

## ОБОСНОВАНИЕ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ДЛЯ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ОБТЕКАНИЯ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Костюков В.М.\* , Чан К.Д.\*\*

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*\* e-mail: kost\_slv@mail.ru*

*\*\* e-mail: tranduc@mail.ru*

---

Целью работы является обоснование модели обтекания воздушным потоком пассажирского самолета с помощью программного комплекса ANSYS FLUENT. Определены константы модели турбулентности, дающие наилучшую сходимость расчетных и экспериментальных данных. Полученные результаты позволяют применить данную модель обтекания для оптимизации приемника воздушного давления.

*Ключевые слова:* пассажирский самолет, аэродинамические коэффициенты, модель турбулентности.

---

В настоящее время используется универсальный пакет прикладных программ ANSYS, позволяющий выполнять расчеты параметров течения и теплообмена широкого круга ламинарных и турбулентных потоков. К наиболее распространенным на сегодняшний день можно отнести пакет программ ANSYS FLUENT. Пакет позволяет вычислять внешние силы и моменты, а именно аэродинамическую подъемную, гравитационную силы, приложенные к объекту исследования. Однако практическое использование пакета FLUENT связано с целым рядом проблем, которые пользователь вынужден так или иначе решать. К ним можно отнести выбор расчетной области и построение соответствующей расчетной сетки, назначение адекватных краевых условий, использование подходящей модели турбулентности и т. д.

Кроме того, несмотря на декларируемую универсальность, пакет FLUENT имеет естественные ограничения, накладываемые заложенными в него методами моделирования. Так, например, область применения содержащихся в каталоге моделей турбулентности ограничена, пакет не позволяет выполнять расчет параметров течения в области ламинарно-турбулентного перехода и т. д. Многолетний опыт тестирования моделей турбулентности показал, что наиболее удачными и популярными являются всего 4—5 таких моделей. Но даже для

этих моделей результаты расчетов имеют большой разброс.

В настоящей работе рассмотрено обоснование модели обтекания воздушным потоком пассажирского самолета с помощью программного комплекса ANSYS FLUENT (лицензия 00632255) на основе сопоставления с экспериментальными данными.

Рассмотрены две модели объекта обтекания: модель фюзеляжа ЛЛ 6945 [1] и пассажирский самолет Ту-154Б [2]. Исследования проведены при углах атаки  $\alpha = 0...20^\circ$ , числах Маха  $0,2 < M < 0,8$ , числах Рейнольдса  $7 \cdot 10^6 < Re < 28 \cdot 10^7$ . Течение в окрестности исследуемых моделей фюзеляжа ЛЛ 6945 и самолета Ту-154Б предполагалось турбулентным.

Первый объект: модель фюзеляжа ЛЛ 69454. Фюзеляж образован из двух частей, каждая из которых является телом вращения. Сопряжение обеих частей фюзеляжа произведено на расстоянии 63,4% его длины от носа фюзеляжа так, что оси вращения передней части и задней части фюзеляжа пересекаются под углом  $1,5^\circ$ . Переходная часть контура фюзеляжа от передней части к хвостовой образовалась плавными лекальными кривыми, проходящими через точки координат контура.

При совпадении осей вращения носовой и хвостовой частей их обводы плавно сопрягаются и об-

разуют общий контур, подчиненный одной и той же математической зависимости, выраженной уравнением

$$\bar{r} = [4\bar{x}(1 - \bar{x})]^m,$$

где  $\bar{r}$  — отношение текущей ординаты к максимальной;

$\bar{x}$  — отношение текущей абсциссы к удвоенному расстоянию от носа до миделя;

$m$  — некоторая постоянная,  $m = 0,6$  для носовой части до миделя и  $m = 0,9$  — для хвостовой.

В миделе обе кривые с разными показателями сопрягаются так, что имеют общую касательную к контуру. В носик фюзеляжа вписан эллипсоид вращения, дающий радиус кривизны носика, равный 1% длины фюзеляжа. Модель фюзеляжа имела длину  $L = 2,09$  м и максимальный диаметр  $D_{\max} = 0,266$  м, так что отношение  $L/D = \lambda = 7,87$ ; мидель фюзеля-

жа был расположен на 45% его длины. Площадь миделевого сечения фонаря на модели фюзеляжа была равна  $S_{\text{фон}} = 0,0062$  м<sup>2</sup>.

Второй объект : пассажирский самолет Ту-154Б имел фюзеляж, крыло и оперение (рис. 1). Основные параметры: длина фюзеляжа  $L_{\text{ф}} = 42,33$  м, максимальный диаметр фюзеляжа  $D_{\text{макс.ф}} = 3,8$  м, размах крыла  $L_{\text{кр}} = 37,55$  м, площадь крыла с наплывом  $S_{\text{кр}} = 201,45$  м<sup>2</sup>, размах оперения  $L_{\text{оп}} = 13,4$  м.

В данной работе расчетные сетки были построены с использованием адаптированного к задаче промышленного программного комплекса Meshing. Расчетные сетки были неструктурированными. Чтобы обеспечить достоверность результатов расчетов и сэкономить время расчетов, в окрестности обтекаемого тела сетки имели сгущения, потому что в этой области значения физических величин изменяются очень быстро. На рис. 2 показан пример

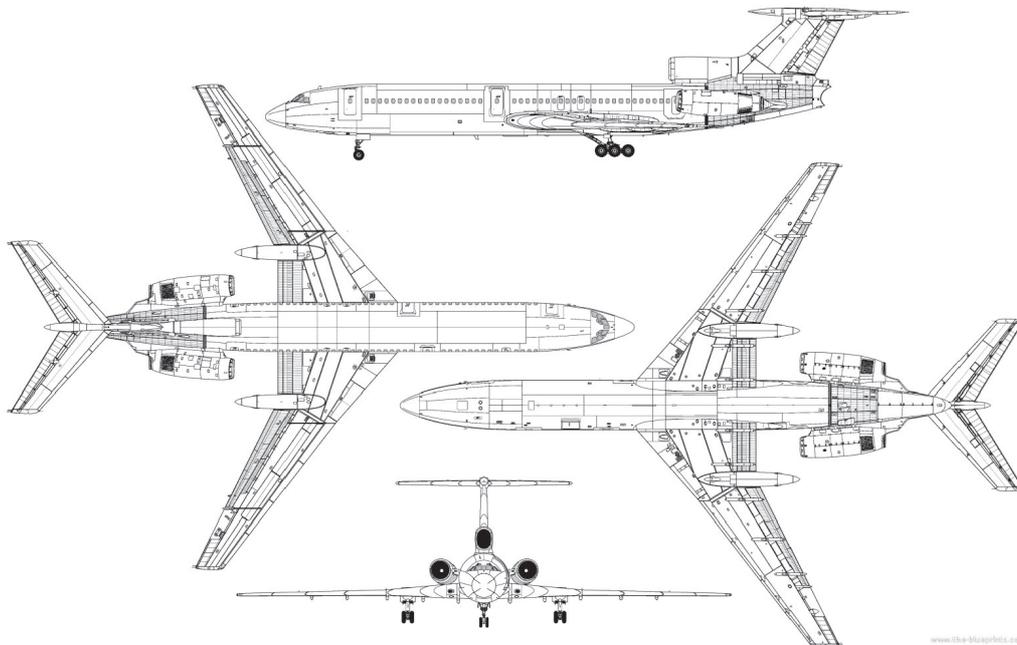


Рис. 1. Самолет Ту-154Б

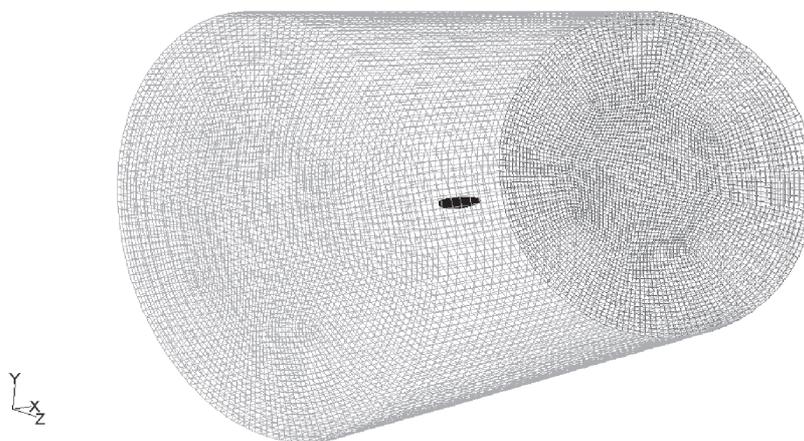


Рис. 2. Пример сетки расчетной области (внутри черным цветом изображена модель)

расчетных сеток при обтекании модели самолета Ту-154Б.

Счетная область представляет собой цилиндр (рис. 3). Параметры расчетной области:

длина цилиндра  $L_{\text{цил}} = 11L_k$  ( $L_k$  — характерный размер модели);

диаметр цилиндра  $D_{\text{цил}} = 10,25D$  ( $D$  — максимальный диаметр модели).

коэффициентов по углу атаки. Однако эта модель (со стандартными константами:  $k = 1$ ,  $\omega = 1$ ) дает результаты с большой погрешностью (~ 10%). В работе определены константы модели «SST  $k-\omega$ », дающие наилучшую сходимость расчетных и экспериментальных данных (погрешность меньше 3%),  $k = 10$ ,  $\omega = 251$ .

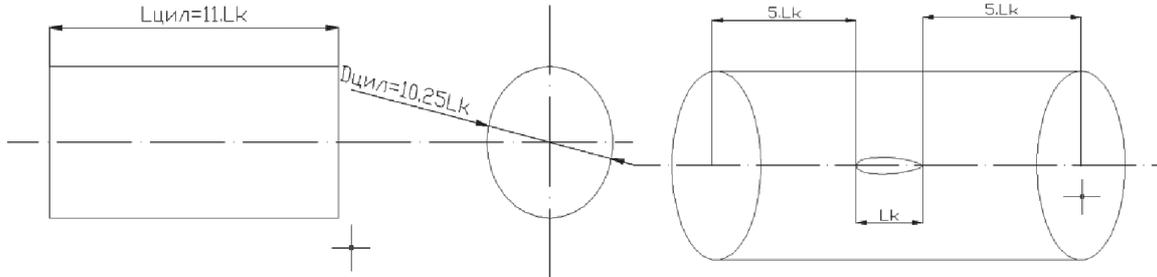


Рис. 3. Пример счетной области

Входная граница расчетной области была расположена на расстоянии  $R_1 = 5L_k$  от носика рассматриваемой модели самолета. Выходная граница отстояла от кормовой точки модели тоже на расстоянии  $R_2 = 5L_k$ .

На поверхности расчетной области ставилось следующее граничное условие: скорости во всех точках границы счетной области одинаковы и равны заданной постоянной скорости на входе в счетную область.

Расчет параметров обтекания и аэродинамических характеристик выполнен с использованием следующих моделей турбулентности: модели Спаларта—Аллмараса, «SST  $k-\omega$ », « $k-\epsilon$ ». Проведено сопоставление полученных с помощью ANSYS FLUENT результатов расчета с экспериментальными данными. В результате получены зависимости аэродинамических коэффициентов  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$ ,  $m_z$  модели.

Испытаниями определены аэродинамические коэффициенты  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$ ,  $m_z$  фюзеляжа ЛЛ6945 с фонарем кабины летчика в диапазоне чисел  $M = 0,2 \div 0,8$  и чисел  $Re = 7 \cdot 10^6 \div 42 \cdot 10^6$  при углах атаки  $\alpha = 0 \div 10^\circ$ . На рис. 4 представлены зависимости коэффициентов подъемной силы и момента тангажа фюзеляжа от угла атаки при числе Маха  $M = 0,8$  с различными моделями турбулентности. На этом рисунке график 5 — модель «SST  $k-\omega$ » с подобранными константами (оптимизированными на совпадение с данными эксперимента).

Видно, что по сравнению с другими моделями турбулентности расчеты с помощью «SST  $k-\omega$ » наилучшим образом совпадают с данными эксперимента и описывают изменение аэродинамических

Подобранные константы модели «SST  $k-\omega$ » подходят в случае обтекания с другими числами Маха. На рис. 5 и 6 представлены кривые  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$ ,  $m_z = f(M)$  фюзеляжа при различных углах атаки.

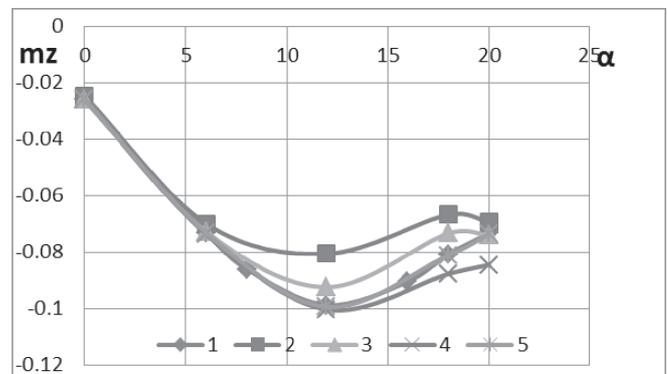
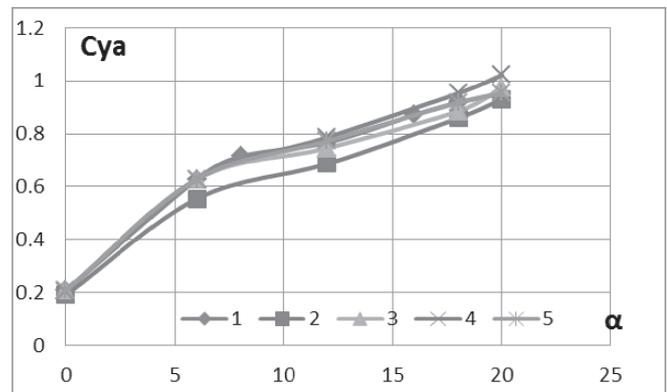


Рис. 4. Кривые  $C_{ya}$ ,  $m_z = f(\alpha)$  фюзеляжа при  $M = 0,8$ : 1 — эксперименты; 2 — модель Спаларта—Аллмараса; 3 — модель «SST  $k-\omega$ »; 4 — модель « $k-\epsilon$ »; 5 — модель «SST  $k-\omega$ » с подобранными константами

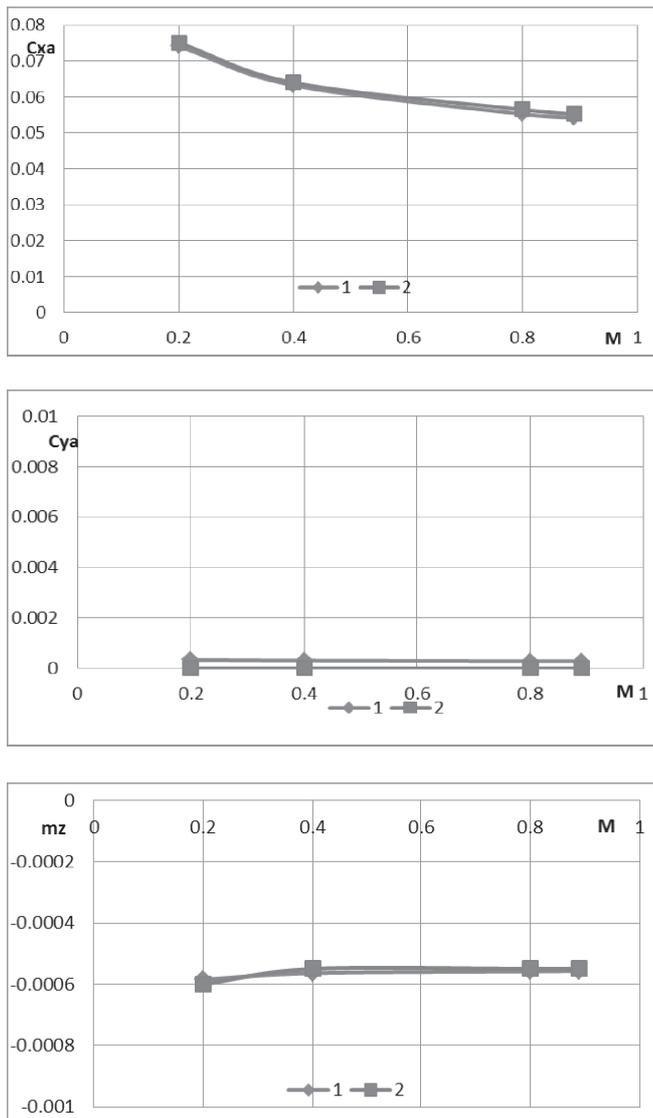


Рис. 5. Кривые  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$ ,  $m_z = f(M)$  фюзеляжа при угле атаки  $\alpha = 0$ : 1— модель «SST k—  $\omega$ » с k = 10,  $\omega = 251$ ; 2— эксперименты

В работе также рассмотрено обтекание самолета Ту-154Б. На рис. 7 представлены зависимости аэродинамических коэффициентов самолета от угла атаки при числе Маха  $M = 0,6$ .

Из графиков видно, что модель Спаларта—Аллмарасса дает правильное поведение по углу атаки коэффициентов, но разница между расчетами и экспериментом значительно велика. Другие модели турбулентности, модель k- $\epsilon$  и модель «SST k—  $\omega$ » со стандартными константами дают хорошие результаты по сравнению с моделью Спаларта—Аллмарасса (с погрешностью меньше 10%), но для целей применения в оптимизации приемника воздушного давления нужна модель турбулентности с меньшей погрешностью. Подобранные константы модели «SST k—  $\omega$ » (оптимизированные на совпадение с данными эксперимента), а именно значения кон-

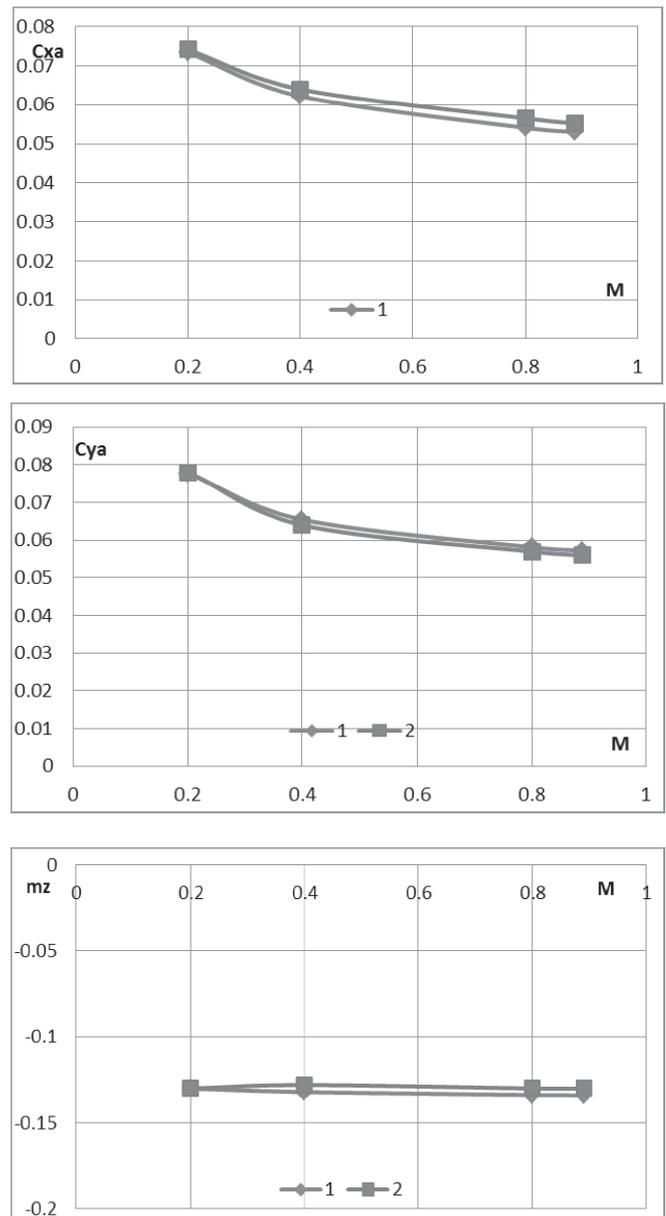


Рис. 6. Кривые  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$ ,  $m_z = f(M)$  фюзеляжа при угле атаки  $\alpha = 8^\circ$ : 1— модель «SST k—  $\omega$ » с k = 10,  $\omega = 251$ ; 2— эксперименты

стант k = 5 и  $\omega = 123$ , позволяют улучшить совпадение расчетных значений и данных эксперимента. Расчеты с помощью этой модели дают результаты с погрешностью меньше 3% при углах атаки больше  $15^\circ$ , а при углах атаки меньше  $15^\circ$  разницы нет.

С этой моделью турбулентности в работе также рассмотрено обтекание самолета при числах Маха  $M = 0,8$  и  $M = 0,9$ . Модель с подобранными константами дает лучшую сходимость расчетных и экспериментальных данных (рис. 8 и 9).

Из сказанного выше следует, что по сравнению с другими моделями турбулентности результаты расчетов с помощью модели «SST k—  $\omega$ » наилучшим образом совпадают с данными эксперимента [1, 2]

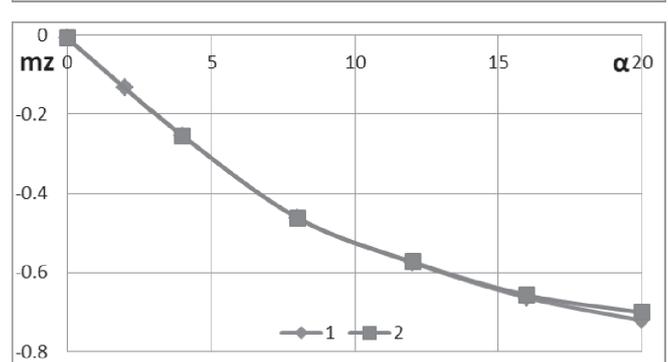
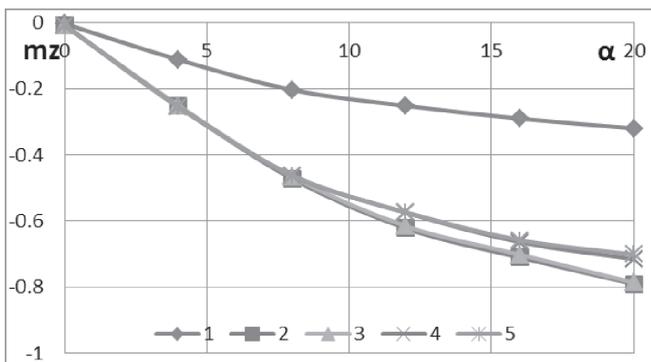
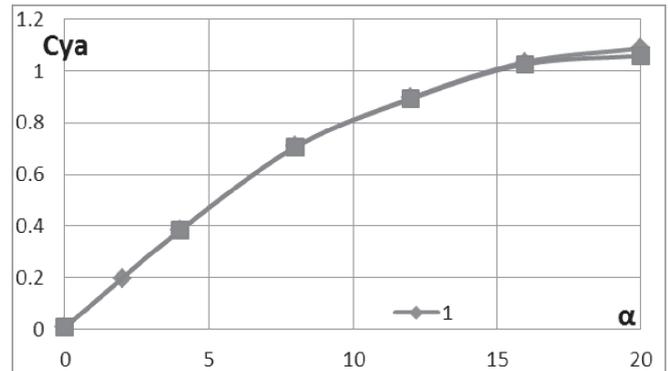
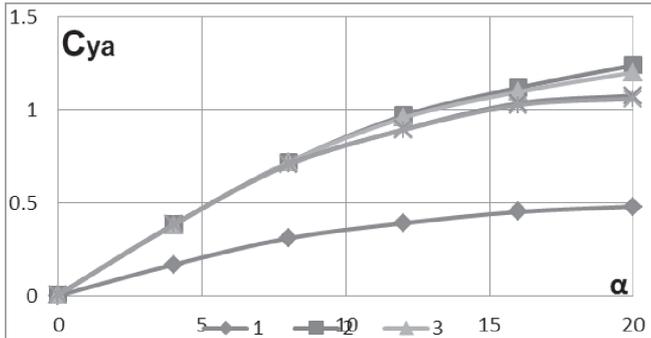
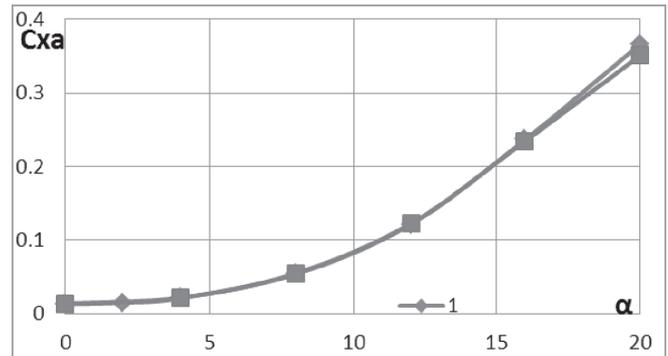
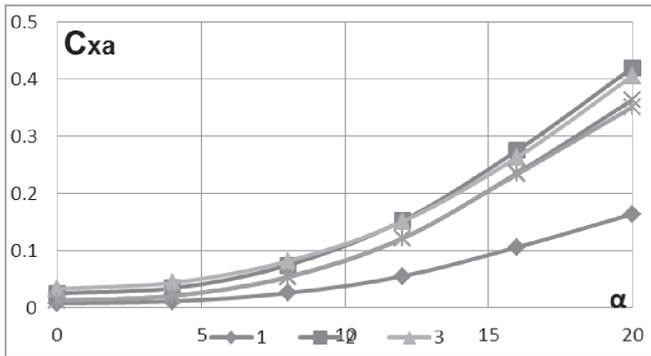


Рис. 7. Аэродинамические характеристики самолета Ту-154Б при  $M = 0,6$ : 1— модель Спаларта—Аллмараса; 2— модель  $k-\epsilon$ ; 3— модель «SST  $k-\omega$ » по умолчанию; 4— модель «SST  $k-\omega$ » с  $k = 5$ ,  $\omega = 123$ ; 5— эксперименты

Рис. 8. Аэродинамические характеристики самолета Ту-154Б при  $M = 0,8$ : 1— модель «SST  $k-\omega$ » с  $k = 5$ ,  $\omega = 123$ ; 2— эксперименты

и описывают поведение аэродинамических коэффициентов по углу атаки. Определены константы модели «SST  $k-\omega$ », дающие наилучшую сходимость расчетных и экспериментальных данных. Таким образом, в результате получена система уравнений модели турбулентности «SST  $k-\omega$ »:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma^* \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]; \quad (1) \quad \text{где}$$

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho \bar{u}_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right]; \quad (2)$$

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega}; \quad (3)$$

$$\tau_{ij} = -\rho \bar{u}_i \bar{u}_j = \rho \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}, \quad (4)$$

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 1, & i = j; \\ 0, & i \neq j; \end{cases}$$

$$\beta^* = 9/100; \quad \beta = 3/40; \quad \alpha = 5/9; \quad \sigma^* = 1/2; \quad \sigma = 1/2.$$

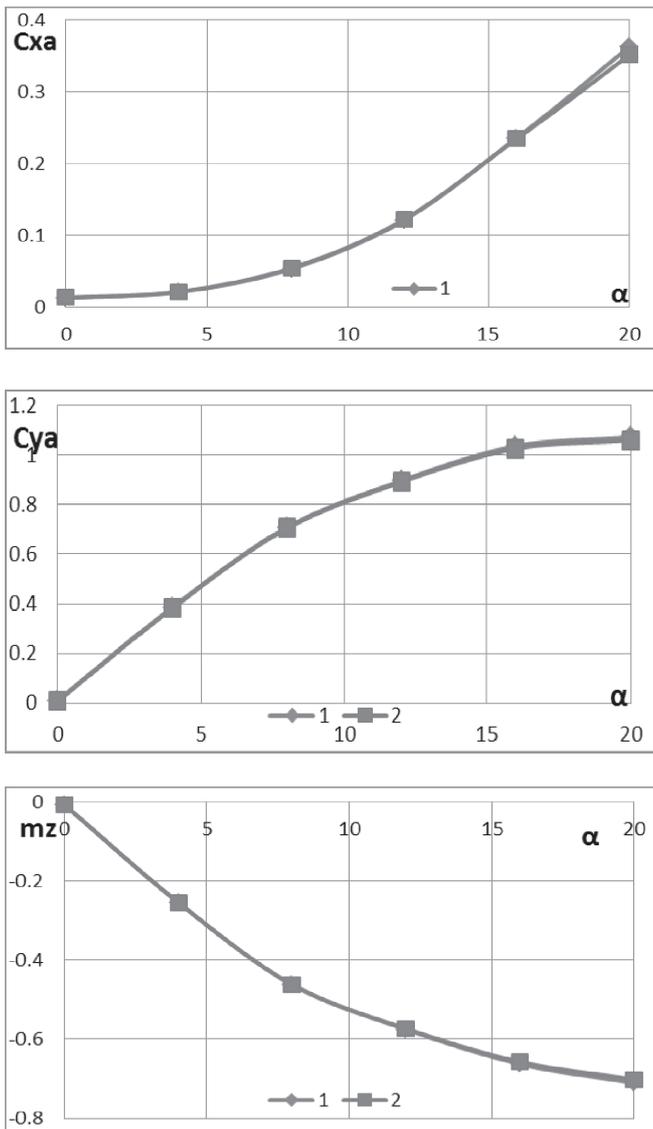


Рис. 9. Аэродинамические характеристики самолета Ту-154Б при  $M = 0,9$ ; 1— модель «SST  $k-\omega$ » с  $k = 5$ ,  $\omega = 123$ ; 2— эксперименты

Коэффициенты энергии турбулентности  $k$  и удельной скорости диссипации энергии  $\omega$ : для фюзеляжа ЛЛ 6945:

$$k = 10 \text{ м}^2/\text{с}^2, \omega = 251 \text{ с}^{-1};$$

для самолета Ту-154Б:

$$k = 5 \text{ м}^2/\text{с}^2, \omega = 123 \text{ с}^{-1}.$$

Полученные результаты позволяют построить модель распределения давления на поверхности ЛА (рис. 10) и применить ее для оптимизации приемника воздушного давления.

### Библиографический список

1. Захарова Н.С., Шарохин Н.И. Результаты испытаний модели фюзеляжа ЛЛ (6945) в аэродинамической трубе Т-106 ЦАГИ. Технические отчеты ЦАГИ, 1948. — 13 с.
2. Лигун Т.И., Скрипниченко С.Ю., Чульский Л.А., Шишмарев А.В., Юровский С.И. Аэродинамика самолета Ту-154. — М.: Транспорт, 1972. — 368 с.
3. Voloshin V., Chen Y.K., Calay R. A comparison of turbulence models in airship steady-state CFD simulations // Journal of Cornell University, 10 Oct 2012.
4. Ле К.Д., Семенчиков Н.В., Чан К.Д., Яковлевский О.В. Численное исследование влияния двигателей на аэродинамические характеристики дирижабля // Электронный журнал «Труды МАИ», 2012, выпуск № 52, <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29590>
5. Ле К.Д., Семенчиков Н.В., Чан К.Д., Яковлевский О.В. Влияние струй от винтов на аэродинамические характеристики дирижабля вблизи экрана // Электронный журнал «Труды МАИ», выпуск № 52, <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29440>
6. Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А. и др. Аэрогидромеханика. — М.: Машиностроение, 1993. — 603 с.

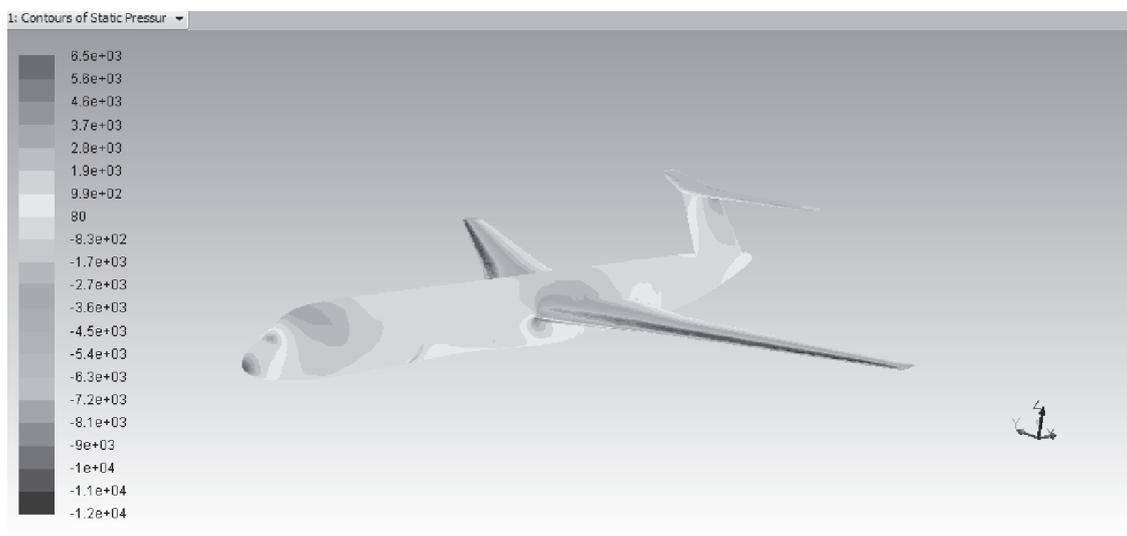


Рис. 10. Распределение давления на поверхности самолета Ту-154Б при  $M = 0,6$  и угле атаки  $\alpha = 8^\circ$

7. Юн А.А. Теория и практика моделирования турбулентных течений. — М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2009. — 272 с.
8. Аэродинамика / Под ред. В.Т. Калугина. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. — 687 с.
9. Абрамович Г.Н. Теория турбулентных струй. — М.: Физматлит, 1960. — 715 с.
10. ANSYS FLUENT 15.0 User's Guide — Parent Directory / <http://www.orange.engr.ucdavis.edu/Documentation15.0/120/flug.pdf>

## TURBULENCE MODEL VALIDATION FOR CALCULATION OF FLOW PARAMETERS AND AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A PASSENGER PLANE

**Kostyukov V.M. \*, Tran Q.D. \*\***

*Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia*

*\*e-mail: kost\_slv@mail.ru*

*\*\*e-mail: tranduc@mail.ru*

### Abstract

The purpose of this work is to validate model of airflow over passenger aircraft aerodynamic using the ANSYS FLUENT software package (license number: 00632255).

The paper examines two models of a flown around object: LL 6945 fuselage model [1] and TU-154B passenger aircraft [2]. All investigations were performed using the following parameters: angles of attack,  $\alpha = 0...20^\circ$ , Mach numbers:  $0,2 < M < 0,8$ , Reynolds number:  $7 \cdot 10^6 < Re < 28 \cdot 10^7$ . The flow in the vicinity of the examined models, LL 6945 fuselage and TU-154B was assumed to be turbulent.

Calculations of the flow parameters and aerodynamic characteristics were made using the following models of turbulence: Spalart-Allmaras model, «SST k- $\omega$ », «k- $\epsilon$ ».

Calculation results obtained with ANSYS FLUENT were compared with experimental data.

It was found that calculation results using the «SST k- $\omega$ » model match in the best way with experimental data and describe the variations of the aerodynamic coefficients with respect to the angle of attack in comparison with other models of turbulence [1, 2]. Constants which give the best convergence of calculated and experimental data are determined for the «SST k- $\omega$ » model. The results obtained will allow application of this flow model to optimize pitot-static systems.

**Keywords:** passenger aircraft, aerodynamic coefficients, model of turbulence, optimization.

### References

1. Zakharova N.S., Sharokhin N.I. *Rezul'taty ispytaniy modeli fyuzelyazha LL (6945) v aerodinamicheskoi trube T-106 TsAGI* (The results of fuselage LL model testing (6945) in the wind tunnel T-106 TSAGI), Moscow, Tekhnicheskie otchety TsAGI, 1948, 13 p.
2. Ligm T.I., Skripnichenko S.Yu., Chul'skii L.A., Shishmarev A.V., Yurovskii S.I. *Aerodinamika samoleta Tu-154* (Aerodynamics of the plane Tu-154), Moscow, Transport, 1972, 368 p.
3. Voloshin V., Chen Y.K., Calay R. A comparison of turbulence models in airship steady-state CFD simulations. *Journal of Cornell University*, 2012, pp. 2-14.
4. Le Q.D., Semenchikov N.V., Tran Q.D., Yakovlevsky O.V. *Elektronnyi zhurnal «Trudy MAI»*, 2012, no 52, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=29590> (accessed 05.04.2012).
5. Le Q.D., Semenchikov N.V., Tran Q.D., Yakovlevsky O.V. *Elektronnyi zhurnal «Trudy MAI»*, 2012, no 52, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=29440> (accessed 05.04.2012).
6. Bondarev E.N., Dubasov V.T., Ryzhov Yu.A. *Aerogidromekhanika* (Aerogidromekhanika), Moscow, Mashinostroenie, 1993, 603 p.
7. Yun A.A. *Teoriya i praktika modelirovaniya turbulentnykh techenii* (Theory and practice of turbulent flows simulation), Moscow, Knizhnyi dom «LIBROKOM», 2009, 272 p.
8. Kalugin V.T. *Aerodinamika* (Aerodynamics), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2010, 687 p.
9. Abramovich G.N. *Teoriya turbulentnykh strui* (Theory of turbulent jets), Moscow, Fizmatlit, 1960, 715 p.
10. ANSYS FLUENT 15.0 User scriptor Guide - Directory, available at: <http://www.orange.engr.ucdavis.edu/Documentation15.0/120/flug.pdf>