

УДК 532.516

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ШЕРОХОВАТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ НА КОНВЕКТИВНЫЙ ТЕПЛООБМЕН ПРИ ОБЛЕДЕНЕНИИ ПРОФИЛЯ КРЫЛА

Приходько А.А., доктор физ.-мат. наук, Алексеенко С.В., канд. техн. наук

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, Днепр, 49010, Украина

Наведено методику для дослідження процесів конвективного теплообміну в задачах обмерзання аеродинамічних поверхонь на основі розв'язання усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса і однопараметричної диференціальної моделі турбулентності *Spalart-Allmaras* з корекцією для шорсткої стінки.

Приведена методика для исследования процессов конвективного теплообмена в задачах обледенения аэродинамических поверхностей на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса и однопараметрической дифференциальной модели турбулентности *Spalart-Allmaras* с коррекцией для шероховатой стенки.

The technique of the processes of investigating of convective heat transfer determining in the problems of icing of aerodynamic surfaces on the basis of the solution of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations and the one-parameter *Spalart-Allmaras* turbulence differential model with correction for a rough wall is presented.

Библ. 15, рис. 3.

Ключевые слова: обледенение профиля, численное моделирование, шероховатость поверхности, конвективный теплообмен.

Введение

При численном моделировании процесса обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов, а также разработке тепловой системы защиты от обледенения очень важно как можно точнее определить распределение коэффициента конвективного теплообмена вдоль обтекаемой шероховатой поверхности, поскольку он оказывает доминирующее влияние на тепло- и массообмен на обледеневающей поверхности и, по сути, определяет форму образующихся ледяных наростов [1]. А при проектировании тепловой антиобледенительной системы распределение коэффициента конвективной теплоотдачи играет ключевую роль в определении локальных тепловых потоков, которые необходимо подводить к каждому элементу защищаемой поверхности.

Коэффициент конвективного теплообмена может быть определен двумя основными способами: с помощью корреляционных соотношений из расчета пограничного слоя и по известному температурному полю, решая уравнения Навье-Стокса для внешнего воздушно-капельного потока.

Корреляционные соотношения. В некоторых случаях, используя критерии подобия, трехмерная задача об обледенении может быть упрощена до двумерной, как, например, это сделано в большинстве существующих классических методик, моделирующих процессы обледенения [2,3]. Такой подход позволяет использовать одномерные интегральные или полуэмпирические соотношения для пограничного слоя и, тем самым, значительно упростить и ускорить расчет внешнего обтекания, определение коэффициентов трения и теплоотдачи. Кроме того, интегральные соотношения для пограничного слоя очень хорошо протестированы, подкорректированы и

верифицированы на очень большом количестве экспериментов, и программные продукты, разработанные с использованием таких соотношений, как, например, LEWICE [2], признаются в процессе сертификации летательных аппаратов [4]. Также необходимо отметить, что результаты расчетов с использованием интегральных соотношений, благодаря их высокой точности, могут быть использованы для верификации разрабатываемых численных методов на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS), в условиях недостаточности, а иногда и отсутствия необходимых экспериментальных данных.

Однако с другой стороны, созданные в предположении несжимаемости набегающего воздушного потока и с использованием одномерных приближений, методики, использующие интегральные методы, не позволяют учитывать предысторию потока, имеют ограниченное применение в случае достаточно больших скоростей и сложных форм ледяных наростов (из-за наличия локальных трансзвуковых зон и значительных градиентов давления), в задачах в трехмерной постановке. Так же такой подход не дает возможность определять аэродинамические характеристики профилей с наличием шероховатых ледяных наростов.

Уравнения Навье-Стокса. При разработке, хотя и более сложных и громоздких, однако более совершенных методик численного решения задачи обледенения на основе RANS необходима модель, которая бы учитывала шероховатость обтекаемой поверхности и позволяла вычислять тепловые потоки в области ледяных образований. Основными проблемами здесь являются, с одной стороны, отсутствие универсальной модели турбулентности, которая бы также учитывала ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое, с другой стороны,

отсутствие достаточного количества экспериментальных данных о распределении местных коэффициентов трения и чисел Стэнтона для различных геометрий и условий, в том числе полученных с учетом взаимодействия влетающих капелек с обтекаемой поверхностью: деформацией, разбрызгиванием, выплескиванием, перепрыгиванием [5].

Целью настоящей работы является усовершенствование существующей методики расчета обледенения аэродинамических поверхностей, разработанной на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса [6,7,8,9], позволяющее исследовать влияние шероховатости обтекаемой поверхности на конвективный теплообмен.

Постановка задачи

В данной работе, при решении задачи численного моделирования обледенения профиля крыла, для описания внешнего воздушно-капельного потока, применена модель взаимопроникающих сред с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса [6,7,8,9]. При моделировании турбулентности использовалась однопараметрическая дифференциальная модель *Spalart-Allmaras* [10] с коррекцией для шероховатой стенки [11]. Процесс нарастания льда описывается с помощью метода поверхностных контрольных объемов, основанном на уравнениях массового и теплового балансов.

Моделирование шероховатости поверхности

Одной из первых проблем, возникших при изучении шероховатости, оказалось многообразие форм самих неровностей. Решением этой проблемы может быть использование некой идеальной «модельной» шероховатости [12]. В этом случае рассматривая данную конкретную шероховатость ей в соответствие можно поставить «эквивалентную» модельную шероховатость с высотой бугорков k_s . На практике шероховатость поверхности характеризуют безразмерным параметром

$$k_s^+ = \frac{k_s u_\tau}{\nu}, \quad (1)$$

где ν – коэффициент кинематической вязкости,

$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$ – скорость трения, τ_w – касательное

напряжение трения на стенке, ρ – плотность газа.

При рассмотрении шероховатости поверхности льда в качестве «модельной» как правило используют так называемую песочную шероховатость. В зависимости от степени влияния шероховатости на аэродинамику обтекания тел, можно выделить три режима течения [12]:

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 эле-

ментов 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.

Модель турбулентности

В качестве модели турбулентности в данной работе была выбрана модель *Spalart-Allmaras*, которая изначально была разработана и предложена именно для решения задач внешней аэродинамики и калибрована для расчета обтекания профилей и крыльев. Кроме того, к достоинствам выбранной модели можно отнести относительно небольшие затраты машинного времени и памяти, поскольку модель является однопараметрической с одним дифференциальным уравнением, а также ее устойчивость и хорошую сходимости, и, соответственно, обладающую меньшей чувствительностью к величине шага по времени и минимальному шагу вблизи стенки.

Базовая модель *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 [10]:

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

где d – расстояние до ближайшей стенки, σ , c_{b1} и c_{b2} – стандартные константы модели *Spalart-Allmaras*. Модель турбулентности настроена таким образом, что как вблизи твердой стенки, так и за пределами вязкой области, она вписывается в логарифмическую область, т.е.:

$$\tilde{\nu} = u_\tau k d, \quad \tilde{S} = \frac{u_\tau}{k d}, \quad (3)$$

где k – константа Кармана. Турбулентная вязкость ν_t связана с переменной переноса $\tilde{\nu}$ соотношениями:

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

и с завихренностью S (которая сводится к $\left|\frac{\partial u}{\partial y}\right|$ в тонких сдвиговых течениях) соотношением [10]:

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

Наконец, f_w является функцией коэффициента

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

причем f_w и r равны единице в логарифмическом слое.

Уравнение (2) находится в равновесии, обеспеченном соотношением [10]:

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

Также, в базовую модель турбулентности *Spalart-Allmaras* для учета сжимаемости среды в уравнение переноса (2) может быть введено дополнительное слабое [12]:

$$V_5 = -C_5 \frac{v_t^2 S^2}{a^2}, \quad (7)$$

где $C_5 = 3.5$.

Модификация модели *Spalart-Allmaras*

С целью учета влияния шероховатости граничное условие на стенке $v = 0$ было изменено на [11]:

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial n} = \frac{\tilde{v}}{d}, \quad (8)$$

где n – нормаль к стенке. 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 [13] показал, что для значительно шероховатых поверхностей (когда $k_s^+ > 70$), профили скорости в логарифмической области, определяются зависимостью:

$$u^+ = \frac{1}{k} \ln \frac{y}{k_s} + 8.5. \quad (9)$$

Поскольку влияние шероховатости велико, то коэффициент турбулентной вязкости должен быть больше по сравнению с молекулярной вязкостью газа, в том числе и на стенке, при этом $v_t = v$. Следовательно, уравнение сохранения импульса сводится к [11]:

$$u_\tau^2 = v_t \frac{\partial u}{\partial y} = u_\tau k d \frac{\partial u}{\partial y}, \quad (10)$$

решением которого является:

$$u^+ = \frac{1}{k} [\ln(y + d_0) - \ln(d_0)]. \quad (11)$$

Тождественность этих двух выражений для профиля скорости дает:

$$d_0 = \exp(-8.5k)k_s \approx 0.03k_s. \quad (12)$$

Чтобы добиться хороших результатов расчетов для меньших неровностей, f_{v1} функция в правой части уравнения (3) изменяется путем замены χ на [11]:

$$\chi = \frac{\tilde{v}}{v} + c_{R1} \frac{k_s}{d}, \quad c_{R1} = 0.5. \quad (13)$$

Это определение и значение C_{R1} дают зависимость Δu^+ от k_s^+ , которая близка к данным [14].

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 [11].

Ламинарно-турбулентный переход

Проблема описания ламинарно-турбулентного перехода в рамках RANS является одной из наиболее трудно моделируемых проблем. В задачах внешней аэродинамики переход обычно происходит в пограничном слое, поэтому, как правило, задача сводится к определению точки перехода на обтекаемой поверхности. При этом можно выделить естественный и вынужденный переход. В первом случае переход происходит за счет естественного развития возмущений в неустойчивом ламинарном пограничном слое, а во втором – в неустойчивом пограничном слое возникают возмущения из-за наличия поверхностных элементов-турбулизаторов, таких как, например, нитка, бугорок, шероховатость, что обычно приводит к немедленной турбулизации пограничного слоя [12].

На практике применяют несколько приемов для определения точки перехода. Это может быть предписанный переход, который определяют из общих соображений или используя экспериментальные данные, а также переход, обусловленный наличием турбулизаторов. Для описания спонтанного перехода могут предприниматься попытки построить такие демпфирующие функции в низкорейнольдсовой модели турбулентности, чтобы переход осуществлялся в правильном месте или попытки создания локальных дифференциальных уравнений перехода. Также положение точки спонтанного перехода может находиться из свойств пограничного слоя: интегрируются характеристики пограничного слоя вдоль обтекаемой поверхности и на основе этих интегралов определяется точка перехода [12]. Такой прием, например, используется в методике LEWICE, где в задаче об обледенении профилей внешний поток рассматривается как потенциальное течение, а при расчете пограничного слоя используется приближение для шероховатой ровной пластины и критерием ламинарно-турбулентного перехода является выполнение неравенства [2]:

$$Re_k = \frac{V_k k_s}{\nu} \geq 600, \quad (14)$$

где V_k – скорость потока на расстоянии от стенки, равном высоте эквивалентной песочной шероховатости k_s , Re_k – локальное число Рейнольдса, рассчитанное по высоте шероховатости.

В настоящей работе, при рассмотрении вопроса об определении точки ламинарно-турбулентного перехода, предложено использовать так называемый *fully turbulence* подход [12], поскольку в задаче об обледенении профиля шероховатость, для учета которой в модель *Spalart-Allmaras* внесены изменения, как раз и является турбулизатором, инициирующим ламинарно-

турбулентный переход практически уже в точке торможения. Аргументами в пользу справедливости использования такого решения являются: незначительная, как показывают расчеты с использованием интегральных соотношений, длина ламинарного участка пограничного слоя вдоль профиля (~2 % длины хорды крыла); небольшая скорость набегающего потока в этой области (соответственно, турбулентность развивается относительно медленно, значение турбулентной вязкости оказывается меньше значения молекулярной вязкости на протяжении значительной доли ламинарного участка); а также тот факт, что в области точки торможения на крыле в реальном полете в условиях обледенения происходят многочисленные соударения влетающих капелек с поверхностью профиля, их интенсивное разбрызгивание, движение, отскакивание, являясь дополнительным фактором турбулизации пограничного слоя [5] (что не учитывается при использовании интегральных одномерных соотношений).

Конвективный теплообмен

В рамках разработанной методики осредненная местная температура обледеневающей аэродинамической поверхности определяется из решения массового и теплового балансов для данного контрольного объема [6,7,8,9]. Так, в области, характеризующейся влажным режимом обледенения (на обтекаемой поверхности будет присутствовать незамерзшая вода) осредненная температура рассматриваемого элемента поверхности будет близка к температуре фазового перехода. В области сухого режима обледенения (на обтекаемой поверхности присутствует только лед) осредненная температура элемента поверхности будет ниже температуры фазового перехода, но выше температуры набегающего потока (за счет выделения в рассматриваемом контрольном объеме высвобождающейся теплоты фазового перехода), либо, если влага на этот участок обтекаемой поверхности, покрытый льдом, больше не выпадает – ниже температуры набегающего потока (за счет сублимации льда).

Принимая гипотезу сплошности среды будем считать справедливыми условия «прилипания» на стенке. То есть будем полагать, что непосредственно у самой поверхности обтекаемого тела имеется тонкий слой неподвижного газа, и в пограничном слое можно выделить вязкий динамический подслой, а также тепловой подслой, характеризующийся ламинарным течением и преобладанием переноса теплоты теплопроводностью над турбулентным переносом. Таким образом, будем считать, что при описании изменения температуры вдоль нормали к стенке в границах толщины теплового подслоя справедлива линейная зависимость [15]. Тогда, решая задачу об обледенении аэродинамической поверхности, конвективный тепловой поток может быть определен по известному температурному полю вблизи поверхности при ее заданной температуре.

Температура стенки и тепловой поток в процессе расчета определяется из условия равенства на границе раздела обтекаемая поверхность – набегающий поток температур и тепловых потоков (граничные условия четвертого рода):

$$T_w = T_a, \quad (15)$$

$$-\lambda_w \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = -\lambda_a \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_a, \quad (16)$$

где T – температура, n – нормаль к границе раздела, λ – коэффициент теплопроводности, индекс w обозначает стенку, a – набегающий поток.

Результаты расчетов

С помощью усовершенствованного программно-методического обеспечения, учитывающего шероховатость поверхности, были проведены исследования обледенения аэродинамических поверхностей. Результаты расчетов представлены на примере обтекания профиля крыла *NACA 0012* с длиной хорды $L = 0,3$ м воздушно-капельным потоком под нулевым углом атаки, имеющим скорость $V_\infty = 129,46$ м/с, температуру $T_\infty = -12,6$ °С, давление $p_\infty = 9,075 \cdot 10^4$ Па. Расчеты были выполнены для «гладкого» и «шероховатого» профиля имеющего значения высот эквивалентной «песочной» шероховатости $k_s = 0,00020$ и $0,00035$ м. Учет шероховатости стенки приводит к значительному увеличению толщины пограничного слоя и увеличению степени его турбулентности. Величина турбулентной вязкости на стенке имеет ненулевое значение. На рис. 1 представлено распределение температуры воздушного потока вдоль нормали n к обтекаемой поверхности в точке торможения и на некотором удалении от точки торможения. Необходимо отметить, что для получения корректных результатов расчетов, сетка должна задаваться таким образом, чтобы в область вязкого подслоя, характеризующегося линейным распределением скорости и температуры, попадало достаточное количество расчетных точек; на практике это требование может быть реализовано выполнением неравенства для нормированного расстояния до стенки $y^+ < 0,4$. В представленных результатах видно, что по крайней мере порядка десяти точек в области стенки задают линейную зависимость (рис. 1), что обеспечивает получение тепловых потоков с высокой точностью.

Затем было выполнено сравнение полученных результатов расчетов с результатами интегрального решения, которое, в свою очередь, было получено в рамках обоснованных границ применимости и в соответствии с экспериментальными данными. Так, сравнение распределения коэффициентов давления C_p и трения C_f вдоль поверхности профиля *NACA 0012* с шероховатостью $k_s = 0,0002$ м рассчитанных по интегральным соотношениям и с помощью разработанной методики приведено на рис. 2. Наблюдается хорошее согласование распределения коэффициентов давления C_p (за исключением задней кромки), но при этом отличие в распределении значений коэффициентов трения C_f ; существенное расхождение в области точки торможения и предполагаемого ламинарно-турбулентного перехода (поскольку интегральные соотношения получены в приближении плоской пластины) и в целом более высокие значения вдоль остальной поверхности профиля.

Распределение коэффициента конвективного теплообмена вдоль поверхности профиля *NACA 0012*, рассчитанного с помощью разработанной методики, для гладкой стенки и с шероховатостью $k_s = 0,00020$ и $k_s = 0,00035$ м приведены на рис. 3. Показано, что в случае «гладкой» поверхности, коэффициент конвективного теплообмена максимален в области точки торможения и уменьшается по мере удаления вдоль хорды крыла.

Для шероховатой стенки с высотой неровностей $k_s = 0,00020$ м приведено сравнение с результатами, полученными с помощью интегральных соотношений. Наблюдается хорошее соответствие рассчитанной по интегральным соотношениям длины ламинарного участ-

ка пограничного слоя, на котором коэффициент конвективного теплообмена несколько уменьшается по мере удаления от точки торможения, и по результатам разработанной методики протяженности области, где турбулентная вязкость оказывается незначительной по сравнению с ламинарной и, соответственно, коэффициент конвективного теплообмена остается практически постоянным. Затем по результатам обеих методик происходит резкое увеличение значений коэффициента конвективного теплообмена до значений ~ 1200 Вт/м²/К, вследствие увеличения степени турбулентности пограничного слоя и далее постепенное уменьшение значений по мере роста толщины пограничного слоя. При этом в

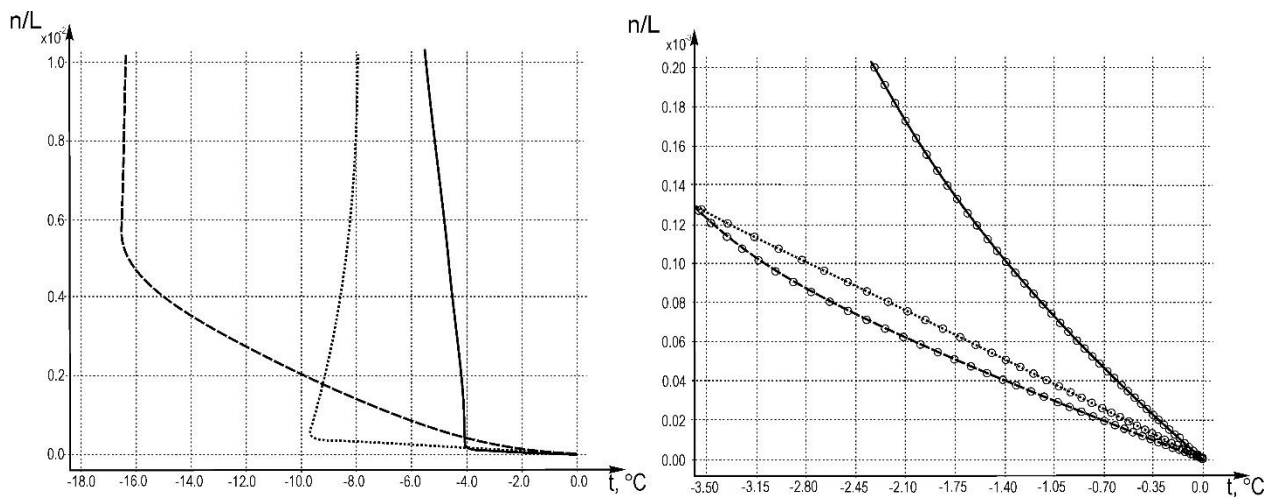


Рис. 1. Распределение температуры вдоль нормали к обтекаемой поверхности профиля *NACA 0012*, имеющей эквивалентную «песочную» шероховатость $k_s = 0,00020$ м, в точках с поверхностными координатами: $s/L = 0$ (—), $s/L = 0.1$ (.....), $s/L = 0.5$ (-----).

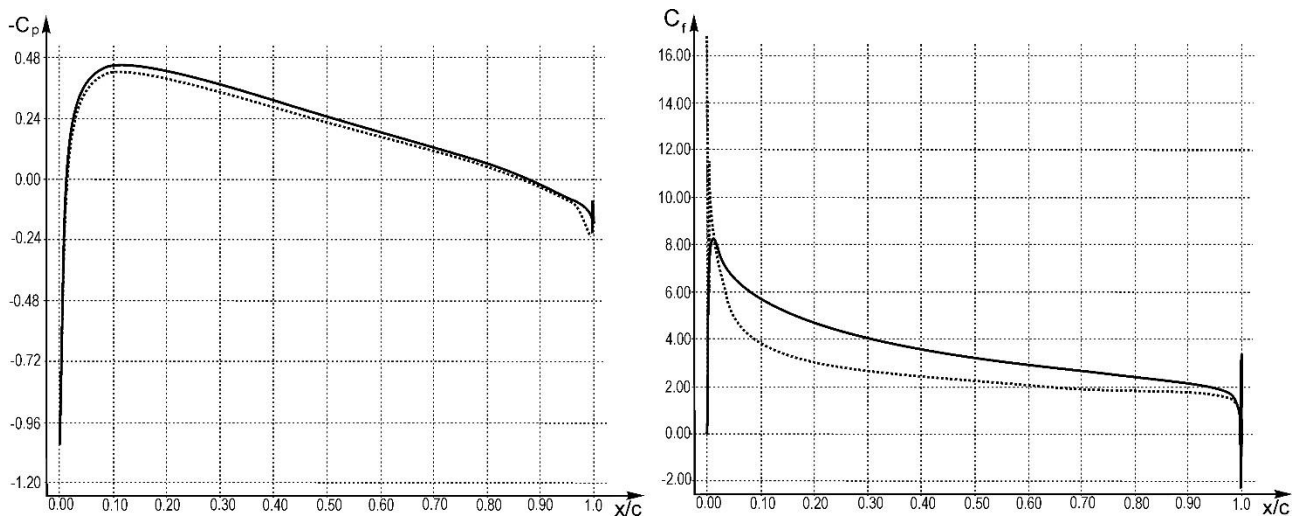


Рис. 2. Распределение коэффициента давления C_p и коэффициента трения C_f вдоль поверхности профиля *NACA 0012*, имеющей шероховатость, эквивалентную «песочной» с высотой неровностей $k_s = 0,00020$ м: — — интегральный метод, — с использованием аналогии Рейнольдса.

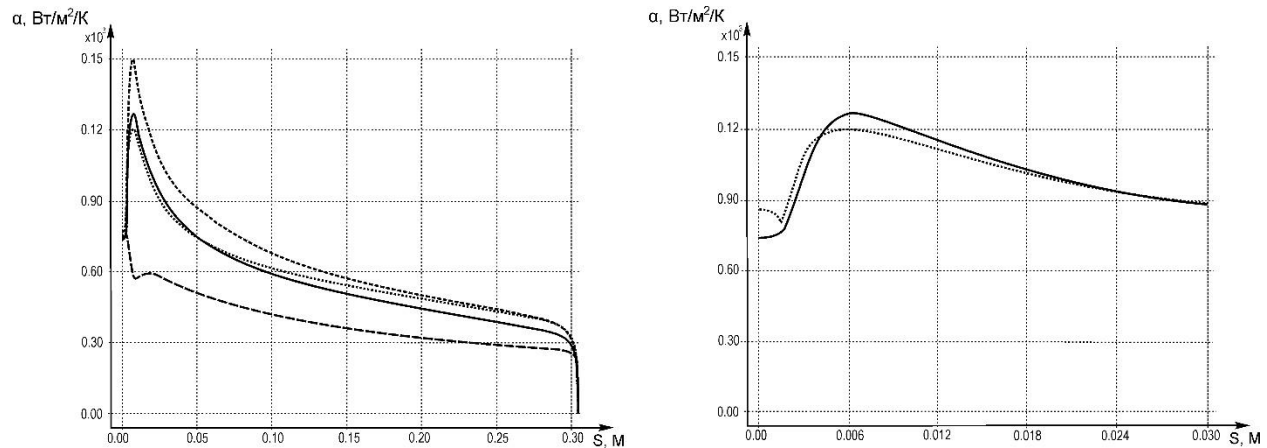


Рис. 3. Распределение коэффициента конвективного теплообмена вдоль поверхности профиля NASA 0012, имеющей шероховатость, эквивалентную «песочной» с высотой неровностей: $k_s = 0.00000$ м (---), $k_s = 0.00020$ м (..... – интегральный метод, — – с использованием аналогии Рейнольдса), $k_s = 0.00035$ м (----).

целом обе методики дают схожее распределение коэффициента конвективного теплообмена вдоль поверхности профиля. При увеличении высоты шероховатости до значения $k_s = 0.00035$ м характер зависимости не изменяется, максимальное значение коэффициента конвективного теплообмена составляет ~ 1500 Вт/м²/К.

Выводы

Приведена методика исследования конвективного теплообмена на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса и однопараметрической дифференциальной модели турбулентности *Spalart-Allmaras* с коррекцией для шероховатой стенки.

Выполнено сравнение результатов расчетов с известными, полученными с использованием интегральных соотношений. Показано, что предложенная методика дает хорошее качественное и количественное согласование распределения коэффициента конвективного теплообмена и коэффициента давления вдоль поверхности обтекаемого профиля с известными решениями и несколько завышенное значение коэффициента трения. Полученные результаты демонстрируют возможность использования рассмотренной методики при решении задач обледенения аэродинамических поверхностей с учетом шероховатости обтекаемой поверхности.

Направлением дальнейших исследований будут задачи обледенения в трехмерной постановке с учетом шероховатости и схода потока, при наличии трансзвуковых областей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Fuzaro Rafael C., Mendes Pio D., A. Lima da Silva G. CFD and Boundary Layer Models with Laminar-Turbulent Transition around Airfoils and a Rough Cylinder: Results Validation // SAE Technical Paper. – 2015-01-2163. – 2015. – 14 p. DOI:10.4271/2015-01-2163.
2. Wright W. B. User Manual for the Improved

NASA Lewis Ice Accretion Code LEWICE 1.6 // National Aeronautics and Space Administration. – Cleveland. – May 1995. – 95 p. (Contractor Report, 198355).

3. Guffond D., Brunet L. Validation du programme bidimensionnel de capitation // Océ National D'Etudes et de Recherches Aérospatiales, Chatillon Cedex, France. – 1988. (Rapport Technique, RP 20/5146 SY).

4. Advisory Circular of Federal Aviation Administration 25-28. Compliance of Transport Category Airplanes with Certification Requirements for Flight in Icing Conditions. – October 27, 2014. – 89 p.

5. Alekseyenko S., Sinapius M., Schulz M., Prykhodko O. Interaction of Supercooled Large Droplets with Aerodynamic Profile // SAE Technical Paper 2015-01-2118, 2015. – 12 p. DOI:10.4271/2015-01-2118.

6. Alekseyenko S.V., Prykhodko O.A. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results // TsAGI Science Journal. – V.44. – 2013. – Issue 6. – P. 761–805.

7. Alekseyenko S.V., Prykhod'ko A.A. Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface // Fluid Dynamics, 2014. – V. 49. – No. 6. – P. 715–732. DOI: 10.1134/S0015462814060039.

8. Prykhod'ko A.A., Alekseyenko S.V. Numerical Simulation of the Processes of Icing on Airfoils with Formation of a “Barrier” Ice // Journal of Engineering Physics and Thermophysics, May 2014 – V.87, Issue 3. – P. 598–607. DOI:10.1007/s10891-014-1050-0.

9. Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V. Numerical Simulation of the Process of Airfoil Icing in the Presence of Large Supercooled Water Drops // Technical Physics Letters. – 2014. – V. 40, No. 10, P. 884–887. DOI:10.1134/S1063785014100125.

10. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flow // AIAA Paper. – No. 92 – 0439. – 1992. – 22 p.

11. Aupoix B., Spalart P.R. Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness

// International Journal of Heat and Fluid Flow. – V. 24. – 2003. – P. 454-462.

12. *Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л.* Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: учебное пособие. СПб: Издательство Политехнического университета. – 2012. – 88 с.

NUMERICAL INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF SURFACE ROUGHNESS ON CONVECTIVE HEAT TRANSFER AT AIRFOIL ICING PROCESS

Prykhodko A. A., Alekseyenko S. V.

Oles Honchar Dnipro National University, Gagarin ave., 72, Dnipro, 49010, Ukraine

A methodology that allowed to simulate airfoils icing processes taking into account the ice surface roughness is presented. For the description of the external air-droplet flow a model of interpenetrating media was used. For the description of the ice growing process the method of surface control volumes using the methodology of determining the convective heat transfer based on the solution of the Navier-Stokes equations and the one-parameter differential Spalart-Allmaras turbulence model with a correction for a rough wall were used. Verification was performed by comparing the calculations results with the data obtained with the help of known semiempirical relationships. The proposed approach, unlike existing methods, will allow us to begin solving problems in a three-dimensional statement, with a rather complex geometry, in the presence of transonic regions in the airflow, and also to determine the aerodynamic characteristics of streamlined bodies with rough ice accretions. References 15, figures 3.

Key words: airfoils icing, numerical simulation, surface roughness, convective heat transfer.

1. *Fuzaro Rafael C., Mendes Pio D., A. Lima da Silva G.* CFD and Boundary Layer Models with Laminar-Turbulent Transition around Airfoils and a Rough Cylinder: Results Validation // SAE Technical Paper. – 2015-01-2163. – 2015. – 14 p. DOI:10.4271/2015-01-2163.

2. *Wright W. B.* User Manual for the Improved NASA Lewis Ice Accretion Code LEWICE 1.6 // National Aeronautics and Space Administration. – Cleveland. – May 1995. – 95 p. (Contractor Report, 198355).

3. *Guffond D., Brunet L.* Validation du programme bidimensionnel de capitation // Océ National D'Etudes et de Recherches Aérospatiales, Chatillon Cedex, France. –

13. *Nikuradse J.* Stromungsgesetze in rauhen Rohren (Laws of Flow in Rough Pipes) // VDI - Forschungsheft 361. – 1933 (translated in NACA TM 1292, Nov. 1950).

14. *Schlichting H.* Boundary-layer theory // New York: McGraw-Hill, – 1979. – 817 p.

15. *Исаченко В. П., Осипова В. А., Сукомел А. С.* Теплопередача. – М.: "Энергоиздат", 1981. – 415 с.

1988. (Rapport Technique, RP 20/5146 SY).

4. *Advisory Circular* of Federal Aviation Administration 25-28. Compliance of Transport Category Airplanes with Certification Requirements for Flight in Icing Conditions. – October 27, 2014. – 89 p.

5. *Alekseyenko S., Sinapius M., Schulz M., Prykhodko O.* Interaction of Supercooled Large Droplets with Aerodynamic Profile // SAE Technical Paper 2015-01-2118, 2015. – 12 p. DOI:10.4271/2015-01-2118.

6. *Alekseyenko S.V., Prykhodko O.A.* Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results // TsAGI Science Journal. – V.44. – 2013. – Issue 6. – P. 761–805.

7. *Alekseyenko S.V., Prykhodko A.A.* Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface // Fluid Dynamics, 2014. – V. 49. – No. 6. – P. 715–732. DOI: 10.1134/S0015462814060039.

8. *Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V.* Numerical Simulation of the Processes of Icing on Airfoils with Formation of a "Barrier" Ice // Journal of Engineering Physics and Thermophysics, May 2014 – V.87, Issue 3. – P. 598–607. DOI:10.1007/s10891-014-1050-0.

9. *Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V.* Numerical Simulation of the Process of Airfoil Icing in the Presence of Large Supercooled Water Drops // Technical Physics Letters. – 2014. – V. 40, No. 10, P. 884–887. DOI:10.1134/S1063785014100125.

10. *Spalart P.R., Allmaras S.R.* A one-equation turbulence model for aerodynamic flow // AIAA Paper. – No. 92 – 0439. – 1992. – 22 p.

11. *Aupoix B., Spalart P.R.* Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness // International Journal of Heat and Fluid Flow. – V. 24. – 2003. – P. 454-462.

12. *Grabaruk A.V., Strelets M.H., Shur M.L.* Modeling of turbulence in the calculation of complex flows: a tutorial. SPb: Publisher Polytechnic University. – 2012. – 88 p. (Rus.)

13. *Nikuradse J.* Stromungsgesetze in rauhen Rohren (Laws of Flow in Rough Pipes) // VDI - Forschungsheft 361. – 1933 (translated in NACA TM 1292, Nov. 1950).

14. *Schlichting H.* Boundary-layer theory // New York: McGraw-Hill, – 1979. – 817 p.

15. *Isachenko V.P., Osipova V.A., Sukomel A.S.* Heat transfer. – М.: "Energoizdat", 1981. – 415 p. (Rus.)

Отримано 14.03.2018

Received 14.03.2018