Kara K., Mohiudeen A. Determination of Water Droplet Collection Efficiency: An Empirical Model. *Conference Paper of AIAA Atmospheric Flight Conference*, January 2017, doi: 10.2514/6.2017-1869
- [8] Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *Recherche Aerospaciale*, 1994, is. 1, pp. 5–21.
- [9] Bourgault Y., Beaugendre E., Habashi W.G., Lepage C.Y., Croce G. FENSAP-ICE: A New Equilibrium Model for Ice Accretion, including Film Runback and Conjugate Heat Transfer. *Proceedings of the Fourth European Computational Fluid Dynamics Conference*, Athens, September 1998, vol. 1, pt. 2, pp. 723–728.
- [10] Bourgault Y., Habashi W.G., Dompierre J., Baruzzi G.S. A finite element method study of Eulerian droplets impingement models. *International Journal of Numerical Methods in Fluids*, 1999, vol. 29, is. 4, pp. 429–449, doi: [https://doi.org/10.1002/\(SICI\)1097-0363\(19990228\)29:4<429::AID-FLD795>3.0.CO;2-F](https://doi.org/10.1002/(SICI)1097-0363(19990228)29:4<429::AID-FLD795>3.0.CO;2-F)
- [11] Kim J.W., Garza Dennis P., Sankar L.N., Kreeger R.E. Ice accretion modeling using an Eulerian approach for droplet impingement. *51<sup>st</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013, Grapevine, TX, United States, 7–10 January 2013, code 98224.
- [12] Wright W.B. LEWICE 2.2 Capabilities and Thermal Validation. *40<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2002, Reno, NV, United States, 14–17 January 2002, code 102855.
- [13] Kinzel M.P., Sarofeen C.M., Noack R.W., Kreeger R.E. A finite-volume approach to modeling ice accretion. *28<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Chicago, IL, United States, 28 June–1 July 2010, code 82594.
- [14] Wright W.B., Rutkowski A. *Validation results for LEWICE 2.0*. NASA Contractor Report, 1999-208690, 1999.
- [15] Silva G.A.L., Silvaros O.M., Zerbini E.J.G.J. Ice Accretion and Wing Anti-Icing System Simulation. *First Workshop on Aviation Safety (WAS)*, June 1<sup>st</sup>–2<sup>nd</sup> 2012, Rio de Janeiro, RJ, Brazil, 2012.

## References

- [1] Meshcheryakova T.P. *Proektirovanie sistem zashchity samoletov i vertoletov* [Design of aircraft and helicopter protection systems]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1977. 232 p.
- [2] *Aircraft icing handbook*. 2000. 97 p.
- [3] Stasenko A.L., Tolstykh A.I., Shirobokov D.A. Modeling of icing of the plane: the dynamics of drops and surface wetting. *Matematicheskoye modelirovaniye* [Mathematical Models and Computer Simulations]. 2001, vol. 13, no. 6, pp. 81–86 (in Russ.).
- [4] *User Manual for NASA Glenn Ice Accretion Code LEWICE*. National Aeronautics and Space Administration, Createspace Independent Publishing Platform, 2002. 425 p.
- [5] Alekseyenko S.V., Prykhodko O.A. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results. *TsAGI Science Journal*, 2013, vol. 44, no. 6, pp. 761–805, doi: 10.1615/TsAGISciJ.2014011016
- [6] Prihod'ko A.A., Alekseyenko S.V. Airfoils icing: simulation of the air-droplet flow. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Aerospace engineering and technology]. 2013, no. 4(101), p. 59.

- [7] Ali M., Kara K., Mohiudeen A. Determination of water droplet collection efficiency: an empirical model. *Conference paper of AIAA atmospheric flight conference*, January 2017, doi: 10.2514/6.2017-1869
- [8] Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *Recherche Aerospaciale*, 1994, is. 1, pp. 5–21.
- [9] Bourgault Y., Beaugendre E., Habashi W.G., Lepage C.Y., Croce G. FENSAP-ICE: A New Equilibrium Model for Ice Accretion, including Film Runback and Conjugate Heat Transfer. *Proceedings of the Fourth European Computational Fluid Dynamics Conference*, Athens, September 1998, vol. 1, pt. 2, pp. 723–728.
- [10] Bourgault Y., Habashi W.G., Dompierre J., Baruzzi G.S. A finite element method study of Eulerian droplets impingement models. *International Journal of Numerical Methods in Fluids*, 1999, vol. 29, is. 4, pp. 429–449, doi: [https://doi.org/10.1002/\(SICI\)1097-0363\(19990228\)29:4<429::AID-FLD795>3.0.CO;2-F](https://doi.org/10.1002/(SICI)1097-0363(19990228)29:4<429::AID-FLD795>3.0.CO;2-F)
- [11] Kim J.W., Garza Dennis P., Sankar L.N., Kreeger R.E. Ice accretion modeling using an Eulerian approach for droplet impingement. *51<sup>st</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013, Grapevine, TX, United States, 7–10 January 2013, code 98224.
- [12] Wright W.B. LEWICE 2.2 Capabilities and Thermal Validation. *40<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2002, Reno, NV, United States, 14–17 January 2002, code 102855.
- [13] Kinzel M.P., Sarofeen C.M., Noack R.W., Kreeger R.E. A finite-volume approach to modeling ice accretion. *AIAA Journal*, 2010, pp. 2010–4230.
- [14] Wright W.B., Rutkowski A. *Validation results for LEWICE 2.0*. NASA Contractor Report, 1999-208690, 1999.
- [15] Silva G.A.L., Silvares O.M., Zerbini E.J.G.J. Ice Accretion and Wing Anti-Icing System Simulation. *First Workshop on Aviation Safety (WAS)*, June 1<sup>st</sup>–2<sup>nd</sup> 2012, Rio de Janeiro, RJ, Brazil, 2012.

Статья поступила в редакцию 31.08.2018

## Информация об авторах

**БЫКОВ Леонид Владимирович** — кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиационно-космическая теплотехника», начальник управления дополнительного профессионального образования. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: bykov@mai.ru).

**ИНДРУЛЕНАЙТЕ Яна Александровна** — ведущий инженер-расчетчик отдела «Аэродинамика вертолета». ООО «ВР-Технологии»; инженер-конструктор первой категории ПКЦ «Системы и агрегаты». ПАО «Туполев» (105005, Москва, Российская Федерация, наб. Академика Туполева, д. 17, e-mail: yana.indrulenayte@yandex.ru).

**ПАШКОВ Олег Анатольевич** — кандидат технических наук, ведущий инженер-конструктор отдела «Аэродинамика вертолета». ООО «ВР-Технологии»; доцент кафедры «Авиационно-космическая теплотехника». Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: gfon2@yandex.ru).

## Information about the authors

**BYKOV Leonid Vladimirovich** — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Aerospace Heat Engineering, Head of Department, Continued Professional Development. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125993, Moscow, Volokolamskoe Shosse, Bldg. 4, e-mail: bykov@mai.ru).

**INDRULENAYTE Yana Aleksandrovna** — Leading CFD Engineer, Helicopter Aerodynamics Department. ООО VR-Technologies; Design Engineer of 1<sup>st</sup> Category, Systems and Assemblies Design Center. PAO Tupolev (105005 Moscow, Russian Federation, nab. Akademika Tupoleva, Bldg. 17, e-mail: yana.indrulenayte@yandex.ru).

**PASHKOV Oleg Anatolievich** — Candidate of Science (Eng.), Leading Design Engineer, Helicopter Aerodynamics Department. ООО VR-Technologies. Associate Professor, Department Aerospace Heat Engineering. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125993, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe Shosse, Bldg. 4, e-mail: gfon2@yandex.ru).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Быков Л.В., Индруленайте Я.А., Пашков О.А. Решение задачи дозвукового обтекания аэродинамической поверхности двухфазным вязким сжимаемым потоком с учетом взаимодействия фаз. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 11, с. 68–77, doi: 10.18698/0536-1044-2018-11-68-77

**Please cite this article in English as:**

Bykov L.V., Indrulenayte Y.A., Pashkov O.A. A Solution to the Problem of Subsonic Flow Around an Airfoil by Two-Phase Viscous Compressible Flow Taking Account of Phase Interaction. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 11, pp. 68–77 (in Russ.), doi: 10.18698/0536-1044-2018-11-68-77



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана  
вышло в свет учебное пособие  
**Ю.Г. Драгунова**

**«Обеспечение прочности и ресурса  
реакторных установок с водо-водяными  
энергетическими реакторами»**

Изложены подходы к обоснованию безопасности реакторных установок с водо-водяными энергетическими реакторами, в частности прочности оборудования, с учетом нагрузок и изменений свойств материалов в условиях нормальной эксплуатации и при авариях. Рассмотрены вопросы управления ресурсом критических элементов оборудования реакторных установок с водо-водяными энергетическими реакторами.

Пособие в первую очередь адресовано студентам специальности «Ядерные реакторы и материалы», может быть полезно для студентов и аспирантов, обучающихся по направлению подготовки «Ядерная энергетика и технологии», а также специалистов, работающих в области создания оборудования для ядерной индустрии.

**По вопросам приобретения обращайтесь:**

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.  
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;  
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru