

25. Bolshakov V.I., Dubrov Yu.I., Kryulin F.V. and Volchuk V.M. *Sposib vyznachennya fraktal'noyi rozmirnosti zobrazhennya* [Method for determining fractal dimensionality of an image]. Patent product no. 51439A, UA. MPK 7 G06K9/00, bulletin no. 11, 2002. (in Ukrainian).

Надійшла до редакції: 15.10.18

УДК 532.526:532.24

DOI: 10.30838/J.PMNTM.2413.261218.16.560

## ОБЛЕДЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ: МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОРМ КРУПНЫХ ЛЕДЯНЫХ НАРОСТОВ

АЛЕКСЕЕНКО С. В.<sup>1\*</sup>, к. т. н.,  
ЮШКЕВИЧ О. П.<sup>2</sup>, к. т. н.

<sup>1\*</sup> Кафедра механотроники, Дніпровський національний університет імені Олесь Гончара, пр. Гагарина, 72, 49000, Дніпро, Україна, тел. +38(050) 480-85-03, e-mail: [alexeyenko\\_sv@ukr.net](mailto:alexeyenko_sv@ukr.net), ORCID ID: 0000-0003-0320-989X

<sup>2</sup> Кафедра механотроники, Дніпровський національний університет імені Олесь Гончара, пр. Гагарина, 72, 49000, Дніпро, Україна, тел. +38(066) 775-37-58, e-mail: [ReilTO@i.ua](mailto:ReilTO@i.ua), ORCID ID:0000-0002-7199-8424

**Аннотация. Постановка проблемы.** Численное моделирование процессов обледенения летательных аппаратов во время полета в неблагоприятных метеорологических условиях является актуальной проблемой при обеспечении безопасности полетов. Данные о воспроизведенных формах крупных ледяных наростов, которые, в свою очередь, зависят от условий полета, могут быть использованы для оценки степени негативного влияния обледенения на летательный аппарат. **Методика исследования.** Для численного моделирования процессов обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов разработано программно-методическое обеспечение. При описании внешнего воздушно-капельного потока и выпадения влаги на обтекаемую поверхность использована модель взаимопроникающих сред, при описании процесса нарастания льда – метод поверхностных контрольных объемов, базирующийся на уравнениях неразрывности и сохранения энергии. **Результаты расчетов.** Расчетным путем воспроизведены основные формы крупных ледяных наростов при двухмерном обтекании профиля *NACA 0012* двухфазным вязким сжимаемым потоком с учетом шероховатости поверхности и взаимодействия воздушного потока и переохлажденных капель. **Выводы.** Проанализированы физические особенности процесса обледенения, приводящие к образованию рогообразных форм ледяных наростов. Получены характерные формы ледяных наростов в сухом, влажном и смешанном режимах обледенения. Наблюдается хорошее согласование с известными экспериментальными данными. Проведены исследования влияния летных и метеорологических параметров на форму ледяных наростов. Проиллюстрирована возможность использования разработанного инструмента исследования для определения наиболее «опасного», с точки зрения степени влияния обледенения на летательный аппарат, диапазона параметров.

**Ключевые слова:** численное моделирование; воздушно-капельный поток; выпадение влаги на обтекаемую поверхность; нарастание льда; формы ледяных наростов; обледенение аэродинамических поверхностей

## ЗЛЕДЕНІННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ: МОДЕЛЮВАННЯ ФОРМ ВЕЛИКИХ КРИЖАНИХ НАРОСТІВ

АЛЕКСЕЄНКО С. В.<sup>1\*</sup>, к. т. н.,  
ЮШКЕВИЧ О. П.<sup>2</sup>, к. т. н.

<sup>1\*</sup> Кафедра механотроніки, Дніпровський національний університет імені Олесь Гончара, пр. Гагарина, 72, 49000, Дніпро, Україна, тел. +38(050) 480-85-03, e-mail: [alexeyenko\\_sv@ukr.net](mailto:alexeyenko_sv@ukr.net), ORCID ID: 0000-0003-0320-989X

<sup>2</sup> Кафедра механотроніки, Дніпровський національний університет імені Олесь Гончара, пр. Гагарина, 72, 49000, Дніпро, Україна, тел. +38(066) 775-37-58, e-mail: [ReilTO@i.ua](mailto:ReilTO@i.ua), ORCID ID:0000-0002-7199-8424

**Анотация. Постановка проблемы.** Числове моделювання процесів обмерзання літальних апаратів під час польоту в несприятливих метеорологічних умовах становить актуальну проблему у забезпеченні безпеки польотів. Дані про відтворені форми великих крижаних наростів, які, у свою чергу, залежать від умов польоту, можуть бути використані для оцінювання ступеня негативного впливу зледеніння на літальний апарат. **Методика дослідження.** Для числового моделювання процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь літальних апаратів розроблено програмно-методичне забезпечення. Для опису зовнішнього повітряно-крапельного потоку і випадіння вологи на обтічну поверхню застосовано модель взаємопроникних середовищ, для опису процесу наростання льоду – метод поверхневих контрольних об'ємів, що базується на рівняннях нерозривності і збереження енергії. **Результати розрахунків.** Розрахунковим шляхом відтворено основні

форми великих крижаних наростів при двомірному обтіканні профілю *NACA 0012* двофазним в'язким стисливим потоком з урахуванням шорсткості поверхні і взаємодії повітряного потоку і переохолоджених крапель. **Висновки.** Проаналізовано фізичні особливості процесу зледеніння, що спричиняють утворення рогоподібних форм крижаних наростів. Отримано характерні форми крижаних наростів у сухому, вологому і змішаному режимах зледеніння. Спостерігається гарне узгодження результатів із відомими експериментальними даними. Проведено дослідження впливу льотних і метеорологічних параметрів на форму крижаних наростів. Проілюстровано можливість використання розробленого інструменту дослідження для визначення найбільш «небезпечного», з точки зору ступеня впливу зледеніння на літальний апарат, діапазону параметрів.

**Ключові слова:** *числове моделювання; повітряно-крапельний потік; випадіння вологи на обтічну поверхню; наростання криги; форми крижаних наростів; зледеніння аеродинамічних поверхонь*

## ICING OF AERODYNAMIC SURFACES: MODELLING THE SHAPE OF LARGE ICE GROWTHS

ALEKSEYENKO S.V.<sup>1\*</sup>, *Cand. Sc. (Tech.), Ass. Prof.*,  
YUSHKEVICH O.P.<sup>2</sup>, *Cand. Sc. (Tech.), Ass. Prof.*

<sup>1\*</sup> Department of Mechatronics, Oles Honchar Dnipro National University, 72, Naharina ave., 49000, Dnipro, Ukraine, tel. +38 (050) 480-85-03, e-mail: [alexeyenko\\_sv@ukr.net](mailto:alexeyenko_sv@ukr.net), ORCID ID: 0000-0003-0320-989X

<sup>2</sup> Department of Mechatronics, Oles Honchar Dnipro National University, 72, Naharina ave., 49000, Dnipro, Ukraine, tel. +38 (066) 775-37-58, e-mail: [ReilTO@i.ua](mailto:ReilTO@i.ua), ORCID ID:0000-0002-7199-8424

**Abstract. Statement of the problem.** Numerical simulation of aircraft icing processes during the flight in adverse meteorological conditions is a pressing issue in ensuring flight safety. The data on the simulated shapes of large ice build-ups, which, in turn, depend on the flight conditions, can be used to assess the degree of negative influence of icing on the aircraft. **Research methodology.** For the numerical simulation of the icing processes of the aircraft aerodynamic surfaces software and methodological support were developed. When describing the external air-droplet flow and moisture precipitation on the streamlined surface, a model of interpenetrating media was used; when describing the process of ice growing, the surface control volumes method based on the equations of continuity and energy conservation was used. **Results.** The main shapes of large ice growths on *NACA 0012* profile, streamlined with a two-dimensional two-phase viscous compressible flow, taking into account the surface roughness and the interaction of the air flow and supercooled drops were reproduced. **Conclusions.** The physical features of the icing process, leading to the formation of horn-like shapes of ice growths, were analyzed. The characteristic forms of ice build-ups in dry, wet and mixed icing modes were obtained. There is good agreement the obtained results with known experimental data. Studies of the effect of flight and meteorological parameters on the shape of ice buildup were carried out. The possibility of using the developed research tool to determine the most “dangerous”, in terms of the degree of influence of icing on the aircraft, the range of parameters was illustrated.

**Keywords:** *numerical simulation; air-droplet flow; moisture precipitation on a streamlined surface; ice growing; shapes of ice accretions; icing of aerodynamic surfaces*

### Введение

Актуальность проблемы моделирования процессов обледенения летательных аппаратов обусловлена необходимостью обеспечения безопасности полетов, в том числе в неблагоприятных метеорологических условиях. Известно, что переохлажденные капли воды, содержащиеся в облаках, могут замерзнуть, попадая на передний край фюзеляжа, крыльев, элементов оперения, детали авиационных двигателей. В случаях, когда летательный аппарат попадает в длительные условия обледенения и он не оборудован системой защиты от обледенения или когда такая система не активна, на обтекаемых поверхностях могут нарастать достаточно крупные ледяные образования, оказывающие существенное влияние на структуру течения. Наиболее чувствительными к обледенению, с точки зрения влияния на аэродинамику летательного аппарата, являются передние края крыльев, управляющие поверхности,

элементы хвостового оперения. При этом степень такого влияния будет определяться размерами и формой ледяных образований.

В зависимости от параметров набегающего воздушно-капельного потока может образоваться рыхлый, стекловидный или смешанный лед. Рыхлый лед обычно формирует гладкие наросты хорошо обтекаемой формы, которые имеют не столь значительное негативное влияние на аэродинамические характеристики летательного аппарата. Стекловидному льду, как правило, присущи наросты рогообразной формы с возможным образованием «перьевых» отложений ниже по потоку. При этом форма рогообразного выступа может быть охарактеризована высотой, углом, который он образует с линией хорды и местом расположения вдоль обтекаемой поверхности. Рогообразные наросты могут формироваться как на верхней, так и на нижней части поверхности крыла, при этом значительно изменяя структуру течения, оказывая отрицательное влияние на аэродинамику

летательного аппарата вплоть до критических значений. Смешанный, или облачный, лед представляет собой комбинацию рыхлого и стекловидного льда и является наиболее распространенной формой ледяных образований.

Согласно известным экспериментальным исследованиям, посвященным влиянию крупных рогообразных наростов на структуру течения, можно утверждать, что основное негативное влияние оказывают образующиеся за такими наростами значительные возвратные течения в виде отрывных пузырей [1]. При этом аэродинамические характеристики оказываются относительно нечувствительными к особенностям формы «рога», а, главным образом, зависят от его высоты, угла наклона к набегающему потоку и местоположения вдоль обтекаемой поверхности, поскольку эти параметры влияют на размер, положение и протяженность области отрыва потока. Также отмечается, что наибольшее негативное влияние на аэродинамические характеристики профиля оказывают крупные рогообразные ледяные наросты, расположенные на верхней поверхности профиля за передней кромкой. Поскольку точка отрыва потока, как правило, находится в области на вершине «рога», шероховатость поверхности играет лишь незначительную роль в аэродинамике профилей с большими роговидными ледяными наростами [2]. Таким образом, форма крупных ледяных наростов, которая, в свою очередь, зависит от условий полета, косвенно может быть использована для оценки степени негативного влияния обледенения на летательный аппарат.

Целью настоящей работы является проведение на основе разработанного программно-методического обеспечения, позволяющего моделировать процессы обледенения, исследования влияния летных и метеорологических параметров на форму ледяных наростов.

#### Физическая постановка задачи

Обледенение летательных аппаратов в полете в большинстве случаев происходит при наличии в атмосфере переохлажденных капель воды, в основном, в слоистых и кучевых облаках, когда эти капли сталкиваются с элементами обтекаемых поверхностей. Условия обтекания и степень переохлаждения капель оказывают влияние на их поведение после соударения и, в конечном итоге, на структуру и форму образующейся наледи. В рамках разработанной модели будем полагать, что затвердевание воды, содержащейся во влетающей капле, после ее осаждения на обтекаемую поверхность происходит в пропорции, главным образом зависящей от количества высвобождающейся скрытой теплоты фазового перехода, которая может быть поглощена воздухом, жидкостью и льдом.

Иногда этой пропорции оказывается недостаточно, чтобы поверхностная капля полностью

замерзла до прибытия следующей капли из внешнего потока 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 происходит 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  $0\text{ }^{\circ}\text{C}$  [3].

#### Математическая постановка задачи

Численное моделирование процессов образования льда на аэродинамических поверхностях выполнено с помощью разработанного программно-методического обеспечения [3–4]. Для описания набегающего двухфазного потока применена модель взаимопроникающих сред. Для описания движения несущей среды использованы осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье–Стокса. Уравнения, описывающие несущую и дисперсную фазы, связаны через источники членов, 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 применена однопараметрическая дифференциальная модель Spalart–Allmaras [5] с коррекцией для шероховатой стенки [6].

Для описания процесса нарастания льда использовался метод поверхностных контрольных объемов. 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.

Дискретизация осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса выполнена с помощью неявного конечно-объемного метода. Для вычисления конвективных слагаемых использована схема Roe [7]. Вязкие слагаемые аппроксимировались по трехточечному шаблону со вторым порядком точности. Блочная матричная система алгебраических уравнений решалась итерационным алгоритмом Гаусса–Зейделя.

#### Результаты расчетов

Приведены результаты расчетов, охватывающие три режима обледенения профиля *NACA 0012* (рис. 1) с длиной хорды  $L = 0,53\text{ м}$ , обтекаемого под углом атаки  $\alpha = 3,5^{\circ}$  двухфазным потоком. Параметры потока принимались следующими: скорость набегающего потока  $V_{\infty} = 102,8\text{ м/с}$ , давление на

бесконечности  $p_{\infty} = 10^5 \text{ Па}$ , водность  $LWC = 0,00055 \text{ кг/м}^3$ , диаметр переохлажденных капель  $d_k = 20 \text{ мкм}$ , время обледенения  $t = 265 \text{ сек}$ .

На рисунке 1а представлены результаты численного моделирования (форма образующегося ледяного нароста и распределение изомах, слева) и проведено сравнение результатов с известными расчетными и экспериментальными данными [8] (справа) при температуре набегающего потока  $T_{\infty} = -7,78 \text{ }^{\circ}\text{C}$ . 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 под действием аэродинамических сил, а также посредством разбрызгивания и «перепрыгиваний» [9]. 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. В целом 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 как известных, так и полученных в работе результатов.

С уменьшением температуры набегающего потока (рис. 1б, 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  $T_{\infty} = -16,6 \text{ }^{\circ}\text{C}$  (рис.1 з) 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.

С уменьшением скорости потока закономерность изменения формы наростов с понижением температуры сохраняется, однако рогообразные выступы будут не столь выраженными. На рисунке 2 приведены формы наростов, полученные для скорости  $v = 67,1 \text{ м/с}$  и соответствующие температурам:  $-4,75 \text{ }^{\circ}\text{C}$ ;  $-6,41 \text{ }^{\circ}\text{C}$ ;  $-13,64 \text{ }^{\circ}\text{C}$ ;  $-28,64 \text{ }^{\circ}\text{C}$ .

При увеличении водности форма нароста сохраняется, однако толщина наростов становится больше, нарост покрывает большую область профиля (рис. 3).

Увеличение размеров капель означает их большую инертность, капли захватываются большей частью поверхности профиля и в большем количестве, рогообразные выступы будут становиться крупнее, более выраженными, на большей протяженности профиля (рис. 4).

На рисунке 5 представлены формы наростов льда, образующиеся на поверхности профиля *NACA 0012* с длиной хорды  $L = 0,53 \text{ м}$ , обтекаемого под углом атаки  $\alpha = 3,5^{\circ}$  двухфазным потоком. Параметры потока принимались следующими: скорость набегающего потока  $V_{\infty}$  изменялась в диапазоне от  $20$  до  $200 \text{ м/с}$ , температура на бесконечности  $T_{\infty}$  изменялась в диапазоне от  $0$  до  $-40 \text{ }^{\circ}\text{C}$ , давление на бесконечности  $p_{\infty} = 10^5 \text{ Па}$ , водность  $LWC = 0,5 \text{ г/м}^3$ , диаметр переохлажденных капелек  $d_k = 20 \text{ мкм}$ , время обледенения  $t = 265 \text{ сек}$ .

Анализируя диапазон параметров, в котором возникают наиболее крупные ледяные образования с учетом степени влияния на аэродинамику (которая может быть охарактеризована, например, величиной «рогов» и углом наклона к вектору набегающего потока), а также вероятности обледенения в рассматриваемом диапазоне параметров, можно определить наиболее опасные условия обледенения.

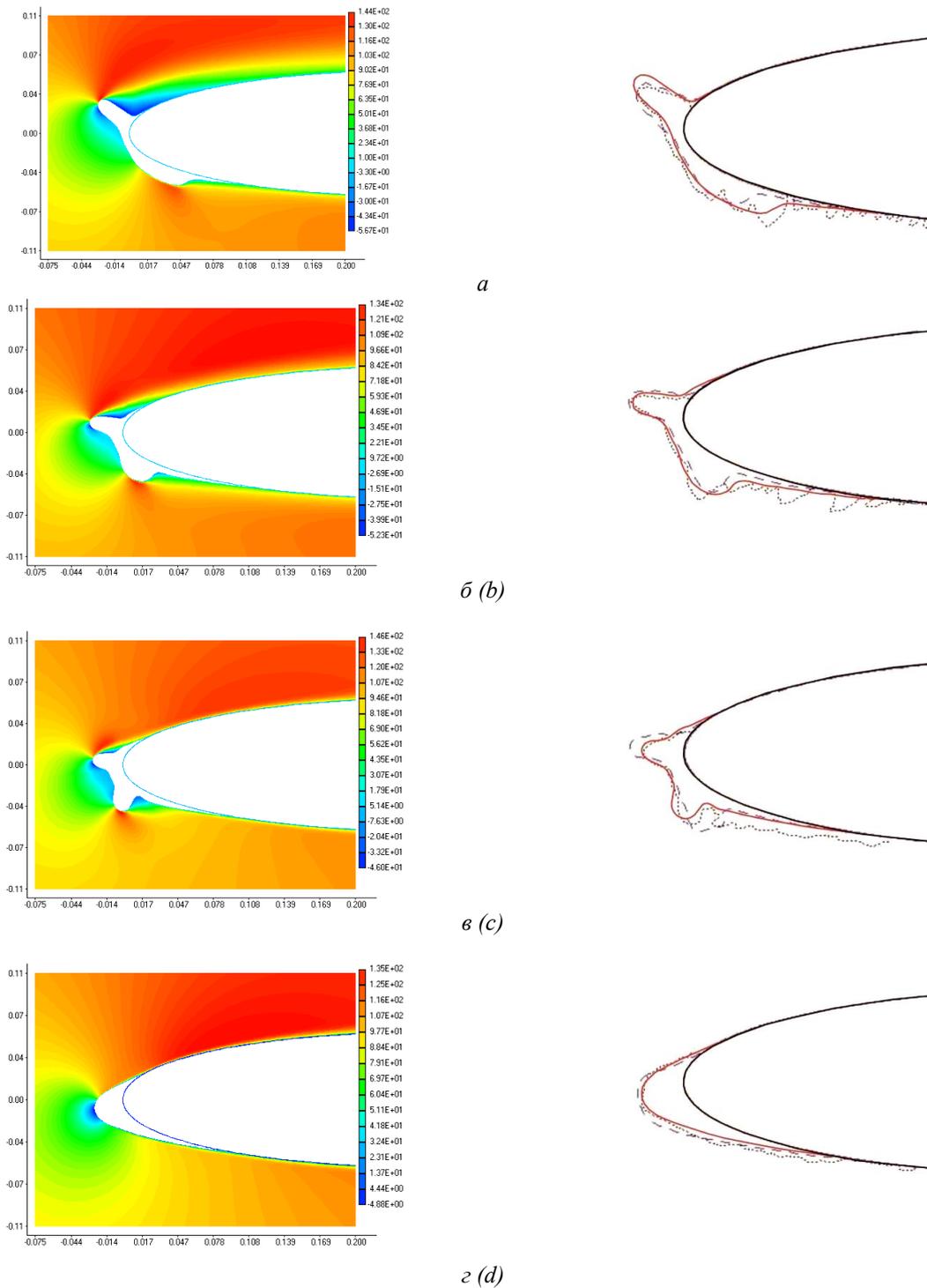
## Выводы

Представлены результаты расчетов обледенения профиля крыла при обтекании вязким сжимаемым воздушно-капельным потоком в двумерной постановке с учетом взаимодействия несущей и жидкой фаз, режима нарастания льда, изменения геометрии обтекаемого тела.

Получены характерные формы ледяных наростов в сухом, влажном и смешанном режимах обледенения. Наблюдается хорошее согласование с известными экспериментальными данными.

Проанализированы физические особенности процесса обледенения, приводящие к образованию рогообразных форм ледяных наростов.

Исследовано влияние летных и метеорологических параметров на форму наростов и проиллюстрирована возможность использования разработанного инструмента для определения наиболее «опасного», с точки зрения степени влияния обледенения на летательный аппарат, диапазона параметров.



— — расчет настоящей работы, ..... — экспериментальные данные [8],  
 — — — — — расчет по LEWICE [8]

Рис. 1. Зависимость форм наростов льда на профиле NACA 0012 от температуры набегающего потока при  $v = 102,8$  м/с: а)  $T_{\infty} = -7,78$  °C; б)  $T_{\infty} = -9,44$  °C; в)  $T_{\infty} = -11,11$  °C; г)  $T_{\infty} = -22,78$  °C / Fig. 1. Dependence of ice buildup forms on the NACA 0012 profile on the free-stream temperature at  $v = 102,8$  m/s: а)  $T_{\infty} = -7,78$  °C; б)  $T_{\infty} = -9,44$  °C; в)  $T_{\infty} = -11,11$  °C; г)  $T_{\infty} = -22,78$  °C

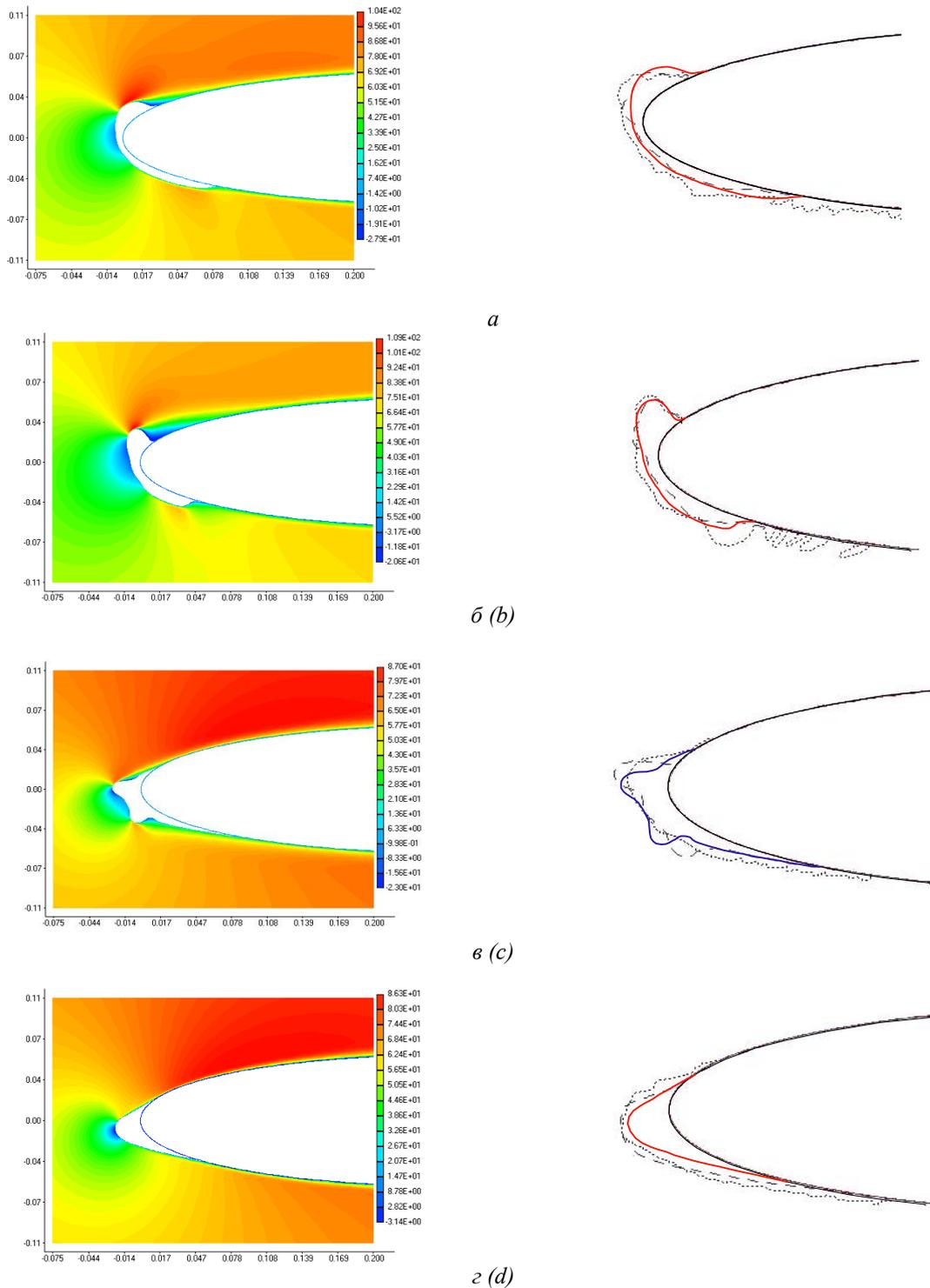


Рис. 2. Зависимость форм наростов льда на профиле NACA 0012 от температуры набегающего потока при  $v = 67,1$  м/с: а)  $T_\infty = -4,75$  °C; б)  $T_\infty = -6,41$  °C; в)  $T_\infty = -13,64$  °C; г)  $T_\infty = -28,64$  °C /  
 Fig. 2. Dependence of ice buildup forms on the NACA 0012 profile on free-stream temperature at  $v = 67,1$  m/s: а)  $T_\infty = -4,75$  °C; б)  $T_\infty = -6,41$  °C; в)  $T_\infty = -13,64$  °C; г)  $T_\infty = -28,64$  °C

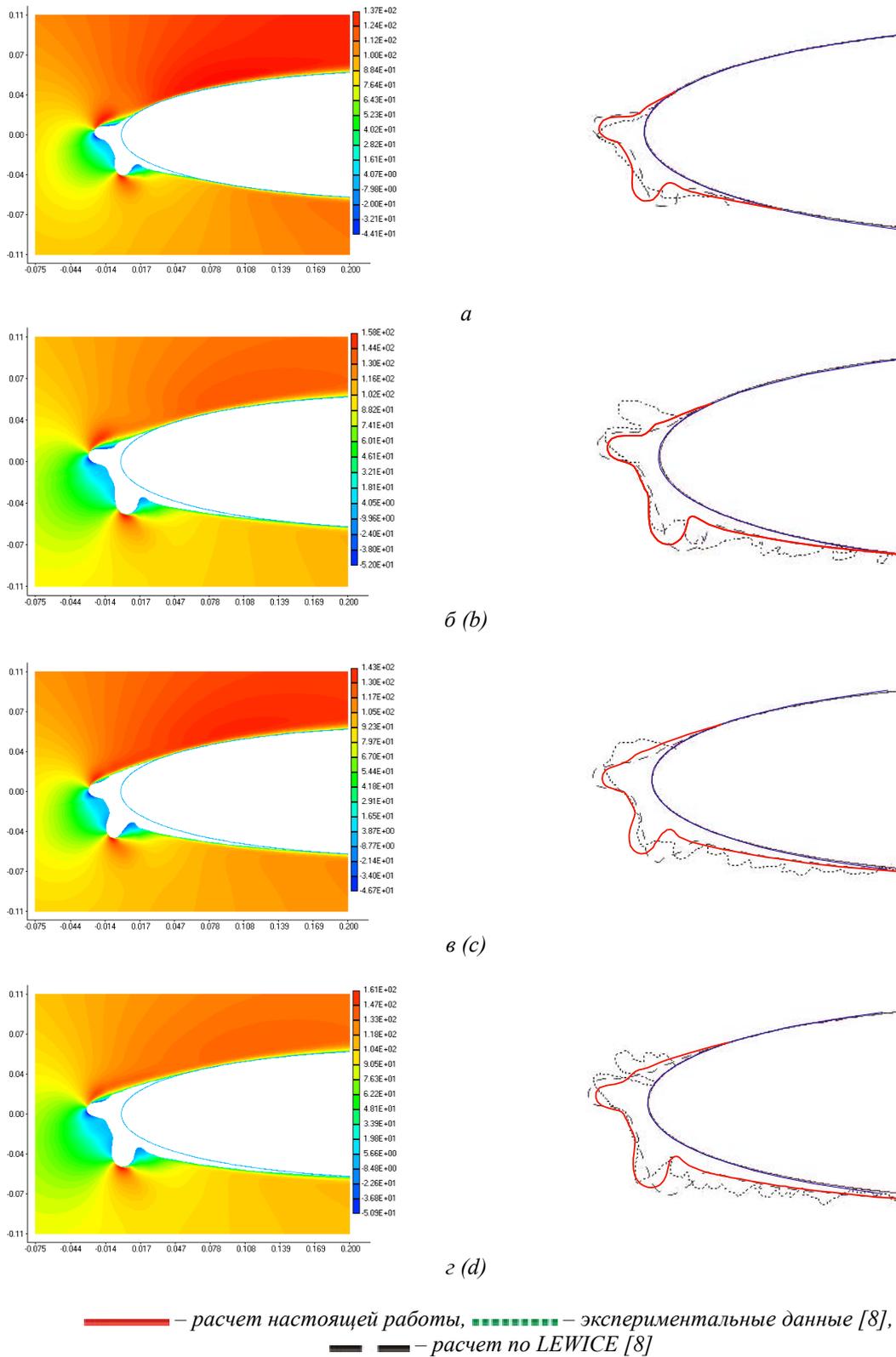
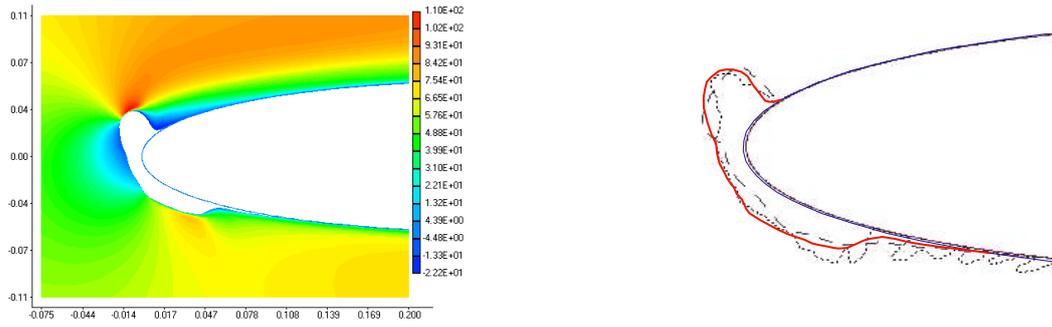
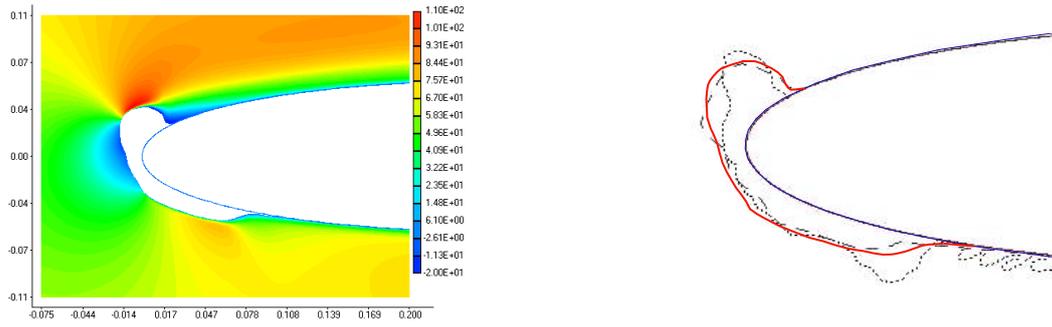


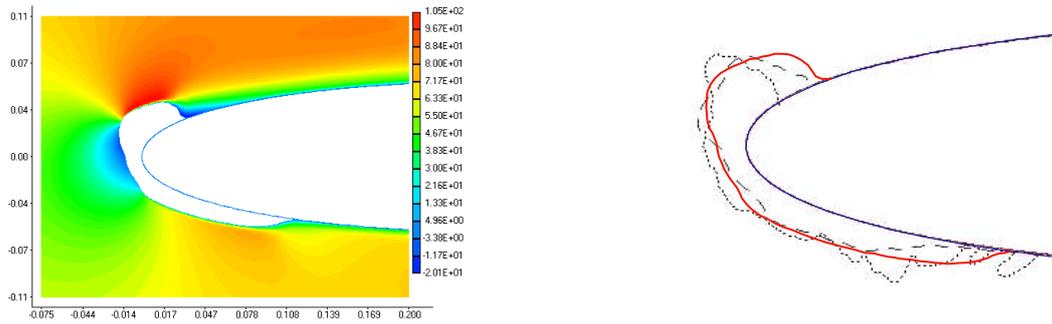
Рис. 3. Зависимость форм наростов льда на профиле NACA 0012 от диаметра переохлажденных капель: а) – MVD = 15 мкм; б) – MVD = 25 мкм; в) – MVD = 30 мкм; г) – MVD = 40 мкм / Fig. 3. Dependence of ice buildup forms on the NACA 0012 profile on the diameter of supercooled droplets: a) – MVD = 15 μm; b) – MVD = 25 μm; c) – MVD = 30 μm; d) – MVD = 40 microns



а



б (b)



в (c)

— — расчет настоящей работы, - - - - экспериментальные данные [8],  
 — — — — — расчет по LEWICE [8]

Рис. 4. Зависимость форм наростов льда на профиле NACA 0012 от водности набегающего потока: а) – LWC = 0,55 г/м³; б) – LWC = 0,55 г/м³; в) – LWC = 0,55 г/м³ / Fig. 4. Dependence of ice buildup forms on the NACA 0012 profile on the free-stream water content: a) – LWC = 0,55 g/m³; b) – LWC = 0,55 g/m³; c) – LWC = 0,55 g/m³

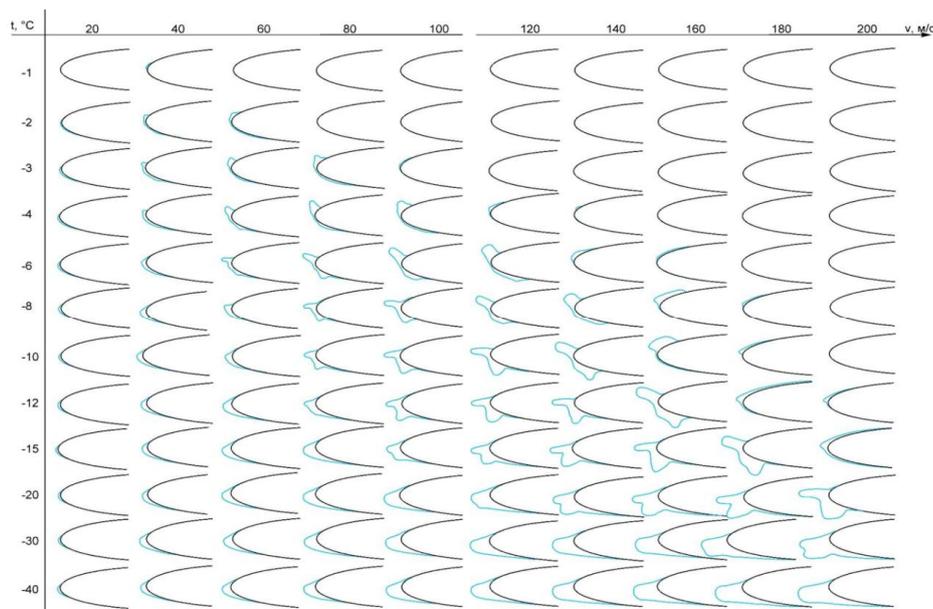


Рис. 5. Формы наростов льда на профиле NACA 0012 в зависимости от температуры и скорости набегающего потока / Fig. 5. Forms of ice buildup on the NACA 0012 profile, depending on temperature and speedfree stream

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Tani I. Low-speed flows involving bubble separations : monograph / I. Tani. – Progress in Aerospace Sciences. – Vol. 5. – 1964. – Pp. 70–103.
2. Bragg M. B. Experimental Measurements in a Large Separation Bubble Due to a Simulated Glaze Ice Shape / M. B. Bragg, A. Khodadoust // AIAA Paper 88–0116, Jan. – 1988.
3. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results : monograph / [S. V. Alekseyenko, O. A. Prykhodko]. – TsAGI Science Journal. – Vol. 44. – 2013. – Issue 6. – Pp. 761–805.
4. Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface : monograph / [S. V. Alekseenko, A. A. Prikhod'ko]. – Fluid Dynamics. – 2014. – Vol. 49. – No. 6. – Pp. 715–732.
5. 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.
6. Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness : monograph / [B. Aupoix, P. R. Spalart]. – International Journal of Heat and Fluid Flow. – Vol. 24. – 2003. – Pp. 454–462.
7. Roe P. L. Annual review of fluid mechanics. – 1986. – Vol. 18. – Pp. 337–365.
8. Wright W. B. Validation Results for LEWICE 2.0 / [W. B. Wright, A. Rutkowski]. – NASA/CR-1999-208690. – 1999. – 674 p.
9. 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. – 12 p.

#### REFERENCES

1. Tani I. Low-speed flows involving bubble separations. Progress in Aerospace Sciences, vol. 5, 1964, pp. 70–103.
2. Bragg M.B. and Khodadoust A. Experimental Measurements in a Large Separation Bubble Due to a Simulated Glaze Ice Shape. AIAA Paper 88–0116, Jan., 1988.
3. Alekseyenko S.V. and Prykhodko O.A. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results. TsAGI Science Journal, vol. 44, iss. 6, 2013, pp. 761–805.
4. Alekseyenko S.V. and Prikhod'ko A.A. Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface. Fluid Dynamics, 2014, vol. 49, no. 6, pp. 715–732.
5. Spalart P.R. and Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flow. AIAA Paper, no. 92 – 0439, 1992, 22 p.
6. Aupoix B. and Spalart P.R. Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness. International Journal of Heat and Fluid Flow. vol. 24, 2003, pp. 454–462.
7. Roe P. L. Annual review of fluid mechanics. 1986, vol. 18, pp. 337–365.
8. Wright W.B. and Rutkowski A. Validation Results for LEWICE 2.0. NASA/CR-1999-208690, 1999, 674 p.
9. Alekseyenko S., Sinapius M., Schulz M. and Prykhodko O. Interaction of Supercooled Large Droplets with Aerodynamic Profile. SAE Technical Paper 2015-01-2118, 2015, 12 p.

Поступила в редакцию 01.11.2018