

УДК 533.6.013.413

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ВОЗДУШНЫМ ПОТОКОМ БОЕВОГО САМОЛЕТА В ОБЛАСТИ ПРЕДЕЛЬНЫХ ПО УГЛУ АТАКИ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА

С. А. Попов¹, Ю. А. Гондаренко², И. Ф. Купряшкин³, В. А. Павлов⁴, Д. В. Гоцев⁵

¹popov_ser@mail.ru, ²vip.kuban777@mail.ru

Военный учебный научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж)

Поступила в редакцию 08.08.2018

Аннотация. Рассматриваются особенности использования метода конечных объемов для решения задачи вычислительной аэродинамики. Обосновывается выбор низкорейнольдской математической модели турбулентности для определения параметров отрывно-вихревой структуры обтекания, реализующейся в предельной по углу атаки области режимов. Представлены результаты методических исследований по выбору параметров расчетной сетки, в частности сеточной сходимости, путем сравнения решений, полученных на четырех сетках с различным количеством ячеек. Приводится оценка достоверности результатов численных расчетов на основании сопоставления их с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе.

Ключевые слова: численные методы; математическая модель обтекания; отрывно-вихревое обтекание; предельные углы атаки; SST; RANS.

ВВЕДЕНИЕ

В связи с созданием боевых маневренных самолетов, реализующих большие углы атаки, возникает задача оценки их летно-технических характеристик, характеристик устойчивости и управляемости в предельной по углу атаки области режимов. Причем рассматриваются не только динамические выходы на углы атаки $\alpha > 90^\circ$, что было доступно и самолетам предыдущего поколения («кобра Пугачева»), но и возможность балансировки на очень больших углах атаки ($\alpha > \alpha_{\text{доп}}$). Решение этой задачи предполагает определение большого объема аэродинамических характеристик, которые невозможно получить только экспериментальным путем. В этой связи являются актуальными вопросы, связанные с разработкой и практическим использованием достоверных математических моделей взаимодействия воздуш-

ного потока с самолетом в широком диапазоне углов атаки [1].

Наиболее полными и точными моделями аэродинамики являются модели, основанные на решении систем уравнений с граничными и начальными условиями, описывающих процесс обтекания. В общем случае точных решений этих уравнений не существует, поэтому их решают приближенно с использованием различных численных методов. Выбор численного метода для решения задачи обтекания для конкретного режима полета является важным этапом.

Кроме того, необходимо правильно провести схематизацию:

- среды обтекания (невязкая несжимаемая, невязкая сжимаемая, с пограничным слоем и слоем смешения, вязкая и др.);
- модели самолета (пластинчатая, малой толщины, телесная, смешанная);

- процесса обтекания (безотрывное, отрывное с фиксированными местами отрыва, отрывное с вязким отрывом, с невязким отрывом, смешанное);
- вида течения (установившееся, неустановившееся, гармонически меняющееся по времени).

ВЫБОР СХЕМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССА ОБТЕКАНИЯ

Полет боевого самолета в области предельных по углу атаки режимов полета сопровождается целым рядом физических явлений, обусловленных особенностями отрывно-вихревого обтекания, связанных с процессами разрушения и формирования вихревых структур [2]. Данные вихревые структуры весьма неустойчивы и чувствительны к малейшим внешним возмущениям.

В этом случае для обеспечения достоверности отображения особенностей обтекания необходимо принять следующую схематизацию:

- среда обтекания несжимаемая, вязкая с пограничным слоем;
- модель самолета телесная;
- процесс обтекания отрывной с вязким отрывом;
- течение неустановившееся (нестационарное).

Авторами с учетом принятой схематизации для решения задачи обтекания учебно-боевого самолета Як-130 выбран численный метод конечных объемов, реализованный в программном комплексе *Ansys Fluent* (лицензия ВУНЦ ВВС «ВВА» № 1022486).

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ РАСЧЕТНОЙ СЕТКИ

Одним из важнейших этапов реализации численного метода конечных объемов является выбор параметров расчетной сетки [3]. Качественная расчетная сетка должна быть достаточно мелкой, для того чтобы учесть все основные особенности отрывного течения и, таким образом, обеспечивать достоверность результатов расчетов. В то же время количество ячеек может быть ограничено вычислительными ресурсами ЭВМ.

Тип сетки определяется элементами, образующими расчетную область. Сетки, образованные гексагональными элементами, являются структурированными, поскольку они представляют собой упорядоченные структуры с ярко выраженными сеточными направлениями. К недостаткам применения подобных сеток можно отнести отсутствие в достаточной степени автоматизированных процедур, позволяющих их генерировать для объектов произвольной формы.

Особенностью неструктурированных сеток является произвольное расположение узлов сетки в расчетной области – отсутствие выраженных сеточных направлений. Узлы сетки объединяются в объемные элементы (тетраэдры, призмы и пирамиды). Неструктурированные сетки по сравнению со структурированными требуют, как правило, большего числа ячеек для достижения такой же точности расчета. Тем не менее, процесс генерации неструктурированной сетки в значительно большей степени автоматизирован, в связи с этим сетки данного типа являются наиболее часто используемыми.

Неструктурированная расчетная сетка обладает большим преимуществом по сравнению со структурированной с точки зрения вычислительного времени для решения задач внешней аэродинамики и применима для любых моделей.

Авторами использовалась неструктурированная расчетная сетка, сечение которой в окрестности модели обтекаемого самолета с размещенным под крылом авиационным средством поражения (АСП) представлено на рис. 1. Неструктурированная расчетная сетка в окрестности модели АСП показана на рис. 2.

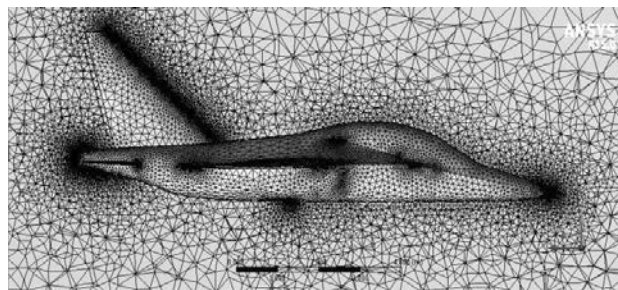


Рис. 1. Сечение неструктурированной расчетной сетки модели самолета Як-130

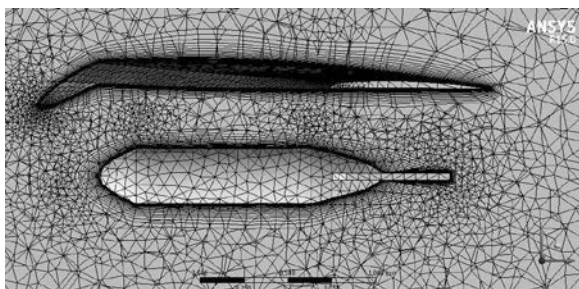


Рис. 2. Неструктурированная расчетная сетка в окрестности модели АСП

В структуре расчетной сетки можно выделить четыре области [4]:

- *euler region (ER)*;
- *focus region (FR)*;
- *departure region (DR)*;
- *RANS region (RR)*.

В области *ER*, далеко находящейся от модели обтекаемого самолета, газодинамические параметры изменяются медленно, поэтому в ней использована достаточно грубая расчетная сетка.

FR – область, непосредственно влияющая на течение в окрестности модели и требующая более качественной сетки (ячейки сетки по форме близки к кубическим, шаг сетки достаточен для разрешения энергонеущих вихрей и составляет 0,05 м).

В следе отрывно-вихревой структуры располагается область *DR*, через эту область происходит «вынос» сформировавшихся вихревых структур. Сетка здесь может быть достаточно грубой, но она не должна приводить к искажению решения в *FR*.

Непосредственно вблизи стенок находится область *RR*, для которой использована анизотропная *RANS* сетка.

Для наилучшего разрешения пограничного слоя в пристеночной области модели построено 20 слоев призматических элементов. Шаг роста призматических слоев равен 1,2, высота пристеночного слоя ячеек $\Delta y = 1 \cdot 10^{-6}$ м. Максимальное значение относительного расстояния до стенки на поверхности самолета (y^+) обеспечено равным 1,41.

Авторами проведены методические исследования сеточной сходимости путем сравнения решений, полученных на четырех сетках с различным количеством ячеек.

В работе проведены методические исследования сеточной сходимости путем сравнения решений полученных на четырех сетках с различным количеством ячеек для модели самолета с АСП и без.

Количество ячеек в расчетных сетках для модели учебно-боевого самолета Як-130 приведены в табл. 1, для модели с АСП, размещенными на внешних узлах подвески, – в табл. 2.

Таблица 1
Количества ячеек в расчетных сетках (модель без АСП)

Номер расчетной сетки	1	2	3	4
Количество ячеек	$4 \cdot 10^6$	$5 \cdot 10^6$	$6 \cdot 10^6$	$7,2 \cdot 10^6$

Таблица 2
Количества ячеек в расчетных сетках (модель с АСП)

Номер расчетной сетки	1	2	3	4
Количество ячеек	$5 \cdot 10^6$	$6 \cdot 10^6$	$7 \cdot 10^6$	$8,1 \cdot 10^6$

В результате проведенных исследований установлено, что расчетные сетки № 1, 2, 3 не обеспечивают сходимости, что подтверждают результаты расчетов, представленные на рис. 3–5.

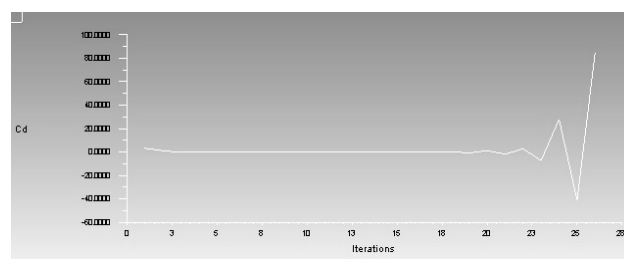


Рис. 3. Исследование сеточной сходимости по итерациям (сетка № 1)

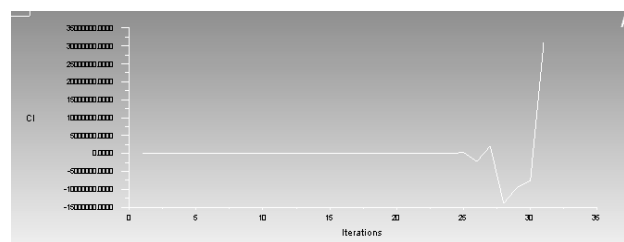


Рис. 4. Исследование сеточной сходимости по итерациям (сетка № 2)

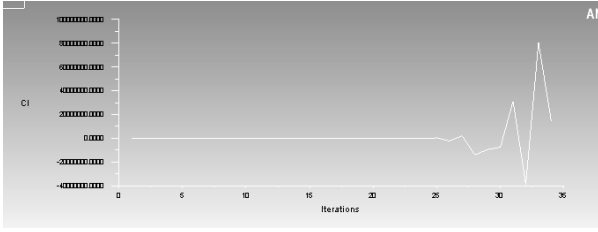


Рис. 5. Исследование сеточной сходимости по итерациям (сетка № 3)

Анализ результатов расчетов показал, что сетка № 4, содержащая $7,2 \cdot 10^6$ ячеек для модели без внешних подвесок, а с подвесками — $8,1 \cdot 10^6$ ячеек при числе итераций равным 500, обеспечивает хорошую сеточную сходимости (рис. 6).

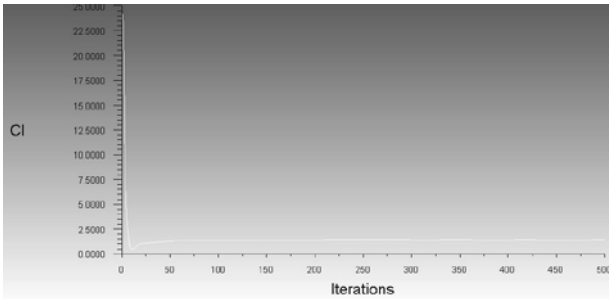


Рис. 6. Исследование сеточной сходимости по итерациям (сетка № 4)

ВЫБОР МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Модель SST хорошо себя зарекомендовала в расчетах отрывных течений с небольшой зоной отрыва. В расчетах свободных и струйных сдвиговых течений используется, как правило, модель SST с комбинацией k - ε , а для моделирования пристеночных пограничных слоев — с комбинацией k - ω .

Модель SST включает следующие уравнения:

$$\frac{D(\rho k)}{Dt} = \nabla((\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla k) + P_k - \beta^* \rho \omega k, \quad (1)$$

$$\frac{D(\rho \omega)}{Dt} = \nabla((\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla \omega) + \gamma \frac{\delta}{\mu_T} P_k - \beta \rho \omega^2 + (1 - F_1) D_{k\omega}$$

где k — кинетическая энергия турбулентности; ω — удельная скорость диссипации кинетической энергии турбулентности; ρ — плотность; μ — коэффициент вязкости без учета модели турбулентности; μ_T — коэффи-

циент вязкости с учетом турбулентности; P_k — генерационный член; σ_k , β — эмпирические константы; β^* — эмпирическая константа, учитывающая модель турбулентности; ∇ — оператор Гамильтона; D — коэффициент диффузии молекул газа; δ — относительная толщина пограничного слоя; t — температура окружающей среды; γ — показатель адиабаты.

Генерационный член P_k в (1) определяется по формуле:

$$P_k = \min(\mu_T S^2, 20\beta^* \rho k \omega), \quad (3)$$

где S — тензор скоростей деформации.

Член с перекрестной диффузией $D_{k\omega}$ в (2) определяется как

$$D_{k\omega} = \frac{2\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega} (\nabla k) \cdot (\nabla \omega),$$

где $\sigma_{\omega 2}$ — эмпирическая константа.

Для определения турбулентной вязкости используется основанное на гипотезе Бредшоу о пропорциональности напряжения сдвига в пристеночной области пограничного слоя энергии турбулентных пульсаций выражение:

$$\mu_T = \frac{\rho \alpha_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \quad (4)$$

где Ω — модуль тензора завихренности, α_1 — местная скорость звука.

Эмпирическая функция F_2 в (4) определяется как

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

$$\arg_2 = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{0,09\omega d_w}, \frac{500\nu}{d_w^2 \omega}\right),$$

где d_w — ближайшее расстояние до твердой стенки, ν — молекулярная вязкость газа.

Эмпирические константы модели определяются через соответствующие константы k - ε и k - ω моделей с помощью эмпирической функции F_1 :

$$\sigma_k = F_1 \sigma_{k1} + (1 - F_1) \sigma_{k2},$$

$$\sigma_{\omega} = F_1 \sigma_{\omega 1} + (1 - F_1) \sigma_{\omega 2},$$

$$\beta = F_1 \beta_1 + (1 - F_1) \beta_2,$$

где индексы «1» и «2» относятся соответственно к константам $k - \varepsilon$ и $k - \omega$ моделей, $\sigma_{\omega 1}$ – эмпирическая константа.

Для получения модели *RANS SST* уравнение (1) записывается следующим образом:

$$\rho \frac{Dk_t}{Dt} = \left(\nabla \cdot (\mu + \sigma_k \mu_t) \nabla k \right) + P_k - \frac{\rho k^{3/2}}{l_{RANS}}, \quad (8)$$

где k_t – кинетическая энергия турбулентности *RANS SST*; l_{RANS} – гибридный линейный масштаб; μ_t – коэффициент вязкости с учетом модели турбулентности *RANS SST*.

В ходе проведенных авторами численных исследований рассмотренная низко-рейнольдская математическая модель турбулентности позволила наиболее точно получать параметры, характеризующие отрывно-вихревое обтекание. На рис. 7, 8 представлены результаты определения точек отрыва R и присоединения S потока на профиле в сечении крыла.

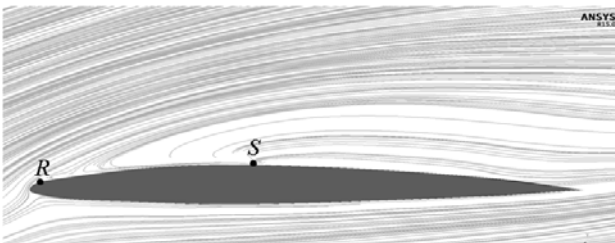


Рис. 7. Анализ линий тока

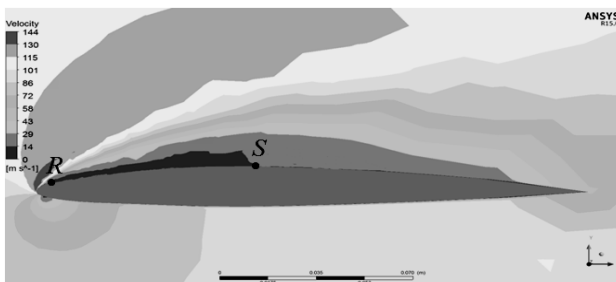


Рис. 8. Анализ тангенциальной к поверхности профиля скорости потока

В точках отрыва и присоединения линии тока вблизи обтекаемого профиля претерпевают характерную трансформацию, а значение тангенциальной скорости стремится к нулю.

ОЦЕНКА ДОСТОВЕРНОСТИ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННЫХ РАСЧЕТОВ

Оценка достоверности результатов решения задачи вычислительной аэродинамики осуществлялась на основании сопоставления результатов численных расчетов с экспериментальными данными.

В частности оценивались достоверности определения положения точек отрыва. При этом результаты численных расчетов сравнивались с данными эксперимента [5] (зависимостями положения относительной координаты точки отрыва пограничного слоя на поверхности профиля \bar{x}_R от угла атаки), проведенных в аэродинамической трубе Т-112 в Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ). В эксперименте проводились оптические испытания сверхкритических профилей при околосвуковых скоростях. Результаты оценки достоверности определения точек отрыва представлены на рис. 9, 10.

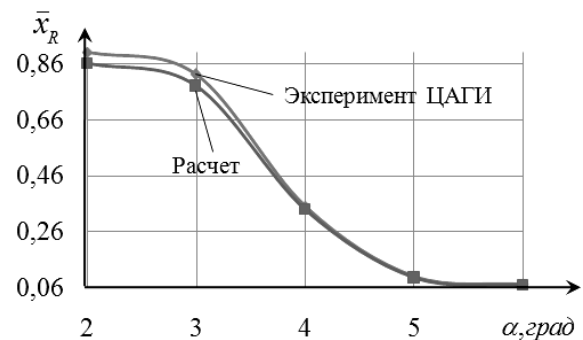


Рис. 9. Оценка достоверности результатов определения точек отрыва на профиле П-160-9

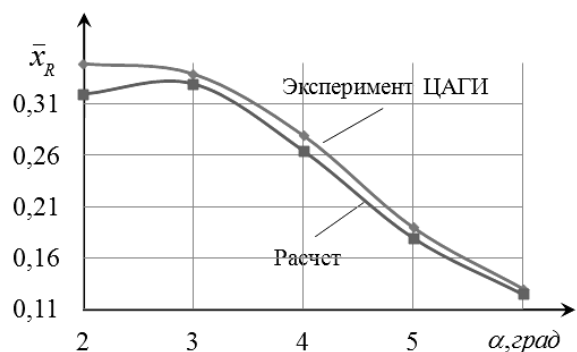


Рис. 10. Оценка достоверности результатов определения точек отрыва на профиле SP-2-9

Эксперименты показали, что в диапазоне исследуемых скоростей потока и углов атаки происходит отрыв потока с верхней

поверхности профиля не зависимо от их формы. С увеличением α зона отрыва потока увеличивается.

Численные расчеты проводились методом *RANS* с использованием модели турбулентности *SST*. Уровень турбулентности свободного потока имел значение 0,04 %, что соответствовало условиям эксперимента.

Расчеты проводились на неструктурированной расчетной сетке содержащей $7,2 \cdot 10^6$ ячеек. Для обеспечения заданного значения относительного расстояния до стенки (y^+) в пристеночных областях профилей пограничный слой был разрешен слоями призматических элементов.

Полученные значения относительной координаты точки отрыва по результатам 120 измерений на каждом угле атаки являются случайными величинами. По виду кумулятивной гистограммы зависимости надежности P от результатов значений относительной координаты точки отрыва \bar{x}_R , представленной на рис. 11, можно сделать вывод о нормальном законе распределения элементов выборки.

В численном эксперименте относительная ошибка расчетов ε не превысила 2,5%:

$$\varepsilon = \frac{\Delta x}{\bar{x}} \cdot 100\% ,$$

где Δx – отклонение от величины истинного значения; \bar{x} – среднее значение элементов выборки.

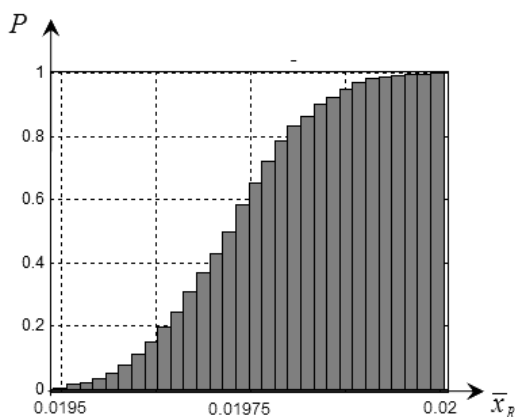


Рис. 11. Кумулятивная гистограмма

Для оценки возможности использования модели турбулентности *SST*, рассмотрена модельная задача определения положения

линий тока в различных сечениях модели самолета схемы «Утка».

Результаты численного моделирования, показанные на рис. 12, сравнивались с данными эксперимента, представленными на рис. 13, полученными в аэродинамической трубе Т-103 ЦАГИ.

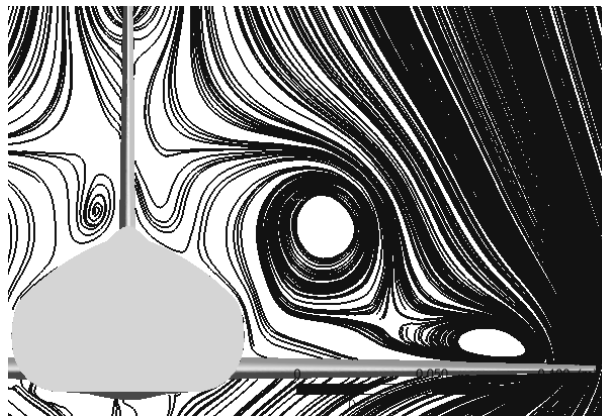


Рис. 12. Результаты численного моделирования

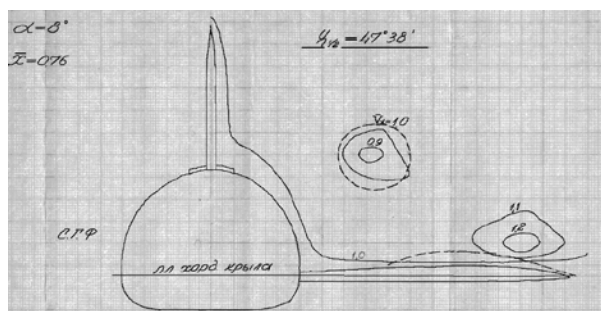


Рис. 13. Результаты эксперимента

Использовался метод *RANS* на основе моделей турбулентности *SST* (*RANS SST*). Уровень турбулентности свободного потока задавался равным 0,05 %, что соответствовало условиям эксперимента.

Расчеты проводились на неструктурированной расчетной сетке, содержащей $6 \cdot 10^6$ ячеек. Для обеспечения заданного значения относительного расстояния до стенки (y^+) в пристеночных областях конуса пограничный слой был разрешен слоями призматических элементов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье представлены основные результаты методических исследований по выбору параметров математической модели процесса обтекания воздушным потоком учебно-боевого самолета в области пре-

дельных по углу атаки режимов полета с использованием численного метода конечных объемов, реализованного в программном комплексе *Ansys Fluent*.

Определены параметры расчетной сетки, позволяющие учесть основные особенности отрывно-вихревого обтекания. В частности, сетки содержащие $7,2 \cdot 10^6$ ячеек для рассматриваемой модели учебно-боевого самолета без внешних подвесок и $8,1 \cdot 10^6$ ячеек для модели с подвесками при числе итераций равным 500 обеспечивают хорошую сеточную сходимость.

Использованная авторами низкорейнольдская математическая модель турбулентности *SST* позволила наиболее точно получать параметры, характеризующие состояние отрывно-вихревого обтекания.

Проведена оценка достоверности результатов расчетов на основании сопоставления результатов численных расчетов с экспериментальными данными, полученными в ЦАГИ.

Дальнейшие исследования предполагается продолжить в направлении решения задач вычислительной аэродинамики о взаимодействии воздушного потока с отделенными от самолета-носителя авиационными средствами поражения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Аэродинамика**, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / под ред. Г. С. Бюшгенса. М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с. [G. S. Bushgens, *Aerodynamics stability and controllability of super-precision aircraft*, (in Russian). Moscow: Nauka. Fizmatlit, 1998.]

2. **Попов С. А., Гондаренко Ю. А.** Математическая модель влияния состояния обтекания на аэродинамические характеристики маневренного самолета. // Труды МАИ. 2016. № 89. [S. A. Popov, U. A. Gondarenko, "Mathematical model of the influence of the flowing state on the aerodynamic characteristics of a maneuverable aircraft", (in Russian), in *Trudy MAI*, 2016, no. 89.]

3. **Головнев А. В., Тарасов А. Л.** Исследование аэродинамических характеристик модели маневренного самолета с механизированной передней кромкой крыла с помощью программного комплекса *ANSYS FLUENT* // Научный вестник МГТУ ГА, 2015, № 218. С. 42–49. [A. V. Golovnev, A. L. Tarasov, "Study of aerodynamic characteristics of a model of a maneuverable aircraft with a mechanized leading edge of the wing using the ANSYS FLUENT software package," (in Russian), in *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 218, pp. 42-49, 2015.]

4. **Spalart P. R.** Young-Person's Guide to Detached-Eddy Simulation Grids. // NASA-CR-2001-211032, 2011, p. 23.

5. **Боксер В. Д.** Оптическое исследование сверхкритических профилей ЦАГИ при околозвуковых скоростях // Труды ЦАГИ, Выпуск № 1611. 1973. 24 с. [V. D. Bokser, "Optical investigation of supercritical TsAGI profiles at transonic speeds", (in Russian), in *Trydy TsAGI*, no. 1611, p. 23, 1973.]

ОБ АВТОРАХ

ПОПОВ Сергей Александрович, зам. нач. каф. аэродинамики и безопасности полета. Дипл. инженер-механик (Иркутск. высш. воен. авиац. инж. училище, 1995 г.). Канд. техн. наук по вооружению и военной технике, комплексам и системам военного назначения (ИВВАИУ, 2007 г.). Иссл. в обл. аэродинамики и динамики полета боевых маневренных самолетов.

ГОНДАРЕНКО Юрий Александрович, преп. каф. аэродинамики и безопасности полета. Дипл. инженер-механик (Воронежск. воен. авиац. инж. университет, 2011 г.). Подготовлена и защищена дис. по теории и эффективности стрельбы, управлением огнем, обеспечением стрельбы. Иссл. в обл. аэродинамики и динамики полета боевых маневренных самолетов.

КУПРЯШКИН Иван Федорович, доц. каф. боев. прим. средств РЭБ (с воздушно-космическими системами упр. и наводящимся оружием). Дипл. инж. по специальности «Средства радиоэлектронной борьбы» (Военный институт радиоэлектроники, 2000г.). Д-р техн. наук по военной электронике, аппаратуре комплексов военного назначения (ВУНЦ ВВС «ВВА», 2017 г.). Иссл. в обл. радиоэлектронного противодействия системам видовой радиолокационной разведки.

ПАВЛОВ Виктор Анатольевич, проф. каф. боев. прим. средств РЭБ с наземными системами управления (ВУНЦ ВВС "ВВА". Дипл. инж. комплексов и средств связи (Череповецкое ВВИУ радиоэлектроники, 1979) Д-р техн. наук по спец. «Информационные системы и процессы». Иссл. в обл. конфликтной устойчивости информационных систем.

ГОЦЕВ Дмитрий Викторович, проф. кафедры математики ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж), Диплом магистра механики (Воронежский гос. ун-т, 1999 г.). Д-р физ.-мат. наук по спец. «Механика деформируемого твердого тела» (Воронеж, 2011 г.). Иссл. в обл. пространственной устойчивости деформируемых тел с учетом сложной реологии материалов.

METADATA

Title: Features of the implementation of numerical methods for the study of the wind flow over combat aircraft in the region of the limit of angle of attack flight regimes.

Authors: S. A. Popov¹, Y. A. Gondarenko², I. F. Kupryashkin³, V. A. Pavlov⁴, D. V. Gocev⁵

Affiliation:

Military Educational Scientific Center Air Force (MESCAF), Russia.

Email: ¹popov_ser@mail.ru, ²vip.kuban777@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 22, no. 3 (81), pp. 63-70, 2018. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The features of the use of the finite volume method for solving the problem of computational aerodynamics are considered. The choice of low-low-Reynolds mathematical turbulence model to determine the parameters of the separation-vortex flow structure, which is realized in the mode area with the angle of attack, is substantiated. The results of methodological studies on the choice of parameters of the computational grid, in particular, the grid convergence, by comparing the solutions obtained on four grids with different number of cells. The estimation of the reliability of the results of numerical calculations based on their comparison with experimental data obtained in the wind tunnel.

Key words: numerical methods; mathematical model of flow; separation-vortex flow; limit angles of attack; SST; RANS.

About authors:

POPOV, Sergey Aleksandrovich, Dept. of Aerodynamics and Flight Safety. Dipl. mechanical engineer (Irkutsk. higher. military. aviation. ing. school, 1995). Cand. of Tech. Sci. (Irkutsk. higher. military. aviation. ing. school, 2007).

GONDARENKO, Yuriy Aleksandrovich, Dept. of Aerodynamics and Flight Safety. Dipl. mechanical engineer (Voronezh. military. aviation. ing. University, 2011).

KUPRYASHKIN, Ivan Fedorovich, Dept. of Fight. Primas'. Electronic Warfare (air and space systems Mgmt. and guided weapons). Dipl. engineer (Military Institute of radio electronics, 2000). Dr. of Tech. Sci. (MESCAF, 2017).

PAVLOV, Viktor Anatolevich, Dept. of Fight. Primas'. Electronic Warfare (air and space systems Mgmt. and guided weapons). Dipl. engineer (Cherepovets VVMU electronics, 1979). Dr. of Tech. Sci.

GOCEV, Dmitriy Vladimirovich, Dept. of Mathematics. Master's degree in mechanics (Voronezh state University, 1999). Dock. Fiz.-Mat. specialty (Voronezh, 2011).