

УДК 532.516

С. В. Алексеенко, канд. техн. наук

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ШЕРОХОВАТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ ЛЬДА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЯ КРЫЛА ПРИ ОБЛЕДЕНЕНИИ

Проанализированы подходы к моделированию шероховатости поверхности при обледенении. Описана математическая модель обтекания тел воздушно-капельным потоком на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Рассмотрена модификация модели турбулентности Spalart – Allmaras с коррекцией для шероховатой стенки. Приведены результаты численных исследований аэродинамических характеристик профиля крыла NASA 0012 с наледью, образующейся на начальном этапе процесса обледенения. Приведено сравнение полученных результатов с известными экспериментальными данными.

Ключевые слова: обледенение профиля, нарастание льда, шероховатость поверхности, аэродинамические характеристики

Введение. Проблема обледенения летательных аппаратов в неблагоприятных метеоусловиях является одной из ключевых при обеспечении безопасности полетов. Переохлажденные капельки воды, содержащиеся в облаках, могут замерзать, попадая на передний край фюзеляжа, крыльев, лопастей, на элементы оперения самолетов, вертолетов, беспилотных и других летательных аппаратов, воздухозаборники, детали авиационных двигателей.

Известно, что на начальном этапе процесса обледенения нарастающий лед образует шероховатость в виде неровностей и бугорков еще до того, как будет накоплена значительная масса льда и начнут формироваться крупные рогообразные наросты. Причем, как правило, несущие поверхности и другие важные, с точки зрения аэродинамики, элементы летательных аппаратов имеют режимы работы, характеризующиеся высокими числами Рейнольдса и высота элементов шероховатости оказывается больше толщины местного пограничного слоя даже на самых ранних стадиях развития наледи [10]. Также неровности могут быть обусловлены межциклическим или остаточным льдом, который может образоваться при работе тепловых или пневматических антиобледенительных систем.

Шероховатость влияет на аэродинамические характеристики профиля путем непосредственного увеличения поверхностного трения, инициирует более ранний ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя, способствует увеличению толщины пограничного слоя и, соответственно, раннему срыву потока. Это влияние проявляется главным образом в виде изменения распределения давления, увеличения лобового сопротивления, уменьшения угла срыва потока и, в меньшей степени, уменьшения подъемной силы. С точки зрения влияния на структуру течения шероховатость может привести к раннему отрыву потока на передней кромке, но сама по себе не вызовет больших отрывных пузырей, как те, что возникают в случаях рогообразных наростов льда и наростов «барьерного» льда. При этом степень влияния шероховатости зависит от высоты неровностей, плотности их расположения и формы самих неровностей.

В случае же образования крупных рогообразных наростов вопрос влияния шероховатости поверхности на аэродинамические характеристики не столь актуален, поскольку отрыв потока происходит, как правило, в одной точке на вершине «рога» и положение этой точки не зависит от шероховатости поверхности.

Постановка задачи. В данной работе, при решении задачи численного моделирования обледенения профиля крыла, для описания внешнего потока воздуха, содержащего переохлажденные капельки воды, применена модель взаимопроникающих сред с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса [1 – 7, 16]. Моделирование турбулентности выполнено с помощью однопараметрической дифференциальной модели Spalart – Allmaras [20] с коррекцией для шероховатой стенки [8]. Такой выбор модели турбулентности обусловлен тем, что классическая модель Spalart – Allmaras изначально была предложена именно для решения аэродинамических задач. Модель требует относительно небольших затрат машинного времени и памяти, поскольку является однопараметрической с одним дифференциальным уравнением. Преимуществом этой модели также является ее устойчивость и хорошая сходимость, как обладающей меньшей чувствительностью к величине шага по времени и минимальному шагу вблизи стенки.

Моделирование шероховатости. Одной из первых проблем, возникших при изучении шероховатости, оказалось многообразие форм самих неровностей. Решением этой проблемы может быть использование некой идеальной «модельной» шероховатости [8]. В этом случае рассматривая данную конкретную шероховатость, ей в соответствие можно поставить «эквивалентную» модельную шероховатость с высотой бугорков. На практике наиболее объективным безразмерным параметром, характеризующим шероховатость поверхности, является величина

$$k_s^+ = \frac{k_s v^*}{\nu}, \quad (1)$$

где ν – коэффициент кинематической вязкости, $v^* = \sqrt{\tau_w/\rho}$ – характерный скоростной масштаб для пристенной области.

При рассмотрении неровностей на поверхности льда в качестве «модельной», как правило, используют так называемую песочную шероховатость, соответствующую имеющим элементы неровностей в форме песчинок [8]. В зависимости от степени влияния шероховатости на аэродинамику обтекания тел, можно выделить три режима течения:

1. Режим без проявления влияния шероховатости на сопротивление и профиль скорости (высота неровностей меньше допустимой высоты шероховатости $k_s^+ \leq 5$, т. е. вершины бугорков шероховатости «утоплены» в вязком подслое). Сопротивление соответствует сопротивлению гладкой поверхности.

2. Переходный режим, когда $5 < k_s^+ \leq 70$. Часть элементов шероховатости выступает из вязкого подслоя. Сопротивление складывается из сопротивления гладкой поверхности и выступающих элементов шероховатости.

3. Полное проявление шероховатости, $k_s^+ > 70$. Все элементы шероховатости выступают из вязкого подслоя. Сопротивление полностью определяется воздействием выступающих элементов шероховатости.

Базовая модель турбулентности Spalart – Allmaras. Модель турбулентности Spalart – Allmaras основана на одном уравнении переноса для величины $\tilde{\nu}$, которая

эквивалентна турбулентной вязкости ν_t вдали от стенки. Уравнение переноса было получено эмпирическим путем, при этом, пренебрегали условиями ламинарно-турбулентного перехода, и основной целью ставилось воспроизведение потоков с нарастающей сложностью [21]

$$\frac{D\tilde{v}}{Dt} = c_{b1}\tilde{S}\tilde{v} - c_{w1}f_w\left(\frac{\tilde{v}}{d}\right)^2 + \frac{1}{\sigma}\left[\text{div}([\tilde{v} + \nu]\text{grad}\tilde{v}) + c_{b2}\text{grad}\tilde{v} \cdot \text{grad}\tilde{v}\right], \quad (2)$$

где d – расстояние до ближайшей стенки. Модель построена таким образом, что как вблизи твердой стенки, так и за пределами вязкой области, она вписывается в логарифмическую область, т. е.

$$\tilde{v} = u_\tau kd, \quad \tilde{S} = \frac{u_\tau}{kd}, \quad (3)$$

где u_τ является скоростью трения, основываясь на трении на стенке [12]

$$\tau_w \left(u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \right),$$

и k – константа Кармана. Турбулентная вязкость ν_t связана с переменной переноса \tilde{v} соотношениями:

$$\nu_t = f_{v1}\tilde{v}, \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \quad \chi = \frac{\tilde{v}}{\nu}, \quad (4)$$

и \tilde{S} связана с завихренностью S (которая сводится к $\left|\frac{\partial u}{\partial y}\right|$ в тонких сдвиговых течениях) соотношением [21]:

$$\tilde{S} = S + \frac{\tilde{v}}{k^2 d^2} f_{v2}, \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}; \quad (5)$$

f_w является функцией коэффициента

$$r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S} k^2 d^2}$$

и оба равны единице в логарифмическом слое. Уравнение (2) находится в равновесии, обеспеченном соотношением [21]

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{k^2} + \frac{(1 + c_{b2})}{\sigma}. \quad (6)$$

Учет шероховатости. Будем предполагать, что выше неровностей на поверхности льда поток усредняется над многочисленными элементами шероховатости, точное расположение которых не учитывается. При решении уравнений Навье – Стокса, без детального рассмотрения обтекания каждого элемента шероховатости, с целью учета шероховатости стенки могут быть использованы два «макроскопических» подхода [15]. В обоих случаях, граница расчетной области является гладкой, а граничное условие для скорости – нулевое.

Подход «дискретных элементов» учитывает шероховатость через дополнительные члены в уравнениях, описывающих набегающий поток, которые учитывают изменения в потоке из-за поверхностных неровностей, сопротивление и тепловой поток на элементах шероховатости [9; 11]. Такой подход требует внесения значительных изменений в уравнения, описывающие внешний поток и редко используются в практических приложениях.

Подход «эквивалентного песочного зерна» связывает на основе экспериментов Nikuradse (1933) [14] реальную шероховатость с идеализированной модельной. Высота эквивалентного песочного зерна ставится в соответствие реальной шероховатости с использованием эмпирических соотношений, предложенных в работах [12; 13]. Влияние же шероховатости обтекаемой поверхности на картину течения имитируется путем увеличения турбулентной вихревой вязкости в пристеночной области, увеличивая таким образом поверхностное трение и тепловой поток на стенке. Здесь снова можно рассмотреть два вида моделей [8]:

– Модели, в которых коэффициент турбулентной вязкости на границе равен нулю. Они могут быть интерпретированы как модели, в которых виртуальная «стенка» соответствует основанию неровностей. Влияние шероховатости в этом случае в основном проявляется через уменьшение затухания турбулентности в пристеночной области.

– Модели, в которых коэффициент турбулентной вязкости на границе имеет конечную величину. Они могут быть интерпретированы как модели, в которых виртуальная «стенка» находится несколько выше над элементами шероховатостей. Исследования ONERA [8] показали, что такой подход лучше учитывает мелкие неровности.

Увеличение поверхностного трения в результате учета шероховатости стенки может быть напрямую связано с изменением профиля скорости, т. е. изменение нормированной скорости

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau}$$

от нормированного расстояния до стенки

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu}$$

Для достаточно больших чисел Рейнольдса и на расстояниях от стенки, значительно превышающих высоту шероховатости, логарифмическая область и наружный слой или «след» оказываются просто смещены по сравнению с гладкостенным случаем. Соответственно, изменения, связанные с модификацией моделей шероховатости, стремятся к нулю в этих областях [8].

Модификация модели *Spalart – Allmaras* на случай шероховатых поверхностей. Компанией Боинг [19] была предложена модификация модели турбулентности *Spalart – Allmaras*, которая была разработана с сохранением подходов оригинальной модели и ее поведения в пристеночной области (2). С целью учета влияния шероховатости граничные условия на стенке для $\tilde{\nu}$ и ν_t были изменены. Граничное условие $\tilde{\nu} = 0$ было предложено заменить на

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial n} = \frac{\tilde{\nu}}{d}, \quad (7)$$

где n – нормаль вдоль стенки. Расстояние d было увеличено путем введения смещения $d = d_{\min} + d_0$, где d_{\min} – расстояние до стенки, $d_0(h)$ – длина, на которую корректируется расстояние.

Nikuradse показал, что для очень неровных поверхностей (когда $k_s^+ > 70$), профили скорости в логарифмической области, соответствуют выражению

$$u^+ = \frac{1}{k} \ln \frac{y}{k_s} + 8,5. \quad (8)$$

Чем влияние шероховатости сильнее, тем коэффициент турбулентной вязкости должен быть больше по сравнению с вязкостью газа даже на стенке, и $\nu_t = \tilde{\nu}$. Следовательно, уравнение сохранения импульса сводится к

$$u_\tau^2 = \nu_t \frac{\partial u}{\partial y} = u_\tau k d \frac{\partial u}{\partial y}, \quad (9)$$

решением которого является

$$u^+ = \frac{1}{k} [\ln(y + d_0) - \ln(d_0)]. \quad (10)$$

Тождественность двух выражений (8) и (10) для профиля скорости дает

$$d_0 = \exp(-8.5k) k_s \approx 0.03k_s. \quad (11)$$

Чтобы добиться хороших результатов расчетов для меньших неровностей, функция f_{v1} изменяется путем замены χ в правой части уравнения (4) на

$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} + c_{R1} \frac{k_s}{d}, \quad c_{R1} = 0.5. \quad (12)$$

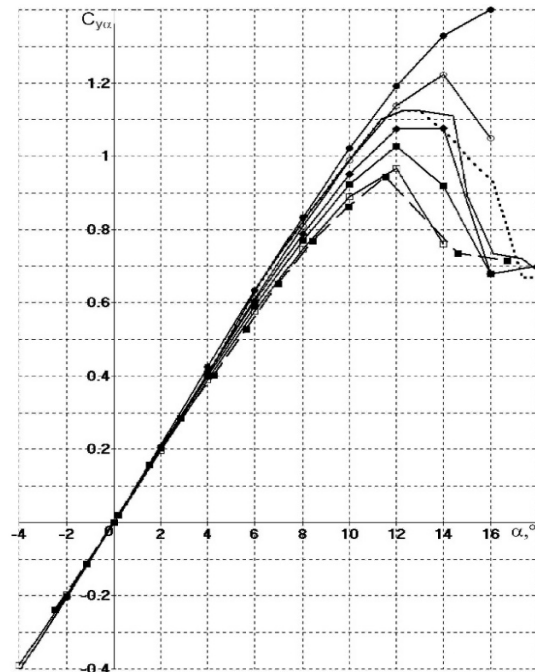
Это определение и значение c_{R1} дают зависимость Δu^+ от k_s^+ , которая близка к данным в [17].

Баланс уравнения переноса предполагает, что все члены сохраняют то же поведение по отношению к d как для случая гладких поверхностей, поэтому определение \tilde{S} остается неизменным:

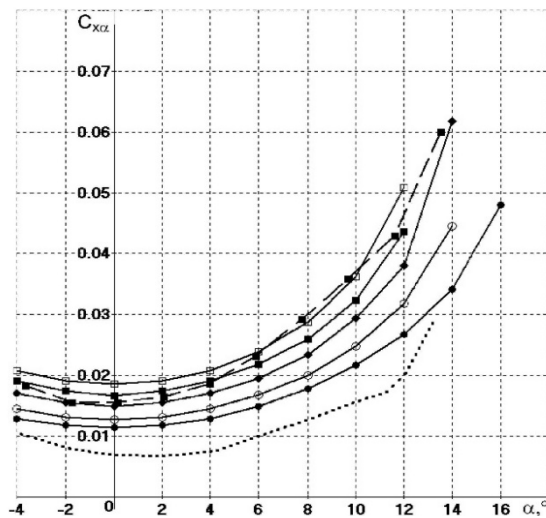
$$\tilde{S} = S + \frac{\tilde{\nu}}{k^2 d^2} f_{v2}, \quad f_{v2} = 1 - \frac{\tilde{\nu}}{\nu + \tilde{\nu} f_{v1}}. \quad (13)$$

Результаты расчетов. С помощью разработанного программно-методического обеспечения с использованием описанной модификации модели турбулентности *Spalart – Allmaras* на случай шероховатых поверхностей были проведены исследования влияния шероховатости поверхности на аэродинамические характеристики профиля и структуру течения. Результаты расчетов представлены на примере обтекания профиля крыла *NACA 0012* с длиной хорды $L = 0,2$ м в условиях, соответствующих числам $Re = 670000$ и $M = 0,154$. Расчеты были выполнены для «гладкого» и «шероховатого» профиля, имеющего значения высот эквивалентной «песочной» шероховатости $k_s = 0,00010$ м; $0,00020$ м; $0,00035$ м и $0,00050$ м. Угол атаки изменялся в диапазоне $\alpha = -4^\circ \div 18^\circ$.

На рис. 1 приведені залежності коефіцієнтів підйомної сили $C_{y\alpha}$ і лобового опору $C_{x\alpha}$ від кута атаки. Також проведено порівняння з результатами експериментальних досліджень для чистого ($Re = 860000$, [18]) і шерохватого профіля ($k_s = 0,00030$ м, $Re = 670000$).



а)



б)

расчетные данные ($Re = 670000$, $M = 0,154$): —●— «гладкий» профиль, —○— $k_s = 0,00010$ м, —◆— $k_s = 0,00020$ м, —■— $k_s = 0,00035$ м, —□— $k_s = 0,00050$ м,
 экспериментальные данные: - - - - «гладкий» профиль ($Re = 860000$, [18]), —●— — «шероховатый» профиль ($k_s = 0,00030$ м, $Re = 670000$)

Рис. 1. – Залежність аеродинамічних характеристик профіля крила *NACA 0012* с різною шерохватістю поверхні від кута атаки

Из полученных результатов видно, что в случае «гладкого» профиля расчетное максимальное значение коэффициента подъемной силы $C_{ya\ max}$ оказывается на $\sim 0,18$ выше и срыв потока с крыла происходит на $\sim 2^\circ$ позже по сравнению с экспериментальными данными [18]. Расчетный коэффициент лобового сопротивления также оказывается завышенным до двух раз. При этом расчетные и экспериментальные результаты для шероховатого профиля (для значения $k_s = 0,00030\ м$) достаточно хорошо согласуются.

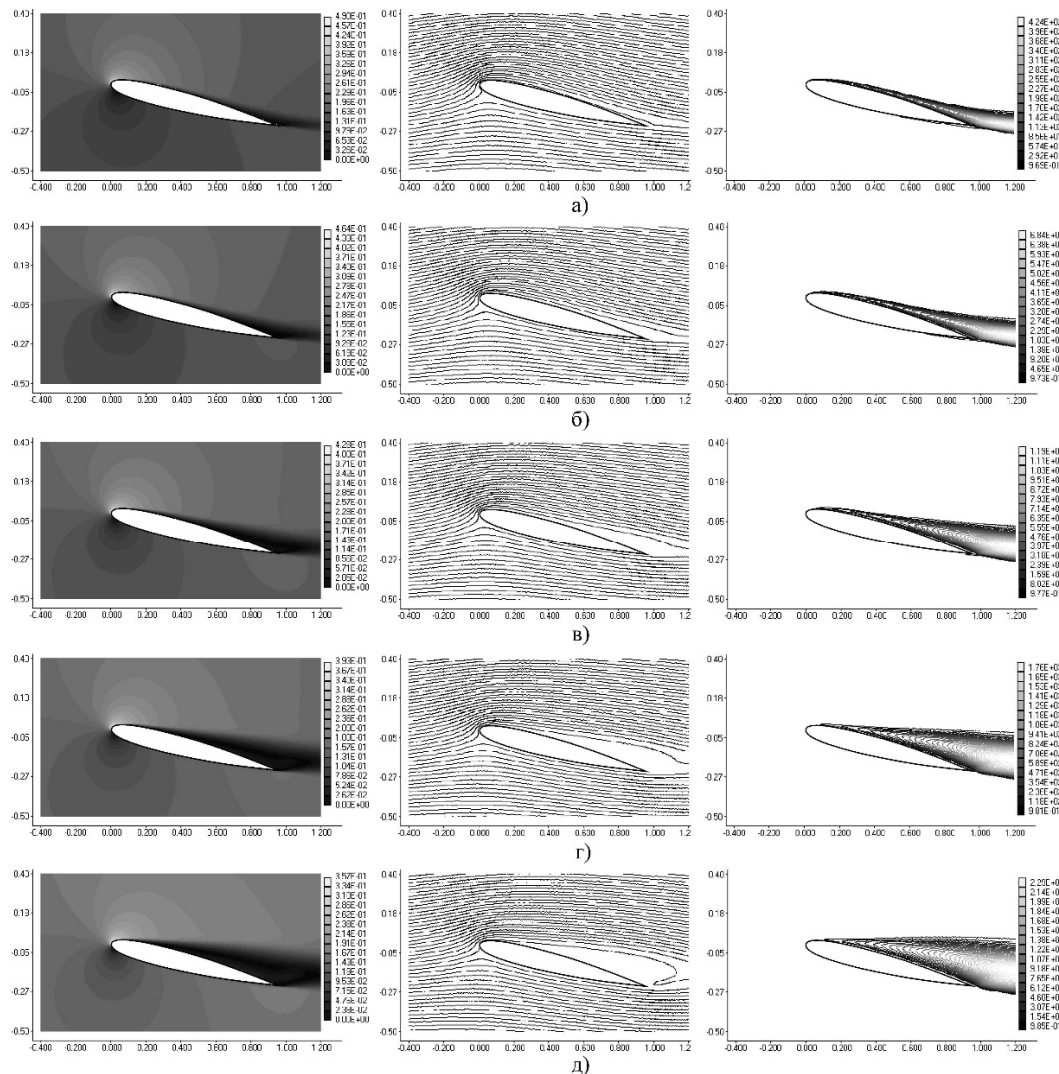


Рис. 2. – Изменение картины течения в окрестности профиля крыла *NACA 0012*, обтекаемого под углом $\alpha = 14^\circ$, в зависимости от шероховатости поверхности:
 а) «гладкий» профиль, б) $k_s = 0,00010\ м$, в) $k_s = 0,00020\ м$, г) $k_s = 0,00035\ м$, д) $k_s = 0,00050\ м$

Такой результат может быть объяснен тем фактом, что классическая модель турбулентности *Spalart – Allmaras* разработана без учета ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое, т.е. предполагает пограничный слой турбулентным по всей длине профиля. Поэтому, в случае «гладкого» профиля при числах Маха $\sim 0,1 \div 0,2$ (когда турбулентная вязкость относительно невелика) $C_{xa\ max}$ оказывается выше экспериментальных значений и срыв потока с крыла происходит позже. Коэффициент лобового сопротивления при этом оказывается значительно выше.

При наличии достаточно крупных шероховатостей на поверхности профиля (соответствующих неровностям при обледенении) в реальных течениях точка ламинарно-турбулентного перехода смещается ближе к передней кромке, и в этом случае модель *Spalart – Allmaras*, предполагающая пограничный слой турбулентным по всей длине профиля, в большей степени соответствует картине реального течения и, как следствие, результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными.

На рис. 2 представлены изомахи, линии тока и распределение вязкости в окрестности профиля крыла *NACA 0012*, обтекаемого под углом атаки 14° для различных значений шероховатости поверхности. При $k_s = 0,00010$ м в области задней кромки образуется относительно небольшая зона отрыва при сохранении общей структуры течения. С ростом высоты шероховатости зона отрыва растет и при значениях $k_s = 0,00030$ м ÷ $0,00050$ м покрывает всю верхнюю поверхность профиля. Коэффициент подъемной силы с увеличением шероховатости уменьшается, но срыв потока с крыла не происходит.

Выводы. Описана математическая модель обтекания тел воздушно-капельным потоком на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса с применением модифицированной модели турбулентности *Spalart – Allmaras* с коррекцией для шероховатой стенки.

Показано, что рассмотренный подход к моделированию шероховатости поверхности хорошо согласуется с физической картиной течения при обтекании шероховатых профилей, дает хорошее соответствие расчетных и экспериментальных данных и может быть применен при решении задач об обледенении аэродинамических поверхностей.

Бібліографічні посилання

1. Приходько А. А. Компьютерное моделирование процессов нарастания льда на поверхности профиля *NACA 0012* / А. А. Приходько, С. В. Алексеенко // Современная наука. – 2013. – №1(12). – С. 48–54.
2. Приходько А. А. Математическое моделирование обледенения профиля крыла / А. А. Приходько, С. В. Алексеенко // Труды XVI международного симпозиума "Методы дискретных особенностей в задачах математической физики", Харьков – Херсон. – 2013. – С. 333–336.
3. Приходько А. А. Математическое моделирование процессов тепломассообмена при обледенении аэродинамических поверхностей / А. А. Приходько, С. В. Алексеенко // Тепломассообмен-2008. ММФ-VI. Т. 1. Конвективный тепломассообмен. Минск: АНК «ИТМО им А.В. Лыкова» НАНБ, 2008. – 10 с.
4. Приходько А. А. Обледенение аэродинамических поверхностей. Моделирование воздушно-капельного потока / А. А. Приходько, С. В. Алексеенко // Авиационно-космическая техника и технология. ХАИ. – 2013. – №4/101. – С. 59–67.
5. Приходько А. А. Обледенение аэродинамических поверхностей. Условия возникновения и методики расчета / А. А. Приходько, С. В. Алексеенко // Авиационно-космическая техника и технология. НАУ ХАИ. – 2012. – №6/93. – С. 37–47.
6. Alekseenko S. V. Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface / S. V. Alekseenko, A. A. Prikhod'ko // Fluid Dynamics – 2014. – V. 49. – No. 6. – P. 715–732.
7. Alekseyenko S. V. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results / S. V. Alekseyenko, O. A. Prykhodko // TsAGI Science Journal. – V.44. – 2013. – Iss. 6. – P. 761–805.
8. Aupoix B. Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness / B. Aupoix, P. R. Spalart // International Journal of Heat and Fluid Flow. – V. 24. – 2003. – P. 454–462.

9. **Aupoix B.** Modelling of boundary layers over rough surfaces / B. Aupoix // Advances in Turbulence V, Sienna. Fifth European Turbulence Conference. Kluwer. – 1994. – P. 16–20.
10. **Bragg M. B.** Iced-Airfoil Aerodynamics / M. B. Bragg, A. P. Broeren and L. A. Blumenthal // SAE Technical Paper 2003-01-2098. – 2003. <https://doi.org/10.4271/2003-01-2098>.
11. **Coleman H. W.** Generalized roughness effects on turbulent boundary layer heat transfer: a discrete element predictive approach for turbulent flow over rough surfaces / H.W. Coleman, B. K. Hodge, R. P. Taylor // Air Force Armament Laboratory AFATL-TR-83-90, Mississippi State University, 1983. – 46 p.
12. **Dirling Jr. R. B.** A method for computing rough wall heat transfer rates on reentry nosetips / R. B. Dirling // AIAA Paper 73-763, AIAA 8th Thermophysics Conference, Palm Springs, California. – 1973.
13. **Grabow R. M.** Surface roughness effects on nosetip ablation characteristics / R. M. Grabow, C. O. White // AIAA Journal 13(5). – 1975. – P. 605–609.
14. **Nikuradse J.** Stromungsgesetze in rauhen Rohren (Laws of Flow in Rough Pipes) / J. Nikuradse // VDI - Forschungsheft 361. – 1933 (translated in NACA TM 1292, Nov. 1950).
15. **Patel V. C.** Perspective: flow at high Reynolds number and over rough surfaces – Achilles heel of CFD / V. C. Patel // Journal of Fluids Engineering 120(3). – 1998. – P. 434–444.
16. **Prykhodko O. A.** Numerical modelling of icing processes / O. A. Prykhodko, S. V. Alekseenko // GAMM 2005. Gesellschaft für Angewandte Mathematik und Mechanik. 76th Annual Scientific Conference Luxembourg, March 28 – April 1, 2005. – 257 p.
17. **Schlichting H.** Boundary-layer theory / H. Schlichting . – New York: McGraw-Hill, – 1979. – 817 p.
18. **Sheldahl E.** Aerodynamic characteristic of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of VAWT / E. Sheldahl, P. C. Klimas // Sandia National Laboratories Report SAND80 – 2114, 1980. – 120 p.
19. **Spalart P.** Trends in turbulence treatments / P. Spalart // AIAA Paper 2000-2306, Fluids 2000, Denver. – 2000. – 13 p.
20. **Spalart P. R.** A one-equation turbulence model for aerodynamic flow / P. R. Spalart, S. R. Allmaras // AIAA Paper, 1992. – No. 92 – 22 p.
21. **Spalart P. R.** A one-equation turbulence model for aerodynamic flows / P. R. Spalart, S. R. Allmaras // La Recherche Aerospaciale 1. – 1994. – P. 5–21.

Надійшла до редколегії 17. 04.2017

УДК 532.516

ЧИСЛОВЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ШОРСТКОСТІ ПОВЕРХНІ КРИГИ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФІЛЮ КРИЛА ПІД ЧАС ОБМЕРЗАННЯ

С. В. Алексєнко, канд. техн. наук

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара
Дніпро, Україна*

Проаналізовано підходи до моделювання шорсткості поверхні під час обмерзання. Описано математичну модель обтікання тіл повітряно-крапельним потоком на основі усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є–Стокса. Розглянуто модифікацію моделі турбулентності Spalart–Allmaras з корекцією для шорсткої стінки. Наведено результати чисельних досліджень аеродинамічних характеристик профілю крила NASA 0012 з кригою, що утворюється на початковому етапі процесу зледеніння. Виконано порівняння отриманих результатів з відомими експериментальними даними.

Ключові слова: обмерзання профілю, наростання криги, шорсткість поверхні, аеродинамічні характеристики.

UDC 532.516

NUMERICAL INVESTIGATION OF THE EFFECT OF THE ICED AIRFOIL SURFACE ROUGHNESS ON AERODYNAMIC PERFORMANCE DEGRADATION

S. V. Alekseyenko, PhD. (Tech.)

*Oles Honchar Dnipro National University
Dnipro, Ukraine*

Approaches to the modeling of surface roughness during in-flight icing are analyzed. A mathematical model of bodies streamlining by an air-droplet flow on the basis of the Reynolds-averaged Navier – Stokes equations is described. A modification of the Spalart – Allmaras turbulence model with a correction for a rough wall is considered. The results of numerical investigation of the iced NACA 0012 airfoil aerodynamic performances at the initial stage of icing process are presented. Comparison of the results with known experimental data is given.

Key words: airfoil icing, ice accretion, surface roughness, aerodynamic performances

Using the developed software, methodology and described modification of the *Spalart – Allmaras* turbulence model for rough surfaces, the effect of surface roughness on airfoils aerodynamic performances and flow structure was investigated. The calculation results are presented on the example of flow around *NACA 0012* airfoil with the chord length $L = 0,2\text{ m}$ in conditions corresponding to $Re = 670000$ and $M = 0,154$.

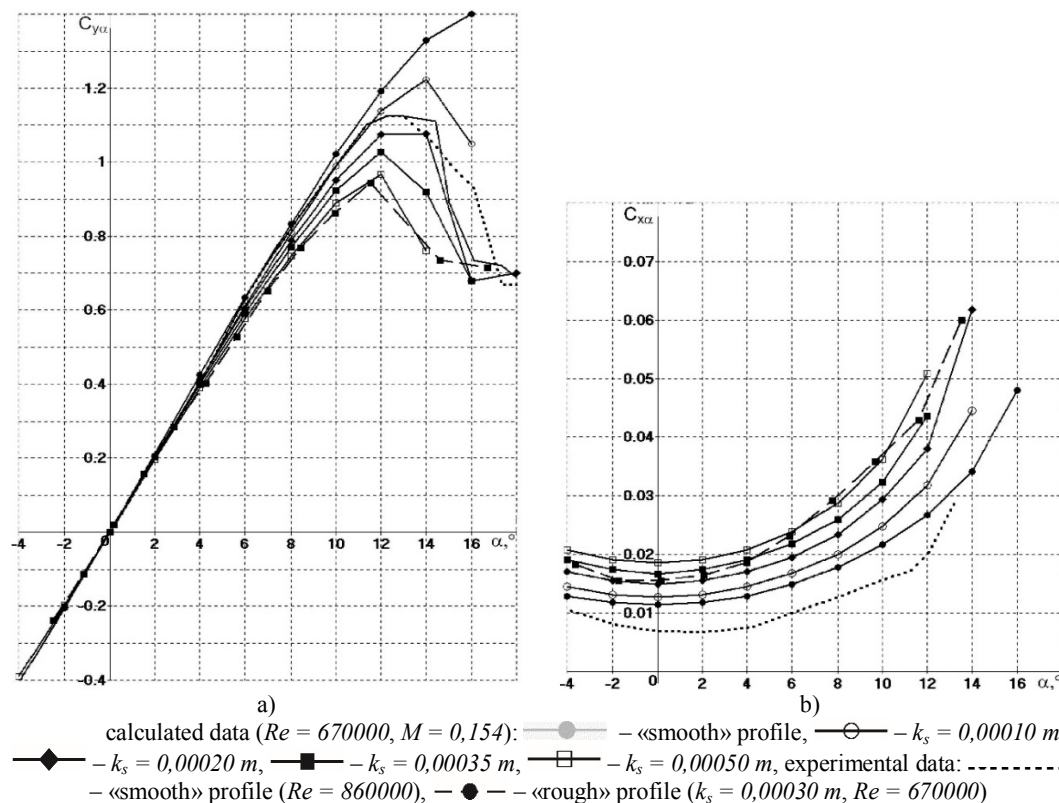


Fig. 1. – Aerodynamic performances of rough NACA 0012 airfoil surface vs angle of attack

The calculations were carried out for the «smooth» and «rough» profile with various sand grain roughness heights: $k_s = 0,00010, 0,00020, 0,00035$ and $0,00050$ m. The angle of attack varied in the range $\alpha = -4^\circ \div 18^\circ$. The effect of surface roughness on the lift and drag of an airfoil are shown in fig. 1.

A comparison with the results of experimental investigation for a pure «smooth» ($Re = 860000$) and «rough» profile ($k_s = 0,00030$ m, $Re = 670000$) is also made.

It is shown that this approach to modeling the surface roughness is in good agreement with the physical picture of the flow around rough profiles, gives a good correspondence between the calculated and experimental data, and can be used in modeling of airfoils icing processes.

References

1. **Prykhodko O. A.** Computer simulation of the ice accretion processes on the NACA 0012 airfoil surface / O. A. Prykhodko, S. V. Alekseenko // *Modern science*. – 2013. – No 1(12). – P. 48–54. (in Russian)
2. **Prykhodko O. A.** Mathematical modeling of airfoil icing / O. A. Prykhodko, S. V. Alekseyenko // *Proceedings of the 16th international symposium «Methods of discrete singularities in problems of mathematical physics»*, Kharkov-Kherson. – 2013. – P. 333–336. (in Russian)
3. **Prykhodko O. A.** Mathematical modeling of heat and mass transfer processes during icing of aerodynamic surfaces / O. A. Prykhodko, S. V. Alekseyenko // *Heat and mass transfer-2008. MMF-VI. V. Convective heat and mass transfer*. Minsk: ANK «ITMO named after A.V. Lykov» NANB, 2008. – 10 p. (in Russian)
4. **Prykhodko O. A.** Icing of aerodynamic surfaces. Modeling the air-droplet flow / O. A. Prykhodko, S. V. Alekseyenko // *Aerospace Engineering and Technology. NAU KhAI*. – 2013. – No 4/101. – P. 59–67.
5. **Prykhodko O. A.** Icing of aerodynamic surfaces. Icing conditions and calculation methods / O. A. Prykhodko, S. V. Alekseyenko // *Aerospace Engineering and Technology. NAU KhAI*, 2012. – No 6/93. – P. 37–47. (in Russian)
6. **Alekseenko S. V.** Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface / S. V. Alekseenko, A. A. Prikhod'ko // *Fluid Dynamics* – 2014. – V. 49. – No. 6. – P. 715–732.
7. **Alekseyenko S. V.** Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results / S. V. Alekseyenko, O. A. Prykhodko // *TsAGI Science Journal*. – V.44. – 2013. – Issue 6. – P. 761-805.
8. **Aupoix B.** Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness / B. Aupoix, P. R. Spalart // *International Journal of Heat and Fluid Flow*. – V. 24. – 2003. – P. 454-462.
9. **Aupoix B.** Modelling of boundary layers over rough surfaces / B. Aupoix // *Advances in Turbulence V, Sienna. Fifth European Turbulence Conference*. Kluwer. – 1994. – P. 16-20.
10. **Bragg M. B.** Iced-Airfoil Aerodynamics / M. B. Bragg, A. P. Broeren, and L. A. Blumenthal // *SAE Technical Paper 2003-01-2098*. – 2003. – 23 p. <https://doi.org/10.4271/2003-01-2098>.
11. **Coleman H. W.** Generalized roughness effects on turbulent boundary layer heat transfer: a discrete element predictive approach for turbulent flow over rough surfaces / H. W. Coleman, B. K. Hodge, R. P. Taylor // *Air Force Armament Laboratory AFATL-TR-83-90*, Mississippi State University. – 1983. – 46 p.

12. **Dirling Jr. R. B.** A method for computing rough wall heat transfer rates on reentry nosetips / R. B. Dirling // AIAA Paper 73-763, AIAA 8th Thermophysics Conference, Palm Springs, California. – 1973.
13. **Grabow R.M.** Surface roughness effects on nosetip ablation characteristics / R.M. Grabow, C.O. White // AIAA Journal 13(5). – 1975. – P. 605-609.
14. **Nikuradse J.** Stromungsgesetze in rauhen Rohren (Laws of Flow in Rough Pipes) / J. Nikuradse // VDI - Forschungsheft 361. – 1933 (translated in NACA TM 1292, Nov. 1950).
15. **Patel V. C.** Perspective: flow at high Reynolds number and over rough surfaces – Achilles heel of CFD / V. C. Patel // Journal of Fluids Engineering 120(3). – 1998. – P. 434-444.
16. **Prykhodko O. A.** Numerical modelling of icing processes / O. A. Prykhodko, S. V. Alekseenko // GAMM 2005. Gesellschaft für Angewandte Mathematik und Mechanik. 76th Annual Scientific Conference Luxembourg, March 28 – April 1, 2005. – 257 p.
17. **Schlichting H.** Boundary-layer theory / H. Schlichting // New York: McGraw-Hill, – 1979. – 817 p.
18. **Sheldahl E.** Aerodynamic characteristic of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of VAWT / E. Sheldahl, P. C. Klimas // Sandia National Laboratories Report SAND80 – 2114. – 1980. – 120 p.
19. **Spalart P.** Trends in turbulence treatments / P. Spalart // AIAA Paper 2000-2306, Fluids 2000, Denver. – 2000. – 13 p.
20. **Spalart P. R.** A one-equation turbulence model for aerodynamic flows / P. R. Spalart, S. R. Allmaras // La Recherche Aerospaciale 1. – 1994. – P.5-21.
21. **Spalart P.R.** A one-equation turbulence model for aerodynamic flow / P.R. Spalart, S.R. Allmaras // AIAA Paper, 1992. – No. 92 – 22 p.