

УДК 533.69.04

Усовершенствование k - ω SST модели турбулентности применительно к расчету обтекания прямых крыльев конечного размаха*

А.А. Матюшенко¹, А.В. Гарбарук¹, Ф.Р. Менгер², П.Е. Смирнов²

¹ Санкт-Петербургский Политехнический Университет Петра Великого, Санкт-Петербург, 195251, Россия

² ANSYS Germany, Otterfing, Staudenfeldweg, 83624, Germany

e-mail: alexey.matyushenko@gmail.com; agarbaruk@cfд.spbstu.ru; florian.menter@ansys.com;

pavel.smirnov@ansys.com

Поступила в редакцию 19.03.2019

После доработки 17.06.2019

Принята к публикации 20.06.2019

Разработана модификация SST модели турбулентности (SST-HL), которая по точности превосходит оригинальную модель при расчете обтекания прямых крыльев конечного размаха и не уступает ей при моделировании относительно простых свободных сдвиговых, присоединенных, а также отрывных турбулентных течений. Проведено тестирование различных моделей для крыловых профилей различной толщины и формы.

Ключевые слова: аэродинамический профиль, сваливание, аэродинамические характеристики, RANS, модели турбулентности.

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 использование вихререшающих подходов для решения таких задач требует больших вычислительных затрат, что делает их неприменимыми для серийных инженерных расчетов.

Накопленный к настоящему времени огромный опыт расчетов обтекания крыловых профилей (см., например, [1–3]) существенно дозвуковым потоком (число Маха $M \leq 0.2$) свидетельствует о том, что при углах атаки, соответствующих безотрывным режимам тече-

ния, расчет хорошо согласуется с экспериментом. Однако даже при использовании наиболее совершенных из современных моделей турбулентности наблюдается существенное рассогласование результатов расчета и эксперимента при углах атаки, соответствующих срыву потока на стороне разрежения (ошибка может достигать 25% [3]). Отметим, что именно эти режимы представляют существенный практический интерес для ветроэнергетики и других областей промышленности.

Учет в расчете трехмерных эффектов, наблюдаемых в экспериментах [4], повышает точность предсказания аэродинамических характеристик, однако различие между расчетом и экспериментом по-прежнему остается значительным [5]. Таким образом, несовершенство современных полуэмпирических моделей турбулентности является основной причиной рассогласования результатов расчетов и экспериментов для рассматриваемого класса задач.

В работе [6] была предложена модификация SST [7] модели турбулентности SST-0.28 (значение константы модели a_1 уменьшено с 0.31

* Результаты были получены с использованием вычислительных ресурсов суперкомпьютерного центра Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого.

до 0.28), существенно повышающая точность расчета аэродинамических характеристик крыловых профилей. Однако это приводило к снижению точности расчета базовых турбулентных течений, например, пограничного слоя на пластине при отсутствии градиента давления (ошибка в предсказании коэффициента трения составляет около 25%).

Исходя из вышесказанного, целью настоящей работы является разработка модели турбулентности, обеспечивающей высокую точность расчета как обтекания крыловых профилей при углах атаки вплоть до обширного отрыва с передней кромки, так и базовых турбулентных течений.

1. Формулировка модели SST-HL

Предложенная в настоящей работе модель построена на основе модели SST, единственным отличием которой является использование функции A_{HL} вместо константы a_1 в определении турбулентной вязкости.

$$v_t = \frac{A_{HL}k}{\max(A_{HL}\omega, F_2S)}; \quad (1)$$

$$A_{HL} = a_1F_3 + a_{HL}(1 - F_3), \quad a_{HL} = 0.28. \quad (2)$$

Эта функция построена таким образом, что вблизи стенки SST-HL модель соответствует оригинальной модели SST, а во внешней области пограничного слоя включается ветка модели SST-0.28 (рис. 1).

Переменные, входящие в (1) и (2), определяются следующим образом:

$$S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}};$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2);$$

$$\arg_2^2 = \max\left(2 \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega d_w}, \frac{500v}{\omega d_w^2}\right);$$

$$F_3 = \tanh(\arg_3^4);$$

$$\arg_3^4 = \max\left(\frac{2}{3} \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega d_w}, \frac{500v}{\omega d_w^2}\right).$$

Отметим, что для учета ламинарно-турбулентного перехода SST-HL модель может использовать дополнительное уравнение переноса для величины перемежаемости γ [8], (γ -SST-HL), которое решается совместно с уравнениями для

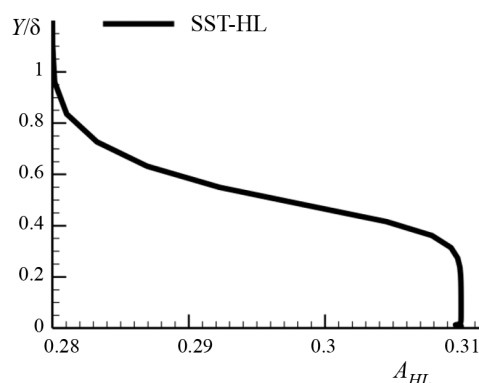


Рис. 1. Распределение функции A_{HL} поперек пограничного слоя кинетической энергии турбулентности k и скорости удельной диссипации ω .

2. Тестирование модели

Для тестирования модели использовались две группы течений. В первую входят сравнительно простые базовые течения, традиционно используемые для калибровки и тестирования моделей турбулентности, а именно: свободно-сдвиговый слой смешения, пограничный слой на плоской пластине, а также отрывное течение в осесимметричном диффузоре и во внезапно расширяющемся канале. Во вторую группу входит обтекание различных крыльев постоянного сечения и конечного размаха. Поскольку число Маха в экспериментах не превышало 0.2, все расчеты проводились в несжимаемой постановке.

Для всех задач с использованием пакета ICEM CFD были построены гексагональные неструктурированные сетки, которые обеспечивали сеточно-независимое решение. Расчеты проводились с использованием программного пакета ANSYS Fluent 18.0, в который SST-HL модель была имплементирована при помощи UDF (User Define Functions).

2.1. Слой смешения

Рассматривается задача о двумерном турбулентном слое смешения [9] между двумя потоками со скоростями $U_1 = 15.18$ м/с и $U_2 = 9.18$ м/с (рис. 2), который развивается от начала до того момента, когда число Рейнольдса, построенное по толщине слоя смешения и перепаду скорости $U_{ref} = U_1 - U_2$, равно $5 \cdot 10^4$.

На входной границе прямоугольной расчетной области для каждого потока задавался однородный профиль скорости и характеристики турбулентности набегающего потока, а давление экстраполировалось на границу из внутренних

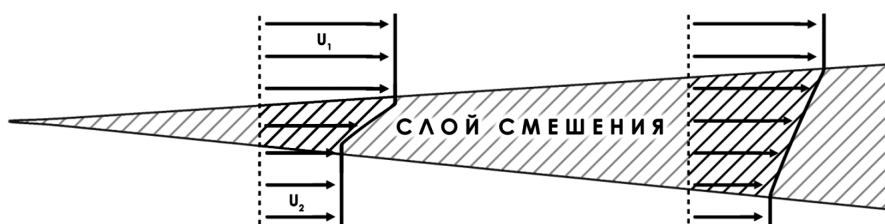


Рис. 2. Схема течения турбулентного слоя смешения

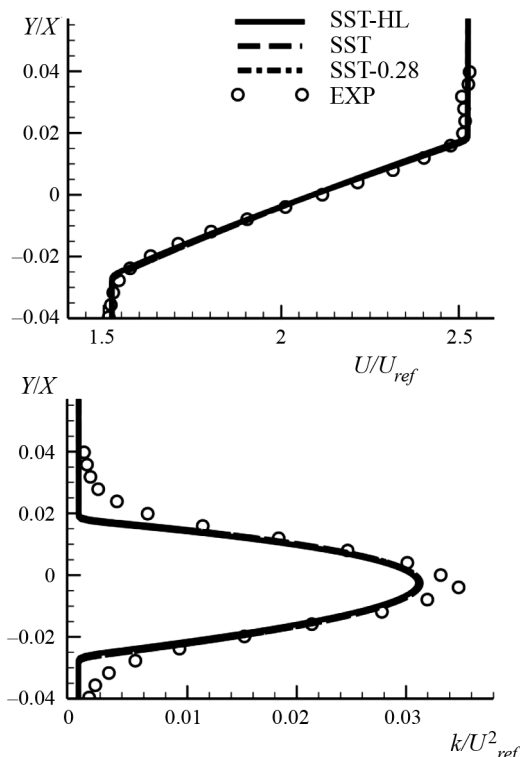


Рис. 3. Сравнение расчетных и экспериментальных [9] профилей продольной компоненты скорости и кинетической энергии турбулентности слоя смешения при $Re_\delta = 4 \cdot 10^4$

точек области. Турбулентные характеристики соответствовали уровню турбулентности $T_u = 1\%$ и относительной турбулентной вязкости $\nu_t/\nu = 1$. На выходной границе расчетной области задавалось давление, а все остальные переменные экстраполировались из внутренних точек области. На остальных свободных границах задавались условия симметрии.



Рис. 4. Схема обтекания пластины однородным набегающим потоком

Для такого течения предложенная модификация, как и ожидалось, не влияет на точность решения. Результаты, полученные при помощи всех моделей, совпадают между собой и хорошо согласуются с экспериментальными данными (рис. 3).

2.2. Пограничный слой на плоской пластине

Обтекание пластины турбулентным потоком при отсутствии градиента давления экспериментально исследовалось при числе Рейнольдса, построенном по скорости набегающего потока и длине пластины, $Re = 10^7$ [10] (рис. 4).

На входной границе двумерной прямоугольной расчетной области задавались однородные профили скорости и характеристик турбулентности набегающего потока, а давление экстраполировалось на границу из внутренних точек области. Турбулентные характеристики соответствовали уровню турбулентности $T_u = 1\%$ и относительной турбулентной вязкости $\nu_t/\nu = 0.2$. На выходной границе расчетной области задавалось давление, а все остальные переменные экстраполировались из внутренних точек области. На твердых стенках использовались условия прилипания. Наконец, на свободной границе задавались условия симметрии.

Распределение коэффициента трения на пластине и профиля скорости при $Re_x = 8.75 \cdot 10^6$ ($Re_x = U_\infty \cdot X/\nu$) показывают, что SST-HL модель не уступает оригинальной модели SST и существенно превосходит по точности модель SST-0.28 (рис. 5).

2.3. Отрывные течения

Рассматриваются два течения: течение в канале с обратным уступом (BFS) [11] и в осесимметричном диффузоре (CS0) [12].

Первое течение является примером течения с фиксированным положением отрыва пограничного слоя. Число Рейнольдса, построенное по максимальной скорости на входной границе U_{ref} и высоте уступа H , составило $Re = 2.8 \cdot 10^4$. Входная граница располагалась на расстоянии $3.8H$ вверх по

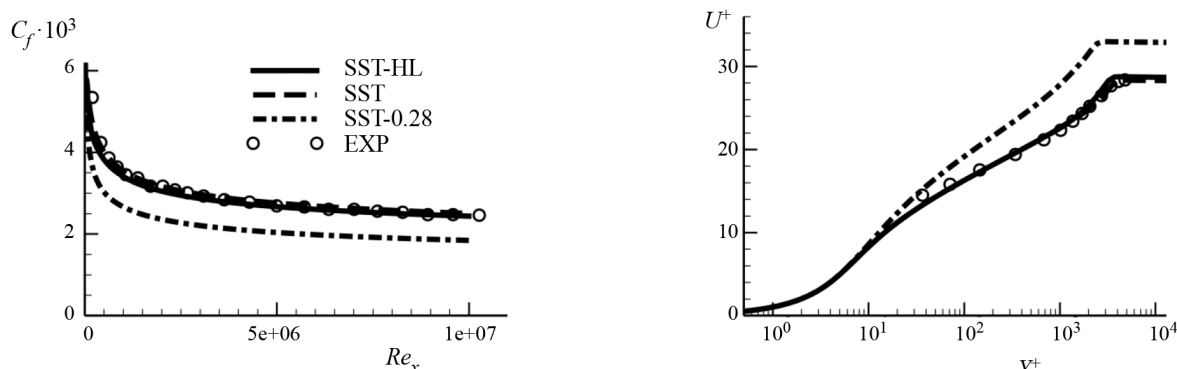


Рис. 5. Сравнение расчетных и экспериментальных [10] распределений коэффициентов трения и профиля скорости в переменном законе стенки при обтекании плоской пластины

поток от уступа, а выходная – на расстоянии $40H$ вниз по потоку. Для того чтобы воспроизвести экспериментальные данные на входной границе, проводились предварительные расчеты течения в канале. На выходной границе задавалось давление, а все остальные переменные экстраполировались из внутренних точек области, и, наконец, на стенках канала задавались условия прилипания.

Второе течение является примером гладкого отрыва пограничного слоя в осесимметричном CS0 диффузоре. На входной границе задавался однородный поток. На выходной границе задавалось давление, а все остальные переменные экстраполировались из внутренних точек области. На нижней стенке диффузора задавались условия прилипания, а для моделирования верхней границы задавалась экспериментальная линия тока. Число Рейнольдса, построенное по скорости на входной границе и диаметру цилиндра D , было равно $Re = 2.8 \cdot 10^5$.

На рис. 6, 7 приведены сравнения результатов расчета с экспериментальными данными. Хорошо видно, что модель SST-HL предсказывает распределение коэффициента трения немного хуже, чем модель SST. Тем не менее, соответствие модели SST-HL экспериментальным данным можно оценить как вполне удовлетворительное. Модель SST-0.28 существенно переоценивает размер области отрыва по сравнению с двумя другими моделями и экспериментальными данными, что хорошо видно на профиле продольной компоненты скорости на рис. 7.

Таким образом, хорошо видно, что модель SST-HL в целом не уступает по точности оригинальной модели и существенно лучше модели SST-0.28. При рассмотрении обтекания крыловых профилей при различных режимах

будет проводиться сравнение только SST-HL и SST моделей.

2.4. Обтекание крыльев постоянного сечения и конечного размаха

В работе рассмотрены шесть аэродинамических профилей различной толщины и формы: A-Airfoil, S805, S809, S825, S814, DU-97-W-300. Обтекание крыльев постоянного сечения и конечного размаха на базе этих профилей в широком диапазоне углов атаки было исследовано экспериментально [13–18] в аэродинамических трубах прямоугольного сечения с низким уровнем турбулентности ($I < 1\%$) при относительно высоких числах Рейнольдса, построенных по скорости набегающего потока и хорде профиля ($Re > 10^6$). Методика проведения измерений была практически одинаковой во всех рассматриваемых экспериментах: проводилось секционное измерение давления на поверхности крыла в плоскости, расположенной в окрестности центрального сечения. Коэффициент подъемной силы определялся путем интегрирования измеренного давления. Более подробные параметры профилей и аэродинамических труб приведены в таблице. Для крыльев S805, S809, S825, S814 ламинарно-турбулентный переход осуществлялся на передней кромке при помощи установленных турбулизаторов (шероховатая поверхность в таблице). Таким образом, обтекание этих крыльев предполагается полностью турбулентным. Для остальных двух крыльев поверхность была гладкой, и происходил естественный ламинарно-турбулентный переход (гладкая поверхность в таблице). Для воспроизведения экспериментальных условий в этом случае необходимо учитывать ламинарно-турбулентный переход.

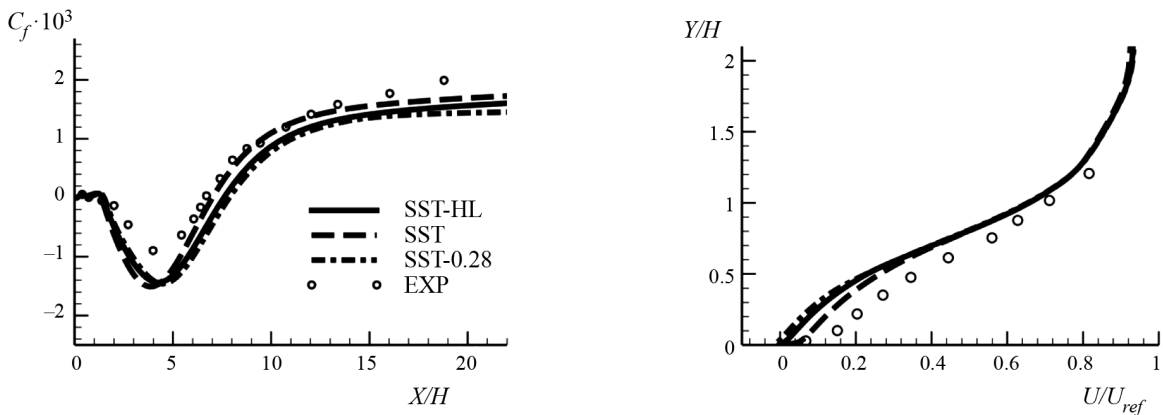


Рис. 6. Сравнение расчетного и экспериментального [11] коэффициента трения (слева) и профиля продольной компоненты скорости в сечении $X/H = 7.4$ (справа) для течения в канале с обратным уступом (BFS)

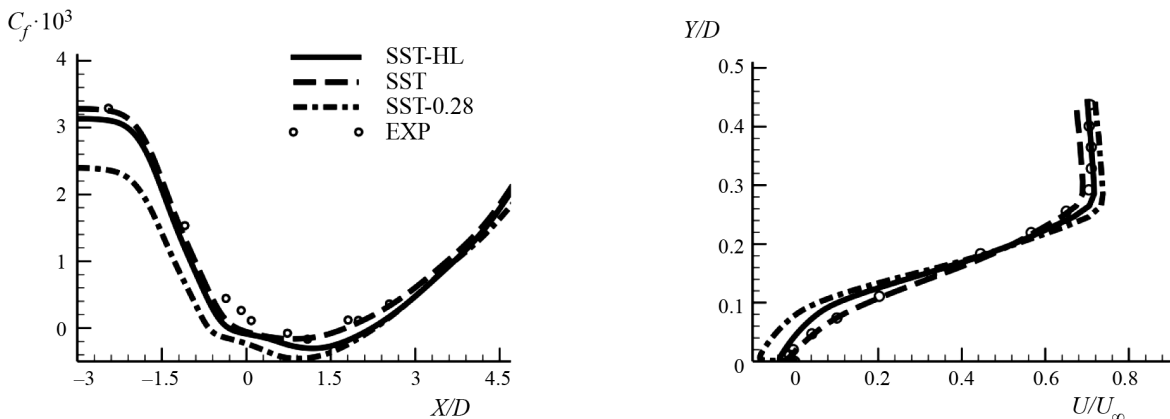


Рис. 7. Сравнение расчетного и экспериментального [12] коэффициента трения (слева) и профиля продольной компоненты скорости в сечении $X/D = 0.36$ (справа) для течения в осесимметричном диффузоре (CS0)

Следует отметить, что расчеты подобных течений про углах атаки, близких к срыву потока, необходимо проводить в трехмерной постановке для учета так называемых трехмерных «грибообразных структур» на стороне разрежения (см., например, [5, 13, 19]) и для учета эффекта блокады от верхней и нижней стенок туннеля [3].

Расчеты проводились при углах атаки вплоть до 20° с использованием стационарных трехмерных уравнений Рейнольдса. Для их замыкания использовались модели SST и SST-HL в случае шероховатых крыльев и модели γ -SST и γ -SST-HL для гладких крыльев. Во всех случаях коэффициент подъемной силы рассчитывался путем интегрирования давления в сечении, совпадающим с измерительным сечением в соответствующем эксперименте.

Расчетная область представляла собой аэродинамическую трубу прямоугольного сечения, в которой горизонтально располагалось крыло (рис. 8). Угол атаки задавался вращением крыла

по отношению к набегающему потоку. Высота туннеля и размах крыла L_z соответствовали параметрам в эксперименте (см. таблицу). Входная и выходная границы располагались на расстоянии порядка $10C$ вверх и вниз потоку от передней кромки соответственно.

Граничные условия задавались следующим образом. На поверхности крыльев использовались условия прилипания. На входной границе задавались скорость и характеристики турбулентности набегающего потока, а давление экстраполировалось на границу из внутренних точек области. Кинетическая энергия турбулентности на входной границе задавалась так, чтобы интенсивность турбулентности соответствовала экспериментальной, а удельная скорость диссипации определялась соотношением $\omega = 10 \cdot U_\infty / C$ [20]. Коэффициент перемежаемости был равен 1. Наконец, на выходной границе задавалось давление, а все остальные переменные экстраполировались из внутренних точек

Рассматриваемые профили и параметры аэродинамических труб в экспериментах

Профиль	Относительная толщина, %	Тип поверхности	Высота трубы	Размах крыла	$Re \cdot 10^{-6}$
A-Airfoil	16.10	гладкая	3.00C	2.30C	2.10
S805	13.50	шероховатая	3.60C	2.50C	1.00
S825	17.10	шероховатая	5.00C	2.00C	2.00
S809	21.00	шероховатая	3.00C	2.00C	2.00
S814	24.00	шероховатая	2.76C	1.92C	1.50
DU-97-W-300	30.00	гладкая	3.00C	2.00C	3.00

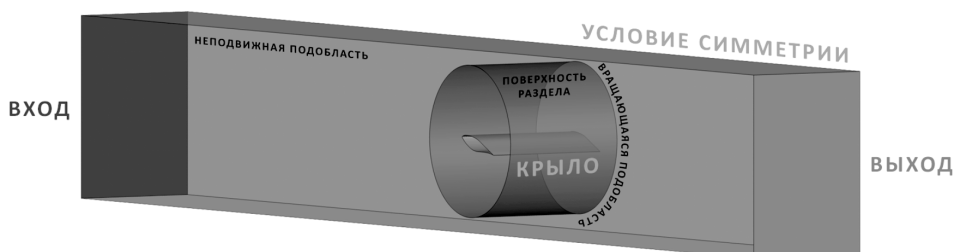


Рис. 8. Расчетная область и граничные условия при обтекании прямого крыла конечного размаха

области. Пограничный слой на стенках аэродинамической трубы не учитывался, и для имитации скользкой стенки задавались условия симметрии.

Пристенный шаг расчетной сетки был достаточен для разрешения вязкого подслоя, а коэффициент 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 ($\Delta y_1^+ < 1$) и в окрестности области ламинарно-

турбулентного перехода. Число точек по обводу крылового профиля было около 700. По размаху крыла задавалось равномерное распределение 81 узлов.

Структура течения в расчетах и эксперименте показана на примере крылового профиля A-Airfoil. Расчеты, проведенные с использованием γ -SST-HL модели, показали, что течение оставалось двумерным вплоть до угла атаки 12° , при котором наблюдается небольшой отрыв турбулентного пограничного слоя на стороне разрежения (рис. 9). С увеличением угла атаки модель предсказывает трехмерную

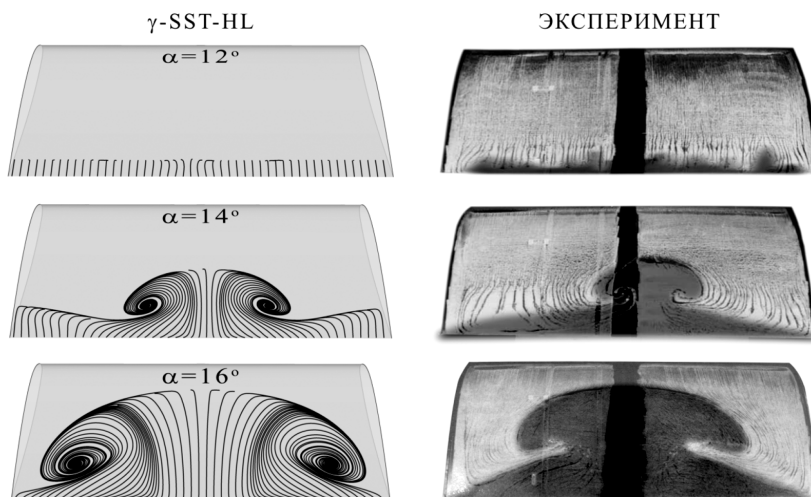


Рис. 9. Визуализация зоны отрыва турбулентного пограничного слоя на стороне разрежения крыла A-Airfoil с использованием линий тока при численном моделировании и масляной визуализации в эксперименте (темно-серый оттенок)

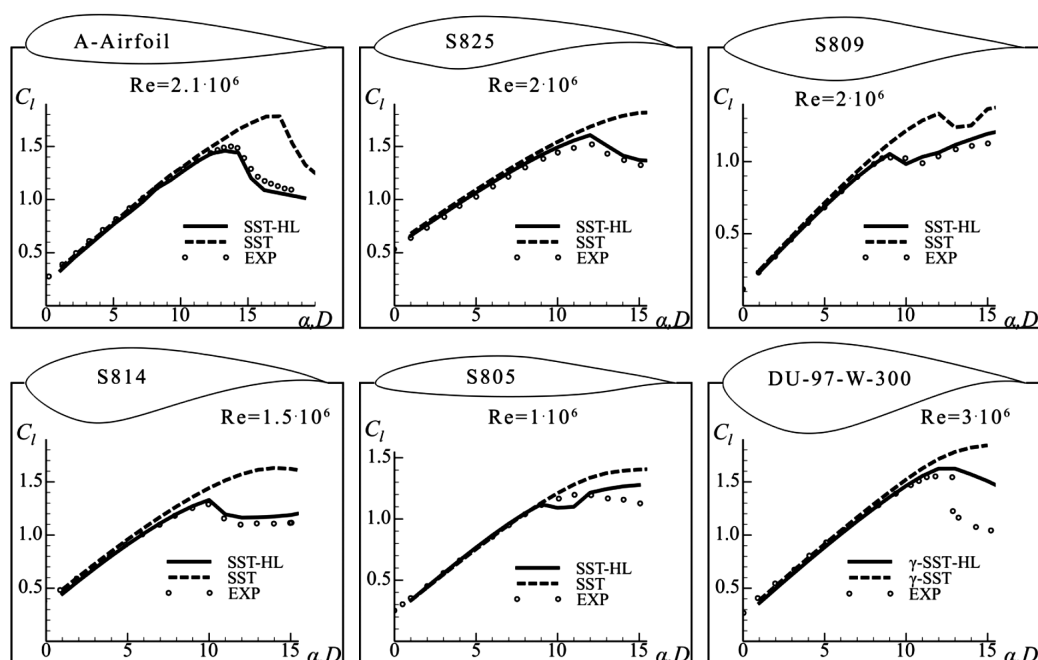


Рис. 10. Сравнение расчетного и экспериментального распределения сечения коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки для различных крыловых профилей

грибообразную структуру в зоне отрыва, размер которой увеличивается с ростом угла атаки. Это приводит к формированию отрывной зоны практически на всей поверхности крыла при угле атаки 16° , при этом ее размер хорошо согласуется с экспериментом. Отметим, что модель γ -SST предсказывает двумерное течение вплоть до угла атаки 17° . Сравнение с экспериментальными данными свидетельствует о существенном улучшении точности предсказания аэродинамических характеристик (профиль A-Airfoil на рис. 10).

Для всех остальных рассмотренных крыловых профилей модель SST-HL также предсказывает более раннее формирование трехмерных структур по сравнению с SST моделью. При этом модель SST-HL значительно улучшает предсказание характеристик профиля по сравнению с исходной моделью SST и в большинстве случаев (за исключением профилей S805 и DU-97-W-300) точно предсказывает характер изменения коэффициента подъемной силы с ростом угла атаки.

Заключение

Разработана модель SST-HL, не уступающая в точности оригинальной SST модели при расчете простых свободно-сдвиговых, присоединенных и отрывных турбулентных течений и

при этом существенно улучшающая точность предсказания коэффициента подъемной силы при обтекании крыльев постоянного сечения и конечного размаха для углов атаки, соответствующих срыву потока на стороне разрежения.

Список обозначений

C – хорда крылового профиля, м;
 C_f – коэффициент трения;
 C_p – коэффициент давления;
 C_l – коэффициент подъемной силы;
 d_w – расстояние до стенки, м;
 k – кинетическая энергия турбулентности, m^2/c^2 ;
 L_z – размах крыла, м;
 S – инвариант тензора скоростей деформации, $1/c$;
 U_∞ – скорость набегающего потока, m/c ;
 α – угол атаки в градусах;
 δ – толщина пограничного слоя;
 ν – молекулярная кинематическая вязкость, m^2/c ;
 ν_t – турбулентная кинематическая вязкость, m^2/c ;
 ρ – плотность, kg/m^3 ;
 ω – удельная скорость диссипации, $1/c$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Брутян М.А., Владимирова Н.А., Потапчик А.В. Влияние волнистости формы профиля на его аэродинамические характеристики при малых дозвуковых скоростях // Ученые Записки ЦАГИ. 2013. Т. XLIV. № 5. С. 39–44.
2. Баранов П.А., Гувернюк С.В., Исаев С.А., Судаков А.Г., Усачов А.Е. Моделирование периодических вихревых структур в следе за профилем // Ученые Записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 2. С. 63–77.
3. Матюшенко А.А., Котов Е.В., Гарбарук А.В. Анализ причин снижения точности при расчете обтекания крыловых профилей в рамках двумерных уравнений Рейнольдса

- // Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. Физико-математические науки. 2017. Т. 10. № 1. С. 20–30.
4. **Занин Б.Ю., Козлов В.В.** Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях. Новосибирск: Новосиб. гос. ун-т., 2011. 114 с.
 5. **Матюшенко А.А., Гарбарук А.В.** Численное исследование влияния трехмерных «грибообразных» структур на характеристики обтекания аэродинамических профилей // Тепловые процессы в технике. 2016. № 1. С. 31–36.
 6. **Matyushenko A.A., Garbaruk A.V.** Adjustment of the $k-\omega$ SST turbulence model for prediction of airfoil characteristics near stall // J. Phys.: Conf. Ser. 2016. V. 769. P. 012082 doi:10.1088/1742-6596/769/1/012082
 7. **Menter F.R., Kuntz M., Langtry R.B.** Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // In Turbulence, heat and mass transfer (Vol. 4), edited by K. Hanjalic, Y. Nagano, and M. Tummers, Begell House, Inc., 2003. P. 625–632.
 8. **Menter F.R., Smirnov P.E., Liu T., & AvanchaR.** A one-equation local correlation-based transition model // Flow Turbulence and Combustion. 2015. V. 95. Iss. 4. P. 583–619.
 9. **Bell J.H., Mehta R.D.** Development of a two-stream mixing layer from tripped and untripped boundary layers // AIAA J. 1990. V. 28. N 12. P. 2034–2042.
 10. **Wiegardt K., Tillmann W.** On the turbulent friction layer for rising pressure // NACA TM 1314, 1951. 48 p.
 11. **Vogel J., Eaton J.K.** Combined heat transfer and fluid dynamic measurements downstream of a backward-facing step // Journal of Heat Transfer. 1985. V. 107. P. 922–929.
 12. **Driver D.M.** Reynolds shear stress measurements in a separated boundary layer flow // AIAA-91 1787, 1991.
 13. **Gleyzes C., Capbern P.** Experimental study of two AIRBUS/ONERA airfoils in near stall conditions. Part I: Boundary layers // Aerospace Science and Technology. 2003. V. 7(6). P. 439–449.
 14. **Somers D.M.** Design and Experimental Results for the S805 Airfoil // NREL/SR-440-6917, 1997.
 15. **Somers D.M.** Design and Experimental Results for the S825 Airfoil // NREL/SR-500-36346, 2005.
 16. **Somers D.M.** Design and Experimental Results for the S809 Airfoil // NREL/SR-440-6918, 1997.
 17. **Somers D.M.** Design and Experimental Results for the S814 Airfoil // NREL/SR-440-6919, 1997.
 18. **Timmer W.A., R.P.J.O.M. van Rooij.** Summary of the Delft University Wind Turbine Dedicated Airfoils AIAA Paper 0352, 2003.
 19. **Winkelmann A.E.** An Experimental Study of Mushroom Shaped Stall Cells // Presented at the AIAA/ASME 3rd Joint Thermophysics, Fluids, Plasma and Heat Transfer Conference, St. Louis, Missouri, 1982.
 20. **Menter F.R.** Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows // AIAA Paper 93-2906, July 1993.

Improvement of the $k-\omega$ SST turbulence model in prediction of flow around straight finite wings

A.A. Matyushenko¹, A.V. Garbaruk¹, F.R. Menter², P.E. Smirnov²

¹ Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Saint-Petersburg, 195251, Russia

² ANSYS Germany, Otterfing, 83624, Germany

e-mail: alexey.matyushenko@gmail.com, agarbaruk@cfds.spbstu.ru,
florian.menter@ansys.com, pavel.smirnov@ansys.com,

The accurate prediction of airfoil characteristics in regimes near stall where flow is separated and maximal lift coefficient is achieved is an important task for aviation and wind power, as well as for turbomachinery flows. For prediction of these flows the Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) approach in combination with different semi-empirical turbulence models is widely used in engineering practice. However, it is observed that the maximum lift coefficient and corresponding angle of attack are systematically overpredicted by these models which however, can predict separated flow properly, for example $k-\omega$ SST model. The disagreement (error can be about 25%) is caused by a delay of turbulent boundary layer separation under adverse pressure gradient condition. Since the separation position is controlled by the turbulence model, special tuning of the models for such flows is required. Such modification of the SST model SST High Lift (SST-HL) was developed for improvement of prediction of airfoil characteristics near stall conditions. This modification consists in replacing the a_1 constant of the SST model with the function A_{HL} which accelerates the separation on the airfoils and does not destroy model calibration for simple wall-bounded and free-shear flows. The SST-HL model was tested for different types of flows covering free-shear, wall-bounded, separated flows and flow around different airfoils in wide range of angles of attacks. The SST-HL model demonstrates the satisfactory agreement with the experimental data and with the SST model for shear, wall-bounded and simple separated flows. In case of flows around airfoils the SST-HL model predicts earlier appearance of the three dimensional structures than the SST model which leads to significant improvement in prediction of the lift coefficient for separated flow regimes. For these regimes

the computational lift coefficient is in good agreement with the experimental data for all the considered airfoils (except of S805 and DU-97-W-300).

Keywords: airfoil, stall, aerodynamic characteristics, RANS, turbulence models.

REFERENCES

1. **Brutyanyan M.A., Vladimirova N.A., Potapchik A.V.** Vliyaniye volnistosti formy profilya na ego aerodinamicheskie kharakteristiki pri malykh dozvukovykh skorostyakh [Influence of profile waviness on its aerodynamic characteristics at low subsonic speeds]. *Uchenye Zapiski TSAGI – Scientific Journal of Central Aerohydrodynamic Institute*, 2013, vol. XLIV, no. 5, pp. 39–44. In Russ.
2. **Baranov P.A., Guvernyuk S.V., Isaev S.A., Sudakov A.G., Usachev A.E.** Modelirovanie periodicheskikh vikhrevykh struktur v slede za profilem [Simulation of periodic vortex structures in the wake of the profile]. *Uchenye Zapiski TSAGI – Scientific Journal of Central Aerohydrodynamic Institute*, 2014, vol. XLV, no. 2, pp. 63–77. In Russ.
3. **Matyushenko A.A., Kotov E.V., Garbaruk A.V.** Analiz prichin snizheniya tochnosti pri raschete obtekaniya krylovyykh profilej v ramkakh dvumernykh uravnenij Rejnoł'dsa [Calculations of the airfoil profile flow using two-dimensional RANS: an analysis of the reasons for the accuracy decrease], *Nauchno-tekhnicheskie vedomosti Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo politekhnicheskogo universiteta. Fiziko-matematicheskie nauki – St. Petersburg Polytechnic University Journal – Physics and Mathematics*, 2017, vol. 10, no. 1, pp. 20–30. In Russ.
4. **Zanin B.Yu., Kozlov V.V.** Vikhrevyye struktury v dozvukovykh otryvnykh techeniyakh [Vortex structures in subsonic separated flows]. Novosibirsk: NSU Publishing and Printing Center, 2011. 114 p. In Russ.
5. **Matyushenko A.A., Garbaruk A.V., Smirnov P.E., Menter F.R.** Chislennoe issledovanie vliyaniya trekhmernykh «griboobraznykh» struktur na kharakteristiki obtekaniya aehrodinamicheskikh profilej [Numerical study of influence of three-dimensional mushroom-like cells on airfoil characteristics]. *Teplovye protsessy v tekhnike – Thermal Processes in Engineering*, 2016, no. 1, pp. 31–36. In Russ.
6. **Matyushenko A.A., Garbaruk A.V.** Adjustment of the $k-\omega$ SST turbulence model for prediction of airfoil characteristics near stall. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2016, vol. 769, p. 012082. DOI:10.1088/1742-6596/769/1/012082
7. **Menter F.R., Kuntz M., Langtry R.B.** Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. In *Turbulence, heat and mass transfer*. Vol. 4. Eds. K. Hanjalic, Y. Nagano, M. Tummers. Begell House, Inc., 2003. pp. 625–632.
8. **Menter F.R., Smirnov P.E., Liu T., Avancha R.** A one-equation local correlation-based transition model. *Flow. Turbulence and Combustion*, 2015, vol. 95, no. 4, pp. 583–619. DOI 10.1007/s10494-015-9622-4
9. **Bell J.H., Mehta R.D.** Development of a two-stream mixing layer from tripped and untripped boundary layers. *AIAA J.*, 1990, vol. 28, no. 12, pp. 2034–2042.
10. **Wiegardt K., Tillmann W.** *On the Turbulent Friction Layer for Rising Pressure*. NACA TM 1314, 1951.48 p.
11. **Vogel J., Eaton J.K.** Combined heat transfer and fluid dynamic measurements downstream of a backward-facing step. *Journal of Heat Transfer*, 1985, vol. 107, pp. 922–929.
12. **Driver D.M.** *Reynolds Shear Stress Measurements in a Separated Boundary Layer Flow*. AIAA-91 1787, 1991.
13. **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. 439–449. [https://doi.org/10.1016/S1270-9638\(03\)00045-2](https://doi.org/10.1016/S1270-9638(03)00045-2)
14. **Somers D.M.** *Design and Experimental Results for the S805 Airfoil*. NREL/SR-440-6917, 1997. DOI: 10.2172/437668
15. **Somers D.M.** *Design and Experimental Results for the S825 Airfoil*. NREL/SR-500-36346, 2005.
16. **Somers D.M.** *Design and Experimental Results for the S809 Airfoil*. NREL/SR-440-6918, 1997. DOI: 10.2172/437668
17. **Somers D.M.** *Design and Experimental Results for the S814 Airfoil*. NREL/SR-440-6919, 1997.
18. **Timmer W.A., R.P.J.O.M. van Rooij.** *Summary of the Delft University Wind Turbine Dedicated Airfoils*. AIAA Paper 0352, 2003.
19. **Winkelmann A.E.** An experimental study of mushroom shaped stall cells. *AIAA/ASME 3rd Joint Thermophysics, Fluids, Plasma and Heat Transfer Conference*, St. Louis, Missouri, 1982.
20. **Menter F.R.** *Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows*. AIAA Paper 93-2906, July 1993.