

ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ МОДЕЛЬНЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ k - ω SST Ментера НА ПАРАМЕТРЫ ОБТЕКАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ

Е.А. Визняк, А.А. Терехин

Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, Россия

Представленные в статье исследования относятся к области аэродинамики летательных аппаратов, они направлены на улучшение точности моделирования отрывных течений с использованием RANS-модели турбулентности. Для проведения исследований использован метод математического моделирования с применением пакета прикладных программ вычислительной гидрогазодинамики.

По результатам численного моделирования проведена оценка влияния уменьшения константы a_1 RANS-модели турбулентности (k - ω SST Ментера) на параметры обтекания авиационного профиля *NACA 0012*.

Исследуемое течение принято несжимаемым, трехмерным, число Рейнольдса $Re = 3 \cdot 10^6$, диапазон исследуемых углов атаки $\alpha = 0 \dots 15^\circ$. Использована гексагональная сеточная модель, пограничный слой выполнен из условия ограничения безразмерного расстояния до стенки $Y^+ < 3$.

Для контроля качества сеточной модели подтверждена независимость решения от размерности сетки: исследована сходимость действующей на профиль подъемной силы при систематическом уменьшении размера элемента.

Валидация течения в пограничном слое проведена посредством сравнения расчетного безразмерного профиля скорости с эмпирической «функцией стенки».

Для оценки влияния значения константы a_1 на параметры обтекания проведено сравнение распределения коэффициента давления по поверхности профиля для различных значений a_1 .

Для значения угла атаки $\alpha = 15^\circ$ дополнительно представлены результаты моделирования с использованием модели турбулентности *DES (LES/ k - ω SST Ментера)*, полученные с использованием суперкомпьютера «Торнадо», ЮУрГУ.

Полученные результаты подтвердили улучшение результатов моделирования при уменьшении значения коэффициента a_1 на 30 % для углов атаки не более $\alpha = 15^\circ$, что не согласуется с результатами, представленными ранее в публикациях других авторов, прогнозирующих улучшение результатов до $\alpha = 30^\circ$. Увеличение значения коэффициента a_1 на 30 % при $\alpha = 15^\circ$ улучшает результаты моделирования незначительно.

Ключевые слова: турбулентное течение, k - ω SST Ментера, *DES*, *NACA 0012*.

Введение. В инженерной практике исследований аэродинамического обтекания летательных аппаратов (ЛА) широкое распространение получила двухпараметрическая модель турбулентности k - ω SST Ментера (*MSST*) [1, 2]. Ее преимуществами являются вычислительная экономичность, широкий диапазон исследуемых задач и в целом приемлемая точность [3]. К недостаткам следует отнести проблемы с описанием отрывных течений, характерных для обтекания ЛА на закритических углах атаки [3–7].

Эту проблему позволяет решить гибридная модель турбулентности *DES (Detached Eddy Simulation)* [2], недостатком которой являются значительные вычислительные затраты, что делает ее малоприменимой для решений инженерных задач [4, 5].

В основе модели турбулентности *MSST* лежат два уравнения (1, 2), включающие набор эмпирических коэффициентов (табл. 1), значение которых подобраны по результатам натурных экспериментов [1, 2].

Улучшение результатов описания отрывных течений с использованием модели *MSST* посредством коррекции этих коэффициентов предположительно позволит увеличить точность без роста вычислительных затрат.

Эмпирические коэффициенты модели турбулентности MSST

σ_{k1}	$\sigma_{\omega 1}$	σ_{k2}	$\sigma_{\omega 2}$	β_1	β_2	β^*	a_1	κ
0,568	0,5	1	0,856	0,075	0,0828	0,09	0,31	0,41

В статье [8] представлены результаты варьирования модельного коэффициента a_1 для улучшения результатов моделирования отрывных течений на примере исследования обтекания ряда несимметричных аэродинамических профилей.

Целью работы, представленной в настоящей статье, является оценка влияния изменения коэффициента a_1 модели турбулентности MSST на распределение коэффициентов давления по поверхности симметричного профиля NACA 0012 [9, 10].

Расчетная схема и методы исследования. Модель MSST базируется на двух уравнениях: для турбулентной кинетической энергии k (1) и скорости диссипации энергии ω (2) [1, 2].

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]. \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_j)}{\partial x_j} = \frac{\gamma \rho}{\mu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \beta_2 \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}. \quad (2)$$

Входящие в состав модели функции и константы:

$$\gamma = \frac{\beta}{\beta^*} - \frac{\sigma_\omega \kappa^2}{\sqrt{\beta^*}}; F_1 = \tanh(\arg_1^4); F_2 = \tanh(\arg_2^2); \arg_2 = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{0,09\omega y}; \frac{500}{y^2\omega}\right);$$

$$\arg_1 = \min\left(\max\left(\frac{\sqrt{k}}{0,09\omega y}; \frac{500}{y^2\omega}\right); \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega}y^2}\right); CD_{k\omega} = \max\left(2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}; 10^{-20}\right); \quad (3)$$

$$\sigma_k = F_1\sigma_{k1} + (1 - F_1)\sigma_{k2}; \sigma_\omega = F_1\sigma_{\omega 1} + (1 - F_1)\sigma_{\omega 2}; \beta = F_1\beta_1 + (1 - F_1)\beta_2.$$

Турбулентная вязкость в соответствии с гипотезой Буссинеска для MSST выражается зависимостью:

$$\mu_T = \rho \frac{k}{\max\left[\omega, \frac{SF_2}{a_1}\right]}, \quad (4)$$

где ρ – плотность; u – скорость; μ – динамическая вязкость; y – расстояние до стенки; ν – кинематическая вязкость; τ – касательные напряжения; S – скорость деформации.

Значение модельных констант представлено в табл. 1.

Рассмотрено обтекание профиля несжимаемым потоком – с числом Маха $M = 0,13$ и числом Рейнольдса $Re = 3 \cdot 10^6$.

Сеточная модель расчетной области гексагональная, блочно-структурированная (рис. 1). Дискретизация в пограничном слое проведена из ограничения для низкорейнольдсовых RANS-моделей $Y^+ < 3$ [1, 2, 7, 11].

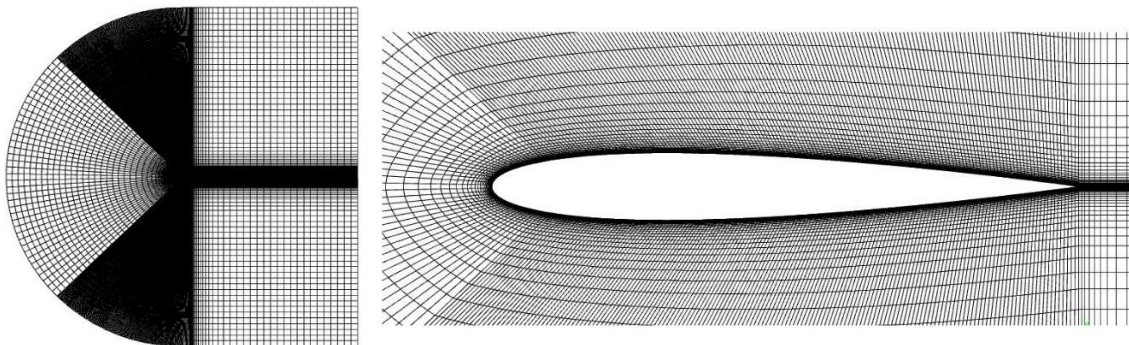


Рис. 1. Сеточная модель расчетной области для модели турбулентности MSST

Решение системы дифференциальных уравнений произведено с использованием схемы второго порядка точности в трехмерной стационарной постановке [2].

Для валидации ряда полученных параметров проведен расчет обтекания профиля с использованием гибридной модели турбулентности DES ($LES-MSST$) [2], набор модельных коэффициентов принят стандартным (см. табл. 1).

Сеточная модель расчетной области для модели турбулентности DES построена на основе сетки для $MSST$ с учетом ограничений: $Y^+ < 1$, $X^+ < 10$, $Z^+ < 20$ (рис. 2) [2, 12]. Постановка задачи трехмерная, нестационарная.

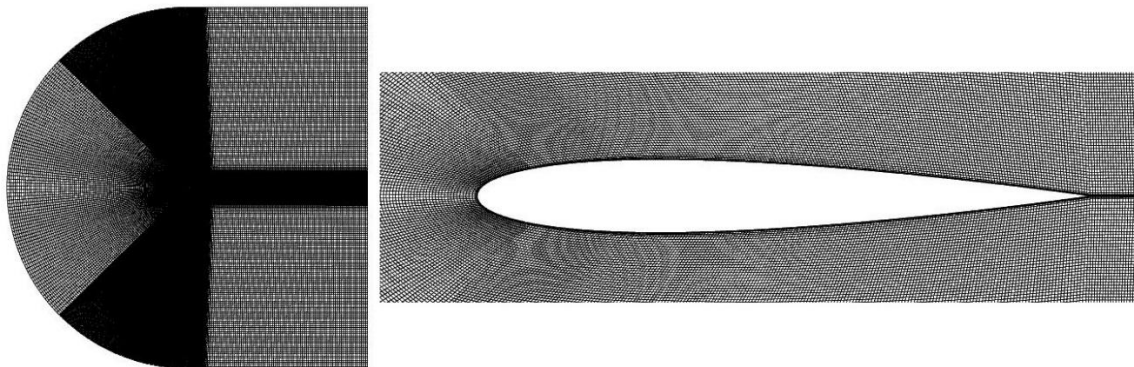


Рис. 2. Сеточная модель расчетной области для модели турбулентности DES

Для решения задачи обтекания с использованием модели турбулентности DES использованы ресурсы суперкомпьютера «Торнадо», ЮУрГУ.

Проведена оценка независимости решения от размерности сетки. При систематическом измельчении размера элемента сетки $MSST$ проведен контроль за изменением коэффициента подъемной силы для угла атаки $\alpha = 10^\circ$. Результаты представлены на рис. 3.

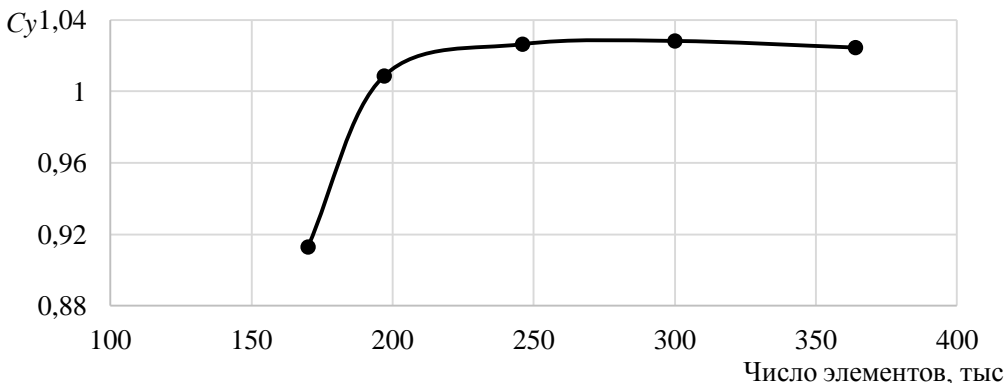


Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы от размерности сетки

Контрольный параметр сходится при систематическом измельчении сетки, что указывает на независимость решения от размерности сетки. В табл. 2 представлены параметры построенных сеток.

Таблица 2

Параметры построенных сеток

Используемая модель турбулентности	Число элементов, тыс	Число элементов на поверхности профиля	Размах крыла, м
$MSST$	364	700	1
	300	560	
	246	400	
	197	340	
	170	240	
DES	3000	450	0,05

Расчет и конструирование

Результаты численного моделирования. Достоверность моделирования течения в пограничном слое проведена посредством сравнения безразмерного профиля скорости с «функцией стенки» – полуэмпирической аппроксимированной зависимостью [13] (рис. 4). Сравнение проведено для случая обтекания с углом атаки $\alpha = 0$ в сечениях на расстоянии 0,15, 0,4 и 0,6 длины хорды от передней критической точки профиля.

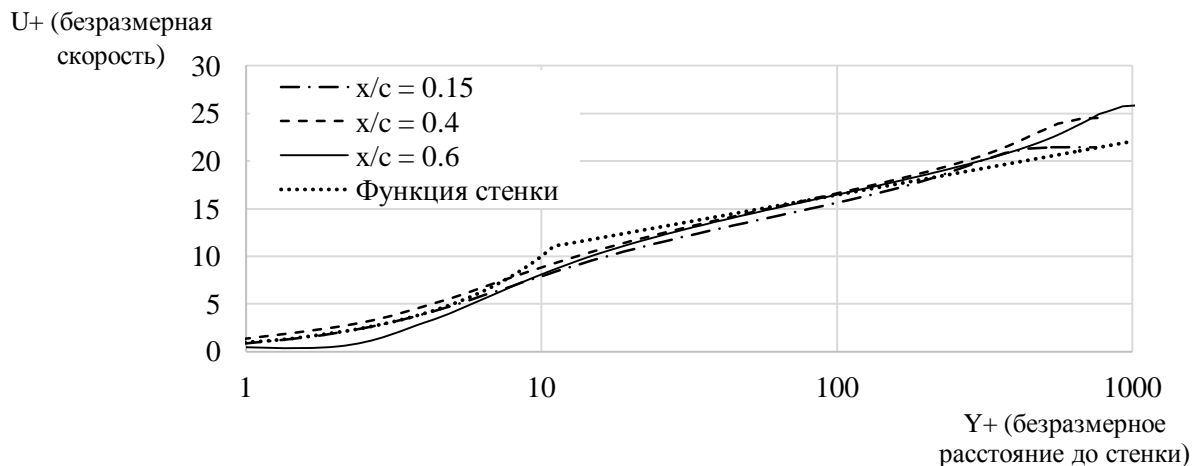


Рис. 4. Сравнение безразмерного профиля скорости с функцией стенки в сечениях профиля NASA 0012

Моделируемый профиль скорости имеет удовлетворительное совпадение с функцией стенки. Качество моделирования течения в пограничном слое подтверждено.

Характерным параметром, отражающим качество моделирования обтекания авиационного профиля, является распределение коэффициента давления по поверхности профиля [9, 10, 14, 15].

В публикациях [16–20] содержатся результаты экспериментальных исследований профиля NASA 0012 в аэродинамических трубах для используемых в настоящей статье значений числа Рейнольдса. Несмотря на реализацию несжимаемого течения (число Маха $M < 0,3$), распределения значений коэффициентов давления по поверхности профиля для каждой из указанных публикаций различны. Для валидации модели, исследуемой в настоящей статье, использованы материалы, представленные в публикации [16] как имеющие наилучшее совпадение с моделью турбулентности *DES*.

На рис. 5–7 представлено сравнение расчетных распределений коэффициента давления по поверхности профиля с экспериментальными данными [16] для различных углов атаки при варьировании коэффициента a_1 .

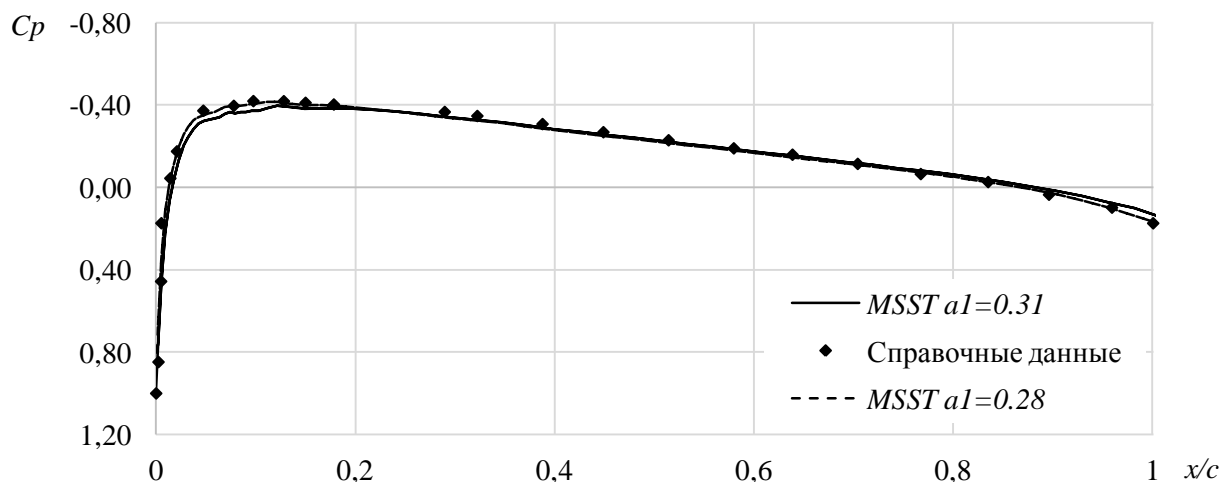


Рис. 5. Сравнение расчетных распределений коэффициента давления по поверхности профиля с экспериментальными данными [16], угол атаки $\alpha = 0$

Наблюдаются незначительные улучшения распределения коэффициента C_p для угла атаки $\alpha = 0$ при $a_1 = 0,28$.

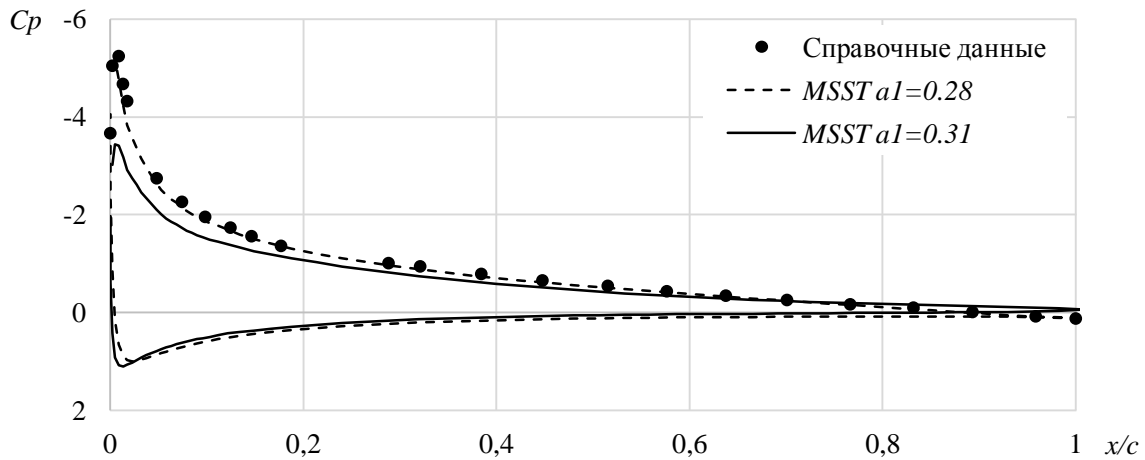


Рис. 6. Сравнение расчетных распределений коэффициента давления по поверхности профиля с экспериментальными данными [16], угол атаки $\alpha = 10^\circ$

Для угла атаки $\alpha = 10^\circ$ наблюдаются значительные расхождения стандартной модели $MSST$ с экспериментом ($a_1 = 0,31$). При этом уменьшение значения коэффициента a_1 на 30 %, в соответствии со статьей [8] ($a_1 = 0,28$), значительно улучшает результаты моделирования.

Для угла атаки $\alpha = 15^\circ$ дополнительно проведен расчет с использованием модели турбулентности DES .

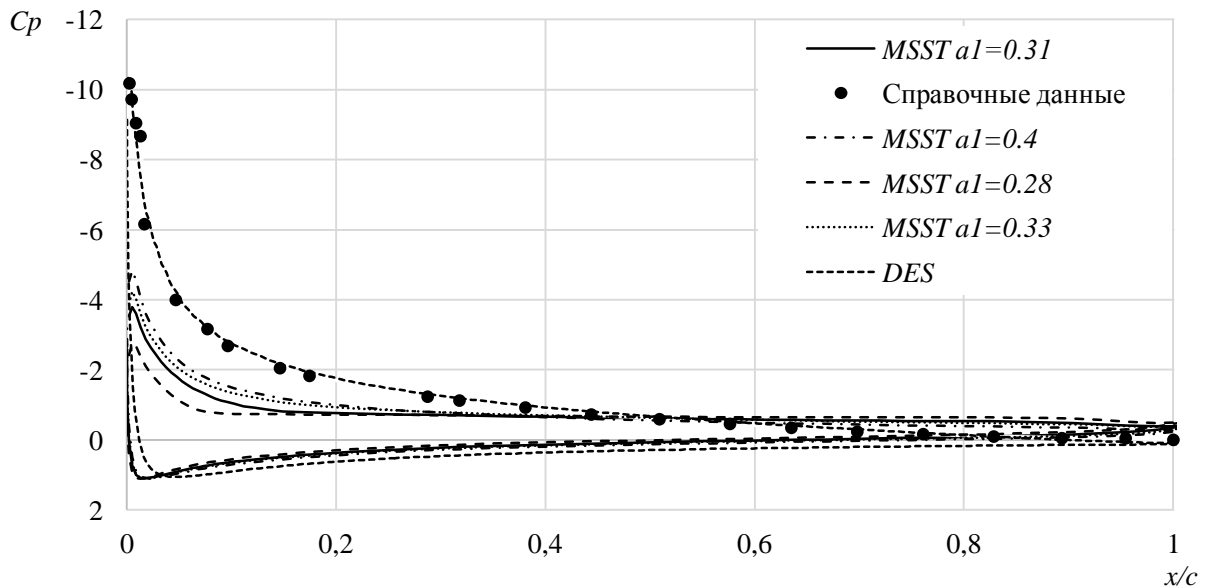


Рис. 7. Сравнение расчетных распределений коэффициента давления по поверхности профиля с экспериментальными данными из [16], угол атаки $\alpha = 15^\circ$

Угол атаки $\alpha = 15^\circ$ является для профиля $NACA\ 0012$ закритическим, что определяет наличие отрывного обтекания. При этом стандартная модель $MSST$ дает значительные расхождения с экспериментом. Уменьшение значения коэффициента a_1 сопровождается увеличением расхождения.

Высказана гипотеза о возможности улучшения результатов моделирования посредством увеличения значения коэффициента a_1 .

Для проверки гипотезы значение коэффициента последовательно было увеличено до значения $a_1 = 0,4$. При этом отмечено незначительное улучшение результатов моделирования.

Расчет и конструирование

Увеличения коэффициента на более значительные величины нецелесообразны, так как даже в малом изменении влекут нарушение калибровки модели турбулентности *MSST*, что отмечено в статье [8].

Выводы

1. Для докритических углов атаки уменьшение значения коэффициента a_1 значительно улучшает результаты моделирования.

2. Закритические углы атаки характеризуются отрывным течением, для которого уменьшение значения a_1 ухудшает результаты моделирования, а увеличение дает незначительное улучшение.

3. Эти результаты отличаются от представленных в статье [8], для которых авторы однозначно дают заключение об улучшении результатов в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \dots 30^\circ$.

Обсуждение и применение. Как показали исследования, изменение коэффициента a_1 на закритических углах атаки не позволяет значительно улучшить результаты моделирования отрывных течений. Более того, как указано в статье [8], такой подход ломает калибровку модели, что ухудшает результаты расчета других параметров (например, распределение касательных напряжений по поверхности профиля). Этот фактор является приемлемой ценой для докритических углов атаки: незначительное ухудшение описания касательных напряжений против заметного улучшения распределения давления. Для закритических углов такой подход неприемлем, так как улучшения точности не наблюдается.

Дальнейшие исследования следует направить на изучение причин расхождения результатов настоящего исследования с результатами статьи [8] для закритических углов атаки и поиску решения по восстановлению калибровки модели *MSST* при варьировании коэффициента a_1 .

Литература

1. Menter, F.R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications / F.R. Menter // *AIAA Journal*. – 1994. – Vol. 32. – № 1. – P. 1299–1310.
2. ANSYS CFX – Solver Theory Guide / Canonsburg. Ansys, Inc., 2017. – 270 p.
3. Anderson, J.D. Computational fluid dynamics: the basics with applications / J.D. Anderson – McGraw-Hill, 1995. – 547 p.
4. Chung, T.J. Computational fluid dynamics / T.J. Chung – Cambridge University Press, 2002. – 1012 p.
5. Ferziger, J.H. Computational methods for fluid Dynamics / J.H. Ferziger, P. Milovan. – Springer, 2002. – 423 p.
6. Versteeg, H.K. An introduction to computational fluid dynamics the finite volume method / H.K. Versteeg, W. Malalasekera. – Longman Group Ltd, 1995. – 257 p.
7. Wilcox, D.C. Turbulence Modeling for CFD / D.C. Wilcox. – DCW Industries, 1994. – 460 p.
8. Matushenko, A.A. Adjustment of the k - ω SST turbulence model for prediction of airfoil characteristics near stall / A.A. Matushenko, A.V Garbaruk // *Journal of Physics Conference Series*. – 2016. – Vol. 769. – 6 p. – doi: 10.1088/1742-6596/769/1/012082
9. Gauld, D.E. An experimental investigation of regions of separated laminar flow. TN 3505 / D.E. Gauld. – Washington. NACA, 1955. – 66 p.
10. McCullough, G.B. Examples of three representative types of air foil section stall at low speed. TN 2502 / G.B. McCullough, D.E. Gauld – Washington. NACA, 1951. – 53 p.
11. Вычислительная механика сплошных сред в задачах авиационной и космической техники / Л.В. Быков, А.М. Молчанов, М.А. Щербаков и др. – М.: ЛЕНАНД, 2015. – 668 с.
12. Lien, S.F. RANS modeling for compressible and transitional flows / S.F. Lien, G. Kalitzin, P. Durbin // *Center for Turbulence Research Proceedings of the Summer Program*. – 1998. – P. 267–286.
13. Ландау, Л.Д. Теоретическая физика. Гидродинамика. Т. IV. / Л.Д. Ландау, Л.Д. Лифшиц. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. – 736 с.
14. Squire, H.B. The calculation of profile drag of aerofoils / H.B.Squire, A.D. Young. – ARC, 1938, Reports and memoranda. – № 1838. – 54 p.

15. Squire, H.B. Note on the motion inside a region of recirculation (Cavity Flow) // *The Journal of the Royal Aeronautical Society*. – 1956. – Vol. 60 (543). – P. 203–205. – doi:10.1017/S0368393100134315

16. Gregory, N. *Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil Section, including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulating Hoar Frost* / N. Gregory, C.L. O'Reilly. – London: Her Majesty's Stationery Office, 1973. – 34 p.

17. Ladson, C.L. *Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section* / C.L. Ladson – NASA Technical Memorandum 4074, 1988. – 95 p.

18. Ladson, C.L. *Pressure Distributions from High Reynolds Number Transonic Tests of an NACA 0012 Airfoil in the Langley 0.3-meter Transonic Cryogenic Tunnel* / C.L. Ladson, A.S. Hill, Johnson Jr., W.G. – NASA TM 100526, 1987. – 396 p.

19. Abbott, I.H. *Theory of Wing Sections* / I.H. Abbott, A.E. von Doenhoff. – New York. Dover Publications, 1959. – 693 p.

20. McCroskey, W.J. *A Critical Assessment of Wind Tunnel Results for the NACA 0012 Airfoil* / W.J. McCroskey. – AGARD CP-429, 1988. – 23 p.

Визняк Евгений Анатольевич, аспирант, кафедра «Летательные аппараты», Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, viznyak_ea@mail.ru.

Терехин Александр Александрович, кандидат технических наук, доцент, кафедра «Летательные аппараты», Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск, Aleksandr.Terekhin@gmail.com.

Поступила в редакцию 6 июня 2022 г.

DOI: 10.14529/engin220403

INFLUENCE OF THE MODEL COEFFICIENTS CHANGES IN THE Menters $k-\omega$ SST TURBULENCE MODEL ON THE PARAMETERS OF THE FLOW AROUND THE AERODYNAMIC AIRFOIL

E.A. Viznyak, viznyak_ea@mail.ru

A.A. Terekhin, Aleksandr.Terekhin@gmail.com

South Ural State University, Chelyabinsk, Russian Federation

The studies presented in the article relate to the field of aircraft aerodynamics, they are aimed at improving the accuracy of separation flows modeling with using the RANS turbulence model. To conduct the research, the method of mathematical modeling was used with using a package of computational fluid dynamics application programs.

Based on the results of numerical modeling, the effect of reducing the constant a_1 the RANS turbulence model ($k-\omega$ SST of the Mentor) on the parameters of the flow around the airfoil NACA 0012 was estimated. The investigated flow is assumed to be incompressible, three-dimensional, the Reynolds number $Re = 3 \cdot 10^6$, the range of the studied angles of attack $\alpha = 0 \dots 15^\circ$. In study used hexagonal grid model, the boundary layer is made from the condition of limiting the dimensionless distance to the wall $Y^+ < 3$.

To control the quality of the grid model, the independence of the solution from the dimension of the grid was confirmed: the convergence of the lifting force acting on the profile with a systematic decrease in the size of the element was investigated.

Validation of the flow in the boundary layer was carried out by comparing the calculated dimensionless velocity profile with the empirical “wall function”.

To assess the influence of the value of the constant a_1 on the flow parameters, a comparison of the distribution of the pressure coefficient over the profile surface for different values of a_1 was carried out.

For the value of the angle of attack $\alpha = 15^\circ$, the simulation results using the DES (LES/Menter's $k-\omega$ SST) turbulence model obtained using the Tornado supercomputer, SUSU are presented.

The obtained results confirmed the improvement of the simulation results with a decrease in the value of the a_1 coefficient by 30% in the angle range of no more than $\alpha = 15^\circ$. This does not agree with the results presented earlier in the publications of other authors predicting an improvement in results to $\alpha = 30^\circ$. Increasing the value of the a_1 coefficient by 30% at $\alpha = 15^\circ$ improves the simulation results slightly.

Keywords: turbulence flow, Menter's k- ω SST model, DES, NACA 0012.

References

1. Menter F.R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 1994, 32, no. 1, pp. 1299–1310.
2. ANSYS CFX. – Solver Theory Guide. Canonsburg. Ansys, Inc, 2017. 270 p.
3. Anderson J.D. Computational fluid dynamics: the basics with applications. McGraw-Hill, 1995. 547 p.
4. Chung T.J. Computational fluid dynamics. Cambridge University Press, 2002. 1012 p.
5. Ferziger J.H., Milovan P. Computational methods for fluid Dynamics. Springer, 2002. 423 p.
6. Versteeg H.K., Malalasekera W. An introduction to computational fluid dynamics the finite volume method. Longman Group Ltd, 1995. 257 p.
7. Wilcox D.C. Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, 1994. 460 p.
8. Matushenko A.A., Garbaruk A.V. Adjustment of the $k-\omega$ SST turbulence model for prediction of airfoil characteristics near stall. *Journal of Physics Conference Series*, 2016, vol. 769, 6 p. – doi: 10.1088/1742-6596/769/1/012082
9. Gauld E.E. An experimental investigation of regions of separated laminar flow. TN 3505. Washington, NACA, 1955. 66 p.
10. McCullough G.B. Gault D.E. Examples of three representative types of airfoil section stall at low speed. TN 2502. NACA, 1951. 53 p.
11. Bykov L.V., Molchanov A.M., Shherbakov M.A., Yanyshv D.S. *Vychislitel'naya mehanika sploshnyh sred v zadachah aviacionnoj i kosmicheskoy tekhniki*. [Computational mechanics of continuous media in problems of aviation and space technology]. Moscow. LENAND, 2015. 668 p.
12. Lien S.F., Kalitzin G., Durbin P. RANS modeling for compressible and transitional flows. *Center for Turbulence Research Proceedings of the Summer Program*, 1998. pp. 267–286.
13. Landau L.D., Lifshitz L.D. *Teoreticheskaya fizika. Gidrodinamika. t. IV*. [Theoretical physics. Hydrodynamics. vol. IV]. Moscow. The science. Ch. ed. Phys.-Math. lit., 1986. 736 p.
14. Squire H.B., Young A.D. The calculation of profile drag of airflow. ARC. 1938, Reports and memoranda № 1838, 54 p.
15. Squire H.B. Note on the motion inside a region of recirculation (Cavity Flow). *The Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1956, vol. 60 (543), pp. 203–205. – doi:10.1017/S0368393100134315
16. Gregory N., O'Reilly C.L. Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil Section, including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulating Hoar Frost. London: Her Majesty's Stationery Office, 1973. 34 p.
17. Ladson C.L. Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section. NASA Technical Memorandum 4074, 1988. 95 p.
18. Ladson C.L., Hill A.S., Johnson Jr., W.G. Pressure Distributions from High Reynolds Number Transonic Tests of an NACA 0012 Airfoil in the Langley 0.3-meter Transonic Cryogenic Tunnel. NASA TM 100526, 1987. 396 p.
19. Abbott I.H., von Doenhoff A.E. Theory of Wing Sections. New York, Dover Publications, 1959. 693 p.

20. McCroskey W.J. A Critical Assessment of Wind Tunnel Results for the NACA 0012 Airfoil. AGARD CP-429, 1988. 23 p.

Received 6 June 2022

ОБРАЗЕЦ ЦИТИРОВАНИЯ

Визняк, Е.А. Влияние изменения модельных коэффициентов модели турбулентности $k-\Omega$ SST Ментера на параметры обтекания аэродинамического профиля / Е.А. Визняк, А.А. Терехин // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение». – 2022. – Т. 22, № 4. – С. 21–29. DOI: 10.14529/engin220403

FOR CITATION

Viznyak E.A., Terekhin A.A. Influence of the model coefficient changes in the Menters $k-\omega$ SST turbulence model on the parameters of the flow around the aerodynamic airfoil. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Mechanical Engineering Industry*, 2022, vol. 22, no. 4, pp. 21–29. (in Russ.) DOI: 10.14529/engin220403
