# Валидация пристеночных функций на задаче обтекания профиля 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)

SST – Shear Stress Transport (модель переноса сдвиговых напряжений Ментера)

**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

ω – удельная кинетическая энергия турбулентности, 1/с

ν – кинематическая вязкость, м2/с

cp – коэффициент давления

cf – коэффициент трения

cxa – коэффициент лобового сопротивления

cya – 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 пристеночных функций 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. Погрешность Cxa: 6 %. Диапазон Cya: 0.6 – 0.9. Погрешность Cya: 6 %. 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 3D-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 пристеночных функций на задаче обтекания профиля RAE 2822 путем расчета АДХ: коэффициент лобового сопротивления Сxа. коэффициент подъемной силы Сyа, коэффициент давления Cp, коэффициент трения Cf. Результаты расчётов LAZURIT сравниваются как с экспериментальными данными NATO [1], так и с расчётами, проведёнными в ANSYS FLUENT, ESI FASTRAN. Размерность пространственной модели: LAZURIT – 3D; ANSYS FLUENT, ESI FASTRAN – 2D.

Параметры набегающего потока соответствуют исследуемому режиму в [1] (таблица 1).

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 |

Геометрическая модель

На рисунке 1 приведен общий вид геометрии крыла RAE 2822. В таблице 2 представлены координаты сечений, для которых были построены профили скорости.

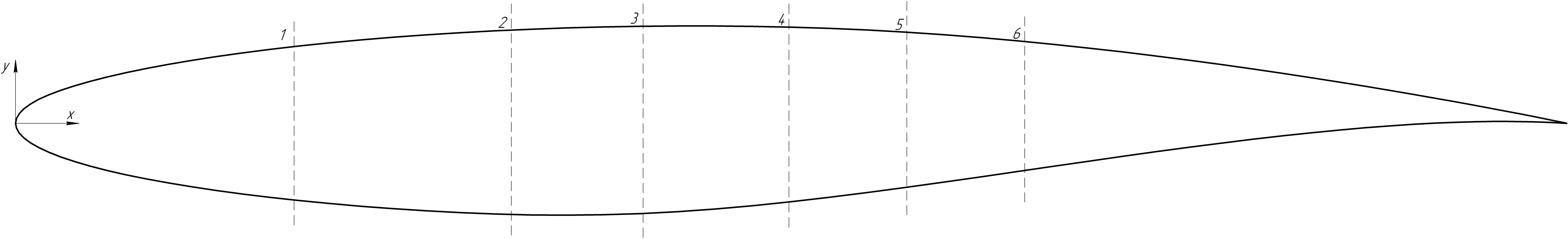


Рисунок 1 – Профиль крыла RAE 2822

Таблица 2 – Координаты контрольных сечений

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Координата сечения | Номер сечения | | | | | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
| x/с | 0.179 | 0.319 | 0.404 | 0.498 | 0.574 | 0.65 |

Дополнительная информация о геометрии:

1. Упрощения геометрии отсутствовали;
2. Некачественные зоны отсутствуют

Расчетная сетка

Таблица 3 – Параметры расчетных сеток

|  |  |
| --- | --- |
| Имя файла | Сетка № 1: RAE\_2822\_Design\_3D\_y\_1.GGD  Сетка № 2: RAE\_2822\_Design\_3D\_y\_20.GGD  Сетка № 3: RAE\_2822\_Design\_3D\_y\_1\_20D.GGD  Сетка № 4: RAE\_2822\_Design\_3D\_y\_20\_20D.GGD  Сетка № 5: RAE\_2822\_Design\_3D\_y\_50\_20D.GGD |
| Название и версия программы для генерации сеток | ESI GEOM 2014 |
| Тип сетки | Структурированная многоблочная |
| Количество ячеек | 3.3·106 |

Расчетная область имеет колоколообразный вид (рисунок 2). Движение потока слева направо. Вход набегающего потока был на левой, верхней и нижней границах расчётной области, выход – на правой границе.

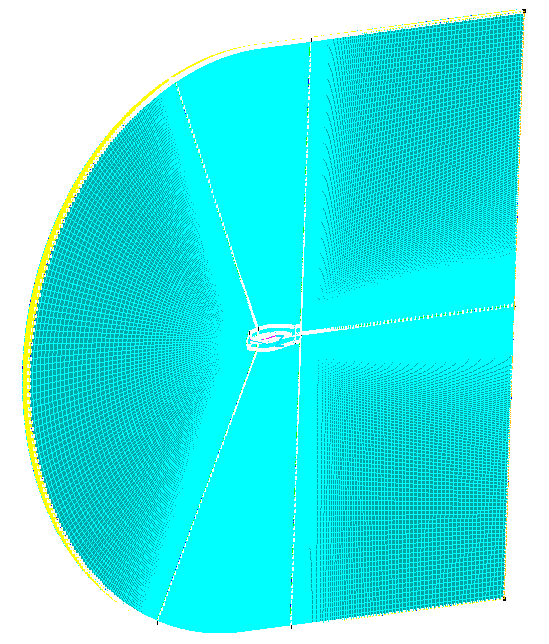


Рисунок 2 – Общий вид расчётной области

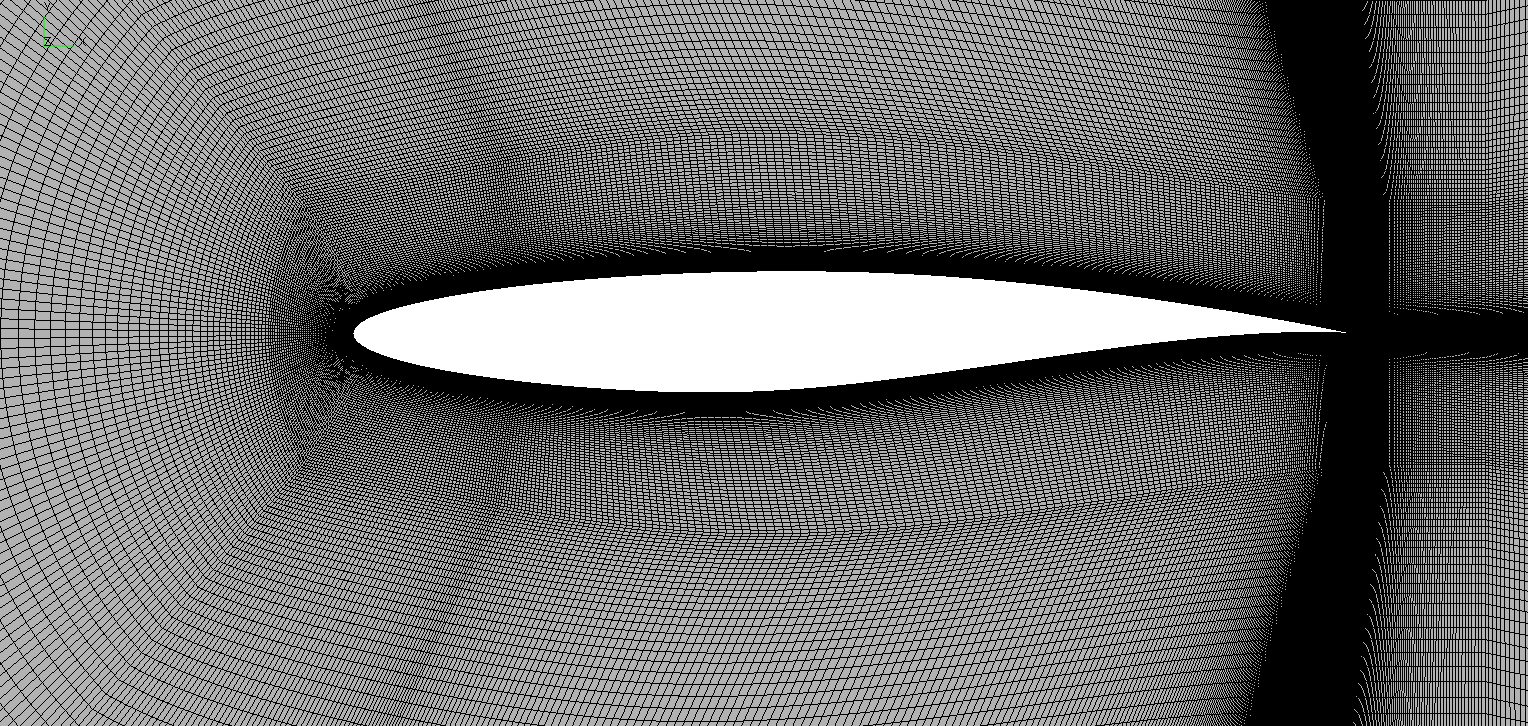
Расчетная область для сеток № 1 и № 2 отстояла на 5 характерных размеров (длин хорд), для сеток № 3, 4 и 5 – на 20 характерных размеров. Между собой сетки отличались размером первой пристеночной ячейки, который составлял 0.002 мм – для сеток № 1 и № 3; 0.172 мм – для сеток № 2 и № 4; 0.35 мм – для сетки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

Рисунок 3 – 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 работы пристеночных функций с помощью ПМ Lazurit – RANS/URANS

Начальные условия

В качестве начальных условий во всей расчётной области принимались значения, указанные в таблице 4, которые соответствуют рассматриваемому режиму (таблица 1). Отношение турбулентной вязкости к ламинарной VT/VL = 100.

Таблица 4 – 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).

Значения угла атаки моделировалось с помощью вектора скорости (таблица 5). 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 5 – 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 6 – Параметры решателя ПМ Lazurit – RANS/URANS

|  |  |
| --- | --- |
| 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 | SA ( Спаларта-Аллмараса) |
| Тип решателя СЛАУ | Метод Гаусса-Зейделя |
| Число Куранта | 20 |
| Максимальное количество итераций/ Количество итераций на шаге по времени | ~ 20 000 итераций |
| Модель газа | Идеальный газ |
| Газ | Воздух |
| Вязкость | Закон Сазерленда |
| Газовая постоянная | 287 Дж/(кг∙К) |

Запуск задачи выполнялся в параллельном режиме, на удаленном суперкомпьютере. Расчет одного режима проходил в среднем на 16 ядрах, на 20 узлах и занимал по времени около 8 часов.

Граничные условия в пакете Lazurit задавались в файлах с именами BC, AC, VC. В файле checkdes задавалась модель расчета, метод, число Куранта, количество итераций.

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

В общей массе задачи сходились стабильно, аварийных прерываний не наблюдалось.

## Тестирование работы пристеночных функций с помощью ПК ANSYS FLUENT

Начальные условия

В качестве начальных условий во всей расчётной области принимались значения, указанные в таблице 4, которые соответствуют рассматриваемому режиму (таблица 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 моделями турбулентности k*-*ω-SST и *k-*ε были использованы интенсивность турбулентности равная 1 % и отношение турбулентная вязкости к ламинарной вязкости равное 10. 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 7 – Параметры решателя

|  |  |
| --- | --- |
| Время | Стационарное |
| Тип решателя | Density-based |
| Решаемые уравнения | * Уравнение энергии. движения. неразрывности * Уравнение двухпараметрической модели турбулентности k*-ω*-SST * 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 | k*-*ω-SST, *k-*ε |
| 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 – 0.8  Energy – 0.8 |
| Тип решателя СЛАУ | Green-Gauss 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) |

## Тестирование работы пристеночных функций с помощью ПК ESI FASTRAN

Начальные условия

В качестве начальных условий во всей расчётной области принимались значения, указанные в таблице 4, которые соответствуют рассматриваемому режиму (таблица 1).

Граничные условия

На входе в расчётную область ставилось условие «Inflow/Outflow». На этой границе задавались вектор скорости, давление, температура и параметры турбулентности из таблицы 8.

Таблица 8 – Параметры набегающего потока

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Tст, К** | **Pст, Па** | **U, м/с** | **V, м/с** | **W, м/с** | **kt, м2/с2** | **ω, 1/с** |
| 310 | 70639.61 | 257.33 | 12.587 | 0 | 9.957 | 4117.973 |

На выходной границе расчётной области ставилось условие «Outlet» с указанием статического давления базовое давление Pст = 70639.61 Па.

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

## Параметры решателя ESI FASTRAN и примечания к запуску задач

Таблица 9 – Параметры решателя

|  |  |
| --- | --- |
| Время | Стационарное |
| Тип решателя | Density-based |
| Решаемые уравнения | * Уравнение энергии * Уравнение движения * Уравнение неразрывности |
| Метод решения | RANS |
| Схема решения уравнений | Неявная |
| Метод расчета конвективных потоков | Схема Roe |
| Схема аппроксимации параметров на грани ячеек | Higher Order |
| Модель турбулентности | SST |
| Число Куранта | 5 |
| Количество итераций для RANS | 10000 |
| Модель газа | Идеальный газ |
| Вязкость | Закон Сазерленда |
| Показатель адиабаты | Константа 1.4 |
| Газовая постоянная | 287 Дж/(кг∙К) |

## 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 (сечения, для которых строились профили скорости представлены на рисунке 1 и в таблице 2), 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)

Было проведено сравнение полученных результатов с экспериментальными исследованиями.

Было исследовано влияние размеров расчётной области и граничного условия на рассматриваемые параметры. Отклонения коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы относились к экспериментальным значениям.

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

Рисунок 4 – Распределение коэффициентов давления cp (а), трения cf (б) и параметра у+ (в) 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 |

Рисунок 5 – Профили скорости вдоль поверхности крыла в различных сечениях, сетка № 1

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

Рисунок 6 – Распределение коэффициентов давления cp (а), трения cf (б) и параметра у+ (в) 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 |

Рисунок 7 – Профили скорости вдоль поверхности крыла в различных сечениях, сетка № 2

Таблица 10 – Сравнение результатов расчётов и эксперимента

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| **Сетка № 1** | | | | |
|  | сxa | Δсxa, % | сya | Δсya, % |
| **Эксперимент [1]** | 0.0168 | - | 0.803 | - |
| **FASTRAN, SST** | 0.0158 | 5.95 | 0.7467 | 7.01 |
| **FLUENT, SST** | 0.0226 | 34.47 | 0.8506 | 5.93 |
| **FLUENT, SA** | 0.0070 | 58.14 | 0.8805 | 9.65 |
| **LAZURIT, LEE1** | 0.0184 | 9.58 | 0.6645 | 17.25 |
| **Сетка № 2** | | | | |
| **FASTRAN, SST** | 0.0113 | 32.6 | 0.7316 | 8.9 |
| **FLUENT, SST** | 0.0521 | 210.0 | 0.6737 | 16.1 |
| **FLUENT, SA** | 0.0250 | 48.8 | 0.7329 | 8.7 |
| **LAZURIT, OLD** | 0.0186 | 10.5 | 0.6852 | 14.7 |
| **LAZURIT, LEE1** | 0.0185 | 10.0 | 0.6667 | 17.0 |

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

Рисунок 8 – 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 |

Рисунок 9 – Профили скорости вдоль поверхности крыла в различных сечениях, сетка № 3

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

Рисунок 10 – 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 |

Рисунок 11 – Профили скорости вдоль поверхности крыла в различных сечениях, сетка № 4

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

Рисунок 12 – 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 |

Рисунок 13 – Профили скорости вдоль поверхности крыла в различных сечениях, сетка № 5

Таблица 11 – Сравнение результатов расчётов и эксперимента

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| **Сетка № 3** | | | | |
|  | сxa | Δсxa, % | сya | Δсya, % |
| **Эксперимент [1]** | 0.0168 | - | 0.803 | - |
| **FLUENT, SST** | 0.0144 | 14.48 | 0.8260 | 2.87 |
| **FLUENT, SA** | 0.0188 | 12.04 | 0.8085 | 0.69 |
| **LAZURIT** | 0.0172 | 2.18 | 0.7650 | 4.73 |
| **Сетка № 4** | | | | |
| **FLUENT, SST** | 0.0174 | 3.50 | 0.7941 | 1.11 |
| **FLUENT, SA** | 0.0201 | 19.85 | 0.8130 | 1.25 |
| **LAZURIT** | 0.0176 | 4.69 | 0.7851 | 2.23 |
| **LAZURIT, α=3.19 ͦ** | 0.0224 | 33.30 | 0.8505 | 5.91 |
| **Сетка № 5** | | | | |
| **FLUENT, SST** | 0.0148 | 11.65 | 0.7736 | 3.66 |
| **FLUENT, SA** | 0.0175 | 4.35 | 0.8072 | 0.53 |
| **LAZURIT** | 0.0177 | 5.25 | 0.7991 | 0.48 |

Сравнение экспериментальных данных и результатов, полученных с помощью FASTRAN (SST) на сетке № 1, показало, что погрешность по сxa и сya составила 5.95 % и 7.01 % соответственно. Расчёты FASTRAN (SA) и LAZURIT (SA) на сетке № 2 позволили получить данные, близкие к экспериментальным (рисунок 6, а), тем не менее положение точки отрыва описано неверно. Профили скорости совпадают с экспериментом вплоть до точки отрыва как на сетке № 1, так и на сетке № 2.

Профили скорости совпадают с экспериментом как до точки отрыва, так и после неё в расчётах FLUENT (SA) на сетках № 3 – 5. Расчёт LAZURIT с углом атаки α = 3.19 ͦ позволяет получить данные, совпадающие с экспериментом, как по cp и cf, так и по профилям скорости, однако отклонение сxa существенно возросло (до 33.3 %). Наименьшая погрешность по сxa наблюдалась в расчёте LAZURIT на сетке № 3 (2.18 %), а по сya – LAZURIT на сетке № 5 (0.48 %).

Увеличение размеров расчётной области (на сетках № 3, 4 и 5) привело к лучшему согласованию целевых параметров и эксперимента.

Соотношение турбулентной вязкости к ламинарной практически не влияет на рассматриваемые результаты расчета.