# Тестирование k-ε модели турбулентности при моделировании течения на профиле крыла RAE 2822

**Список сокращений:**

ГУ – граничное условия

RANS – Reynolds-averaged Navier–Stokes (осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса

SA – Spalart-Allmaras (модель турбулентности Спаларта-Аллмараса)

**Обозначения:**

P – давление, Па

Т – температура, К

U – продольная скорость, м/с

V – поперечная скорость, м/с

M – число Маха

Re – число Рейнольдса

x, y, z – декартовы координаты, м

с – длина хорды крыла, м

q – динамический напор, Па

k – кинетическая энергия турбулентности, м2/с2

ε – скорость диссипации кинетической энергии турбулентности, м2/с3

ν – кинематическая вязкость, м2/с

cp – коэффициент давления

cf – коэффициент трения

Сxa – коэффициент лобового сопротивления

Сya – коэффициент подъемной силы

α – геометрический угол атаки в аэродинамической трубе, град.

αС – угол атаки, скорректированный с учётом влияния стенок аэродинамической трубы, град.

**Индексы:**

ст – статические параметры

∞ – параметры на входе в расчётную область

w – параметры на твёрдой стенке

t – параметры турбулетности

Постановка задачи

Проводится 2D и 3D стационарный расчет вязкого турбулентного течения. Цель моделирования – тестирование работы *k*-ε модели турбулентностей на задаче обтекания профиля RAE 2822 путем расчета АДХ: коэффициент лобового сопротивления Сxа. коэффициент подъемной силы Сyа, коэффициент давления cp, коэффициент трения cf. Диапазон Cxa. Cya: 0.01 – 0.03. Решается класс задач – внешняя аэродинамика при дозвуковых скоростях.

Исходные данные

Исходными данными для решения задачи являются геометрия крыла RAE 2822 [1]. Расчёты проводятся для профиля RAE 2822 c длиной хорды c = 0.61 м. Дина крыла принималась равной 0.1 м.

[1]. Cook, P. H., McDonald, M. A., and Firmin, M. C. P. Aerofoil RAE 2822 - Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements. Experimental Data Base for Computer Program Assessment. Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04 // AGARD AR-138. 1979. 612 p.

Описание задачи

Проводится 2D-расчет вязкого турбулентного течения в стационарной постановке на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса в приближении идеального газа для дозвукового крыльевого профиля при постоянной теплоемкости. Тестирование работы модели турбулентности проводится на профили RAE 2822 путем расчета АДХ: коэффициент лобового сопротивления Сxа. коэффициент подъемной силы Сyа, коэффициент давления Сp, коэффициент трения Сf. Результаты расчётов LAZURIT сравниваются как с экспериментальными данными NATO [1], так и с расчётами, проведёнными в ANSYS FLUENT. Размерность пространственной модели: LAZURIT – 2D (1 ячейка в направлении Z); ANSYS FLUENT – 2D.

Параметры набегающего потока соответствуют исследуемому режиму в [1] (таблица Таблица 1). Геометрия была представлена в отчете ранее.

Таблица 1 – Параметры исследуемого режима

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **М** | **Re,** ×10-6 (по длине хорды) | **α,** град | **αС,** град | **Pст,** Па | **Тст,** Па |
| 0.73 | 6.5 | 3.19 | 2.8 | 570639.61 | 310 |

Расчетная сетка

Таблица 2 – Параметры расчетных сеток

|  |  |
| --- | --- |
| **Параметр** | **Значение** |
| Имя файла | Сетка № 1: RAE\_2822\_Design\_3D\_y\_1\_20D.GGD  Сетка № 2: RAE\_2822\_Design\_3D\_y\_20\_20D.GGD  Сетка № 3: RAE\_2822\_Design\_3D\_y\_50\_20D.GGD  Сетка № 4: RAE\_2822\_Design\_3D\_y\_100\_20D.GGD  Сетка № 5: RAE\_2822\_Design\_3D\_y\_300\_20D.GGD |
| Название и версия программы для генерации сеток | ESI GEOM 2014 |
| Тип сетки | Структурированная многоблочная |
| Количество ячеек | Сетка № 1: 2.9·105  Сетка № 2: 2.9·105  Сетка № 3: 2.2·105  Сетка № 4: 5.1·104  Сетка № 5: 3.1·104 |

Расчетная область имеет колоколообразный вид (рисунок Рисунок 1). Движение потока слева направо. Вход набегающего потока был на левой, верхней и нижней границах расчётной области, выход – на правой границе.

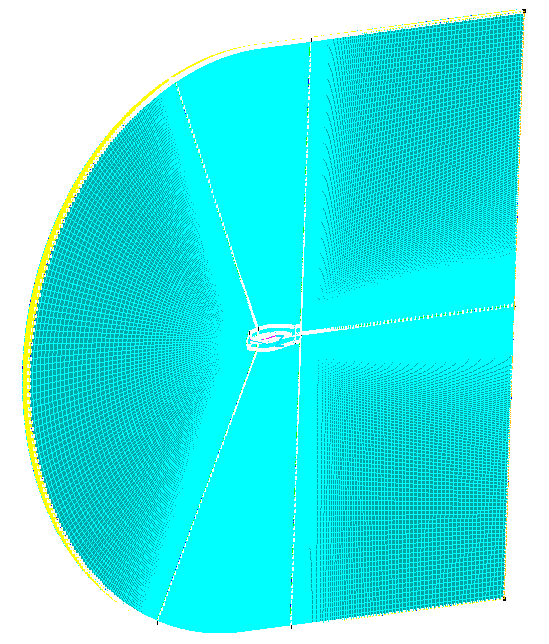


Рисунок 1 – Общий вид расчётной области

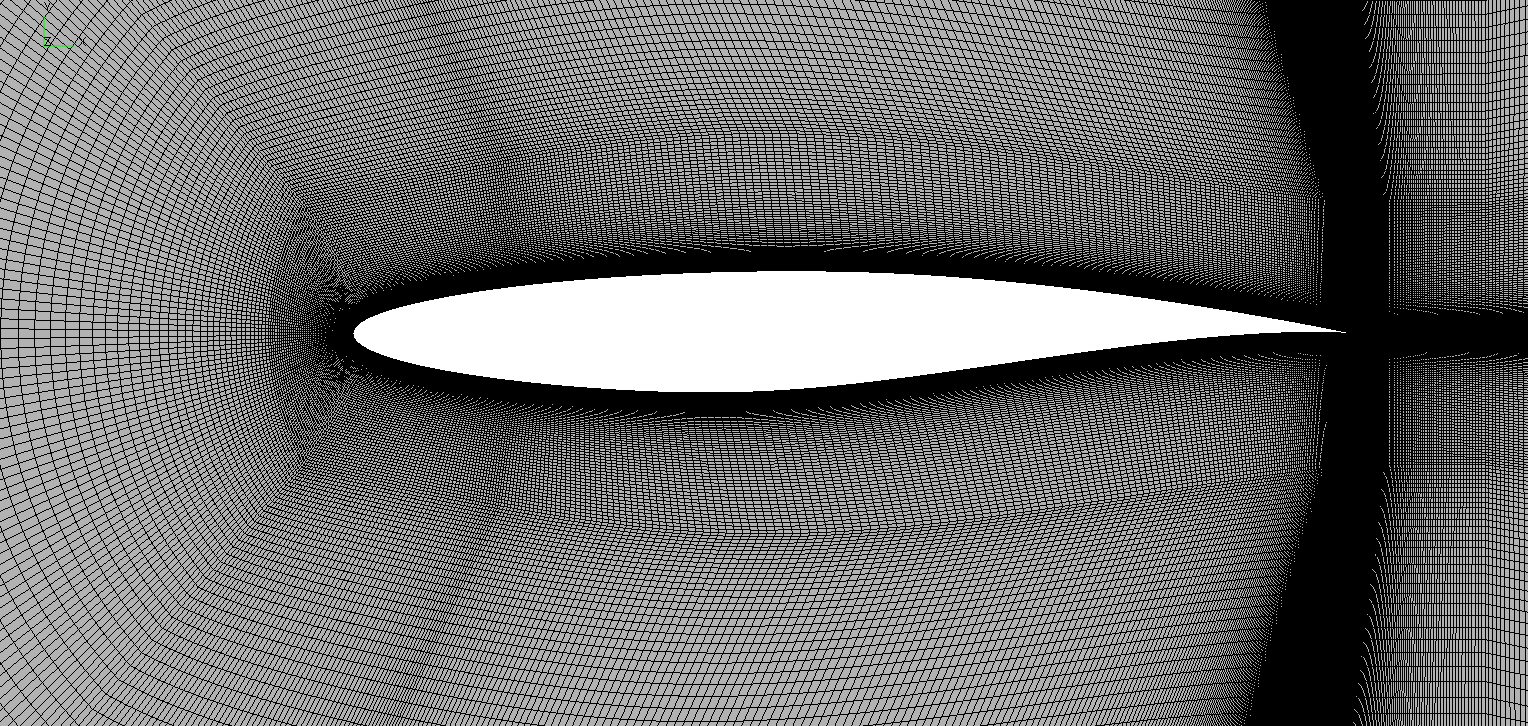
Расчетная область для всех сеток отстояла на 20 характерных размеров (длин хорд) от твердых стенок. Между собой сетки отличались размером первой пристеночной ячейки, который составлял 0.002 мм – для сетки № 1; 0.172 мм – для сеток № 2; 0.35 мм – для сетки № 3, 0.7 мм – для сетки № 4, 2.1 мм – для сетки № 5.

Рисунок – Пример топологии и расчётной сетки профиля RAE 2822

Шаг сетки уменьшался в пограничном слое и в областях больших градиентов параметров течения. Расчетная сетка в поперечном сечении была построена по топологии О-grid. Аномальные зоны в расчетной области отсутствуют.

### Тестирование k-ε модели турбулентности при моделировании течения на профиле крыла RAE 2822 с помощью ПМ Lazurit – RANS/URANS

Начальные условия

В качестве начальных условий во всей расчётной области принимались значения, указанные в таблице Таблица 3, которые соответствуют рассматриваемому режиму (таблица Таблица 1). Отношение турбулентной вязкости к ламинарной VT/VL = 100.

Таблица 3 – Параметры начального приближения

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| **Tст, К** | **Pст, Па** | **U, м/с** | **V, м/с** | **W, м/с** |
| 310 | 70639.61 | 257.33 | 12.587 | 0 |

Граничные условия

В качестве граничного условия на входе в расчетную область использовалось условие «дальнего поля» – «InOut. FixP». На всех выходных границах использовалось условие выхода с фиксированным статическим давлением – «Outlet Fixed\_Pressure». Значение статического давления на выходе из расчетной области равно статическому давлению набегающего потока. На боковых границах расчётной области ставилось условие периодичности (PERI).

Для расчетов моделью турбулентности *k-*ε были использованы интенсивность турбулентности равная 1% и отношение турбулентная вязкости к ламинарной вязкости равное 100, а также соответствующие этим параметрам значения кинетической энергии турбулентности 9.96 м2/с2 и скорости диссипации 3690.07 м2/с3.

Значения угла атаки моделировалось с помощью вектора скорости (таблица Таблица 4). Задавались значения трех проекций скорости на оси x (U, м/с), y (V, м/с), z (W, м/с). Адиабатические стенки задавались условием стенки «Wall Adiabatic\_LEE».

Таблица 4 – Параметры набегающего потока

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **M** | **αС,** град | **Tст, К** | **Pст, Па** | **U, м/с** | **V, м/с** | **W, м/с** |
| 0.73 | 2.8 | 310 | 70639.61 | 257.33 | 12.587 | 0 |

Параметры решателя Lazurit и примечания к запуску задач

Таблица 5 – Параметры решателя ПМ Lazurit – RANS/URANS

|  |  |
| --- | --- |
| **Параметр** | **Значение** |
| Время | Стационарное |
| Тип решателя | Связанный |
| Решаемые уравнения | Уравнение Навье-Стокса |
| Метод решения | RANS |
| Схема решения уравнений | Неявная |
| Метод расчета конвективных потоков | Схема Roe |
| Схема аппроксимации параметров на грани ячеек | MP-9 |
| Модель турбулентности | *k*-ε |
| Тип решателя СЛАУ | Метод Гаусса-Зейделя |
| Число Куранта | 20 |
| Максимальное количество итераций/ Количество итераций на шаге по времени | ~ 15 000 итераций |
| Модель газа | Идеальный газ |
| Газ | Воздух |
| Вязкость | Закон Сазерленда |
| Газовая постоянная | 287 Дж/(кг∙К) |

Запуск задачи выполнялся в параллельном режиме, на стационарном компьютере. Расчет одного режима проходил в среднем на 4 ядрах и занимал по времени около 3 часов.

Сходимость решения определялась по графику невязок, записываемых в пакете Lazurit в файле с расширением RSL.

Задачи сходились стабильно, аварийных прерываний не наблюдалось.

### Тестирование k-ε модели турбулентности при моделировании течения на профиле крыла RAE 2822 с помощью ПК ANSYS Fluent

Начальные условия

В качестве начальных условий во всей расчётной области принимались значения, указанные в таблице Таблица 3, которые соответствуют рассматриваемому режиму (таблицаТаблица 1).

Граничные условия

В качестве граничного условия на входе в расчетную область использовалось условие «дальнего поля» – «Velocity-inlet». На этой границе задавались вектор скорости, давление и температура из таблицы 5. Для расчетов моделью турбулентности *k-*ε были использованы интенсивность турбулентности равная 1% и отношение турбулентная вязкости к ламинарной вязкости равное 100, а также соответствующие этим параметрам значения кинетической энергии турбулентности 9.96 м2/с2 и скорости диссипации 3690.07 м2/с3. Угол атаки был задан с помощью синусов и косинусов углов отклонения от оси x (оси профиля).

На выходной границе расчётной области ставилось условие «Pressure-outlet» с указанием относительного статического давления Pст = 0 Па (базовое давление Pст = 70639.61 Па); полной температуры T = 343.0398 К На выходной границе расчётной области ставилось условие Pressure-outlet с указанием относительного статического давления Pст = 0 Па (базовое давление Pст = 70639.61 Па); полной температуры T = 343.0398 К; параметров турбулентности аналогичным параметрам на входе в расчетную область.

Стенки были заданы с помощью граничного условия «Wall» – адиабатическая стенка.

Параметры решателя ANSYS FLUENT и примечания к запуску задач

Таблица 6 – Параметры решателя

|  |  |
| --- | --- |
| **Параметр** | **Значение** |
| Время | Стационарное |
| Тип решателя | Density-based |
| Решаемые уравнения | * Уравнение энергии. движения. неразрывности * Уравнение двухпараметрической модели турбулентности *k-*ε |
| Метод решения | RANS |
| Схема решения уравнений | Неявная |
| Метод расчета конвективных потоков | Схема Roe |
| Порядок аппроксимации параметров на грани ячеек | Давление – Second Order  Плотность – Second Order Upwind  Импульс – Second Order Upwind  Кинетическая энергия турбулентности – Second Order Upwind  Скорость диссипации – Second Order Upwind  Энергия – Second Order Upwind |
| Модель турбулентности | Standard *k*-ε |
| Функция стенки | Scalable Wall Functions |
| Релаксаторы | Pressure – 0.3  Density – 0.8  Body Forces – 0.8  Momentum – 0.7  Turbulent Kinetic Energy – 0.8  Specific Dissipation Rate – 0.8  Turbulent Viscosity – 1  Energy – 0.8 |
| Тип решателя СЛАУ | Least Squares Cell Based |
| Число Куранта | 5 |
| Количество итераций для RANS | 10000 |
| Модель газа | Идеальный газ |
| Газ | Воздух |
| Вязкость | Закон Сазерленда |
| Теплоемкость | Константа 1006.43 Дж/(кг·К) |
| Показатель адиабаты | Константа 1.4 |
| Газовая постоянная | Константа 8.314 Дж/(К·моль) |

### Результаты верификационных расчетов

Результаты расчётов были экспортированы в Tecplot 360 с целью получения значений требуемых параметров как на твердой стенке (коэффициент давления (1), трения (2)), так и вдоль нормали к поверхности, а также интегральных характеристик (коэффициентов лобового сопротивления (3) и подъемной силы (4), отнесённых к скоростному напору на входе и характерной площади крыла).

, (1)

. (2)

В соответствии с ГОСТ 20058-80 размерные параметры приводятся в безразмерный вид по следующим зависимостям:

где:

* – скоростной напор в невозмущенном набегающем потоке;
* – характерный площадной размер, м2;

Полученное значение в дальнейшем используется при определении коэффициентов скоростной системы координат в соответствии с ГОСТ 20058-80:

* (3)
* (4)

На рисунках Рисунок 3 - Рисунок 12 представлены распределения коэффициентов давления cp, трения cf, параметра у+ по длине крыла, а также профили скоростей для сеток № 1-5.

На самой мелкой (у+ < 1) сетке № 1 (рисунок Рисунок 3) положение точки отрыва (x/c ≈ 0.5) описывается моделью k-ε турбулентности некорректно (отклонения до 40% для коэффициента давления). Наименьшее отклонение результатов наблюдается в расчетах ПК ANSYS Fluent SA, которое составляет около 2%. Наибольшее отклонение профилей скоростей (около 40%) наблюдаются в расчетах с помощью модели k-ε для сечений до точки отрыва (рисунок Рисунок 4). Для других сечений профили близки к эксперименту (отклонение не превышает 5%). Отклонения профилей скорости, полученных с помощью модели SA (ПМ Lazurit и ПК ANSYS Fluent), не превышают 2% для всех сечений.

Для сеток № 2 и 3 (у+ ≈ 30 и у+ ≈ 70 соответственно) коэффициент давления в области точки отрыва отличается на 20% для SA и k-ε моделей турбулетности (рисунки Рисунок 5, Рисунок 7). Профили скоростей для всех рассматриваемых сечений моделью k-ε описываются удовлетворительно: среднее отклонение от эксперимента составляет 25% как для ПМ Lazurit, так и для ПК ANSYS Fluent (рисунки Рисунок 6, Рисунок 8). Наибольшие отклонения профилей наблюдаются для сечений, предшествующих точке отрыва, и составляют около 30%. Профили скорости, полученных с помощью модели SA (ПМ Lazurit и ПК ANSYS Fluent) отличаются не более чем на 3% от экспериментальных профилей для всех сечений.

Для грубых сеток № 4 и 5 (у+ ≈ 150 и у+ ≈ 450 соответственно) коэффициент давления моделью k-ε описывается хорошо: отклонение составляет около 10% (для ПМ Lazurit и ПК ANSYS Fluent) для окрестности точки отрыва (рисунки Рисунок 9, Рисунок 11). Для сетки № 4 профили скорости (модель k-ε) хорошо совпадают с экспериментом: среднее значение отклонения не превышает 10% (рисунок Рисунок 10).

Для сетки № 5 отклонения профилей скорости от эксперимента не превышают 40% (рисунок Рисунок 12) для моделей k-ε и SA (ПМ Lazurit и ПК ANSYS Fluent), что связано с достаточно большим значением у+.

Значения коэффициента трения в расчетах ПК ANSYS Fluent как с моделью турбулентности SA, так и k-ε на всех рассматриваемых сетках превышают экспериментальные примерно в два раза.

Большие значения относительных отклонений связаны с малостью рассматриваемых величин: коэффициентов давления, трения и профилей скорости.

|  |  |
| --- | --- |
| а) Распределение коэффициента давления | б) Распределение коэффициента трения |
| в) Распределение параметра у+ | |

1 – Эксперимент [1], 2 – ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13; 3 – ПМ Lazurit SA, 3.3.13; 4 – ПК ANSYS Fluent k-ε; 5 – ПК ANSYS Fluent SA

Рисунок 3 – Распределение коэффициентов давления cp, трения cf и параметра у+ по длине крыла для сетки № 1

|  |  |
| --- | --- |
| а) x/c = 0.179 | б) x/c = 0.319 |
| в) x/c = 0.404 | г) x/c = 0.498 |
| д) x/c = 0.574 | е) x/c = 0.650 |

1 – Эксперимент [1], 2 – ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13; 3 – ПМ Lazurit SA, 3.3.13; 4 – ПК ANSYS Fluent k-ε; 5 – ПК ANSYS Fluent SA

Рисунок 4 – Профили скорости вдоль поверхности крыла в различных сечениях, сетка № 1

|  |  |
| --- | --- |
| а) Распределение коэффициента давления | б) Распределение коэффициента трения |
| в) Распределение параметра у+ | |

1 – Эксперимент [1], 2 – ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13; 3 – ПМ Lazurit SA, 3.3.13; 4 – ПК ANSYS Fluent k-ε; 5 – ПК ANSYS Fluent SA

Рисунок 5 – Распределение коэффициентов давления cp, трения cf и параметра у+ по длине крыла для сетки № 2

|  |  |
| --- | --- |
| а) x/c = 0.179 | б) x/c = 0.319 |
| в) x/c = 0.404 | г) x/c = 0.498 |
| д) x/c = 0.574 | е) x/c = 0.650 |

1 – Эксперимент [1], 2 – ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13; 3 – ПМ Lazurit SA, 3.3.13; 4 – ПК ANSYS Fluent k-ε; 5 – ПК ANSYS Fluent SA

Рисунок 6 – Профили скорости вдоль поверхности крыла в различных сечениях, сетка № 2

|  |  |
| --- | --- |
| а) Распределение коэффициента давления | б) Распределение коэффициента трения |
| в) Распределение параметра у+ | |

1 – Эксперимент [1], 2 – ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13; 3 – ПМ Lazurit SA, 3.3.13; 4 – ПК ANSYS Fluent k-ε; 5 – ПК ANSYS Fluent SA

Рисунок 7 – Распределение коэффициентов давления cp (а), трения cf (б) и параметра у+ (в) по длине крыла для сетки № 3

|  |  |
| --- | --- |
| а) x/c = 0.179 | б) x/c = 0.319 |
| в) x/c = 0.404 | г) x/c = 0.498 |
| д) x/c = 0.574 | е) x/c = 0.650 |

1 – Эксперимент [1], 2 – ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13; 3 – ПМ Lazurit SA, 3.3.13; 4 – ПК ANSYS Fluent k-ε; 5 – ПК ANSYS Fluent SA

Рисунок 8 – Профили скорости вдоль поверхности крыла в различных сечениях, сетка № 3

|  |  |
| --- | --- |
| а) Распределение коэффициента давления | б) Распределение коэффициента трения |
| в) Распределение параметра у+ | |

1 – Эксперимент [1], 2 – ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13; 3 – ПМ Lazurit SA, 3.3.13; 4 – ПК ANSYS Fluent k-ε; 5 – ПК ANSYS Fluent SA

Рисунок 9 – Распределение коэффициентов давления cp (а), трения cf (б) и параметра у+ (в) по длине крыла для сетки № 4

|  |  |
| --- | --- |
| а) x/c = 0.179 | б) x/c = 0.319 |
| в) x/c = 0.404 | г) x/c = 0.498 |
| д) x/c = 0.574 | е) x/c = 0.650 |

1 – Эксперимент [1], 2 – ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13; 3 – ПМ Lazurit SA, 3.3.13; 4 – ПК ANSYS Fluent k-ε; 5 – ПК ANSYS Fluent SA

Рисунок 10 – Профили скорости вдоль поверхности крыла в различных сечениях, сетка № 4

|  |  |
| --- | --- |
| а) Распределение коэффициента давления | б) Распределение коэффициента трения |
| в) Распределение параметра у+ | |

1 – Эксперимент [1], 2 – ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13; 3 – ПМ Lazurit SA, 3.3.13; 4 – ПК ANSYS Fluent k-ε; 5 – ПК ANSYS Fluent SA

Рисунок 11 – Распределение коэффициентов давления cp (а), трения cf (б) и параметра у+ (в) по длине крыла для сетки № 5

|  |  |
| --- | --- |
| а) x/c = 0.179 | б) x/c = 0.319 |
| в) x/c = 0.404 | г) x/c = 0.498 |
| д) x/c = 0.574 | е) x/c = 0.650 |

1 – Эксперимент [1], 2 – ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13; 3 – ПМ Lazurit SA, 3.3.13; 4 – ПК ANSYS Fluent k-ε; 5 – ПК ANSYS Fluent SA

Рисунок 12 – Профили скорости вдоль поверхности крыла в различных сечениях, сетка № 5

Таблица 7 – Сравнение результатов расчётов и эксперимента

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
|  | Cxa | ΔCxa, % | Cya | ΔCya, % |
| **Эксперимент** | 0.0168 | - | 0.803 | - |
| **Сетка № 1** | | | | |
| **ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13** | 0.0206 | 22.43 | 0.7447 | 7.26 |
| **ПМ Lazurit SA, 3.3.13** | 0.0177 | 5.31 | 0.7553 | 5.94 |
| **ПК ANSYS Fluent k-ε** | 0.0283 | 68.60 | 0.8291 | 3.25 |
| **ПК ANSYS Fluent SA** | 0.0188 | 12.04 | 0.8085 | 0.69 |
| **Сетка № 2** | | | | |
| **ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13** | 0.0199 | 18.66 | 0.7878 | 1.89 |
| **ПМ Lazurit SA, 3.3.13** | 0.0172 | 2.37 | 0.7748 | 3.52 |
| **ПК ANSYS Fluent k-ε** | 0.0242 | 43.78 | 0.8280 | 3.11 |
| **ПК ANSYS Fluent SA** | 0.0201 | 19.85 | 0.8130 | 1.25 |
| **Сетка № 3** | | | | |
| **ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13** | 0.0197 | 17.43 | 0.7991 | 0.49 |
| **ПМ Lazurit SA, 3.3.13** | 0.0172 | 2.41 | 0.7859 | 2.13 |
| **ПК ANSYS Fluent k-ε** | 0.0189 | 12.48 | 0.8305 | 3.43 |
| **ПК ANSYS Fluent SA** | 0.0175 | 4.35 | 0.8072 | 0.53 |
| **Сетка № 4** | | | | |
| **ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13** | 0.0187 | 11.26 | 0.8063 | 0.41 |
| **ПМ Lazurit SA, 3.3.13** | 0.0168 | 0.25 | 0.7862 | 2.09 |
| **ПК ANSYS Fluent k-ε** | 0.0205 | 22.30 | 0.8276 | 3.07 |
| **ПК ANSYS Fluent SA** | 0.0164 | 2.49 | 0.8080 | 0.62 |
| **Сетка № 5** | | | | |
| **ПМ Lazurit k-ε, 3.3.13** | 0.0174 | 3.78 | 0.8087 | 0.71 |
| **ПМ Lazurit SA, 3.3.13** | 0.0147 | 12.34 | 0.7289 | 9.22 |
| **ПК ANSYS Fluent k-ε** | 0.0198 | 18.15 | 0.8253 | 2.78 |
| **ПК ANSYS Fluent SA** | 0.0164 | 2.37 | 0.7877 | 1.91 |

Было проведено сравнение полученных результатов с экспериментальными исследованиями. Отклонения коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы относились к экспериментальным значениям.

Проведено тестирование *k*-ε модели турбулентности на задаче обтекания крылового профиля RAE 2822. Получены распределения АДХ по длине профиля, а также интегральные параметры крыла.

На основе сравнение экспериментальных данных и результатов, полученных как с помощью ПМ Lazurit, так и с помощью ПК ANSYS Fluent для модели *k*-ε и SA на различных сетках, показано (таблица Таблица 7):

* На сетке № 1 наименьшая погрешность по Сxa получена с помощью ПМ Lazurit SA – 5.3 %, по Сya – 0.7 % с помощью ПК ANSYS Fluent SA;
* На сетке № 2 наименьшая погрешность по Сxa получена с помощью ПМ Lazurit SA – 2.4 %, по Сya – 1.3 % с помощью ПК ANSYS Fluent SA;
* На сетке № 3 наименьшая погрешность по Сxa получена с помощью ПМ Lazurit SA – 2.4 %, по Сya – 0.5 % с помощью ПМ Lazurit k-ε;
* На сетке № 4 наименьшая погрешность по Сxa получена с помощью ПМ Lazurit SA – 0.3 %, по Сya – 0.4 % с помощью ПМ Lazurit k-ε;
* На сетке № 5 наименьшая погрешность по Сxa получена с помощью ПК ANSYS Fluent SA – 2.4 %, по Сya – 0.7 % с помощью ПМ Lazurit k-ε.

В результате наименьшее отклонение по Сxa получено на сетке № 4 с помощью ПМ Lazurit SA, по Сya - на сетке № 4 с помощью ПМ Lazurit k-ε.

Отклонения результатов, полученных с помощью k-ε модели турбулентности в среднем на 10-20% выше результатов расчетов, полученных с помощью SA модели. Эти отклонения уменьшаются с ростом первой пристеночной ячейки, что связано с тем, что данная модель является высокорейнольдсовой, поэтому необходимо использовать сетки с большим у+.

Отклонения результатов, полученных с помощью ПМ Lazurit k-ε в среднем ниже на 5-20% отклонений результатов, полученных с помощью ПК ANSYS Fluent k-ε.