

АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ ОБТЕКАНИЯ ПРОФИЛЯ В РАБОЧЕЙ ЧАСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ МАЛЫХ СКОРОСТЕЙ

В.Т. Буй

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
e-mail: vantien06@gmail.com

Проведено обоснование математической модели двумерного течения в рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей T-500 и в свободном потоке путем сравнения экспериментальных результатов и расчетных данных с использованием уравнений Навье–Стокса, SST и $k-\varepsilon$ -моделей турбулентности. Изучены поля скоростей в рабочей части аэродинамической трубы как в присутствии профиля, так и без него в рамках плоской задачи. Определены углы скоса потока при обтекании профиля в рабочей части аэродинамической трубы и в свободном потоке. Представлены результаты расчетов аэродинамических характеристик профиля при углах атаки от 0 до 20° и числах Рейнольдса $6,3 \cdot 10^5$, $2,88 \cdot 10^6$, $4 \cdot 10^6$. Для числа Рейнольдса $6,3 \cdot 10^5$ выявлены различия в зависимостях аэродинамических характеристик профиля от угла атаки при обтекании профиля ЦАГИ В 12% в свободном потоке и в аэродинамической трубе.

Ключевые слова: поле скоростей, аэродинамическая труба, аэродинамические характеристики, угол скоса.

ANALYSIS OF PARAMETERS OF THE FLOW AROUND AN AIRFOIL IN THE TEST SECTION OF THE LOW-SPEED WIND TUNNEL

V.T. Bui

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
e-mail: vantien06@gmail.com

The mathematical model of the 2D-flow in the test section of the T-500 low-speed wind tunnel and in the undisturbed stream is justified by comparison of results of calculations, using Navier–Stokes equations together with SST and $k-\varepsilon$ turbulence models, and test data. The flow patterns in the wind-tunnel test section with both airfoil presence and without it are studied for 2D case. The wash angles for the flow around the airfoil in the wind-tunnel test section and in the undisturbed stream are determined. The calculations results of aerodynamic characteristics of the airfoil at angles of attack from 0 to 20° and with Reynolds numbers of $6.3 \cdot 10^5$, $2.88 \cdot 10^6$, and $4 \cdot 10^6$ are presented. For Reynolds number of $6.3 \cdot 10^5$, differences are revealed in dependences of the airfoil's aerodynamic characteristics on angle of attack in flow around the TsAGI V 12% airfoil in the undisturbed stream and the wind tunnel.

Keywords: flow pattern, wind tunnel, aerodynamic characteristics, wash angle.

Модельный эксперимент в аэродинамической трубе (АТ) до сих пор является основой для формирования базы данных летательных аппаратов. Наряду с основными критериями подобия важную роль при планировании и выполнении аэродинамического эксперимента играют размер модели по отношению к размерам поперечного сечения рабочей части АТ, ее расположение в рабочей части, режимы и типы испытаний (весовые, дренажные, струйные и т.д.).

Размер модели и ее положение в рабочей части (АТ) определяют картину течения, которая должна быть кинематически подобна натуре. Для определения максимально допустимого размера модели используют коэффициент загрузки АТ $\xi = S_1/S_2$, где S_1 — предельно допустимая площадь проекции модели на плоскость поперечного сечения рабочей части АТ, S_2 — площадь этого поперечного сечения. Установленное опытным путем значение коэффициента загрузки для АТ малых скоростей $\xi \approx 0,05$ [1] не учитывает конструктивные особенности трубы, модели, типа испытаний и др. Анализ влияния этих особенностей с использованием CFD методов позволяет правильно выбрать масштаб модели и ее положение в рабочей части для конкретного вида испытаний, что повышает точность прогнозируемых значений аэродинамических характеристик летательного аппарата.

Существенное влияние на аэродинамическое нагружение модели в рабочей части АТ оказывает число Рейнольдса. В частности анализ экспериментальных данных по результатам испытания профиля NASA-0012 в более, чем сорока АТ [2] позволил установить существенное влияние числа Рейнольдса на коэффициент подъемной силы $C_{y\alpha}$, а также на минимальное значение лобового сопротивления. На аэродинамический коэффициент заметное влияние оказывает также снос потока при обтекании модели, который может отличаться для течения в рабочей части АТ и в невозмущенном потоке.

Априори влияние перечисленных факторов не известно и может быть проанализовано по результатам математического моделирования. Учет влияния этих факторов позволяет корректно переносить результаты модельных испытаний на натурные условия.

Известные методы расчета АТ [3] основаны на теории одномерного течения и эмпирических зависимостях [4] и не позволяют рассмотреть локальные особенности течения. В этой связи далее рассматривается в двумерном приближении течение в сопле, рабочей части и диффузоре АТ Т-500 (МГТУ им. Н.Э. Баумана) как в присутствии модели, так и без нее. Исследуется влияние используемой модели турбулентности и числа Рейнольдса на аэродинамические характеристики профиля крыла с использованием пакета ANSYS Fluent.

Постановка задачи. Аэродинамическая труба малых скоростей в качестве обязательных конструктивных элементов содержит форкамеру с хонейкомбом и выравнивающими сетками, сопло, рабочую часть, диффузор, решетки поворотных профилей, обратный канал, вентилятор. Рабочая часть может быть как открытого, так и закрытого типа.

Рассмотрим течение в открытой рабочей части АТ малых скоростей Т-500 с вентиляторным приводом.

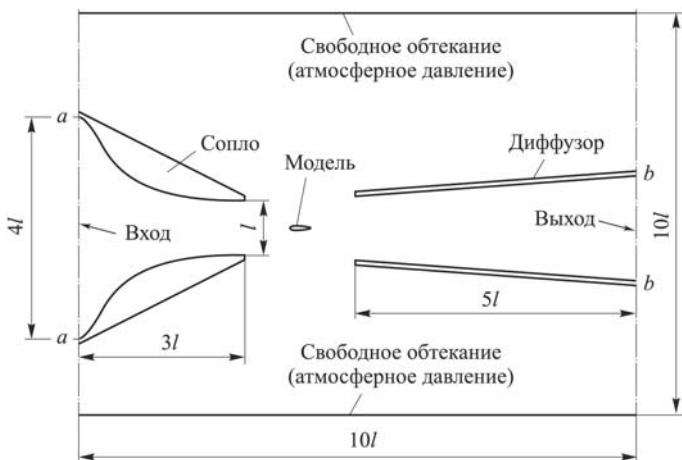


Рис. 1. Эскиз расчетной области

Взаимное расположение сопла, рабочей части и диффузора, а также их размеры приведены на рис. 1, где l – размер среза сопла, $l = 500$ мм – высота выходного сечения сопла. Высота выходного сечения диффузора равна 600 мм.

Средняя точка профиля расположена на расстоянии $x = 500$ мм от среза сопла на осевой линии рабочей части АТ. Сечение $x = 0$ соответствует срезу сопла.

Математическая модель течения. Основой математической модели течения являются уравнения Навье–Стокса, записанные в форме законов сохранения. Расчетная область разбивается на большое число конечных элементов, и решение уравнений сохранения проводится для каждого из них.

Уравнения Навье–Стокса для несжимаемого двумерного потока в декартовой системе координат принимают вид

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_x}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_x}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial y} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \Delta V_x; \\ \frac{\partial V_y}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_y}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_y}{\partial y} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \Delta V_y. \end{aligned}$$

Используемая модель турбулентности. В расчетах были использованы модели турбулентности: k - ε , SST. Уравнения переноса кинетической энергии k турбулентности и скорости ε диссипации энергии турбулентности для k - ε модели в неподвижной системе координат выглядят следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{\partial k}{\partial t} + \vec{V}_i \frac{\partial k}{\partial x_i} &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\nu + \frac{\nu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + \tau_i \frac{\partial \vec{V}_i}{\partial x_i} - \varepsilon; \\ \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \vec{V}_i \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\nu + \frac{\nu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + c_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \tau_i \frac{\partial \vec{V}_i}{\partial x_i} - c_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k}, \end{aligned}$$

где τ_i — тензор касательных напряжений; i — индексы, принимающие значения x, y и определяющие направления осей x, y декартовой системы координат; $\sigma_k = 1$ и $\sigma_\varepsilon = 1,3$ — турбулентные числа Прандтля для k и ε соответственно; $c_{\varepsilon 1}$ и $c_{\varepsilon 2}$ — постоянные модели.

В расчетах были приняты следующие значения постоянных: $c_{\varepsilon 1} = 1,44$; $c_{\varepsilon 2} = 1,92$; $\nu_T = c_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$; c_μ — эмпирический коэффициент пропорциональности, $c_\mu \approx 0,09$.

К числу двухпараметрических диссипативных моделей турбулентности относится k - ω -модель, являющаяся более точной для расчета сложных течений. В случае двумерного течения эта модель описывается уравнениями кинематической вязкости

$$\nu_T = \frac{k}{\omega},$$

турбулентной кинетической энергии пульсаций

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \vec{V}_i \frac{\partial k}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\nu + \nu_T) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + \tau_i \frac{\partial \vec{V}_i}{\partial x_i} - \beta^* k \omega,$$

удельной скорости пульсации турбулентной энергии

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \vec{V}_i \frac{\partial \omega}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\nu + \sigma \nu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + \alpha \frac{\omega}{k} \tau_i \frac{\partial \vec{V}_i}{\partial x_i} - \beta \omega^2.$$

Здесь коэффициент замыкания и вспомогательные функции определяются следующими выражениями:

$$\beta^* = \beta_0^* f_{\beta^*}; \quad \beta_0^* = \frac{9}{100};$$

$$f_{\beta^*} = \begin{cases} 1 & \text{при } \chi_k \leq 0; \\ \frac{1 + 680\chi_k^2}{1 + 400\chi_k^2} & \text{при } \chi_k \geq 0; \end{cases} \quad \chi_k = \frac{1}{\omega^3} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i};$$

$$\sigma = \frac{1}{2}; \quad \alpha = \frac{13}{25}; \quad \beta = \beta_0 f_\beta; \quad \beta_0 = \frac{9}{125}; \quad f_\beta = 1.$$

В настоящей работе применяется модель SST, которая представляет собой суперпозицию k - ε - и k - ω -моделей [5].

Граничные условия. Для расчета течения в рабочей части АТ граничные условия задаются следующим образом: на левой границе расчетной области ($a - a$, см. рис. 1) задается постоянный профиль скорости, значение которой определяется путем итеративного процесса вычисления для восстановления заданной скорости потока на выходе из сопла. На правой границе расчетной области ($b - b$, см. рис. 1)

задается условие постоянного массового расхода, на остальных границах расчетной области — атмосферное давление. На стенках и на поверхностях модели задается условие прилипания.

Для расчета обтекания профиля крыла в свободном потоке на правой границе расчетной области задается давление окружающей среды, на остальных границах — условия свободного потока, на поверхности профиля крыла — условие прилипания.

Решаемая задача включает в себя: расчет течения в рабочей части АТ при отсутствии модели; расчет обтекания профиля крыла в рабочей части АТ; расчет течения около профиля крыла в свободном потоке.

Расчет течений проводился с помощью пакета ANSYS Fluent, который реализован методом конечных элементов. При этом использовались адаптивные регулярные расчетные сетки с изменяемым размером ячейки. Вблизи твердых поверхностей (сопло, диффузор, профиль) размер ячейки выбирался таким образом, чтобы поперек пограничного слоя присутствовало 10 расчетных узлов.

Расчетная сетка приведена на рис. 2. Толщину первой пристеночной ячейки принимаем 1 мм. Следующие ячейки увеличиваются в 1,2 раза по сравнению с предыдущей ячейкой. Число элементов равно 41204.

Результаты численного моделирования течения вязкой жидкости существенно зависят от используемой модели турбулентности, выбора расчетной сетки, числа ее узлов, граничных условий и вычислительного алгоритма. Поэтому при использовании универсальных пакетов типа ANSYS Fluent необходимо провести его верификацию для решения рассматриваемой задачи. Такая верификация проводилась по результатам сравнения расчетных и экспериментальных данных о полях скоростей в рабочей части, распределении коэффициента давления на профиле и влиянии числа Рейнольдса на аэродинамические коэффициенты профиля.

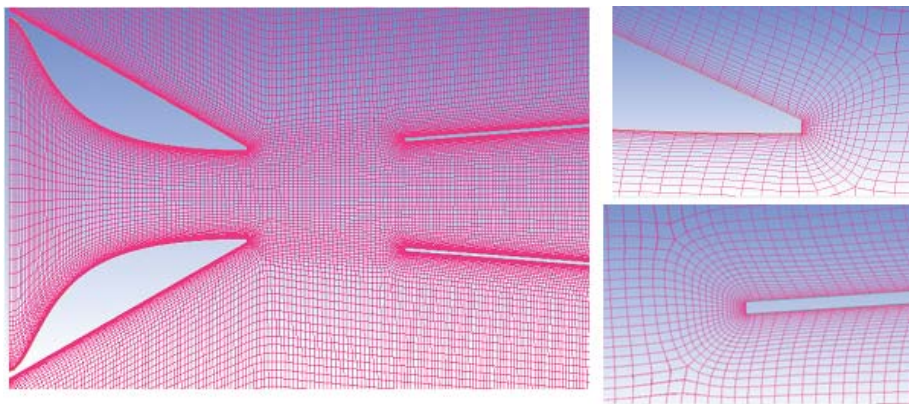


Рис. 2. Расчетная сетка

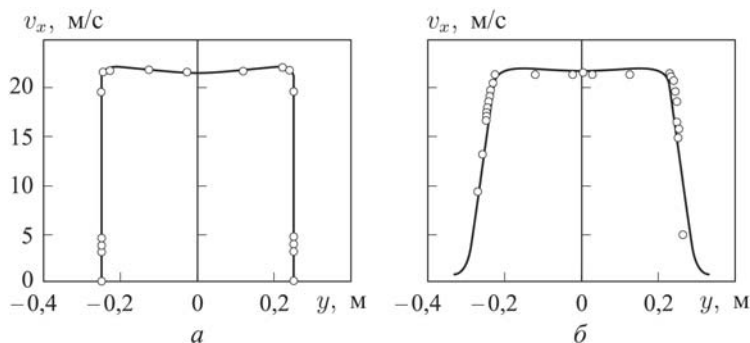


Рис. 3. Расчетные и измеренные профили скорости в рабочей части АТ (скорость на срезе сопла $v = 21,6$ м/с):
 $a - x = 0$ мм; $b - x = 300$ мм; \circ — эксперимент; — — расчет

Сравнение экспериментальных и расчетных данных о распределении скоростей в рабочей части АТ Т-500 проведено при скорости потока на срезе сопла ($x = 0$) $v = 21,6$ м/с в сечениях $x = 0, 100, 200, 300$ мм. В качестве примера результаты такого сравнения для продольной компоненты скорости v_x приведены на рис. 3, *a* для $x = 0$ и на рис. 3, *b* для $x = 300$ мм. Кружками указаны результаты измерений, которые хорошо согласуются с данными математического моделирования. Результаты математического моделирования указывают на слабую неравномерность поля скоростей в рабочей части АТ. Максимальное отклонение Δv_x составляет 0,6 м/с при $x = 300$ мм. Профили скорости, полученные в рамках моделей турбулентности $k-\varepsilon$ и SST, практически совпадают друг с другом. Максимальное отличие не превышает 0,07 м/с (0,3 %).

Предварительные расчеты обтекания профиля ЦАГИ В 12 % в рабочей части АТ Т-500 показали различие значений аэродинамических коэффициентов C_{ya} и C_{xa} при использовании моделей турбулентности SST и $k-\varepsilon$. В связи с этим при использовании моделей турбулентности SST и $k-\varepsilon$ были проведены сравнения результатов расчетов обтекания профиля NASA-0012 в свободном потоке с экспериментальными данными, полученными в более чем 40 АТ США при различных числах Рейнольдса [2]. Координаты профиля крыла NASA-0012 в безразмерном виде представлены в табл. 1. В этой таблице $b = 200$ мм — хорда профиля.

Зависимости $C_{ya}(\alpha)$ и $C_{xa}(\alpha)$ профиля NASA-0012 в свободном потоке при числе $Re = 2,88 \cdot 10^6$, определенном по длине хорды профиля, и при использовании моделей турбулентности SST и $k-\varepsilon$ приведены на рис. 4 [2]. На этом графике приведен также разброс экспериментальных значений $C_{ya \max}$, $C_{xa \min}$ в виде заштрихованной области [2]. Сравнение экспериментальных и расчетных (SST-модель) значе-

Координаты профиля NASA-0012

| | | | | | | | | | |
|-------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| x/b | 0 | 0,0005 | 0,001 | 0,0025 | 0,005 | 0,0075 | 0,01 | 0,0125 | 0,015 |
| y/b | 0 | 0,004 | 0,0056 | 0,0087 | 0,0122 | 0,0149 | 0,017 | 0,0189 | 0,0206 |
| x/b | 0,02 | 0,03 | 0,04 | 0,05 | 0,06 | 0,08 | 0,1 | 0,12 | 0,14 |
| y/b | 0,0236 | 0,0284 | 0,0323 | 0,0355 | 0,0383 | 0,043 | 0,0469 | 0,0499 | 0,0524 |
| x/b | 0,16 | 0,18 | 0,2 | 0,225 | 0,25 | 0,275 | 0,3 | 0,325 | 0,35 |
| y/b | 0,0544 | 0,056 | 0,0574 | 0,0586 | 0,0594 | 0,0599 | 0,06 | 0,0599 | 0,0595 |
| x/b | 0,375 | 0,4 | 0,425 | 0,45 | 0,475 | 0,5 | 0,55 | 0,6 | 0,65 |
| y/b | 0,0588 | 0,058 | 0,0569 | 0,0558 | 0,0544 | 0,0529 | 0,0495 | 0,0456 | 0,0413 |
| x/b | 0,7 | 0,75 | 0,8 | 0 | 0,9 | 0,95 | 1 | | |
| y/b | 0,0366 | 0,0315 | 0,0262 | 0,0205 | 0,0145 | 0,008 | 0,0013 | | |

ний $C_{ya}(\alpha)$ и $C_{xa}(\alpha)$ показывает их хорошее совпадение (с учетом погрешности экспериментальных данных).

Увеличение числа Рейнольдса приводит к росту значений $C_{ya \max}$ и угла атаки α , соответствующего $C_{ya \max}$. Расчетные зависимости $C_{ya}(\alpha)$, полученные при использовании модели турбулентности SST, приведены на рис. 5 при числах $Re = 6,3 \cdot 10^5$, $2,88 \cdot 10^6$, $4 \cdot 10^6$. На этом же рисунке приведены также экспериментальные значения [2] $C_{ya \max}$ при $Re = 6,3 \cdot 10^5$, $Re = 4 \cdot 10^6$ (горизонтальные штриховая и штрихпунктирная линии соответственно), которые близки к расчетным значениям.

Следует отметить, что значения постоянных коэффициентов в SST- и $k-\varepsilon$ -моделях были приняты по рекомендациям пакета ANSYS Fluent.

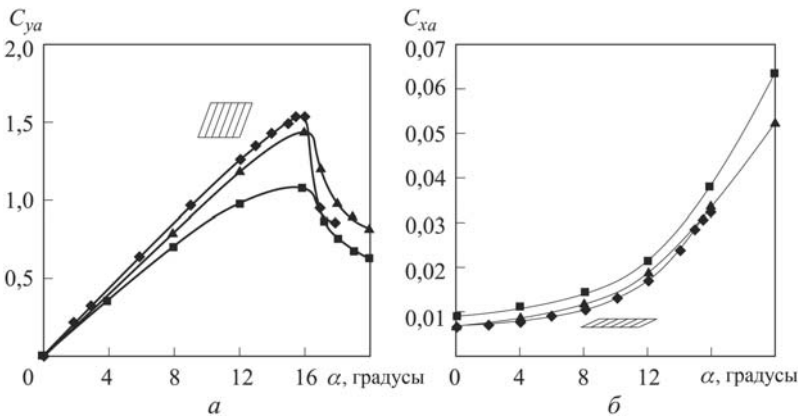


Рис. 4. Коэффициенты подъемной силы (а) и силы лобового сопротивления (б) в зависимости от угла атаки и моделей турбулентности:

◆ — эксперимент; ■ — $k-\varepsilon$ -модель; ▲ — SST-модель

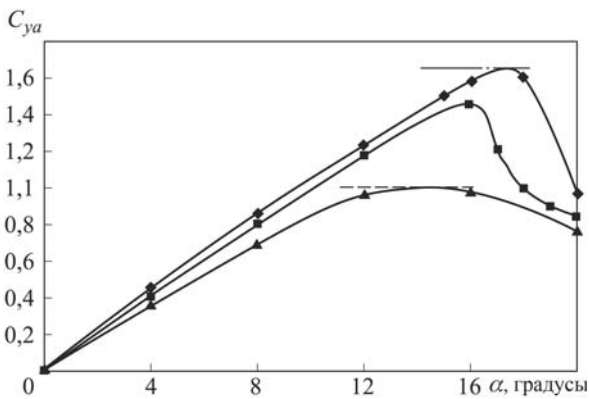


Рис. 5. Зависимости коэффициента подъемной силы профиля NASA-0012 от угла атаки и числа Рейнольдса:
 —▲— $6,30 \cdot 10^5$; —■— $2,88 \cdot 10^6$; —◆— $4 \cdot 10^6$; ---- $C_{ya \max}$ ($Re = 6,3 \cdot 10^5$);
 — $C_{ya \max}$ ($Re = 4 \cdot 10^6$)

По результатам проведенного анализа для расчетов обтекания профиля крыла в свободном потоке и в рабочей части АТ Т-500 использовалась модель турбулентности SST.

Распределения коэффициента давления по профилю ЦАГИ В 12 % (координаты представлены в табл. 2, хорда профиля $b = 200$ мм) с относительной толщиной $\bar{c} = c/b = 0,12$ приведены на рис. 6 для угла атаки $\alpha = 16^\circ$ и числа $Re = 6,3 \cdot 10^5$. На этом рисунке указаны результаты расчета обтекания профиля в свободном потоке, в рабочей части АТ и экспериментальные данные, которые находятся в хорошем соответствии друг с другом. Число элементов расчетной сетки при обтекании профиля в АТ равно 78157, а при обтекании профиля в свободном потоке — 19320.

Таблица 2

Координаты профиля ЦАГИ В 12 %

| | | | | | | | | | |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|------|-------|------|-------|
| x/b | 0 | 0,025 | 0,05 | 0,075 | 0,1 | 0,15 | 0,2 | 0,3 | 0,4 |
| y/b | 0 | 0,021 | 0,031 | 0,037 | 0,042 | 0,05 | 0,055 | 0,06 | 0,059 |
| x/b | 0,5 | 0,6 | 0,7 | 0,8 | 0,9 | 0,95 | 1 | — | — |
| y/b | 0,055 | 0,048 | 0,039 | 0,028 | 0,016 | 0,01 | 0 | — | — |

Численные эксперименты показали, что увеличение числа элементов расчетной сетки не изменяет результаты расчета.

Одним из параметров, определяющих нагружение профиля, является угол схода потока перед профилем $\varepsilon = v_y/v_x$ (градусы), где v_x, v_y — продольная и поперечная составляющие скорости потока.

Распределения угла схода $\varepsilon(y)$ в рабочей части АТ Т-500 и в свободном потоке на расстоянии 200 мм от средней точки перед профилем

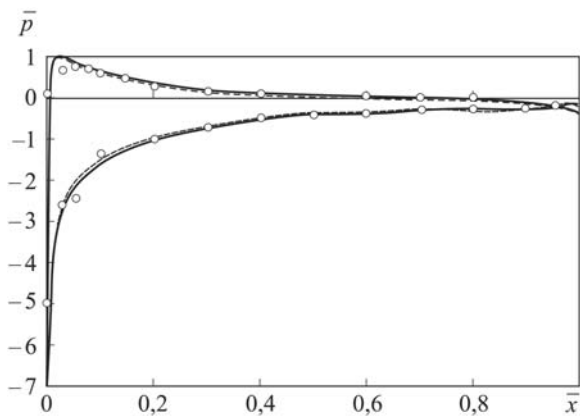


Рис. 6. Распределения коэффициента давления на профиле ЦАГИ В 12 % для угла атаки $\alpha = 16^\circ$:

○ — экспериментальные данные; ---- — профиль в невозмущенном потоке; — — профиль в АТ

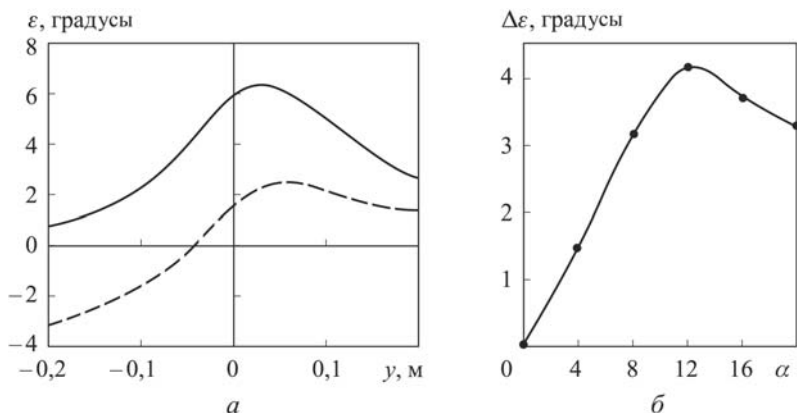


Рис. 7. Распределение углов схода потока в рабочей части АТ (----) и в свободном потоке (—) на расстоянии 200 мм от средней точки перед профилем:

$a - \varepsilon(y)$ при $\alpha = 12^\circ$; $b - \Delta\varepsilon(\alpha)$ при $y = 0$ (■)

ЦАГИ В 12 % приведены на рис. 7 ($\alpha = 12^\circ$). Приведенные зависимости показывают, что различие значения угла схода потока достигает $\Delta\varepsilon \approx 4^\circ$ (рис. 7, a). Зависимость $\Delta\varepsilon(\alpha)$ близка к линейной при $\alpha \leq 12^\circ$ (рис. 7, b). Здесь $\Delta\varepsilon(\alpha)$ равна разности между значениями $\varepsilon(\alpha)$ в свободном потоке и в рабочей части АТ на одинаковом расстоянии перед профилем. При увеличении угла атаки значение $\Delta\varepsilon$ уменьшается, что связано с увеличением коэффициента загрузки ξ и нарушением кинематического подобия при обтекании модели в рабочей части АТ. Линейность зависимости $\Delta\varepsilon(\alpha)$ может служить индикатором кинематического подобия течения в свободном потоке и в рабочей части АТ.

В рабочей части АТ и в свободном потоке наблюдается незначительное различие в зависимостях $C_{xa}(\alpha)$ и $C_{ya}(\alpha)$ при $\alpha \leq 12^\circ$ (рис. 8),

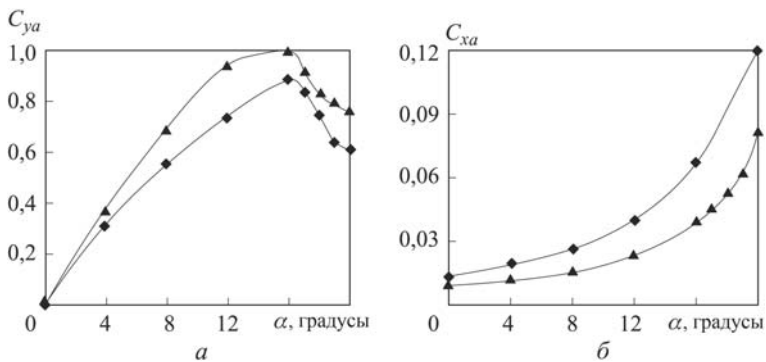


Рис. 8. Зависимости коэффициентов подъемной силы (а) и силы лобового сопротивления (б) от угла атаки при обтекании профиля ЦАГИ В 12 % в свободном потоке (—▲—) и в АТ (—◆—)

полученных при моделировании обтекания профиля ЦАГИ В 12 % при числе $Re = 6,3 \cdot 10^5$, определенном по длине хорды профиля.

Заключение. Численное моделирование течения в рабочей части АТ Т-500 (в двумерном приближении), обтекания профиля в рабочей части АТ и в свободном потоке с использованием уравнений Навье–Стокса и модели турбулентности SST показало хорошее соответствие экспериментальных и расчетных данных, а также позволило установить отличия течений в открытой рабочей части АТ Т-500 и в свободном потоке. В частности, установлено уменьшение угла скоса потока при обтекании профиля в рабочей части АТ по сравнению со свободным потоком.

Предложенная математическая модель двумерного течения в рабочей части АТ хорошо отражает влияние числа Re на аэродинамические характеристики профиля, включая его обтекание на больших углах атаки, и может использоваться при анализе результатов модельных испытаний в АТ малых скоростей.

Автор признателен научному руководителю Лапыгину В.И. за внимание и помощь при выполнении работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Прикладная аэродинамика / под ред. Н.Ф. Краснова. М.: Высш. шк. 1974. 731 с.
2. McCroskey W.J. A critical assessment of wind tunnel results for the NACA 0012 airfoil. NASA Technical Memorandum 100019. Technical Report 87-A-5. 1987.
3. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Часть 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки. Новосибирск. Изд-во НГТУ. 2005. 220 с.
4. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Машиностроение. 1992. 672 с.
5. The Menter shear stress transport turbulence model // <http://turbmodels.larc.nasa.gov>: Turbulence Modeling Resource. 2013. URL <http://turbmodels.larc.nasa.gov/sst.html> (дата обращения 15.02.2013).

REFERENCES

- [1] Krasnov N.F., Koshevoy V.N., Danilov A.N. *Prikladnaya aerodinamika* [Applied aerodynamics]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1974. 731 p.
- [2] McCroskey W.J. A critical assessment of wind tunnel results for the NACA 0012 airfoil. NASA Tech. Memo. 100019. Tech. Rep. 87-A-5, 1987.
- [3] Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta. Chast' 1. Aerodinamicheskie trubny i gazodinamicheskie ustanovki* [Techniques and methods of aerophysical experiment. Part 1. Wind tunnels and gas-dynamic installations]. Novosibirsk, NGTU Publ., 2005. 220 p.
- [4] Idel'chik I.E. *Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniyam* [Handbook of hydraulic resistance]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992. 672 p.
- [5] The Menter shear stress transport turbulence model. Available at: <http://turbmodels.larc.nasa.gov/sst.html> (assessed 15 February 2013).

Статья поступила в редакцию 21.02.2013

Буй Ван Тиен — аспирант кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специализируется в области вычислительной аэрогидродинамики.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

V.G. Bui — post-graduate of “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts” department of the Bauman Moscow State Technical University. Specializes in the field of computational aerohydrodynamics.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.