

УДК 004.942, 532.526.3

**Исследование влияния качества сеточной модели на определение местоположения ламинарно-турбулентного перехода на скользящем крыле**

**Платонов И.М.\*, Быков Л.В.\*\***

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

*\*e-mail: [platonov@mai.ru](mailto:platonov@mai.ru)*

*\*\*e-mail: [bykov@mai.ru](mailto:bykov@mai.ru)*

**Аннотация**

В данной работе представлено исследование влияния качества сеточной модели на точность определения местоположения ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на стреловидном крыле NFL(2)-0415.

В процессе исследования определялось расстояние от передней кромки крыла вдоль хорды до места перемены значения параметра перемежаемости от 0 до 1 в зависимости от значения локального числа Рейнольдса  $y^+$ .

**Ключевые слова:** стреловидное скользящее крыло, сеточная модель, игрек-плюс, ламинарно-турбулентный переход, перемежаемость.

## Введение

Проведение численного эксперимента становится все более популярным методом ведения научных исследований [1, 2]. Численное моделирование позволяет не только сократить количество экспериментальных и натурных исследований при проектировании и отработки изделия, но и максимально приблизить условия численного эксперимента к реальным условиям эксплуатации, что зачастую просто невозможно при проведении стендовых испытаний [3]. Кроме этого, численное моделирование позволяет сократить материальные издержки, а также время на отработку конструкции.

В большой степени указанные выше преимущества численного моделирования относятся к разработке объектов авиационной техники [3-6]. В рамках численного моделирования могут быть рассчитаны аэродинамические характеристики летательного аппарата [7], характер процессов в пограничном слое в зависимости от параметров набегающего потока, проведена доработка аэродинамического облика объекта исследования [8]. Все сказанное выше ни в коей мере не отменяет проведение физических экспериментальных исследований, на основании которых и может быть проведена верификация методик численного моделирования.

При решении задач аэрогазодинамики особое внимание следует уделять качеству сеточной модели, или просто «сетке» [3, 9]. Помимо обеспечения качества

сетки, за которые отвечают такие параметры, как ортогональность сторон ячеек и их вытянутость, важно правильно структурировать сетку, уделив особое внимание областям больших градиентов параметров, и корректно разрешить течение в пограничном слое.

Считается, что для решения задач аэрогазодинамики лучше всего подходят структурированные гексагональные сетки, во многом потому, что эти сетки могут быть анизотропными. То есть ячейки в форме гексаэдров могут быть легко сгущены в том направлении, в котором ожидается наличие больших градиентов. Например, при моделировании пограничного слоя градиенты скорости по нормали к твёрдой поверхности могут на порядки превышать градиенты вдоль этой поверхности.

Моделирование пограничного слоя имеет свои особенности. Известно, что толщина пограничного слоя нарастает от лобовой точки объекта вниз по течению. В то же время призмослой, формируемый на поверхности объекта строится постоянной толщины на всей поверхности изделия. Понятно, что без проведения предварительных расчётов нельзя ответить, какая часть пограничного слоя попадает в призматический слой сетки.

Кроме этого достоверность моделирования пограничного слоя во многом определяется правильностью работы модели турбулентности, которой соответствует вполне определенный диапазон локальных чисел Рейнольдса, определяющих ее применимость. Локальное число Рейнольдса определяется следующим образом:

$$y^+ = \frac{y}{\mu} \sqrt{\rho \tau_w} \quad (1)$$

где  $y$  – расстояние от стенки до середины ячейки,  $\mu$  - молекулярная вязкость,  $\rho$  - плотность воздуха,  $\tau_w$  - касательное напряжение у стенки.

Из приведенного выше выражения видно, что касательные напряжения у обтекаемой поверхности неизвестны, и, следовательно, нельзя заранее определить значение локального числа Рейнольдса  $y^+$ .

В рассматриваемом случае толщина первого слоя призм выбиралась на основании имеющегося опыта. При этом даже такой призматический слой позволил получить начальную информацию о касательных напряжениях и правильно сгустить расчётную сетку по нормали к поверхности.

В соответствии с выбранной моделью турбулентности необходимо обеспечить приемлемые значения локального числа Рейнольдса. Большая разница между требуемым и полученным значением может привести к неправильному разрешению пограничного слоя.

Таким образом, важными факторами проведения численного исследования задач аэрогазодинамики является обеспечение приемлемого качества сетки и разрешения пограничного слоя течения.

### **Физическая модель**

В работе проводилось математическое моделирование обтекания стреловидного крыла на основе экспериментальных работ, выполненных в лаборатории ASU Государственного Университета Аризоны [10, 11]. Фотография смонтированного в рабочей камере аэродинамической трубы образца крыла NLF-

0415(2) представлена на рисунке 1. Проведены серии экспериментов по определению местоположения ламинарно-турбулентного перехода в зависимости от состояния поверхности. Рассматривались гладкая и шероховатая поверхности крыла. Было отмечено, что на гладкой поверхности ламинарно-турбулентный переход наступает на расстоянии 75-85% хорды крыла. При увеличении шероховатости поверхности положение ЛТ-перехода смещается вверх по потоку.



Рис. 1. Фотография образца крыла NLF-0415(2), смонтированного в рабочей камере аэродинамической трубы  
**Математическая модель**

Обтекание твёрдого тела потоком воздуха описывается осреднённой по Рейнольдсу системой уравнений Навье-Стокса, которая в данной работе решена в стационарном виде и состоит из следующих уравнений:

уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0; \quad (2)$$

уравнение импульса:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i + \delta_{ji} p - \tau_{ij}) = 0; \quad (3)$$

уравнение энергии:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \rho u_j \left( E + \frac{p}{\rho} \right) + q_j - u_i \tau_{ij} \right] = 0; \quad (4)$$

уравнение состояния:

$$p = \rho RT; \quad (5)$$

Здесь:  $\rho$  - плотность газовой смеси;  $u_j$  - компонента скорости в  $j$ -ом направлении;  $p$  - давление;  $\tau_{ij}$  - тензор напряжений;  $q$  - плотность теплового потока колебательной энергии, учитывающая перенос тепла за счет теплопроводности и диффузии;  $T$  - температура;  $R$  - газовая постоянная.

Система замыкается моделью турбулентности SST-Ментера, но в отличие от [2, 5], дополняется моделью перемежаемости, которая предсказывает положение ламинарно-турбулентного перехода, т.н.  $\gamma$  - моделью. Уравнения представляют собой видоизмененные уравнения модели SST:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j k) = \tilde{P}_k + P_k^{\text{lim}} - \tilde{D}_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \omega) = \alpha \frac{P_k}{\nu_t} - D_\omega + C d_\omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right), \quad (7)$$

где  $\tilde{P}_k = \gamma P_k$ ,  $\tilde{D}_k = \max(\gamma, 0.1) \cdot D_k$ ,  $\mu_t = \rho \frac{\alpha_1 \cdot k}{\max(\alpha_1 \cdot \omega, F_2 \cdot S)}$ , коэффициенты  $P_k$  и  $D_k$  - это

продуктивные и диссипативные члены уравнения турбулентной кинетической энергии. Подробнее познакомиться с использованной моделью турбулентности можно в работе [12].

## Выполнение расчетов

Для проведения расчетов были построены три сетки: на 600, 1400 и 2300 тысяч элементов, выполненные в сеточном генераторе ICEM CFX. Пример использованной при проведении расчетов сетки представлен на рисунке 2.

Одним из важных параметров, характеризующих течение, является коэффициент трения, который зависит от режима течения в пограничном слое. Поэтому в данной работе оценка качества сетки осуществлялась по значению коэффициента трения поверхности, полученного в эксперименте.

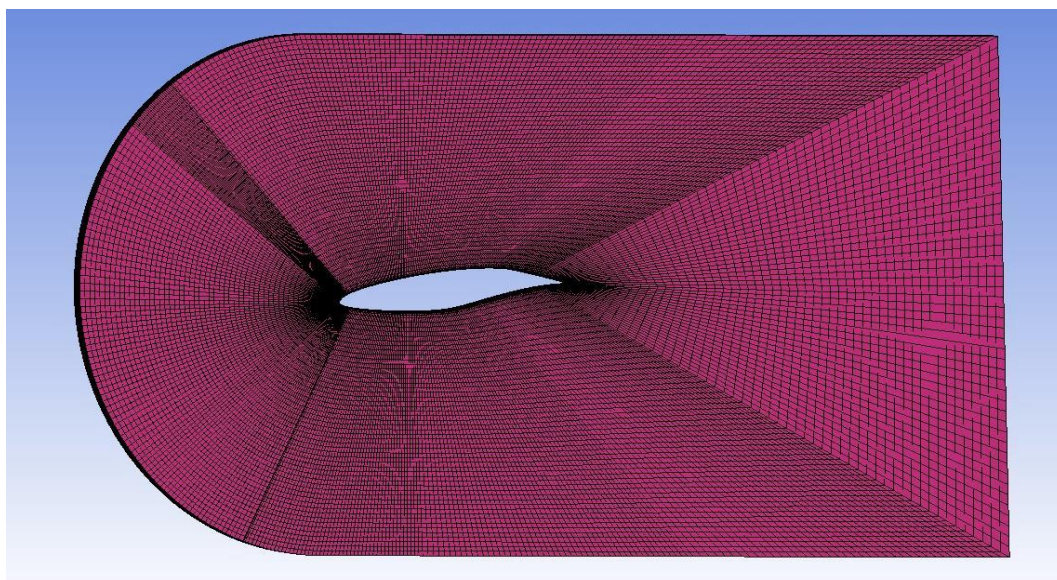


Рис. 2. Пример сеточной модели на 1400 тысяч элементов.

На рисунке 3 представлены значения коэффициента трения для сетки на 600 тысяч элементов. Результаты, полученные на такой сетке, показывают, что течение является полностью турбулентным на всей поверхности крыла, что противоречит

данным экспериментов, где на 80% длины хорды наблюдается область ламинарного режима течения.

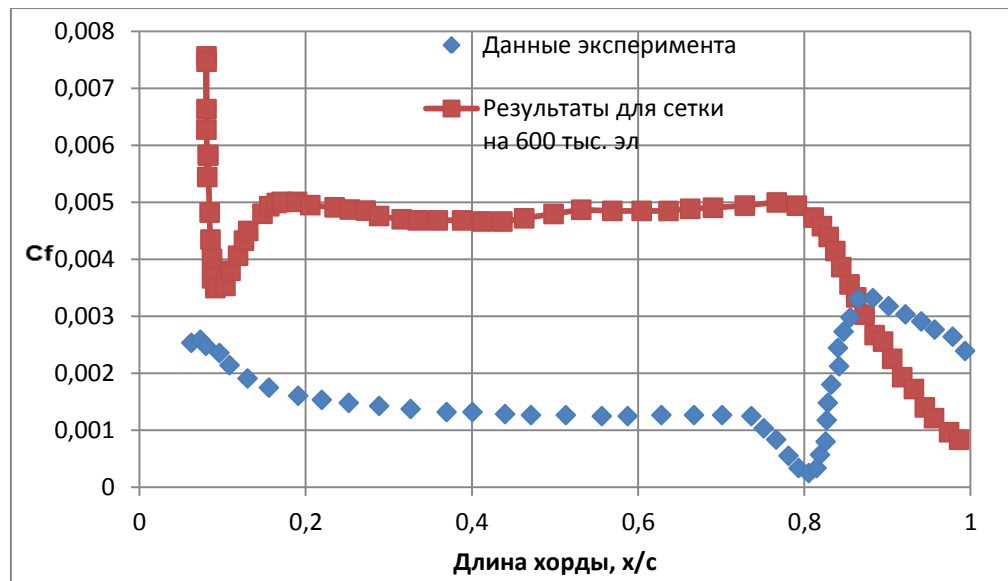


Рис. 3. Коэффициент трения на верхней поверхности крыла NLF-0415(2) для сетки на 600 тыс. эл. в сравнении с данными [11].

В результате исследования выявлено, что коэффициент трения на верхней поверхности крыла для сеток на 1400 и 2300 тысяч элементов возрастает в области 80% длины хорды, а коэффициент потери давления соответствует полученным в [11, 13] данным (рисунок 4, 5).



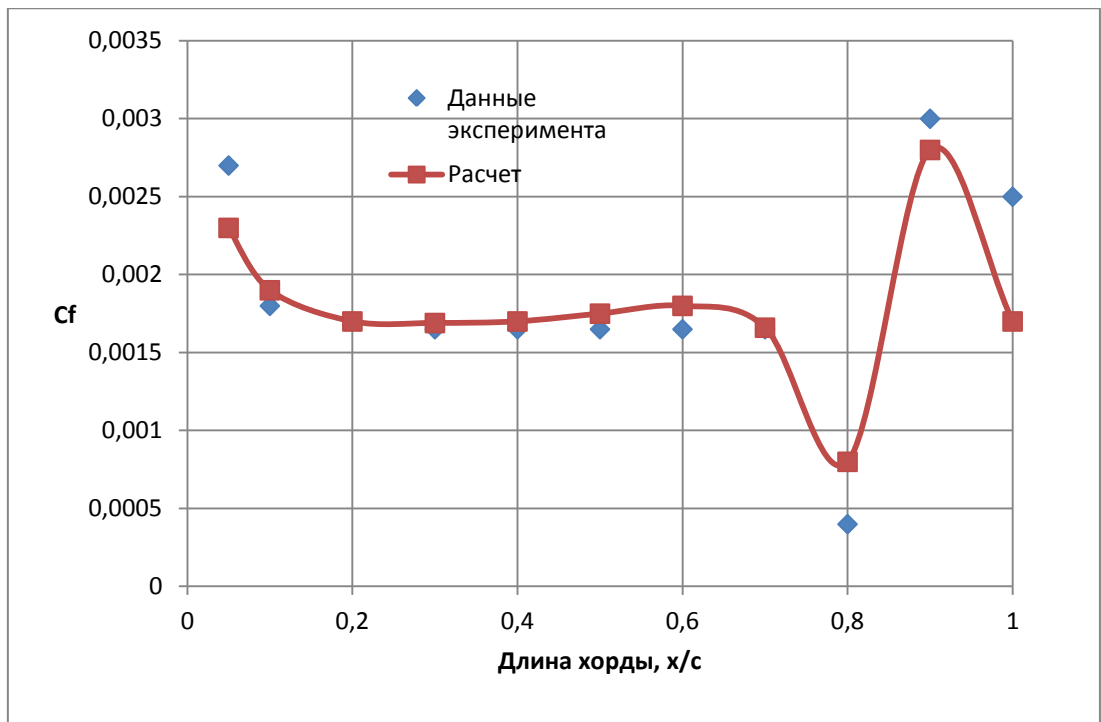


Рис. 4. Коэффициенты трения на верхней поверхности NLF-0415(2) крыла для сеток на 1400 и 2300 тыс. эл.

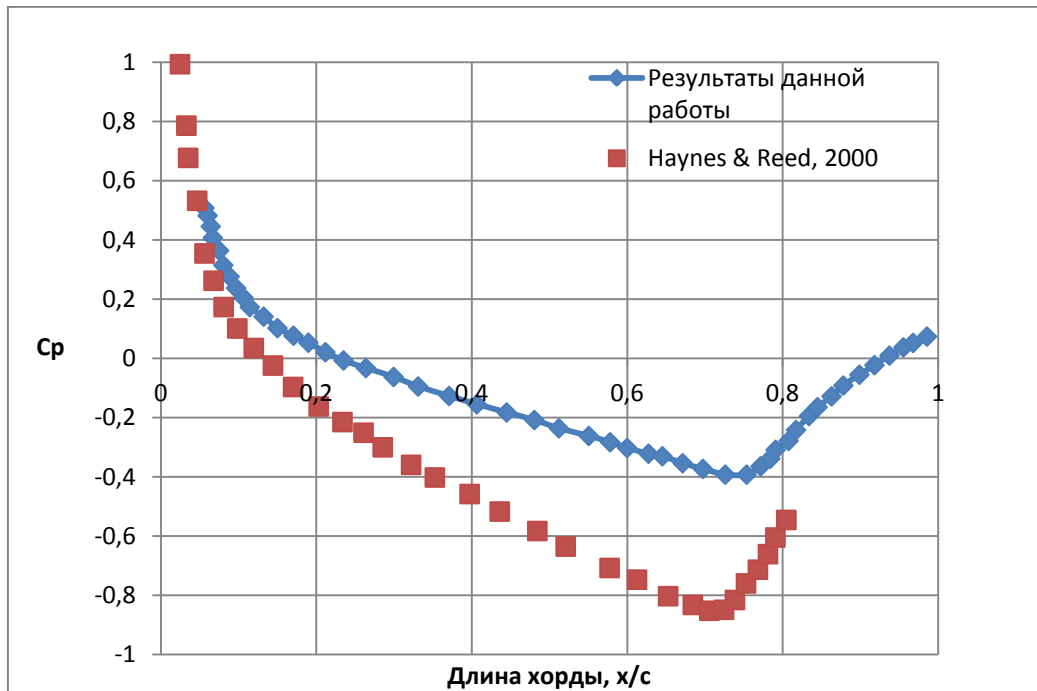


Рис. 5. Коэффициент потери давления вдоль хорды на верхней поверхности крыла NLF-0415(2).

После проведения расчетов были получены значения локального числа Рейнольдса  $u^+$  для сеток объемом 600, 1400 и 2300 тысяч элементов. Они находились в пределах 55-65, 8-12 и 1-5, соответственно.

### **Выводы**

Можно сделать вывод, что для приемлемого разрешения пограничного слоя для выбранной модели турбулентности, значение  $u^+$  должно находиться в интервале, не превышающем 10.

Таким образом, проведенное исследование подтвердило предположение о влиянии качества сеточной модели на результаты численного моделирования.

Показано, что значительное влияние на достоверность описания режима течения в пограничном слое оказывает выбор модели турбулентности и адекватного локального числа Рейнольдса параметра  $u^+$ .

В ходе проведенных расчётов были также получены суммарные и распределённые аэродинамические характеристики профиля крыла NLF-0415(2).

### **Библиографический список**

1. Ребров С.Г., Голиков А.Н., Голубев В.А., Молчанов А.М., Яхина Г.Р. Численное моделирование процесса смесеобразования в модельной камере сгорания с лазерным зажиганием при работе на компонентах кислород-водород, кислород-метан // Труды МАИ, 2013, №69: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=43154>

2. Кравчук М.О., Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В. Вопросы моделирования турбулентности для расчета сверхзвуковых высокотемпературных струй // Труды МАИ, 2015, №82: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58536>
3. Вершков В.А., Воронич И.В., Вышинский В.В. Методические особенности численного моделирования в рамках сеточных методов поля течения около несущего винта на режиме висения с учетом вихревой структуры // Труды МАИ, 2015, №82: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58628>
4. Краев В.М., Янышев Д.С. Проблемы расчёта переходных процессов при турбулентном течении в каналах электроустановок ЛА // Труды МАИ, 2010, №37: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=13415>
5. Платонов. И.М. Решение задачи горения водорода в сверхзвуковом потоке с помощью модуля Ansys CFX // Труды МАИ, 2015, №82: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58562>
6. Щербаков М.А., Марчуков Е.Ю., Картовицкий Л.Л. Вихревое структурирование газового потока в компрессорной решетке // Труды МАИ, 2010, №41: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=23816>
7. Большунов К.Ю. Бабулин А.А. Применение численных методов при определении АХ самолета с учетом обледенения // Труды МАИ, 2012, №51: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29088>
8. Сакорнсин Р., Попов С.А. Улучшение аэродинамических характеристик комбинированного крыла путем добавления треугольного выступа // Труды МАИ, 2013, №65: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35943>

9. Корнев С.В., Артамонова Л.Г. Требования к расчётным сеткам для решения задач внешней дозвуковой аэродинамики летательных аппаратов // Труды МАИ, 2012, №61: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35639>
10. Saric W.S., Reed H.L. Crossflow Instabilities. Theory & Technology, AIAA 41st Aerospace Science Meeting & Exhibit, 2003, 10p.
11. Haynes T.S. & Reed H.L. Simulation of swept-wing vortices using nonlinear parabolized stability equations, J. Fluid Mech., 2000, №405, pp.325-349.
12. Menter F.R., Smirnov P.E., Liu T., Avancha R. A One-Equation Local Correlation-Based Transition Model, Flow Turbulence and Combustion, 2015, №95, pp. 583-619.
13. Вождаев В.В., Теперин Л.Л. Методика численного моделирования ламинарно-турбулентного перехода на скользящем крыле // CADFEM REVIEW. 2015. №02. С. 12-15.