УДК 532.526 : 532.24

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ НАРАСТАНИЯ ЛЬДА НА ПОВЕРХНОСТИ ПРОФИЛЯ NACA 0012

Приходько А.А., Алексеенко С.В.

Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днеропетровск, Украина
Институт транспортных систем и технологий НАН Украины, Днеропетровск, Украина

АННОТАЦИЯ

Для описания движения набегающего потока воздуха и переохлажденных капелек воды применена модель взаимопроникающих сред. Численное моделирование процесса нарастания льда основано на методе, описывающем термодинамический процесс затвердевания переохлажденных капелек воды, ударяющихся об аэродинамическую поверхность. Представлены результаты расчетов обледенения профиля NACA 0012 при обтекании двухфазным вязким сжимаемым потоком с учетом взаимодействия воздуха и переохлажденных капелек воды, формы существования влаги на профиле и режима нарастания льда.

ВВЕДЕНИЕ

Образование льда на передней кромке крыльев самолета, входного направляющего аппарата компрессора и обечайки мотогондол авиационных двигателей во время полета в неблагоприятных метеоусловиях приводит к ухудшению аэродинамических характеристик и лётных качеств самолёта, его устойчивости и управляемости, уменьшению безопасности полетов [1,2]. Значительные успехи, достигнутые в области вычислительной аэродинамики, а также развитие компьютерной техники, позволяют ставить и решать актуальную задачу математического моделирования процессов обледенения поверхностей самолета.

В работе рассмотрена постановка задачи и результаты численного моделирования обледенения поверхности аэродинамического профиля NACA 0012.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Для расчета обледенения аэродинамических поверхностей разработано программно-методическое обеспечение. При описании движения несущей среды использованы уравнения Навье-Стокса вязкого сжимаемого газа. Для описания движения переохлажденных капелек воды применена модель взаимопроникающих сред [3–5]. Она базируется на понятии многоскоростной многотемпературной среды, в каждой точке которой имеется столько скоростей и температур, сколько фаз содержит рассматриваемая среда. Каждая фаза заполняет пространство непрерывно.

Уравнения, описывающие несущую и дисперсную фазы, связаны через источниковые члены, учитывающие межфазный обмен импульсом и энергией. Они отличаются от уравнений Навье–Стокса лишь наличием этих источников. Для определения слагаемых, описывающих межфазное взаимодействие, используются результаты исследования процессов, происходящих при обтекании частиц газом.

Нестационарные уравнения двухфазного течения имеют вид:

$$\frac{\partial \hat{\mathbf{q}}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{\mathbf{E}}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{\mathbf{F}}}{\partial \eta} + \hat{\mathbf{H}} = \frac{1}{\mathrm{Re}}\left(\frac{\partial \hat{\mathbf{R}}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{\mathbf{S}}}{\partial \eta}\right),$$

где

$$\hat{\mathbf{q}} = \frac{1}{J}\begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \\ \rho_j \\ \rho_j u_j \\ \rho_j v_j \\ e_j \end{bmatrix}, \quad \hat{\mathbf{E}} = \frac{1}{J}\begin{bmatrix} \rho U \\ \rho U u + \xi_x p \\ \rho U v + \xi_y p \\ (e+p)U \\ \rho_j U_j \\ \rho_j U_j u_j \\ \rho_j U_j v_j \\ e_j U_j \end{bmatrix}$$

$$\hat{\mathbf{F}} = \frac{1}{J}\begin{bmatrix} \rho V \\ \rho V u + \eta_x p \\ \rho V v + \eta_y p \\ (e+p)V \\ \rho_j V_j \\ \rho_j V_j u_j \\ \rho_j V_j v_j \\ e_j V_j \end{bmatrix}, \quad \hat{\mathbf{H}} = \frac{1}{J}\begin{bmatrix} 0 \\ H_u \\ H_v \\ H_e \\ 0 \\ -H_u \\ -H_v \\ -H_e \end{bmatrix},$$

$$\hat{\mathbf{R}} = \frac{1}{J}\begin{bmatrix} 0 \\ \mu(\xi_x^2+\xi_y^2)u_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_x(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi) \\ \mu(\xi_x^2+\xi_y^2)v_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_y(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi) \\ \frac{k}{\Pr(\gamma-1)}(\xi_x^2+\xi_y^2)\frac{\partial}{\partial\xi}(a^2)+ \\ +\frac{\mu}{2}(\xi_x^2+\xi_y^2)(u^2+v^2)_\xi + \\ +\frac{\mu}{6}\left[\xi_x^2(u^2)_\xi + \xi_y^2(v^2)_\xi + 2\xi_x\xi_y(uv)_\xi\right] \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\hat{\mathbf{S}} = \frac{1}{J}\begin{bmatrix} 0 \\ \mu(\eta_x^2+\eta_y^2)u_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_x(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta) \\ \mu(\eta_x^2+\eta_y^2)v_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_y(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta) \\ \frac{k}{\Pr(\gamma-1)}(\eta_x^2+\eta_y^2)\frac{\partial}{\partial\eta}(a^2)+ \\ +\frac{\mu}{2}(\eta_x^2+\eta_y^2)(u^2+v^2)_\eta + \\ +\frac{\mu}{6}\left[\eta_x^2(u^2)_\eta + \eta_y^2(v^2)_\eta + 2\eta_x\eta_y(uv)_\eta\right] \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$e = \rho\left[\varepsilon + \frac{1}{2}(u^2+v^2)\right],$$

$$e_j = \gamma\rho_j\left[\omega T_j + (u_j^2+v_j^2)\right].$$

В уравнениях приняты следующие обозначения: u, v – компоненты вектора скорости в направлениях x, y; ρ, p, e – плотность, давление и полная энергия единицы объема газа; a – скорость звука; γ – отношение удельных теплоемкостей; μ – коэффициент динамической вязкости; Re – число Рейнольдса; Pr – число Прандтля; $\xi_x, \xi_y\ \eta_x, \eta_y, J$ – метрические коэффициенты и якобиан преобразования координат $\xi = \xi(x,y,t), \eta = \eta(x,y,t)$. U, V – контравариантные компоненты векторов скорости несущей фазы и переохлажденных капелек; переменные с индексом j описывают частицы; w – отношение удельных теплоемкостей капелек и газа при постоянном давлении.

Интенсивность межфазного обмена импульсом и энергией определяется выражениями:

$$H_u = \rho_j A_j(u-u_j),\ H_v = \rho_j A_j(v-v_j),$$

$$H_e = \rho_j A_j B_j,$$

где A_j, B_j – безразмерные коэффициенты, определяющие обмен импульсом и энергией между фазами,

$$A_j = \frac{9}{2}\frac{\mu_g f_j}{m_j r_j^2}\frac{\overline{L}}{\overline{V}},$$

$$B_j = 2\gamma\left[\overline{q}_j\Delta\overline{q}_j - g_c(T_j - T)\right],$$

$$\overline{q}_j\Delta\overline{q}_j = u_j(u-u_j) + v_j(v-v_j),$$

$$g_c = Nu_j / 6 f_j \Pr.$$

Нормированный коэффициент трения f_j определяется формулой:

$$f_j = \frac{C_D}{C_D^{\text{Stokes}}},$$

где C_D – коэффициент сопротивления капелек,

$$C_D^{\text{Stokes}} = \frac{24}{\text{Re}_j}$$

Число Re_j определяется относительной скоростью движения капелек

$$\text{Re}_j = \frac{2|\Delta q_j| r_j \rho}{\mu_g},$$

$$|\Delta q_j| = \sqrt{(u-u_j)^2 + (v-v_j)^2}.$$

В расчетах нормированный коэффициент трения f_j и число Нуссельта для капелек определялись соотношениями:

$$f_j = \begin{cases} 1, \quad Re_j \le 0.49, \\ 1.125\,Re_j^{0.163}, \quad 0.49 \le Re_j \le 80, \\ 0.0125\,Re_j^{1.217}, \quad 80 \le Re_j \le 1000, \\ Re_j/12, \quad Re_j > 1000, \end{cases}$$

$$Nu = 2 + 0.459\,Re^{0.55}\,Pr^{0.33}\ .$$

Выше введены обозначения: $\overline{L}$ – характерный масштаб длины; r_j – радиус капелек; μ_g – коэффициент динамической вязкости несущей среды; m_j – плотность воды; $\overline{V}$ – характерная скорость; ρ – безразмерная плотность несущей фазы, остальные обозначения общепринятые.

Начальное распределение параметров капелек вычислялось с помощью коэффициентов λ_v и λ_T, определяющих механическую и тепловую инерционность капель:

$$\rho_j = \rho\phi/(1-\phi),\ u_j = u\lambda_v,\ v_j = v\lambda_v,$$
$$T_j = T/\lambda_T,$$

где $\phi = W_j / W_m$ – массовая доля капелек.

Численное моделирование процесса нарастания льда основано на методе, описывающем термодинамический процесс затвердевания переохлажденных капелек воды, ударяющихся о неподвижную аэродинамическую поверхность. Метод заключается в решении дифференциальных уравнений сохранения массы, количества движения и энергии для каждого элемента поверхности.

Для описания движения воды по обтекаемой поверхности использованы три модели [6, 7]: модель капель, ручейков и пленки.

В случае влажного и смешанного режимов нарастания льда в области точки торможения поверхность образующегося льда гладкая. Затем, по мере удаления от точки торможения, гладкая поверхность переходит в шероховатую, образованную неровностями в виде поверхностных капель. На участки поверхности, расположенные вне зоны выпадения капелек, вода попадает растеканием, и неровности образуются ручейками.

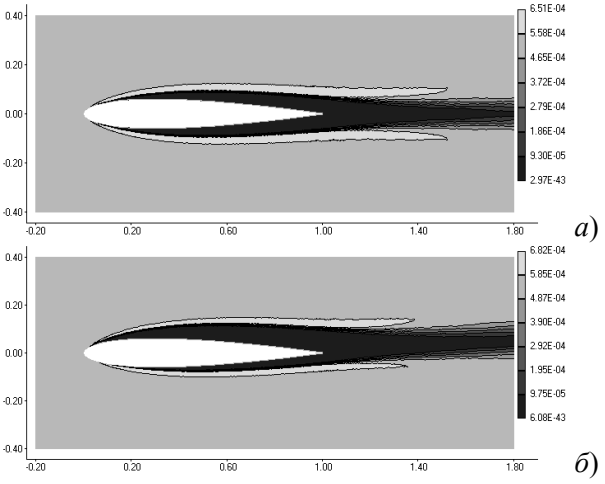
Таким образом, модель пленки используется для описания поверхности гладкого льда, модель капель – для участков поверхности в зоне выпадения влаги за точкой перехода гладкой поверхности в шероховатую и модель ручейков – для участков поверхности, находящихся вне зоны выпадения капелек. Использованный подход позволяет определить шероховатость поверхности и массу остаточной воды, основываясь на физическом процессе каждого состояния. Точка перехода между пленкой и каплями или ручейками находится сравнением толщины пленки с минимально возможной высотой, которую может иметь пленка, прежде чем поверхностная влага начнет собираться в капли под действием сил поверхностного натяжения [6, 7].

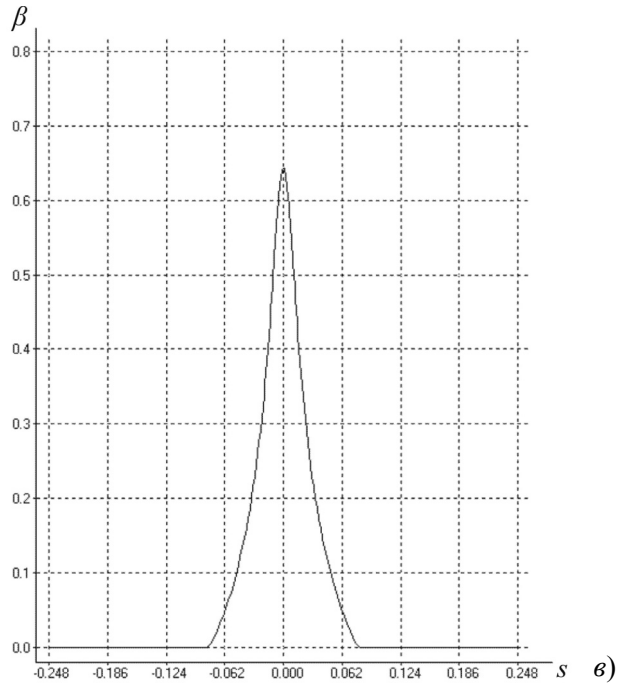
Алгоритм расчета нарастания льда следующий: на основе двухфазной модели, описывающей движение воздуха и переохлажденных капелек воды, вычисляется поток выпадающей влаги. Затем, на каждом шаге по времени на основе термодинамической модели нарастания льда для каждого контрольного объема определяется форма существования влаги, рассчитывается масса накопленного льда, толщина пленки воды и скорость движения пленки воды по поверхности.

ОБЛЕДЕНЕНИЕ ПРОФИЛЯ КРЫЛА NACA 0012

Основные результаты расчетов представлены на примере обтекания профиля крыла NACA 0012 воздушно-капельным вязким сжимаемым дозвуковым потоком с учетом взаимодействия несущей и жидкой фаз, формы существования влаги на обтекаемой поверхности и изменения геометрии обтекаемого тела. Рассмотрены сухой, смешанный и влажный режимы нарастания льда. Оценено влияние ледяных наростов на аэродинамические характеристики профиля.

На рис. 1 и 2 представлены концентрация жидкой фазы, коэффициент захвата капелек и формы наростов на профиле NACA 0012, обтекаемом под углом атаки $\alpha = 0$ и $\alpha = 4°$ воздушно-капельным потоком.





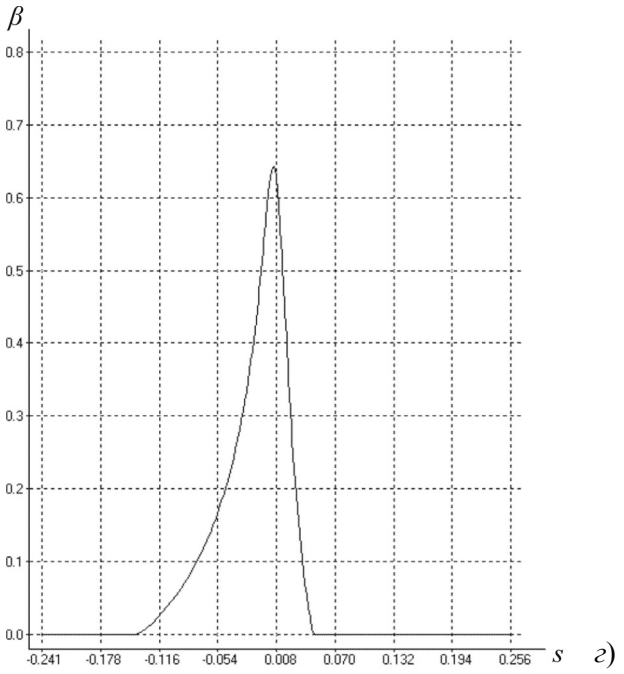


Рис.1 Двухфазное обтекание профиля NACA 0012, где *а*, *б* – концентрация жидкой фазы для уголов атаки $\alpha = 0$ и $\alpha = 4°$, *в*, *г* – коэффициент захвата выпадающей влаги для уголов атаки $\alpha = 0$ и $\alpha = 4°$.

В расчетах параметры потока принимались следующими: скорость набегающего потока $V_\infty = 129{,}46$ *м/с*, температура набегающего потока $T_\infty = -12{,}6\ ^0C$, давление на бесконечности $p_\infty = 9{,}075 \cdot 10^4$ *Па*, водность $LWC = 0{,}0005$ *кг/м*^{3}, диаметр капелек $d_к = 20$ *мкм*, время обледенения $t = 2$ *мин* (иллюстрации приведены для *30-й, 60-й, 90-й* и *120-й* секундам полета в условиях обледенения). В области точки торможения образуется стекловидный лед, покрытый водяной пленкой. По мере удаления от точки торможения вниз по потоку пограничный слой становится турбулентным, коэффициент конвективного теплообмена резко увеличивается, и, соответственно, увеличивается замерзшая доля. В результате на ледяной поверхности образуются «рогообразные» выступы. В области этих выступов набегающий поток ускоряется до околозвуковых скоростей, возникает срыв потока.

На рис. 3 приведено сравнение известных экспериментальных и расчетных форм наростов на профиле NACA 0012 [8] с полученными по разработанной методике.

Влияние нароста, образовавшегося на *120-й* секунде полета под углом атаки $\alpha = 4°$ на аэродинамические характеристики профиля крыла NACA 0012, проиллюстрировано на рис. 4. Приведены зависимости коэффициента подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки для чистого профиля и профиля с наростом. Для углов атаки до 10° наблюдается хорошее согласование результатов расчетов с экспериментальными данными, а при больших углах атаки, когда происходит срыв потока с крыла, наблюдается расхождение: расчетный коэффициент подъемной силы оказывается меньше, а коэффициент лобового сопротивления завышен по сравнению с экспериментальными данными. Тем не менее, полученные результаты позволяют сделать вывод, что воспроизведенный расчетным путем ледяной нарост оказывает существенное влияние на аэродинамические свойства крыла уже при углах атаки свыше 4°: очень сильно (на величину до ~60%) уменьшается подъемная сила и значительно увеличивается лобовое сопротивление.

Таким образом, разработанное программно-методическое обеспечение учитывает взаимное влияние воздушного потока и переохлажденных капелек воды, позволяет рассматривать задачи при наличии трансзвуковых зон, а также при закритических режимах обтекания с наличием отрывных зон и, таким образом, позволяет более точно и в более широком диапазоне параметров, по сравнению с существующими методиками, рассчитать форму и размеры льдообразований, а также

оценить их влияние на аэродинамические характеристики.

Разработанные методики наряду с экспериментальными методами могут использоваться для оценки влияния обледенения в заданных метеорологических условиях на безопасность полетов, при расследовании авиационных происшествий, а так же для оценки эффективности противообледенительных систем летательных аппаратов.

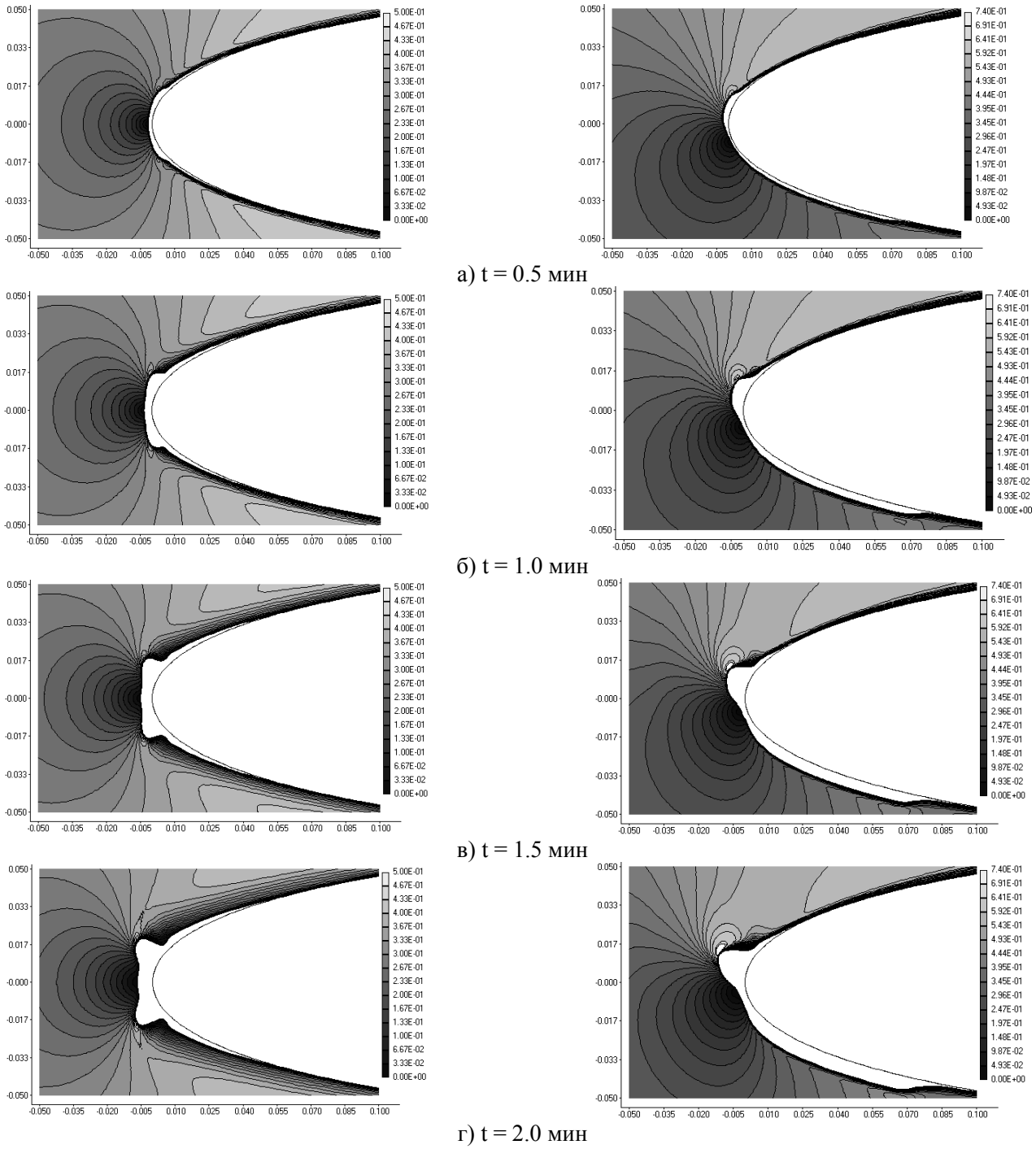
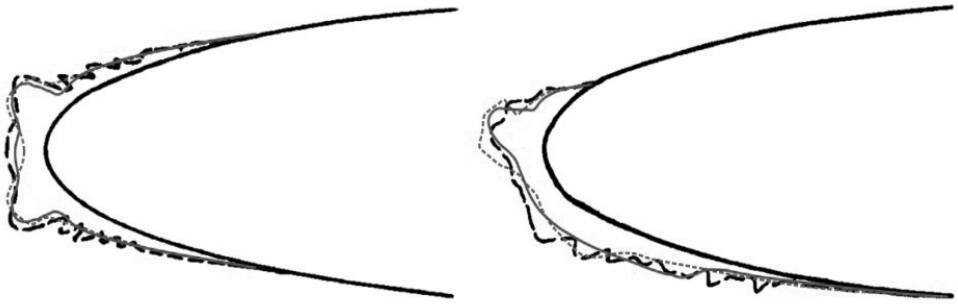


Рис. 2 Формы наростов, распределение чисел Маха вблизи профиля NACA 0012 для смешанного режима обледенения. Угол атаки $\alpha = 0$ (левая колонка) и $\alpha = 4°$ (правая колонка).



а) $\alpha = 0$ *б)* $\alpha = 4°$

Рис.3 Формы наростов на профиле NACA 0012 для смешанного режима обледенения: ——— – расчет настоящей работы, - - - - - - - – расчет по LEWICE 1.6, — — – экспериментальные данные [8].

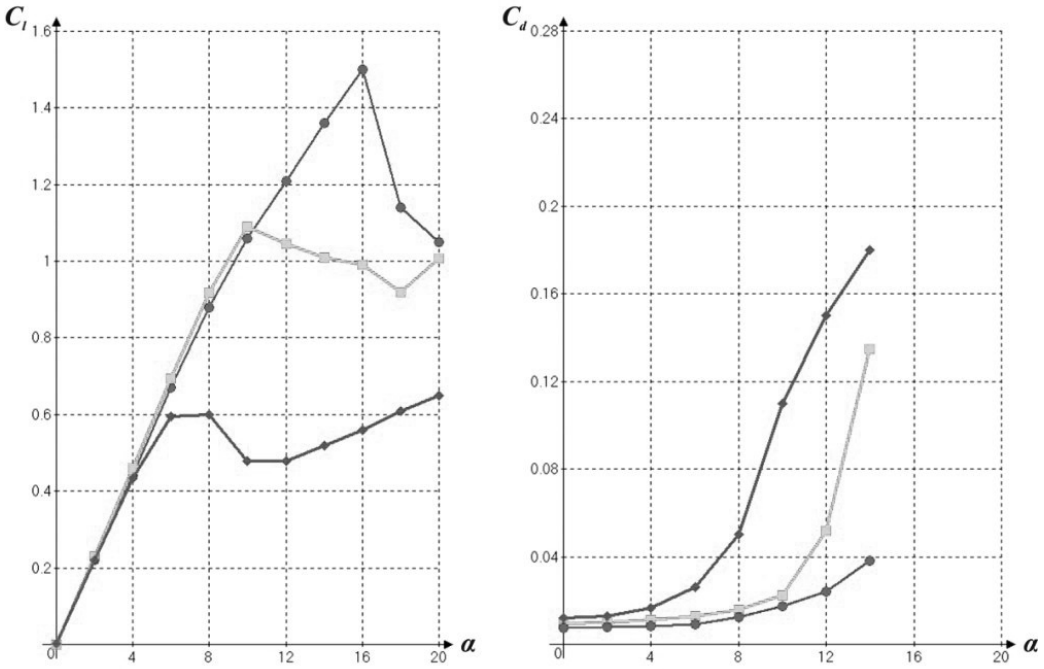


Рис.4 Влияние ледяных наростов на аэродинамические характеристики профиля NACA 0012, где –●– – экспериментальные данные [9], чистый профиль (*Re = 3.1* x *10⁶*), –■– – расчет, чистый профиль *(Re = 2.8* x *10⁶*), –◆– – расчет, профиль с наростом, образовавшимся на *120-й* секунде полета под углом атаки α= 4° *(Re = 2.8* x *10⁶*).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлены результаты расчета обледенения профиля при обтекании двухфазным вязким сжимаемым потоком с учетом взаимодействия несущей и жидкой фаз, формы существования влаги на профиле, режима нарастания льда, изменения геометрии обтекаемого тела и влияния этого изменения на внешний поток. Получены характерные формы ледяных наростов на профиле NACA 0012 и проведена оценка их влияния на аэродинамические характеристики. Выполнено сравнение полученных результатов с известными экспериментальными данными.

ЛИТЕРАТУРА

1. Мещерякова Т. П. Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов. – М.: Машиностроение, 1977. – 232 с. Mecheriakova T.P.(1977). Proektirovanie sistem zachitu samoliotov i vertoliotov [Designing of planes and helicopters protection systems]. - Moskow: Machinostroenie. USSR.
2. Ice Accretion Simulation, AGARD-AR-344. 1997. – 280 p.
3. Приходько А. А. Компьютерные технологии в аэрогидродинамике и тепломассообмене. – Киев: Наукова думка, 2003. – 380 с. Prykhodko O. A. (2003) Computernie technologii v aerohydrodynamice i teplomassoobmene [Computer technologies in aerohydrodynamic and heat-mass transfer]. - Kiev: Naukova dumka.
4. Приходько А. А., Алексеенко С. В. Математическое моделирование многофазных течений при обледенении летательных аппаратов // Труды XII международного симпозиума “Методы дискретных особенностей в задачах математической физики”, Харьков-Херсон, 2005. – С. 279-282. Prykhodko O. A., Alekseyenko S.V. (2005) Matematicheskoe modelirovanie mnogofaznih techenii pri obledenenii letatelnuh apparatov [Mathematical simulation of multiphase flows at an icing of flying machines] // Trudi XII mezdunarodnogo simpoziuma “Metodi diskretnih osobennostei v zadachah matematicheskoi fiziki” [Proceedings of XII Anniversary International Symposium “Discrete singularities methods in mathematical physics problems”], Kharkov-Kherson.
5. Алексеенко С.В. Численное моделирование процессов гидроаэродинамики и тепломассопереноса в областях со свободными границами: Дис. канд. техн. наук. – Днепропетровск, 2012. – 173 с. Alekseyenko S.V. (2012) Chislennoe modelirovanie processov gidroaerodynamiki i teplomassoobmena v oblastiah so svobodnimi granitsami [Numerical modeling of hydroaerodynamic and heat-mass transfer processes in areas with free boundaries]: These. Cand. Eng. Sci. - Dnepropetrovsk.
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. Fortin G., Ilinca A., Laforte J.-L., Brandi V. A new roughness computation method and geometric accretion model for airfoil icing, Journal of Aircraft. – 2004. – Vol. 41, No. 1. – P. 119-127.
8. Wright W.B. Users Manual for the Improved NASA Lewis Ice Accretion Code LEWICE 1.6, National Aeronautical and Space Administration (NASA), Contractor Report, – May, 1995. – 95 p.
9. Bragg M.B. Aircraft Aerodynamic Effects Due to Large Droplet Ice Accretions, AIAA paper 96-0932, January 1996.