

## **Анализ результатов математического моделирования натекания дозвукового потока на профили лопаток в двухмерной постановке**

**Ша М.\*, Агульник А.Б.\*\* , Яковлев А.А.\*\*\***

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

*\*e-mail: zxn661029@163.com*

*\*\*e-mail: agulnik201@mail.ru*

*\*\*\*e-mail: tempero.m@gmail.com*

### **Аннотация**

В настоящее время приобретает большую актуальность численное решение уравнений, описывающих математические модели обтекания летательных аппаратов и их частей. При проектировании элементов, как планера самолета, так и авиационного двигателя широко применяются методы математического моделирования. В данной статье рассматриваются результаты численного моделирования натекания дозвукового потока на аэродинамические профили NASA-0012 и NASA-0006 в двумерной постановке в программном комплексе Ansys ICEM-Fuent, можно распространить на расчет лопаточных машин с дозвуковым профилем лопатки.

Проведено сравнение полученных результатов для различных моделей турбулентности с результатами экспериментальных продувок и с численными экспериментами других авторов. Использовались модели турбулентности Spalart-Allmaras,  $k$ - $\xi$ ,  $k$ - $\omega$ -sst, Transition-SST. Установлено, что полученные значения

аэродинамического коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$ , вычисленные по двум сеткам, практически совпадают.

**Ключевые слова:** Ansys ICEM-Fluent, расчетная сетка, модель турбулентности, аэродинамические коэффициенты, численные методы.

Аэродинамические характеристики лопаточных машин могут быть определены с высокой точностью путем экспериментальных исследований моделей в аэродинамических трубах. Однако стоимость подобных экспериментов достаточно высока и, кроме этого, данный метод исследований не позволяет проводить полномасштабную оптимизацию всех геометрических параметров. В связи с этим все большую актуальность приобретает численное моделирование.

В работе использованы численные методы математического моделирования, основанные на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Выбор этих методов исследования обоснован наличием явных преимуществ численного решения задач на предварительном этапе аэродинамического проектирования. Основными преимуществами использования расчетных методов по сравнению с экспериментальными считаются [1]:

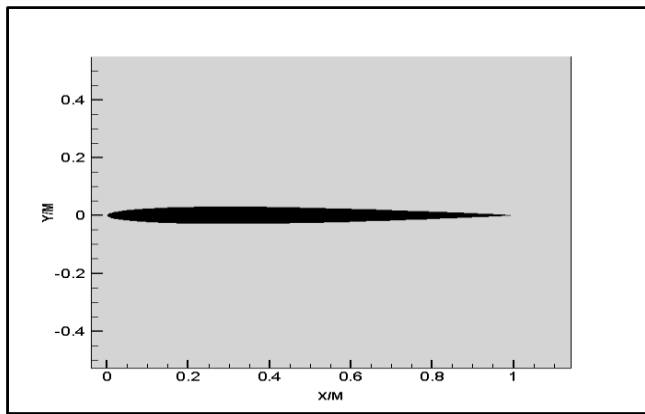
- существенное сокращение времени исследования;
- снижение затрат на исследование в широком диапазоне изменения параметров;
- инвариантность решения задач;
- комплексное решение задач в интересующей области исследования;

– возможность моделировать не только идеализированные условия, но и реальные условия эксплуатации летательных аппаратов.

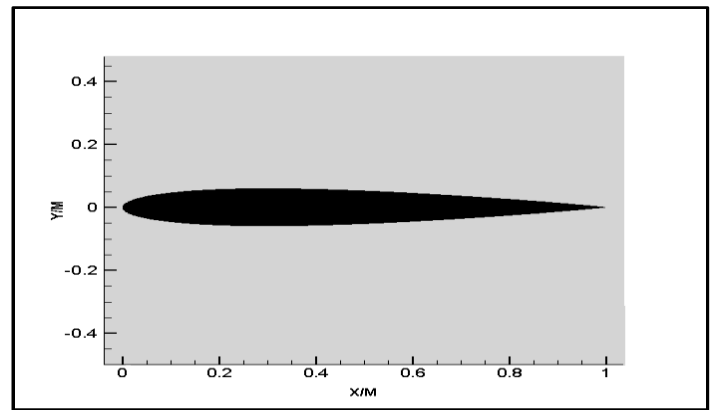
Численное исследование проводилось в программном комплексе Ansys ICEM-Fuent [2]. При этом рассматривались модели турбулентности Spalart-Allmaras, k- $\xi$ , k- $\omega$ -sst, Transition-sst [2]. Моделирование проводилось на расчетных сетках, построенных в программе Ansys ICEMе [3].

В качестве объекта исследования были взяты единичные профили НАСА-0006 и НАСА-0012 (рис.1) [4]. Одним из основных этапов методов математического моделирования является построение расчётных сеток, к которым предъявляются определённые требования по 2 топологии, способу построения, качеству и др [5]. Так в работе [6] сформулированы основные требования к расчётным сеткам. В этой работе указывается на то, что первая ячейка сетки должна отходить от поверхности обтекаемого тела на расстояние  $h$  равное  $10^{-5} \dots 10^{-6}$  хорды крыла –  $b$ , обеспечивая тем самым допустимую погрешность расчёта характеристик пограничного вязкого слоя. Однако при решении трёхмерных задач достижение такого условия не всегда возможно из-за недостаточной мощности вычислительных ресурсов.

Вид сеточной и передней части модели профили НАСА-0006 показан на рис. 2а и 2б. Расчетная сетка с размером 35017 ячеек.



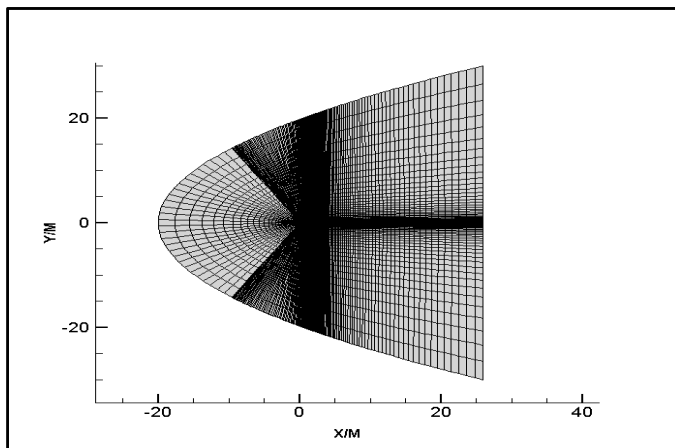
*a)*



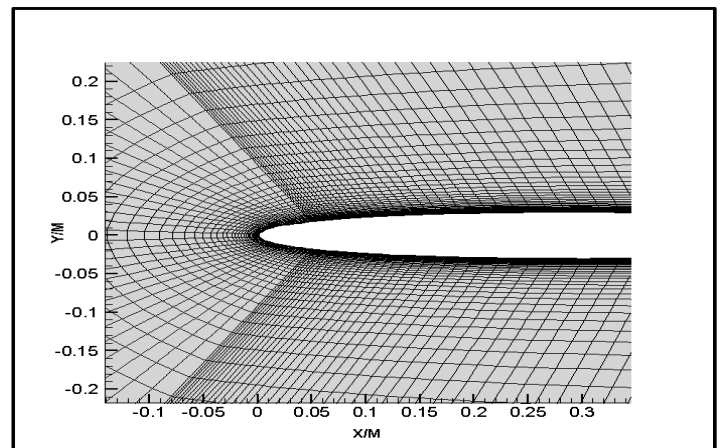
*б)*

Рис.1. Геометрические модели исследуемых лопатных профилей

NACA-0006 (*a*) и NACA-0012 (*б*).



*a)*



*б)*

Рис. 2. Вид сеточной и передней части модели профиля NASA-0006.

В процессе проведения математического моделирования натекания дозвукового потока на профиль NACA-0012 был получен ряд данных и проведено сравнение с экспериментом. Для проверки проведено сравнение полученных результатов с данными других авторов [7]. Геометрические характеристики модели были взяты из [4]. На рис. 3 представлена геометрическая модель профиля NACA-0012.

Исследования при численном расчете моделирования натекания дозвукового потока на профиль NACA0012 проводились на двух расчетных сетках, которые были

созданы в программе Ansys ICEM. Вид сеточной модели и передней части сечения крыла представлены на рис 4а и 4б соответственно. Расчетная сетка составила порядка 125000 ячеек. Первая ячейка сетки сильно приближено к поверхности тела и для сохранения рекомендуемого шага сгущения 1,2 требуется увеличить число разбиений сетки во всех направлениях, тогда получается сетка аналогичного качества для трехмерной задачи.

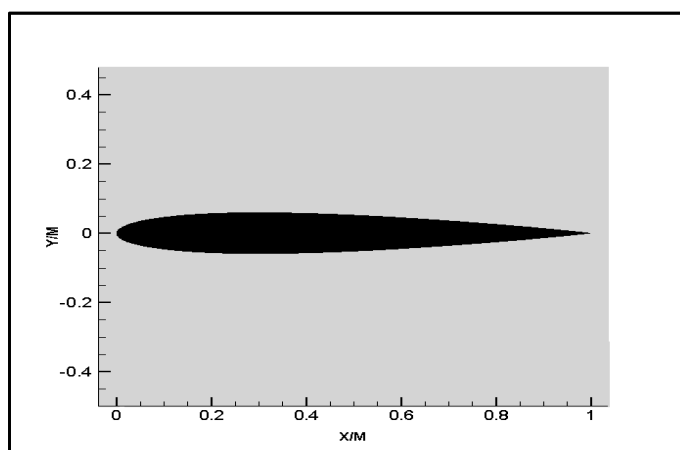
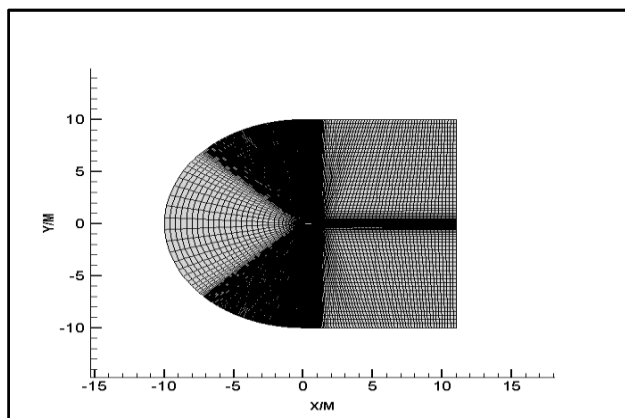
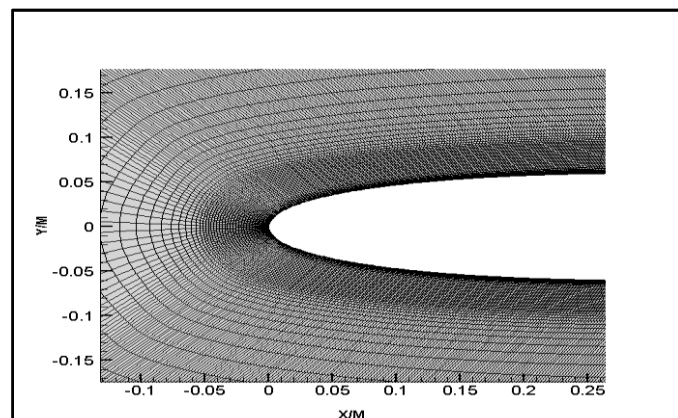


Рис. 3. Геометрическая модель профиля NACA-0012.



а)



б)

Рис. 4. Сеточная модель профиля NACA-0012 в двумерном виде.

Для проведения численно расчета граничные условия были выбраны следующим образом:

- Число Маха небегающего потока  $M=0.184$ ;
- Число Рейнольдса  $Re=3500000$ ,  $Re=6000000$ ,  $Re=8000000$ ;
- Модели турбулентности: Spalart-Allmaras,  $k-\xi$ ,  $k-\omega$ -sst, Transition SST;
- Текущее давление  $P=1$  атм;
- Тип рабочего тела: идеальный газ.

При анализе результатов были взяты данные эксперимента из [5], которые представлены на рис. 5 и в таблице 1. На графике цифры 1, 2, 3 соответствуют режимам расчета для чисел Рейнольдса представленных в таблице 1.

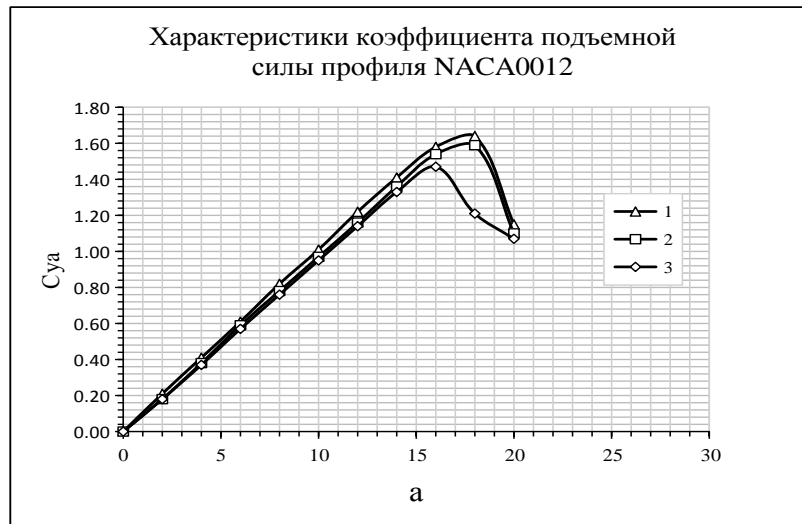


Рис. 5. График характеристики коэффициента подъемной силы профиля NACA0012.

Таблица 1

№	Re
1	8000000
2	6000000
3	3500000

Согласно графику характеристики коэффициента подъемной силы профиля NASA0012 (рис. 5) снимались значения, показанные в таблице 2.

Таблица 2

$\alpha$	$C_{ya}$ при $Re=3500000$	$C_{ya}$ при $Re=6000000$	$C_{ya}$ при $Re=8000000$
0	0.0000	0.0000	0.0000
2	0.1800	0.1800	0.2100
4	0.3700	0.3800	0.4100
6	0.5700	0.5900	0.6100
8	0.7600	0.7800	0.8200
10	0.9500	0.9700	1.0100
12	1.1400	1.1600	1.2200
14	1.3300	1.3600	1.4100
16	1.4700	1.5400	1.5800
18	1.2100	1.5900	1.6400
20	1.0700	1.1000	1.1500

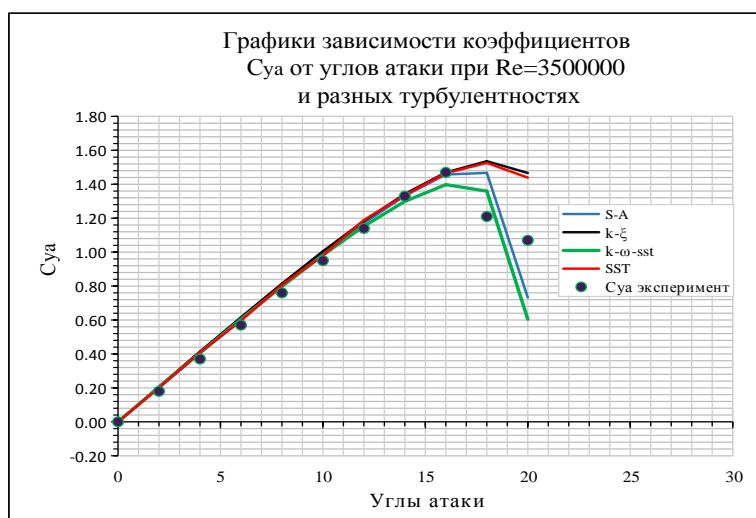
В результате численного расчета были получены значения, по которым построены графики зависимости коэффициента  $C_{ya}$  от углов атаки при разных числах Рейнольдса и моделях турбулентности. Графики представлены на рис. 6а, 6б, 6в:

На рис. 6а показаны результаты соответствующие режиму по числу Рейнольдса  $Re=3500000$ . Видно, что расчетные значения практически совпадают с экспериментальными данными в диапазоне углов атаки с  $0^\circ$  до  $16^\circ$ , а после  $18^\circ$

появился отрыв потока на всех типах моделей турбулентности. При этом более полное совпадение получено при использовании модели турбулентности Spalart-Allmaras.

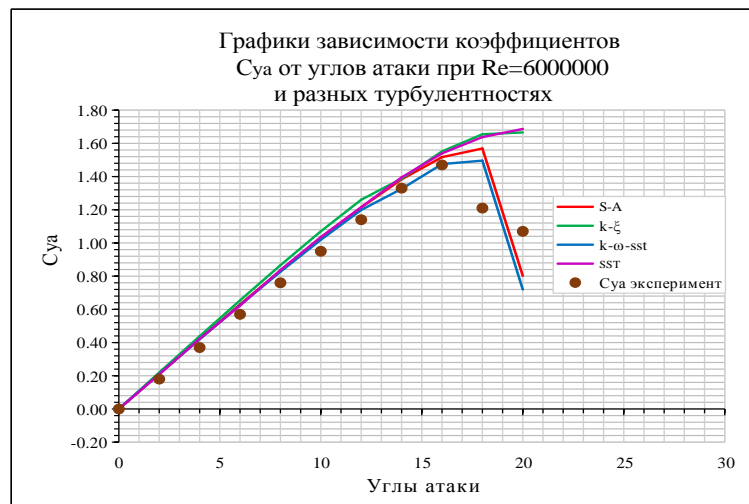
Результаты моделирования соответствующие режиму по числу Рейнольдса  $Re=6000000$  представлены на рис. 6б. Можно отметить, что в диапазоне углов атаки от  $0^\circ$  до  $16^\circ$  значения расчета были сходны с значениям эксперимента, а после  $18^\circ$  при использовании моделей турбулентности Spalart-Allmaras и  $k-\omega$ -sst появился отрыв потока. Видно, что наиболее качественное совпадение с значениями эксперимента наблюдается при использовании модели турбулентности  $k-\omega$ -sst.

На рис. 6в показаны результаты соответствующие режиму по числу Рейнольдса  $Re=8000000$ . Видно, что в диапазоне углов атаки с  $0^\circ$  до  $16^\circ$  значения расчета, как и в предыдущих случаях близки к экспериментальным данным, а после  $18^\circ$  при моделях турбулентности Spalart-Allmaras и  $k-\omega$ -sst появился отрыв потока. Заметно, что больше всего расчетные значения совпадают с значениями эксперимента при использовании модели турбулентности  $k-\omega$ -sst.

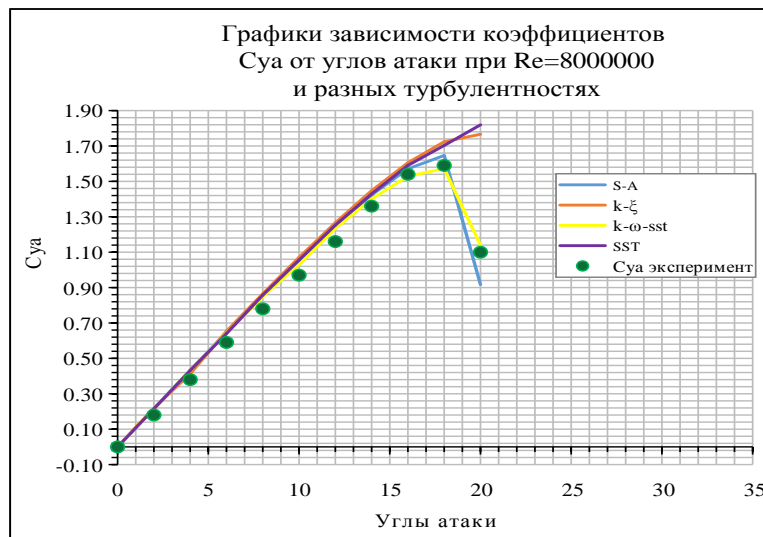


а)





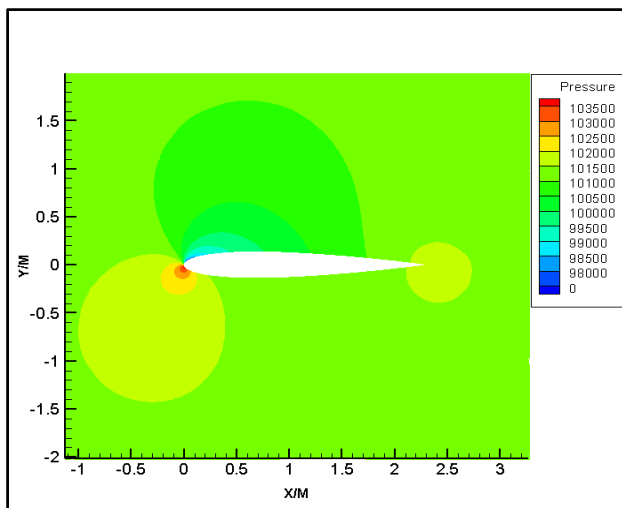
б)



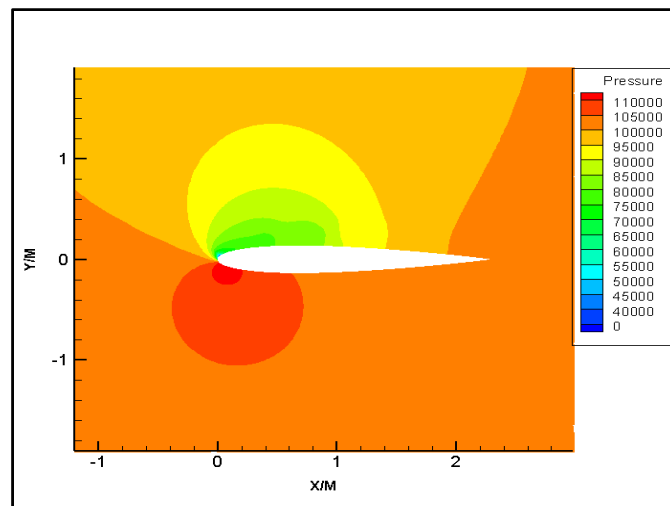
в)

Рис. 6. Графики зависимости коэффициента  $C_{ya}$  от углов атаки для разных значений числа Рейнольдса и моделей турбулентности.

На рис. 7а показано поле статического давления при угле атаки  $4^\circ$ , а на рис. 7б представлено поле статического давления при угле атаки  $14^\circ$ . Результаты соответствуют расчету для модели турбулентности k- $\omega$ -sst при  $Re=8000000$ .



a)



б)

Рис. 7. Поле статического давления при углах атаки  $4^\circ$  и  $14^\circ$ .

Проведение численного исследования на представленных режимах по числу Рейнольдса и рассматриваемых моделях турбулентности позволило выявить наиболее оптимальный вариант, а именно режим соответствующий  $M=0,184$ ,  $Re=8000000$ , модель турбулентности k- $\omega$ -sst.

На всех расчетных режимах наблюдается хорошее качественное совпадение результата, при этом отличие результатов в районе передней кромки профиля может быть обусловлено влиянием геометрии расчетной сетки.

Проведенное численное исследование показало, что выбранные расчетные сетки и модель турбулентности могут быть использованы для проведения анализа натекания дозвукового потока на крыловые и лопаточные профили.

### Библиографический список

1. Патанкар С.В. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости. - М.: Энергоатомиздат, 1984. - 152 с.

2. Yu Y., Zhang J., Jiang L. Course FLUETN. - Bei Jing: Bei Jing Institute of Technology Press, 2008. - 292 p.
3. Xie L., Zhao X. Ansys CFX fluid analysis and simulation. - Bei Jing: Publishing House of Electronics Industry, 2013. – 142 p.
4. NACA 0012 AIRFOILS - NACA 0012 airfoil,  
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>
5. Корнев С.В., Артамонова Л.Г. Требования к расчётным сеткам для решения задач внешней дозвуковой аэродинамики летательных аппаратов // Труды МАИ. 2012. № 61. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35639>
6. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Применение численных методов в задачах аэродинамического проектирования. - Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. 2673. - М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2007. -141 с
7. Горяинов А.А. Руководство для конструкторов.– М.: Бюро новой техники НКАП, 1943. Т. 1 «Аэродинамика, гидромеханика, прочность». – 1053 с.