

0.1.1;03

## **Численное моделирование процессов обледенения аэродинамических поверхностей при наличии крупных переохлажденных капель воды**

© А.А. Приходько, С.В. Алексеенко

Днепропетровский национальный университет,  
Днепропетровск, Украина  
E-mail: raadr@mail.ru

Поступило в Редакцию 19 мая 2014 г.

Разработано программно-методическое обеспечение, позволяющее моделировать процессы обледенения аэродинамических поверхностей в полете при наличии в набегающем потоке крупных переохлажденных капель воды. При описании движения несущей среды использованы уравнения Навье–Стокса сжимаемого газа. Движение капель воды описано с помощью инерционной модели. Процесс осаждения влаги на обтекаемую поверхность с ее последующим замерзанием описан с помощью метода контрольных объемов, базирующегося на уравнениях сохранения массы, количества движения и энергии для каждого элемента поверхности. Основные результаты расчетов представлены на примере обледенения профиля крыла NASA 0012 без подогрева и с подогревом передней кромки с образованием „барьерного“ льда. Проанализировано влияние высоты ледяных наростов, а также их положения по хорде крыла на картину течения и на аэродинамические характеристики профиля.

Даже небольшое, иногда едва заметное наблюдателю количество льда, образующееся при полете в неблагоприятных метеорологических условиях, может оказать значительное влияние на аэродинамические характеристики самолета, увеличивая лобовое сопротивление, уменьшая подъемную силу, угол срыва потока на крыле и на элементах хвостового оперения, а также привести к потере управляемости.

Опыт показывает, что условия, при которых обледенение является наиболее вероятным, возникают при температурах около  $0^{\circ}\text{C}$  в слоистых облаках или в дожде на высотах до 2500 м, а также в диапазоне температур от 0 до  $-20^{\circ}\text{C}$  и в особенности от 0 до  $-10^{\circ}\text{C}$ . Однако в кучевых облаках с сильными восходящими тече-

ниями крупные водяные капли могут попадать на большие высоты, т.е. зона обледенения может перемещаться вверх с восходящими течениями или вниз с нисходящими, зачастую на сотни и тысячи метров. А это означает, что существует потенциальная опасность возникновения обледенения практически на любых высотах. При этом особенно опасным следует считать полет в условиях переохлажденного дождя (т.е. при наличии в атмосфере крупных переохлажденных капель диаметром 50–500  $\mu\text{m}$ ), поскольку такой режим обледенения является нерасчетным для всех существующих систем защиты от обледенения. Крупные капли захватываются большей частью поверхности крыла и приносят большее количество воды, которая в случае тепловой системы защиты стекает и выпадает в незащищенную область, где замерзает и образует наросты льда, которые принято называть „барьерным“ льдом. В случае применения пневматической системы удаления льда также образуется выступ „барьерного“ льда вне защищенной поверхности. В свою очередь такие выступы являются поверхностями дополнительного накопления льда. Также „барьерный“ лед может образовываться при работе неиспаряющих тепловых систем защиты.

Лед, появляющийся в полете в условиях обледенения, можно условно разделить на рыхлый, имеющий грубую структуру молочно-белого цвета; гладкий или стекловидный лед, имеющий гладкую поверхность и образующийся по контуру обтекаемого профиля крыла; смешанный лед — комбинация рыхлого и гладкого льда.

Обобщая имеющуюся информацию относительно процесса намерзания льда, можно сформулировать предположение, что переохлажденные капли воды, обычно имеющие такую же температуру, как и окружающий воздух вокруг самолета, ударяются о поверхность обтекаемого тела или о лед, который ее покрывает. Степень переохлаждения капель и условия обтекания профиля оказывают влияние на их поведение после удара. Принята гипотеза, согласно которой затвердевание воды, содержащейся в капле, осуществляется в пропорции, определяемой замерзшей долей, главным образом зависящей от количества высвобождающейся скрытой теплоты фазового перехода, которая может быть поглощена воздухом, жидкостью и льдом. В случае относительно крупных капель и околонулевых температур этой доли недостаточно, чтобы переохлажденная капля, попав на обтекаемую поверхность, полностью замерзла до прибытия следующей капли на то же место. Тогда некоторое количество незамерзшей воды может либо оставаться

запертой внутри ледяной матрицы, либо растекаться под воздействием аэродинамических сил, образуя наросты стекловидного льда сложной формы. В этом случае нарастание льда осуществляется при температуре, близкой к температуре затвердевания воды.

Лед, нарастающий на поверхности крыла, образует неровности, которые влияют на развитие пограничного слоя, изменяют коэффициент теплообмена с окружающей средой, коэффициент захвата и, в свою очередь, на форму ледяных наростов. Учитывая существование различных типов льда и используя понятие замерзшей доли, будем различать влажный, жидкий и сухой режимы обледенения.

Поскольку несчастные случаи при наличии крупных переохлажденных капель происходят даже при активной противообледенительной системе, понимание механизма влияния „барьерного“ льда на аэродинамические характеристики летательных аппаратов является чрезвычайно важным для обеспечения безопасности полетов. В силу сложности воспроизведения условий переохлажденного дождя и опасности при проведении натурных испытаний, а также высокой стоимости и объективных ограничений наземных экспериментов, численное моделирование оказывается важнейшим этапом при разработке противообледенительных систем.

Задача данной работы — создание численной методики, позволяющей моделировать процессы обледенения, в том числе при наличии крупных переохлажденных капель воды, воспроизводить формы наростов льда и оценивать их влияние на аэродинамические характеристики летательных аппаратов.

Для моделирования процессов образования льда на аэродинамических поверхностях разработано программно-методическое обеспечение [1–3]. При описании движения несущей среды использованы осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье–Стокса сжимаемого газа, замкнутые с помощью модели турбулентности Spalart–Allmaras [4]. Для описания движения переохлажденных капель воды применена инерционная модель. Численное моделирование процесса нарастания льда основано на методе контрольных объемов, базирующемся на уравнениях сохранения массы, количества движения и энергии для каждого элемента поверхности [5,6].

Для решения исходных уравнений использовался метод контрольных объемов, векторы потоков через грани контрольных объемов вычислялись с помощью схемы Roe [1,3,7,8].

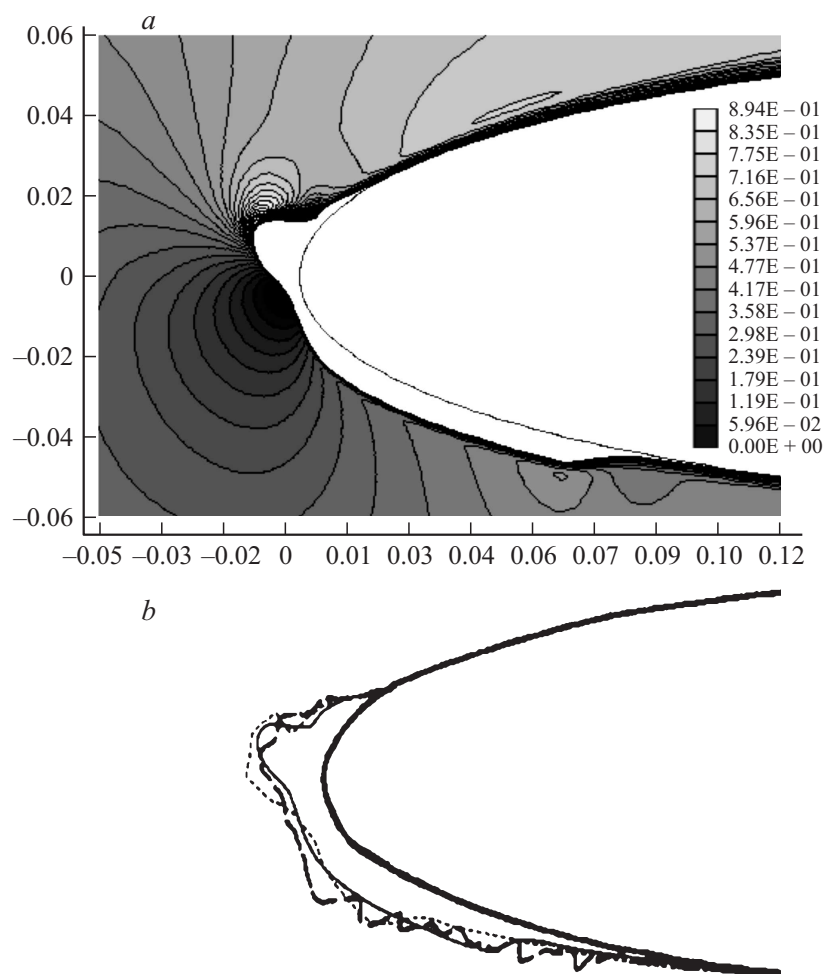
Тестирование численных алгоритмов было проведено на задачах, воспроизводящих различные режимы обтекания цилиндра и профиля [1,2,7].

Ниже приведены результаты численных исследований процессов формирования ледяных наростов, а также сравнение полученных форм льда с известными из экспериментов [9], на поверхности профиля NASA 0012 длиной  $L = 0.3$  м, обтекаемого двухфазным потоком. Представлены 2 расчетных случая, соответствующие влажному режиму нарастания без подогрева обтекаемой поверхности и с подогревом передней кромки профиля крыла, т.е. когда образуется стекловидный „рогообразный“ и „барьерный“ лед. Параметры потока принимались следующими: скорость набегающего потока  $V_\infty = 129$  м/с, температура набегающего потока  $T_\infty = -12.6^\circ\text{C}$  (влажный режим),  $-2.0^\circ\text{C}$  („барьерный“ лед); давление на бесконечности  $p_\infty = 9.075 \cdot 10^4$  Па; водность  $LWC = 0.0005$  кг/м<sup>3</sup> (влажный режим); диаметр капель  $d = 20$  мкм (влажный режим),  $200$  мкм („барьерный“ лед); время обледенения  $t = 120$  с, мощность нагревательных элементов  $N = 15$  кВт/м<sup>2</sup>.

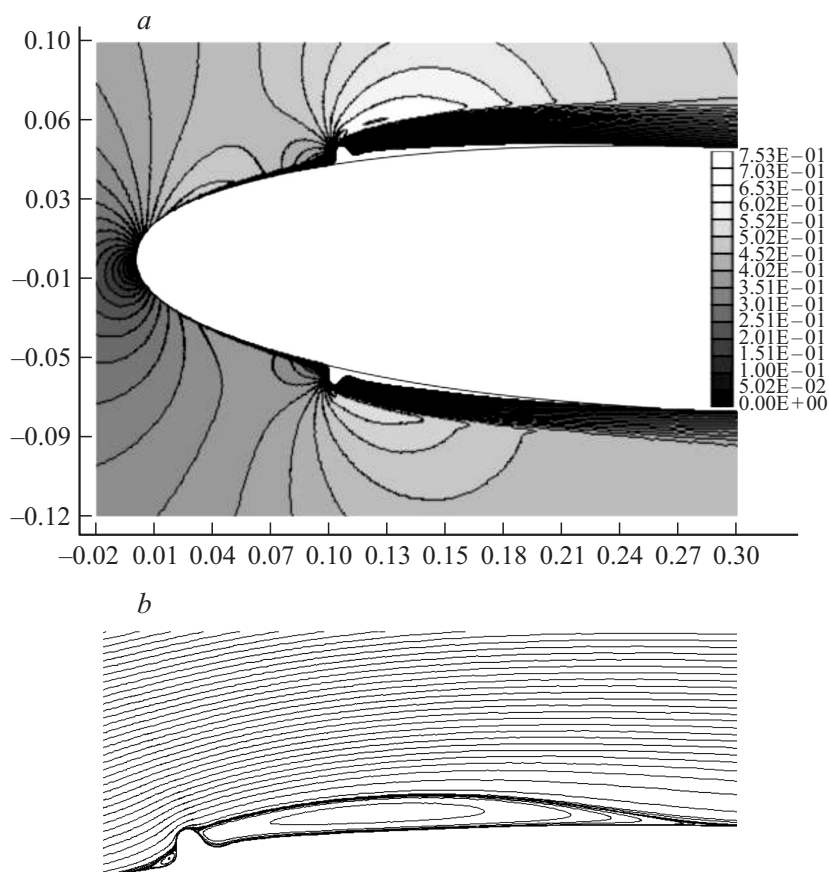
Форма нароста, распределение изолиний чисел Маха вблизи профиля NASA 0012 для влажного режима обледенения и сравнение с экспериментальными данными приведены на рис. 1.

Увеличение размеров переохлажденных водяных капель в набегающем потоке приводит к увеличению области выпадения влаги на обтекаемую поверхность и при соответствующем увеличении водности — интенсивности процесса обледенения. На рис. 2 представлены картина течения и линии тока в окрестности профиля NASA 0012 при подогреве передней кромки, с наростом „барьерного“ льда, имеющего относительную высоту  $k/s = 0.010$  и расположенного на расстоянии 10% хорды от носика. Видно, что до нароста и за ним происходит отрыв потока (так называемый пузырь разделения) с последующим его присоединением. Этот пузырь разделения образует локальные зоны пониженного давления, так называемые зоны „аэродинамического всасывания“, которые, находясь в области расположения элеронов, могут стать причиной самопроизвольного отклонения последних. Это явление, характеризующееся неравномерностью и продольной несимметрией в реальных условиях, чрезвычайно опасно, поскольку помимо резкого уменьшения подъемной силы и уменьшения угла срыва потока приводит еще и к продольной неустойчивости самолета.

Влияние ледяных наростов, образовавшихся на 120-й секунде полета при различных режимах обледенения под углом атаки  $\alpha = 4^\circ$ , на аэро-

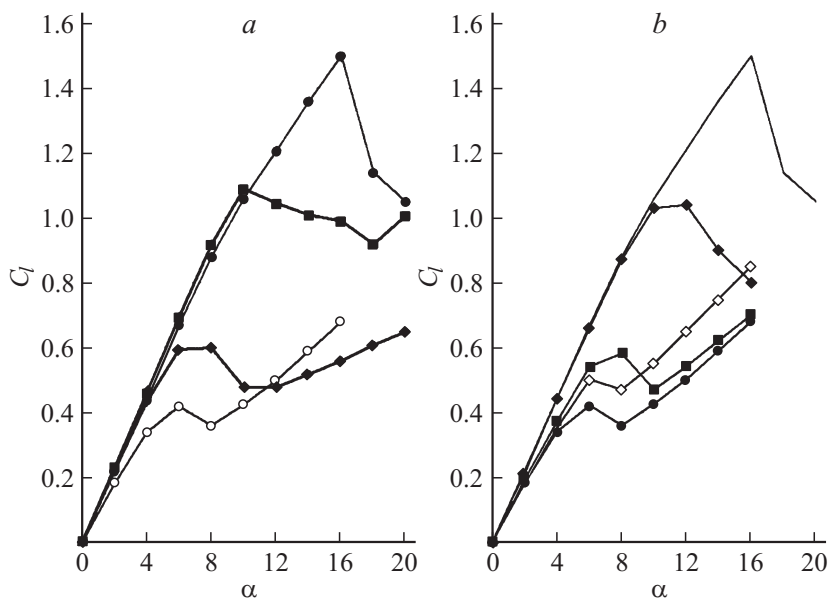


**Рис. 1.** Форма нароста, распределение изолиний чисел Маха вблизи профиля NASA 0012 для влажного режима обледенения (а) и сравнение с экспериментальными данными (b): — — расчет настоящей работы, ---- — расчет по LEWICE 1.6 [9], -.-.- — экспериментальные данные [9].



**Рис. 2.** Распределение изолиний чисел Маха (*a*) и линии тока (*b*) в окрестности профиля NASA 0012 с наростами „барьерного“ льда ( $\alpha = 4^\circ$ ).

динамические характеристики профиля крыла NASA 0012, проиллюстрировано на рис. 3. Приведены зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для чистого профиля, профиля с „рогообразным“ наростом стекловидного льда и профиля с наростом „барьерного“ льда. Для углов атаки до  $10^\circ$  наблюдается хорошее согласование результатов расчетов для чистого крыла с экспериментальными данными,



**Рис. 3.** Зависимость коэффициента подъемной силы профиля NASA 0012 с ледяными наростами от угла атаки. *a*: —●— — экспериментальные данные ( $Re = 3.1 \cdot 10^6$ ), —■— — расчет, модель турбулентности Spalart-Allmaras ( $Re = 2.8 \cdot 10^6$ ), —◆— — профиль с „рогообразными“ наростами стекловидного льда, —○— — профиль с наростами „барьерного“ льда ( $k/s = 0.010$ ,  $Re = 2.8 \cdot 10^6$ ); *b*: — — чистый профиль ( $Re = 3.1 \cdot 10^6$ ), —◆— — профиль с наростами  $x/c = 0.1$ ,  $k/s = 0.002$  ( $Re = 2.8 \cdot 10^6$ ), —■— — профиль с наростами  $x/c = 0.1$ ,  $k/s = 0.005$  ( $Re = 2.8 \cdot 10^6$ ), —●— — профиль с наростами  $x/c = 0.1$ ,  $k/s = 0.010$  ( $Re = 2.8 \cdot 10^6$ ), —◇— — профиль с наростами  $x/c = 0.2$ ,  $k/s = 0.010$  ( $Re = 2.8 \cdot 10^6$ ).

а при больших углах атаки, когда происходит срыв потока с крыла, наблюдается расхождение: расчетный коэффициент подъемной силы оказывается меньше по сравнению с экспериментальными данными. Тем не менее полученные результаты позволяют сделать вывод, что воспроизведенные расчетным путем ледяные наросты оказывают существенное влияние на аэродинамические свойства крыла уже при углах атаки свыше  $4^\circ$ : очень сильно (на величину до  $\sim 60\%$ ) уменьшается

подъемная сила и значительно увеличивается лобовое сопротивление, причем относительно небольшие наросты „барьерного“ льда оказывают даже более существенное влияние, чем „опасные“ „рогообразные“.

Разработанное программно-методическое обеспечение может быть использовано наряду с натурными и наземными испытаниями для оценки влияния наростов „рогообразного“ и „барьерного“ льда на эксплуатационные характеристики летательных аппаратов. Полученные результаты могут найти применение при обеспечении безопасности полетов, расследовании авиационных происшествий и проектировании противообледенительных систем.

## Список литературы

- [1] *Приходько А.А.* Компьютерные технологии в аэрогидродинамике и тепло-массообмене. Киев: Наук. думка, 2003. 380 с.
- [2] *Алексеенко С.В.* Численное моделирование процессов гидроаэродинамики и теплопереноса в областях со свободными границами: Дис. канд. техн. наук. Днепропетровск, 2012. 173 с.
- [3] *Приходько А.А., Алексеенко С.В.* // Современная наука. 2013. № 1(12). С. 48–54.
- [4] *Spalart P.R., Allmaras S.R.* A one-equation turbulence model for aerodynamic flow / AIAA Paper. 1992. N 92-0439. 22 p.
- [5] *Messinger B.L.* // J. Aeronautical Sciences. 1953. V. 20. N 1. P. 29–42.
- [6] *Fortin G., Laforte J., Beisswenger A.* Prediction of Ice Shapes on NACA0012 2D Airfoil // Anti-Icing Materials International Laboratory, Universite du Quebec a Chicoutimi. 2003. N 01-2154. 7 p.
- [7] *Пилипенко А.А., Полевой О.Б., Приходько А.А.* // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. 43. № 1. С. 3–31.
- [8] *Roe P. L.* // Annual review of fluid mechanics. 1986. V. 18. P. 337–365.
- [9] *Ruff G.A., Berkowitz B.M.* Users Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code (LEWICE). NASA Contractor Report 185129, 1990. 233 p.