DOI: 18721/JPM.10102
УДК 532.517.4

А.А. Матюшенко, Е.В. Котов, А.В. Гарбарук

Санкт-Петербургский политехнический университет
Петра Великого, г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

АНАЛИЗ ПРИЧИН СНИЖЕНИЯ ТОЧНОСТИ ПРИ РАСЧЕТЕ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ В РАМКАХ ДВУМЕРНЫХ УРАВНЕНИЙ РЕЙНОЛЬДСА

В рамках двумерных уравнений Рейнольдса проведено численное исследование обтекания крыловых профилей различной формы и толщины при относительно высоких числах Рейнольдса ($\mathrm{Re} \geq 1\ 000\ 000$) и низких уровнях турбулентности набегающего потока ($I \leq 0{,}1\%$). Проведена оценка влияния различных факторов и моделей турбулентности на предсказываемые аэродинамические характеристики. Установлено, что наиболее вероятными причинами систематического рассогласования расчета и эксперимента являются трехмерные эффекты, которые невозможно учесть в рамках двумерного подхода, или несовершенство современных полуэмпирических моделей турбулентности.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ПРОФИЛЬ, ПОДЪЕМНАЯ СИЛА, МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНОСТИ, ДВУМЕРНЫЕ УРАВНЕНИЯ РЕЙНОЛЬДСА.

Введение

Определение аэродинамических характеристик крыловых профилей является важной практической задачей вычислительной аэродинамики. Расчеты этих характеристик выполняются, как правило, в рамках двумерных уравнений Рейнольдса (Reynolds Averaged Navier – Stokes (RANS)) в сочетании с различными полуэмпирическими моделями турбулентности. Это связано с тем, что применение вихреразрешающих подходов для решения таких задач требует больших вычислительных затрат [1], что крайне затруднительно в рамках серийных инженерных расчетов. Исходя из этого, применение двумерного RANS-подхода является приемлемым компромиссом между точностью расчетов и затрачиваемыми вычислительными ресурсами.

Накопленный к настоящему времени огромный опыт расчетов обтекания профилей существенно дозвуковым потоком (число Маха $M \leq 0{,}2$) свидетельствует о том, что при углах атаки, соответствующих безотрывным режимам течения, расчет хорошо согласуется с экспериментом, однако для отрывных режимов точность расчета существенно снижается. При этом, как правило, расчетное значение коэффициента подъемной силы C_l превышает экспериментальное, причем ошибка достигает максимального значения (оно может составить 40 %) при угле атаки α, обеспечивающем максимум коэффициента подъемной силы в расчете. Следует отметить, что именно эти режимы представляют существенный практический интерес для ветроэнергетики и других областей промышленности.

Такое поведение наблюдается при обтекании различных крыловых профилей в широком диапазоне параметров (число Маха, число Рейнольдса, степень турбулентности набегающего потока) и при использовании разнообразных полуэмпирических моделей турбулентности, включая модели, учитывающие ламинарно-турбулентный переход (см., например, работы [2 – 4]). Однако несмотря на обилие работ, посвященных расчету крыловых профилей, в подавляющем большинстве случаев не проводилось систематических исследований, посвященных выявлению возможных причин такого рассогласования.

Эти причины могут носить различный характер. С одной стороны, они могут быть

обусловлены несоответствием расчетной постановки задачи (двумерное обтекание профиля бесконечным потоком несжимаемой жидкости) условиям эксперимента, в котором крыловой профиль конечного размаха обтекается воздухом в закрытой секции аэродинамической трубы. Отсутствие учета какого-либо фактора, например стенка трубы или сжимаемость потока, а также трехмерных эффектов может служить источником наблюдаемой ошибки.

Другая возможная причина связана с несовершенством полуэмпирических моделей турбулентности. Так, неправильная реакция модели на положительный градиент давления, возникающий на верхней поверхности профиля, может приводить к сдвигу положения точки отрыва, которое существенно влияет на аэродинамические характеристики. Не менее существенным является правильное предсказание ламинарно-турбулентного перехода, поскольку его положение влияет на толщину пограничного слоя и, как следствие, на положение отрыва.

Наконец, нельзя исключить систематических ошибок вычислительного характера, таких например, как недостаточный размер расчетной области, недостаточно мелкая сетка и т. п.

Целью настоящей работы является выяснение главной причины из вышеупомянутых, которая ответственна за систематическое завышение расчетного коэффициента подъемной силы относительно экспериментального значения, при углах атаки, обеспечивающих максимальное значение коэффициента подъемной силы.

Использованные экспериментальные данные

Современные экспериментальные исследования обтекания аэродинамических профилей, как правило, проводятся в аэродинамических трубах закрытого типа, представляющих собой замкнутый циркуляционный контур, перед рабочей частью которого установлен конфузор, в наибольшем сечении которого находится решетка для устранения крупномасштабных турбулентных структур в потоке. Крыловой профиль занимает всю ширину рабочей части трубы, причем его удлинение выбирается достаточным для того, чтобы обеспечить двумерный поток в центральной секции и его окрестности. Однако в ряде экспериментальных и расчетных работ приводятся свидетельства трехмерности потока в центральной секции даже при очень существенных удлинениях крылового профиля (см., например, работы [5, 6])

Для приведения результатов измерений в трубе к условиям свободного потока, в указанные результаты вводятся соответствующие поправки [7], которые носят эмпирический характер и индивидуальны для каждой трубы. Скорректированный коэффициент подъемной силы принято считать соответствующим значению в свободном потоке.

Для контроля положения ламинарно-турбулентного перехода зачастую на передней кромке крыловых профилей устанавливаются так называемые турбулизаторы потока (как правило, на поверхность профиля наклеивают шероховатую полоску). В этом случае считается, что пограничный слой является турбулентным на всем своем протяжении, что соответствует полностью турбулентному режиму обтекания. В противном случае (гладкий профиль) при экспериментальных числах Рейнольдса положение перехода априори неизвестно, что приводит к необходимости определения его положения при проведении расчетов.

В настоящей работе рассмотрены крыловые профили A-Airfoil, NACA-4412, NACA-4415, S805, S809, S814, S825, DU-96-W-180, DU-97-W-300 различной толщины (от 12 до 30 %) и формы. Их обтекание в широком диапазоне углов атаки было исследовано экспериментально [8 – 16] в аэродинамических трубах с низким уровнем турбулентности набегающего потока ($I < 0{,}1\%$) при относительно высоких числах Рейнольдса ($\mathrm{Re} > 10^6$). Для некоторых профилей в эксперименте использовались турбулизаторы (эти данные помечены «tripped»), в остальных рассматривалось обтекание гладкого профиля («clean»). В большинстве экспериментов удлинение крыла L_z/c (L_z – размах крыла, c – его хорда) составляло 2,0, однако в некоторых случаях оно достигало 4,7.

Постановка задачи

Расчеты проводились в рамках двумерных уравнений Рейнольдса, для замыкания которых использовались различные полуэмпирические модели турбулентности. В случае, когда поверхность профиля в эксперименте была гладкой (A-Airfoil [8], DU-96-W-180 [9], DU-97-W-300 [9], NACA-4415 [10]), использовались модели, способные учесть ламинарно-турбулентный переход, а если эксперимент проводился с турбулизаторами (NACA-4412 [11]), то использовались модели турбулентности, настроенные на полностью турбулентный режим течения. Поскольку для профилей S-серии (S805 [12], S809 [13], S814 [14], S825 [15]) эксперимент проводился как на гладком профиле, так и с турбулизаторами, расчет также проводился и в полностью турбулентной постановке, и с учетом ламинарно-турбулентного перехода.

Рассматривались два типа расчетных областей: в свободном потоке и с учетом верхней и нижней стенок аэродинамической трубы. Во всех случаях расстояние от профиля до свободных (входных и выходных) границ расчетной области было не менее 15*c*. При построении сетки в расчетной области была выделена подобласть в окрестности профиля (рис. 1), причем ее граница представляла собой окружность. Такой подход позволяет без труда построить сетки для различных углов атаки путем поворота внутренней подобласти относительно внешней.

На входной границе расчетной области задавался однородный профиль скорости, а давление экстраполировалось изнутри области. Также на входной границе задавались характеристики турбулентности, а их значения соответствовали экспериментальным величинам (уровень турбулентности $I = 0{,}1\%$ и турбулентная вязкость $\nu_t/\nu = 1$). На выходной границе задавался постоянный уровень давления, остальные переменные экстраполировались изнутри расчетной области. На поверхности профиля использовалось условие прилипания, а на верхней и нижней стенках аэродинамической трубы задавалось условие проскальзывания.

Используемые расчетные сетки были неравномерными и позволяли разрешить все особенности потока. В частности, пристенный шаг был достаточен для разрешения вязкого подслоя, а коэффициент

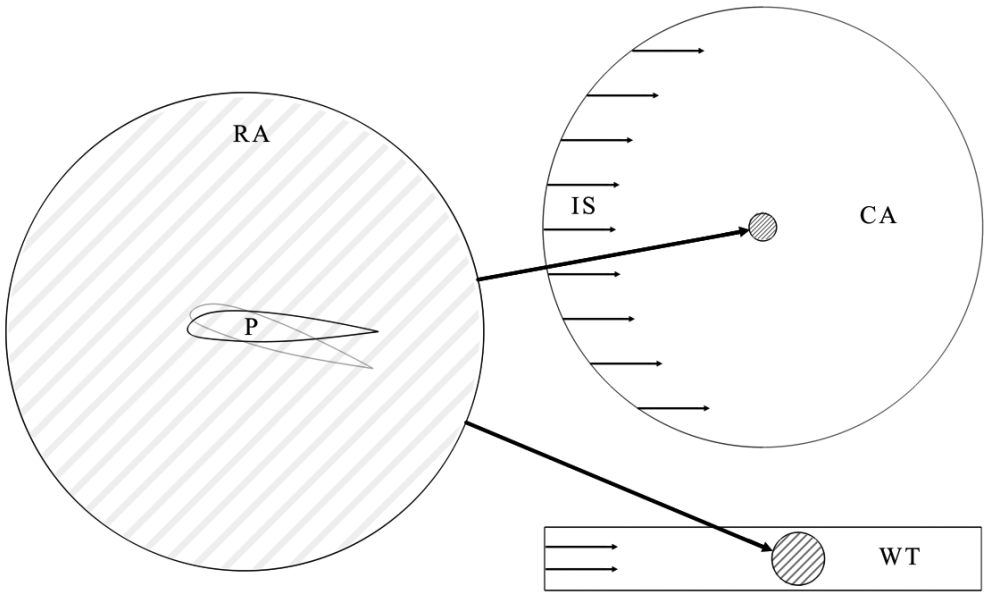

Рис. 1. Схематичное изображение постановки задачи в свободном потоке и в аэродинамической трубе (WT):
RA – вращающаяся область, P – профиль, CA – свободная область, IS – набегающий поток

Таблица 1

Характеристики расчетных сеток

Расчетная сетка	Число узлов на профиле	Общее число ячеек
Полностью турбулентный режим обтекания	~400	~100 000
Учитывался ламинарно-турбулентный переход	~700	~200 000

расширения сетки по нормали к стенке вблизи поверхности профиля не превышал 1,1. Кроме того, шаги сетки измельчались в наиболее чувствительных к сетке областях потока: в окрестности передней кромки для разрешения формирующегося тонкого пограничного слоя и в окрестности области ламинарно-турбулентного перехода. Проведенные расчеты показали, что дополнительное измельчение сетки не приводит к изменению результатов расчета, что свидетельствовало о достаточности используемых сеток (табл. 1) для получения сеточно-независимого решения.

Для построения расчетных сеток использовался пакет ICEM CFD, а сами расчеты проводились с использованием коммерческого программного пакета ANSYS Fluent 16,0.

Результаты расчетов

Расчеты в свободном потоке. Для всех рассмотренных в работе профилей был проведен расчет их характеристик в свободном потоке в рамках двумерных несжимаемых уравнений Рейнольдса. В тех случаях, когда в эксперименте использовались турбулизаторы, расчеты проводились в полностью турбулентной постановке с использованием модели турбулентности SST [16], а в остальных случаях использовалась модель перехода γ-SST [17].

Результаты расчетов (рис. 2) согласуются с известными из литературы данными. Так, при безотрывном режиме течения, который наблюдается при малых углах атаки (до 7 – 12°, в зависимости от профиля), наблюдается хорошее согласование расчета и эксперимента. При увеличении угла атаки, на стороне разрежения профиля появляется отрыв, при этом расчетный коэффициент подъемной силы превышает экспериментальный. С ростом угла атаки ошибка увеличивается и достигает своего максимального значения при том угле атаки, когда расчетный коэффициент подъемной силы является максимальным. Наряду с завышением максимального коэффициента подъемной силы, величина которого крайне важна для практических приложений, завышается также величина угла, при котором этот коэффициент достигается.

Поскольку для профилей S-серии (S805, S809, S814, S825) экспериментальные исследования были проведены как с использованием турбулизаторов, так и без них, расчеты этих профилей проводились с использованием двух моделей турбулентности: SST и γ-SST. Видно (см. рис. 2), что эффект ламинарно-турбулентного перехода одинаково проявляется и в расчете, и в эксперименте. Это влияние заметно при малых углах атаки, однако максимальное значение коэффициента подъемной силы практически не зависит от положения перехода. Этот факт свидетельствует о том, что, по крайней мере, для профилей S-серии точность предсказания ламинарно-турбулентного перехода не является причиной рассогласования расчета и эксперимента.

Влияние размера аэродинамической трубы. Одна из возможных причин рассогласования расчета и эксперимента состоит во влиянии верхней и нижней стенок аэродинамической трубы, из-за которых возникает так называемый эффект поджатия потока. Для учета этого эффекта в экспериментальные данные вводятся соответствующие эмпирические поправки, однако их эффективность априори неочевидна.

Для прояснения этого вопроса для профиля NACA-4412 была проведена серия

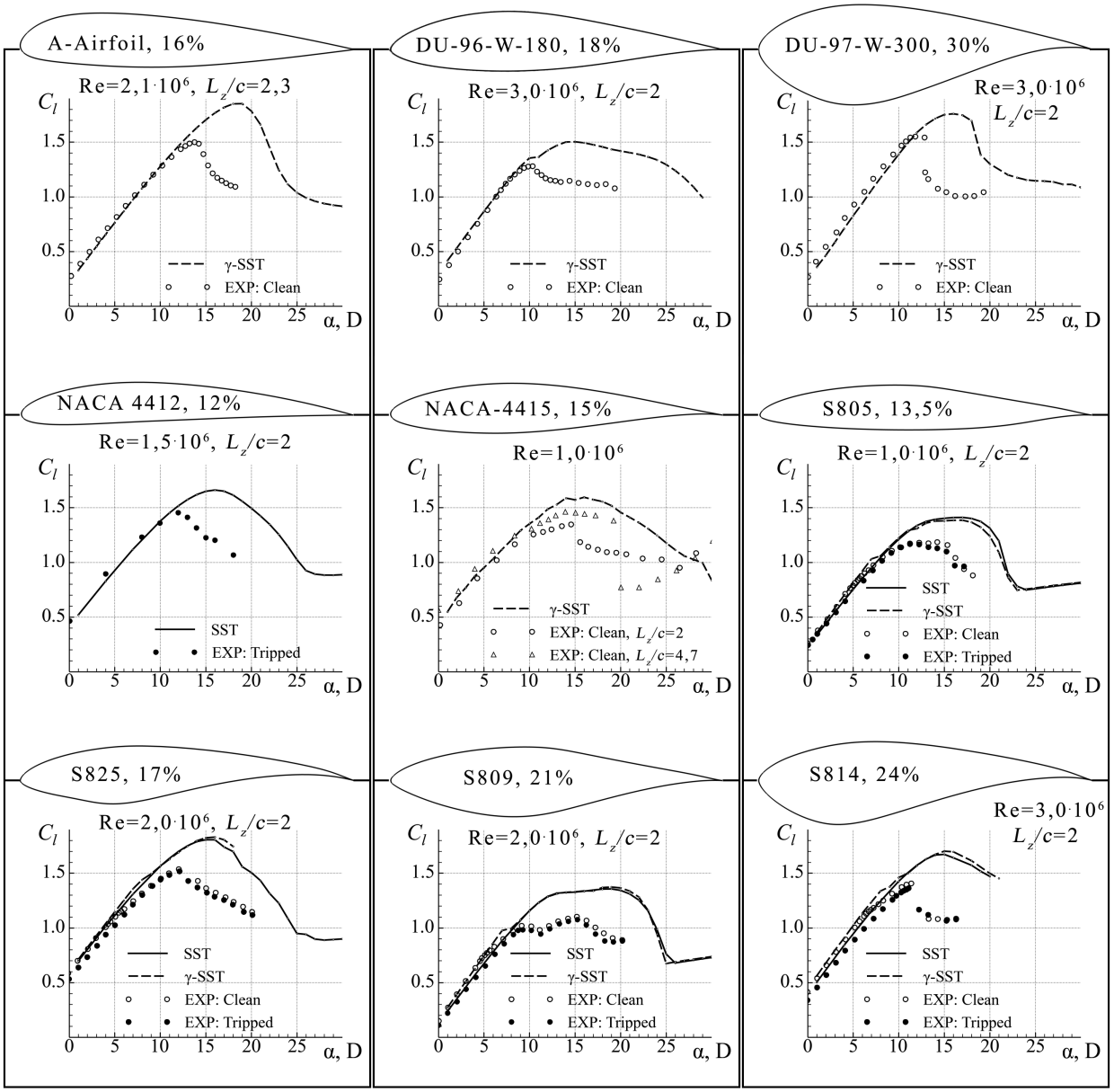

Рис. 2. Сравнение расчетного (линии) и экспериментального (символы) распределений коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки для девяти различных крыловых профилей; представлены экспериментальные данные по обтеканию гладкого профиля (clean) и с использованием турбулизаторов (tripped) при размахе крыла L_z/c; в расчетах по двум моделям варьировались число Рейнольдса Re и относительная толщина профиля (в процентах)

расчетов для случая обтекания в аэродинамической трубе, причем высота области H менялась от значения, соответствующего эксперименту (2,37c), до величины, равной 10c. Видно (рис. 3), что при малых и умеренных углах атаки высота рабочей секции аэродинамической трубы оказывает влияние на максимум коэффициента подъемной силы не более чем на 3 % (табл. 2). При увеличении угла атаки эффект поджатия потока верхними стенками проявляется гораздо сильнее, однако учет поджатия потока в расчете лишь увеличивает максимальный коэффициент подъемной силы, т. е. еще сильнее ухудшает согласие расчета с экспериментом. Таким образом, наблю-

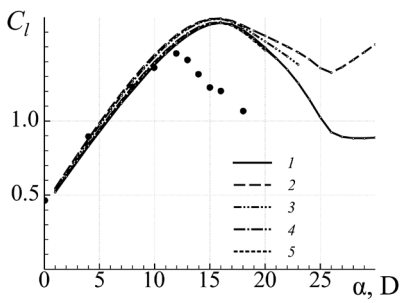

Рис. 3. Сравнение расчетных зависимостей (линии) коэффициента подъемной силы от угла атаки для различных значений высоты аэродинамической трубы H, отн. ед.: 2,37c (*2*), 3,00c (*3*), 5,00c (*4*), 6,00c (*5*); представлен случай свободного потока (*1*) и данные эксперимента (H = 2,37c) с использованием турбулизаторов (точки). Крыловой профиль NACA-4412, относительная толщина − 12 %. Re = $1{,}5\cdot10^6$, L_z/c = 2 (c − хорда)

даемое рассогласование расчетного и экспериментального коэффициента подъемной силы никак не может быть связано с тем, что в расчетах не учитывали влияния верхней и нижней стенок трубы.

Влияние эффектов сжимаемости. Другой возможной причиной завышения расчетного максимального коэффициента подъемной силы является игнорирование в расчете сжимаемости потока. Влияние эффектов сжимаемости было проанализировано для крылового профиля NACA-4412, экспериментальное исследование которого проводилось при числе Маха M = 0,15. Видно (рис. 4), что эффекты сжимаемости не оказывают существенного влияния на коэффициент подъемной силы вплоть до углов атаки, соответствующих массированному отрыву пограничного слоя с передней кромки, не влияя, в том числе, и на максимальное значение коэффициента подъемной силы. Угол атаки, при котором достигается это максимальное значение, уменьшается при росте числа Маха, однако для достижения удовлетворительного согласования величины этого угла с экспериментальным значением необходимо существенно более высокое число Маха M = 0,3. Таким образом, влиянием сжимаемости потока также невозможно объяснить различие расчетных и экспериментальных данных.

Влияние модели турбулентности. Рассмотрим сначала *полностью турбулентный режим обтекания*. Кроме представленных выше расчетов, направленных на выяснение влияния размеров трубы и использующих модели k-ω SST, для профиля NREL S825 были выполнены расчеты с различными моделями турбулентности. Применялась линейная модель с одним уравнением

Таблица 2

Расчетное влияние высоты аэродинамической трубы на максимум коэффициента подъемной силы для профиля NACA-4412

H, отн. ед.	$C_{l,\max}$	δ, %
∞ (свободный поток)	1,653	0
10,00	1,655	0,1
6,00	1,661	0,5
5,00	1,665	0,7
4,00	1,672	1,1
2,37	1,687	2,1

Обозначения: H − высота трубы, $C_{l,\max}$ − максимум коэффициента подъемной силы, $\delta = \dfrac{\left|C_{l,\max} - C_{l,\max}^{fs}\right|}{C_{l,\max}^{fs}} \cdot 100\%$, где $C_{l,\max}^{fs}$ − значение $C_{l,\max}$ для свободного потока (*freestream*)

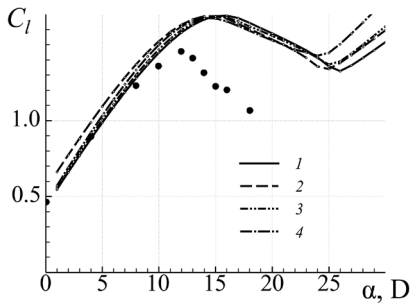

Рис. 4. Расчетные (линии) и экспериментальная (точки) зависимости, аналогичные представленным на рис. 3, для различных значений числа Маха M: 0,10 (*2*), 0,20 (*3*), 0,30 (*4*); представлен случай несжимаемого потока (*1*) и данные эксперимента (M = 0,15) с использованием турбулизаторов (точки). Крыловой профиль и расчетные параметры идентичны данным рис. 3

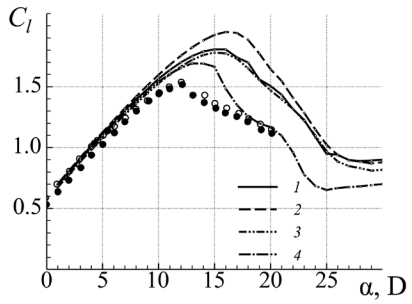

Рис. 5. Сравнение расчетных распределений коэффициента подъемной силы (линии), полученных с применением различных моделей турбулентности, с экспериментальными данными (точки). Использованные модели: SST (*1*), SA (*2*), BSL-EARSM (*3*), DRSM (*4*). Представлены экспериментальные данные по обтеканию гладкого профиля (кружки) и с использованием турбулизаторов (точки). Крыловой профиль S825, относительная толщина − 17 %, Re = 2,0·10^6, L_z/c = 2

SA [18], а также дифференциальная и алгебраическая модели рейнольдсовых напряжений ω-RSM (DRSM) [19] и WJ-BSL-EARSM [20]. Следует отметить, что каждая из выбранных моделей турбулентности является если не лучшей, то одной из лучших среди моделей своего типа [1].

Видно (рис. 5), что ни одна из рассмотренных моделей турбулентности не способна правильно предсказать зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки. С одной стороны, такое заключение вовсе не доказывает, что в рамках двумерных уравнений Рейнольдса принципиально невозможно предсказать изучаемое экспериментальное распределение. С другой стороны, кажется маловероятным получить хорошее совпадение эксперимента и расчета с использованием какой-либо другой модели, настроенной на широкий набор турбулентных течений. Ведь для проведенного тестирования были выбраны лучшие из имеющихся на настоящий момент моделей.

Рассмотрим теперь влияние *модели ламинарно-турбулентного перехода*.

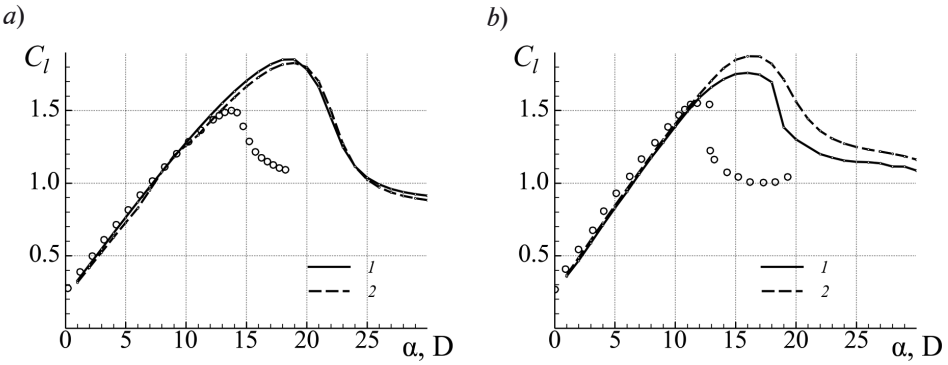

Рис. 6. Сравнение расчетных распределений коэффициента подъемной силы (линии), полученных с применением двух моделей ламинарно-турбулентного перехода, с экспериментальными данными (кружки) для крыловых профилей A-Airfoil, 16 % (*a*) и DU-97-W-300, 30 % (*b*). Использованы модели: γ-SST (*1*) и γ-$Re_{\theta t}$-SST (*2*). Представлены экспериментальные данные по обтеканию гладкого профиля. Re = 2,1·10^6, L_z/c = 2,3 (*a*); Re = 3,0·10^6, L_z/c = 2,0 (*b*)

В ситуации, когда экспериментальные данные получены только на гладких моделях крыльев, точность предсказания положения ламинарно-турбулентного перехода может повлиять на согласование расчетных и экспериментальных данных. Для оценки чувствительности результата к рассматриваемой модели был проведен расчет крыловых профилей A-Airfoil, DU-97-W-300 с использованием одной из моделей данного класса – γ-$Re_{\Theta t}$-SST [21].

Сравнение полученных результатов (рис. 6) с соответствующими данными для модели γ-SST приводит к заключению, что ни одна из рассмотренных моделей перехода не способна правильно предсказать зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки. Этот вывод свидетельствует о том, что рассогласование расчета и эксперимента не связано с точностью предсказания ламинарно-турбулентного перехода.

Заключение

При расчете обтекания аэродинамических профилей в свободном потоке в рамках двумерных уравнений Рейнольдса, замкнутых при помощи различных полуэмпирических моделей турбулентности, наблюдается систематическое завышение максимального коэффициента подъемной силы и угла, при котором он достигается, по сравнению с экспериментом.

Проведенное в настоящей работе исследование показало, что наблюдаемое рассогласование не связано ни с эффектами поджатия потока, вызванными влиянием верхней и нижней стенок аэродинамической трубы, ни с эффектами сжимаемости. Все рассмотренные модели турбулентности, каждая из которых считается одной из лучших в своем классе, не обеспечивают удовлетворительного согласования расчетных и экспериментальных значений коэффициента подъемной силы вблизи его максимума.

Таким образом, наиболее вероятной причиной наблюдаемого рассогласования является трехмерность потока, возникающая в эксперименте при отрывных режимах обтекания. Однако нельзя исключить и наличия систематического недостатка, присущего всем современным моделям турбулентности, который приводит к затягиванию отрыва и, как следствие, к завышению коэффициента подъемной силы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

[1] **Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Травин А.К., Шур М.Л.** Современные подходы к моделированию турбулентности. Учеб. пос. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2016. 234 с.

[2] **Villalpando F., Reggio M., Ilinca A.** Assessment of turbulence models for flow simulation around a wind turbine airfoil // Modelling and Simulation in Engineering. 2011. Article ID 714146. 8 p.

[3] **Gilling L., Sørensen N.N.** Large eddy simulations of an airfoil in turbulent inflow // 4th PhD Seminar on Wind Energy in Europe. Magdeburg, Germany: European Academy of Wind Energy, 2008. Pp. 33–36.

[4] **Матюшенко А.А., Гарбарук А.В., Смирнов П.Е., Ментер Ф.Р.** Численное исследование влияния ламинарно-турбулентного перехода на характеристики аэродинамических профилей // Тепловые процессы в технике. 2015. Т. 7. № 8. С. 338–343.

[5] **Занин Б.Ю., Козлов В.В.** Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях. Учеб. пос. Новосибирск: Изд. Новосиб. гос. ун-та, 2011. 116 с.

[6] **Матюшенко А.А., Гарбарук А.В.** Численное исследование влияния трехмерных грибообразных структур на характеристики // Тепловые процессы в технике. 2016. № 1. С. 31–36.

[7] **Allen J.H., Vincenti W.G.** Wall interference in a two-dimensional-flow wind tunnel, with consideration of the effect of compressibility. NACA Rep. 782. 1944. (Supersedes NACA WR A-63.) 184 p.

[8] **Gleyzes C., Capbern P.** Experimental study of two AIRBUS/ONERA airfoils in near stall conditions. Part I: Boundary layers // Aerospace Science and Technology. 2003. Vol. 7. No. 6. Pp. 439–349.

[9] **Timmer W.A., van Rooij R.P.J.O.M.** Summary of the Delft university wind turbine dedicated airfoils // J. Sol. Energy Eng. 2003. Vol. 125. No. 4. Pp. 488–496.

[10] **Somers D.M.** Effects of grit roughness and pitch oscillations on the NACA 4415 Airfoil. NACA Rep. January 1999.

[11] **Wadcock A.J.** Investigation of low-speed turbulent separated flow around airfoils.

NACA CR 177450. 1987.

[12] **Somers D.M.** Design and experimental results for the S805 Airfoil. NREL Rep. January, 1997.

[13] **Somers D.M.** Design and experimental results for the S809 Airfoil. NRELSR-440-6918, January, 1997.

[14] **Somers D.M.** Design and experimental results for the S814 Airfoil. NREL Rep. January, 1997.

[15] **Somers D.M.** Design and experimental results for the S825 Airfoil. NREL Rep. January, 2005.

[16] **Menter F.R., Kuntz M., Langtry R.** Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // Turbulence, Heat and Mass Transfer. 4, eds: K. Hanjalic, Y. Nagano, and M. Tummers, Begell House, Inc. 2003. Pp. 625–632.

[17] **Menter F.R., Smirnov P.E., Liu T., Avancha R.** A one-equation local correlation-based transition model // Flow Turbulence and Combustion, 2015. № 95. Pp. 583–619.

[18] **Spalart P.R., Allmaras S.R.** A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // Recherche Aerospatiale. 1994. No. 1. Pp. 5–21.

[19] **Wilcox D.C.** Turbulence modeling for CFD. DCW Industries, Inc., La Canada CA, 1998. 537 p.

[20] **Menter F.R., Garbaruk A.V., Egorov Y.** Explicit algebraic Reynolds stress models for anisotropic wall-bounded flows // EUCASS – 3rd European Conference for Aero-Space Sciences, 2009.

[21] **Langtry R.B., Menter F.R.,** Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes // AIAA Journal. 2009. Vol. 47. No. 12. Pp. 2894–2906.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

МАТЮШЕНКО Алексей Алексеевич – *аспирант и младший научный сотрудник кафедры «Гидродинамика, горение и теплообмен» Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, г. Санкт-Петербург, Российская Федерация.*

195251, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29
alexey.matyushenko@gmail.com

КОТОВ Евгений Владимирович – *студент Института прикладной математики и механики Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, г. Санкт-Петербург, Российская Федерация.*

195251, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29
ekotov.cfd@gmail.com

ГАРБАРУК Андрей Викторович – *кандидат физико-математических наук, доцент кафедры «Гидродинамика, горение и теплообмен» Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, г. Санкт-Петербург, Российская Федерация.*

195251, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29
agarbaruk@mail.ru

Matyushenko A.A., Kotov E.V., Garbaruk A.V. CALCULATIONS OF THE AIRFOIL PROFILE FLOW USING TWO-DIMENSIONAL RANS: AN ANALYSIS OF THE REASONS FOR THE ACCURACY DECREASE.

Flows around sets of airfoils with different shapes and thicknesses have been numerically investigated at the relatively high Reynolds number ($\mathrm{Re} \geq 10^6$) and the low turbulence intensity ($I \leq 0.1$ %) using two-dimensional (2D) Reynolds Averaged Navie-Stokes equations (RANS) in the combination with different semi-empirical turbulence models. The effects of different factors such as wind tunnel walls, the compressibility and the influence of the laminar-turbulent transition were investigated. The most probable reasons for the systematic disagreement between simulation and experimental data were established to be 3D effects impossible to be taken into account within 2D simulation or imperfection of the present-day semi-empirical turbulence models.

AIRFOIL, HIGH LIFT, TURBULENCE MODELING, TWO-DIMENSIONAL RANS, CALCULATION ACCURACY.

REFERENCES

[1] **A.V. Garbaruk, M.Kh. Strelets, A.K. Travin, M.L. Shur,** Sovremennyye podkhody k modelirovaniyu turbulentnosti [Modern approaches to the turbulence simulation], St. Petersburg, Izd-vo Politekhn. Un-ta, 2016.

[2] **F. Villalpando, M. Reggio, A. Ilinca,** Assessment of turbulence models for flow simulation around a wind turbine airfoil, Modelling and Simulation in Engineering, (2011), article ID 714146.

[3] **L. Gilling, N.N. Sørensen,** Large eddy simulations of an airfoil in turbulent inflow, 4th PhD Seminar on Wind Energy in Europe, Magdeburg, Germany, European Academy of Wind Energy (2008) 33–36.

[4] **A.A. Matyushenko, A.V. Garbaruk, P.E. Smirnov, F.R. Menter,** Chislennoye issledovaniye vliyaniya laminarno-turbulentnogo perekhoda na kharakteristiki aerodinamicheskikh profiley [Numerical investigation of the effect of the laminar-turbulent transition on the characteristics of airfoil profiles], Teplovyye protsessy v tekhnike. 7 (8) (2015) 338–343.

[5] **B.Yu. Zanin, V.V. Kozlov,** Vikhrevyye struktury v dozvukovykh otryvnykh techeniyakh [Vortex structures in the subsonic separated flows], Novosib. gos. Univ., Novosibirsk, 2011.

[6] **A.A. Matyushenko, A.V. Garbaruk,** Chislennoye issledovaniye vliyaniya trekhmernykh griboobraznykh struktur na kharakteristiki [Numerical investigation of the effect of 3D fungous-forming structures on characteristics], Teplovyye protsessy v tekhnike. (1) (2016) 31–36.

[7] **J.H. Allen, W.G. Vincenti,** Wall interference in a two-dimensional-flow wind tunnel, with consideration of the effect of compressibility, NACA Rep. 782, 1944, (Supersedes NACA WR A-63).

[8] **C. Gleyzes, P. Capbern,** Experimental study of two AIRBUS/ONERA airfoils in near stall conditions, Part I: Boundary layers, Aerospace Science and Technology. 7 (6) (2003) 439–349.

[9] **W.A. Timmer, R.P.J.O.M. van Rooij,** Summary of the Delft university wind turbine dedicated airfoils, J. Sol. Energy Eng. 125(4) (2003) 488–496.

[10] **D.M. Somers,** Effects of grit roughness and pitch oscillations on the NACA 4415 Airfoil, NACA Rep., January, 1999.

[11] **A.J. Wadcock,** Investigation of low-speed turbulent separated flow around airfoils, NACA CR 177450, 1987.

[12] **D.M. Somers,** Design and experimental results for the S805 Airfoil, NREL Rep., January, 1997.

[13] **D.M. Somers,** Design and experimental results for the S809 Airfoil, NRELSR-440-6918, January, 1997.

[14] **D.M. Somers,** Design and experimental results for the S814 Airfoil, NREL Rep., January, 1997.

[15] **D.M. Somers,** Design and experimental results for the S825 Airfoil, NREL Rep., January, 2005.

[16] **F.R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry,** Ten years of industrial experience with the SST turbulence model, Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, eds: K. Hanjalic, Y. Nagano, and M. Tummers, Begell House, Inc. 2003, Pp. 625–632.

[17] **F.R. Menter, P.E. Smirnov, T. Liu, R. Avancha,** A one-equation local correlation-based transition model // Flow Turbulence and Combustion. (2015) (95) 583–619.

[18] **P.R. Spalart, S.R. Allmaras,** A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, Recherche Aerospatiale. (1) (1994) 5–21.

[19] **D.C. Wilcox,** Turbulence modeling for CFD, DCW Industries, Inc., La Canada CA, 1998.

[20] **F.R. Menter, A.V. Garbaruk, Y. Egorov,** Explicit algebraic Reynolds stress models for anisotropic wall-bounded flows, EUCASS – 3rd European Conference for Aero-Space Sciences, 2009.

[21] **R.B. Langtry, F.R. Menter,** Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes, AIAA Journal. 47 (12) (2009) 2894–2906.

THE AUTHORS

MATYUSHENKO Aleksey A.
Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University
29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russian Federation
alexey.matyushenko@gmail.com

KOTOV Eugeniy V.
Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University
29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russian Federation
ekotov.cfd@gmail.com

GARBARUK Andrey V.
Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University
29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russian Federation
agarbaruk@mail.ru

© Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, 2017