

УДК 533.6.011.32

Моделирование обтекания модели в закрытой рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей и в свободном потоке

В.Т. Буй, В.И. Лапыгин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

E-mail: vantien06@gmail.com, vil1940@mail.ru

Рассматривается обтекание экспериментальных моделей в закрытой рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей в двумерном приближении. В качестве контура сопла, рабочей части и диффузора принят контур в плоскости симметрии аэродинамической трубы Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича (ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск). Дано сравнение экспериментальных и расчетных данных о распределении скоростей и скоростного напора в рабочей части. Проведен анализ влияния размеров модели, помещенной в рабочую часть трубы, на значения ее аэродинамических коэффициентов. В качестве аэродинамической модели рассматриваются профиль NASA0012 и круговой цилиндр. При длине хорды профиля $b = 20\%$ высоты сопла значения его аэродинамических коэффициентов в свободном потоке и в рабочей части близки друг к другу вплоть до углов атаки $\alpha = 7^\circ$, что соответствует коэффициенту загромождения $\zeta \approx 7\%$. Полученные результаты свидетельствуют о целесообразности учета не только загромождения потока моделью, но и длины этой хорошо обтекаемой модели при выборе ее масштаба. В случае сильно затупленного тела с большим коэффициентом лобового сопротивления допустимый коэффициент загромождения может достигать $\zeta = 10\%$.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, рабочая часть, коэффициент загромождения, математическое моделирование.

Введение

Основным инструментом определения аэродинамических нагрузок на летательный аппарат является аэродинамическая труба (АТ), в которой проводится модельный эксперимент. Размеры модели и конструктивные особенности АТ определяют течение газа около модели, которое может существенно отличаться от обтекания реального летательного аппарата. Действительно, краевые задачи обтекания летательного аппарата свободным (безграничным) потоком и его геометрически подобной модели в рабочей части АТ различны. Эти отличия при обработке результатов испытаний в АТ учитываются введением различных поправок [1]. Такие поправки прежде всего должны учесть интерференцию модели и поддерживающих ее устройств с элементами АТ, включая рабочую часть, сопло и диффузор. Формулы для оценки этих поправок получены на основе линеаризации уравнений движения идеального газа и использования экспериментальных данных [1–3] и корректируются применительно к конструкции конкретной АТ. Процесс корректировки не формализован и длителен.

Более эффективным является использование CFD методов, что позволяет провести корректировку результатов трубных испытаний на основании детального изучения интерференции модели, поддерживающих устройств и границ рабочей части в обозримое время и с прогнозируемой точностью [4, 5]. Эти методы целесообразно использовать при определении допустимого масштаба модели и аэродинамических параметров натурального объекта по результатам трубных испытаний. В частности, анализ обтекания профиля крыла и кругового цилиндра в открытой рабочей части АТ малых скоростей показывает, что даже при достаточно малом коэффициенте загромождения $\zeta \approx 5\%$ аэродинамические коэффициенты модели, определенные для условия свободного обтекания и в рабочей части АТ, могут заметно отличаться друг от друга [6, 7].

Течение около модели в закрытой рабочей части АТ отличается от течения в открытой рабочей части, и в этой связи представляет интерес анализ влияния размера модели на результаты весового эксперимента в АТ с закрытой рабочей частью и определенные допустимого значения коэффициента загромождения.

1. Постановка задачи

Рассмотрим обтекание профиля крыла в закрытой рабочей части АТ малых скоростей на примере дозвуковой АТ Т-324 ИТПМ СО РАН [8]. При решении плоской задачи в качестве контура АТ принимается ее сечение плоскостью симметрии. Взаимное расположение сопла, рабочей части и диффузора, а также их размеры приведены на рис. 1. Координаты контура сопла в плоскости его симметрии приведены в табл. 1 и отличны от сопла Витошинского [9]. В настоящей работе используется правая декартова система координат xOy с центром в середине рабочей части, ось Ox которой совпадает с ее осью симметрии и направлена по потоку. При расчете обтекания модели в АТ ее центр располагался в начале системы координат.

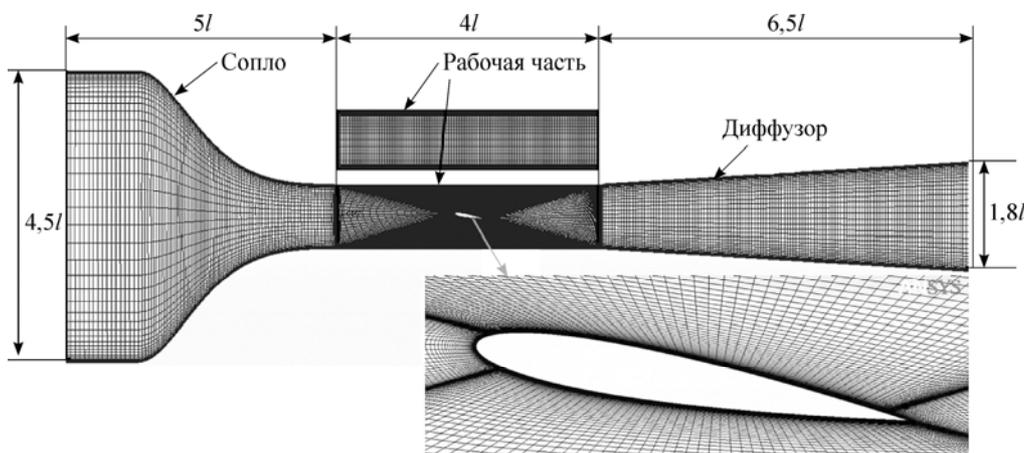


Рис. 1. Эскиз расчетной области и расчетная сетка.
Высота рабочей части $l = 1$ м.

Таблица 1

$x, \text{ м}$	-5	-4,85	-4,75	-4,65	-4,55	-4,45	-4,35	-4,25	-4,15	-4,05	-3,95
$y, \text{ м}$	2,25	2,2032	2,1379	2,0487	1,9414	1,8229	1,6974	1,5697	1,4434	1,3222	1,2075
$x, \text{ м}$	-3,85	-3,75	-3,5	-3,4	-3,2	-3	-2,8	-2,6	-2,4	-2,2	-2
$y, \text{ м}$	1,1	1,01	0,8149	0,756	0,6612	0,5933	0,5478	0,5202	0,5059	0,5007	0,5

Математическая модель плоского течения, используемая в расчетах, рассматривалась в работе [6], она основана на уравнениях Рейнольдса, которые замыкаются SST-моделью турбулентности [10, 11].

Решаемая задача включает расчет течения около профиля крыла в рабочей части и в свободном потоке. Вычисления проводились с использованием пакета ANSYS Fluent. Построение структурированной расчетной сетки выполнено с помощью модуля ANSYS ICEM CFD, который генерирует высококачественные сетки на основе блочных топологий. Размер расчетных ячеек вблизи профиля выбирался так, чтобы поперек пограничного слоя на середине профиля их было не менее десяти. Высота первой пристеночной ячейки составляла 10^{-6} м. Следующие ячейки увеличиваются в 1,1 раза по сравнению с предыдущей ячейкой. Согласно проведенным оценкам, толщина пограничного слоя на середине профиля составляет $\delta \approx 2,5 \cdot 10^{-3}$ м при $Re = 6,3 \cdot 10^5$ и хорде $b = 200$ мм.

При расчете обтекания профиля свободным потоком расчетная область представляла собой сочетание прямоугольника и полуокружности, в центре которой располагалась исследуемая модель (рис. 2). В этом случае линейные размеры расчетной области в продольном направлении составляют 22,5 хорды профиля, а в поперечном направлении — 15. Количество расчетных ячеек составляло 89000. На левой, нижней и верхней границах задавалось значение скорости, равное скорости на выходе из сопла, на правой границе задавалось условие сохранения массового расхода.

При расчете течения в рабочей части АТ задаются следующие условия: на входе в сопло задается равномерный профиль скорости, значение которой определяется путем итеративного процесса вычислений для установления заданной скорости потока на выходе из сопла; на правой границе расчетной области (выход из диффузора) задается условие постоянного массового расхода; на поверхностях сопла, рабочей части, диффузора и модели задается условие прилипания. Расчетная сетка представлена на рис. 1. Количество расчетных ячеек в присутствии модели составляло около 80000. Расчетная сетка в рабочей части при отсутствии модели приведена также на рис. 1. Количество ячеек в этом случае — 37000, а высота первой пристеночной ячейки в рабочей части — $3 \cdot 10^{-4}$ м. Следующие ячейки увеличиваются в 1,2 раза по сравнению с предыдущей ячейкой.

Наряду с количеством ячеек качество расчетной сетки характеризуется значением безразмерного коэффициента высоты первой пристеночной ячейки Y^+ :

$$Y^+ = (Re_x \Delta y / x) \sqrt{C_f / 2},$$

где Δy — высота первой пристеночной ячейки, C_f — коэффициент трения.

Для разных моделей турбулентности значения этого коэффициента различны и для SST-модели $Y^+ < 2$ [12–14]. Зависимости коэффициента высоты первой пристеночной ячейки Y^+ от безразмерной длины хорды профиля (\bar{x}) на его верхней и нижней поверхностях приведены на рис. 3. Из графика видно, что значения Y^+ находятся в допустимых пределах.

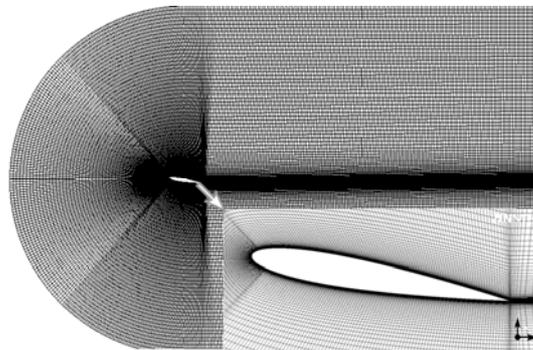


Рис. 2. Расчетная сетка при расчете обтекания профиля крыла свободным потоком.

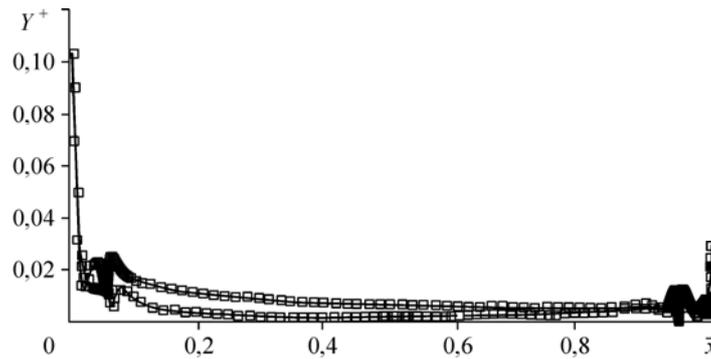


Рис. 3. Распределение значений коэффициента высоты первой пристеночной ячейки на поверхности профиля.

2. Результаты расчетов

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 производилась по результатам сравнения расчетных и экспериментальных данных [8] о поле скоростей в рабочей части АТ Т-324.

2.1. Профиль скоростей в рабочей части аэродинамической трубы

Сравнение экспериментальных [8] и расчетных данных о распределении скоростей и скоростного напора в рабочей части АТ Т-324 при скорости потока на срезе сопла ($x = -2$ м) $V = 35$ м/с приведено на рис. 4 и 5. Профили скорости на входных участках рабочей части АТ Т-324 в ее плоскости симметрии при $x = -2$ и $-1,95$ м приведены в виде зависимостей $\Delta V/V_0$, где по оси абсцисс указано расстояние по высоте рабочей части в долях половины высоты сопла. Здесь V_0 есть значение скорости на оси трубы ($V_0 = 35$ м/с), ΔV — отличие значений местной компоненты скорости V_x по высоте рабочей части от V_0 . На рис. 5 приведены изменения скоростного напора по высоте рабочей части АТ в плоскости ее симметрии при входе в диффузор, отнесенные к скоростному напору при $V_0 = 35$ м/с. На рис. 4, 5 точками указаны экспериментальные значения [8].

Представленные на графиках результаты расчетов и экспериментальные дан-

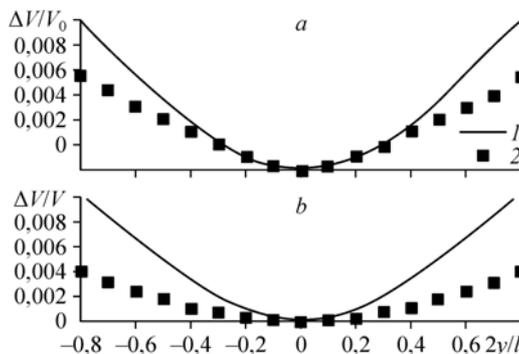


Рис. 4. Профиль скоростей на входных участках рабочей части аэродинамической трубы Т-324. $x = -2$ (а), $-1,95$ (б) м; 1 — расчет, 2 — эксперимент.

ные демонстрируют их хорошую сходимость. Расчеты с использованием $k-\epsilon$ модели турбулентности показали существенное отличие расчетных и экспериментальных данных и ниже не приводятся.

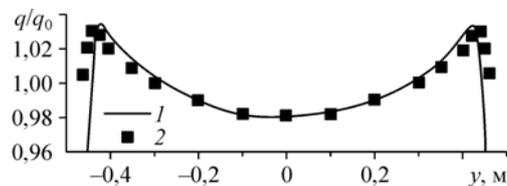


Рис. 5. Профиль безразмерного скоростного напора при входе в диффузор аэродинамической трубы Т-324.

1 — расчет, 2 — эксперимент.

2.2. Аэродинамические характеристики профиля крыла

В качестве аэродинамической модели рассмотрим профиль NASA 0012, аэродинамические характеристики которого детально исследованы в различных аэродинамических трубах [1, 15].

Результаты расчетов обтекания профиля NASA 0012 с длиной хорды $b = 400$ и 200 мм при $Re = 6,3 \cdot 10^5$, приведенные на рис. 6 для условий течения в рабочей части и в свободном потоке, демонстрируют существенное отличие значений $C_{ya}(\alpha)$, $C_{xa}(\alpha)$. При этом характеристики профиля NASA 0012 с длиной хорды $b = 200$ мм практически совпадают с его характеристиками в свободном потоке вплоть до угла атаки $\alpha = 20^\circ$, при котором отличие значений C_{ya} составляет менее 3 %, а C_{xa} — меньше 6 %. Значение коэффициента загромождения рабочей части при $\alpha = 20^\circ$ составляет $\xi = 7,3$ % и определяется как отношение размера проекции модели на линию, перпендикулярную оси трубы к высоте выходного сечения сопла. В то же время для профиля $b = 400$ мм и $\alpha = 4^\circ$ ($\xi = 5,2$ %) отличие значений C_{ya} составляет 7 %, а C_{xa} — 24 %. Таким образом, даже при относительно малом загромождении рабочей части наблюдается значительное отличие аэродинамических характеристик профиля $b = 400$ мм в свободном потоке и в рабочей части АТ.

Уменьшение значений коэффициента $C_{ya}(\alpha)$ профиля $b = 400$ мм, расположенного в рабочей части АТ, по сравнению с его значениями в свободном потоке связано с уменьшением углов скоса потока в рабочей части. В качестве примера значения углов скоса $\varepsilon = V_y/V_x$ в свободном потоке и в рабочей части АТ приведены на рис. 7 при $\alpha = 10^\circ$ на расстоянии $x = -0,4$ м. Приведенные графики показывают, что углы скоса в свободном потоке при $\alpha = 10^\circ$ примерно на $\Delta\alpha = 1^\circ$ больше, чем в рабочей части АТ, что находится в хорошем соответствии с приведенными на рис. 6 зависимостями $C_{ya}(\alpha)$. Действительно, значение C_{ya} при $\alpha = 10^\circ$ в свободном потоке близко к его значению при $\alpha = 11^\circ$ в рабочей части АТ. Зависимости $\varepsilon(x)$ при $y = 0$ в свободном потоке и в рабочей части АТ, приведенные на рис. 8, показывают, что $\Delta\alpha \approx 1^\circ$ сохраняется постоянным в значительной окрестности течения перед профилем.

Значения коэффициента лобового сопротивления профиля $b = 400$ мм в АТ существенно выше по сравнению с его значением в свободном потоке (рис. 6). Это различие при $\alpha = 10^\circ$ ($\xi = 6,9$ %) превышает 27 % и вызвано отличием картины течения около профиля в свободном потоке и в рабочей части. На рис. 9 приведены поля скоростей

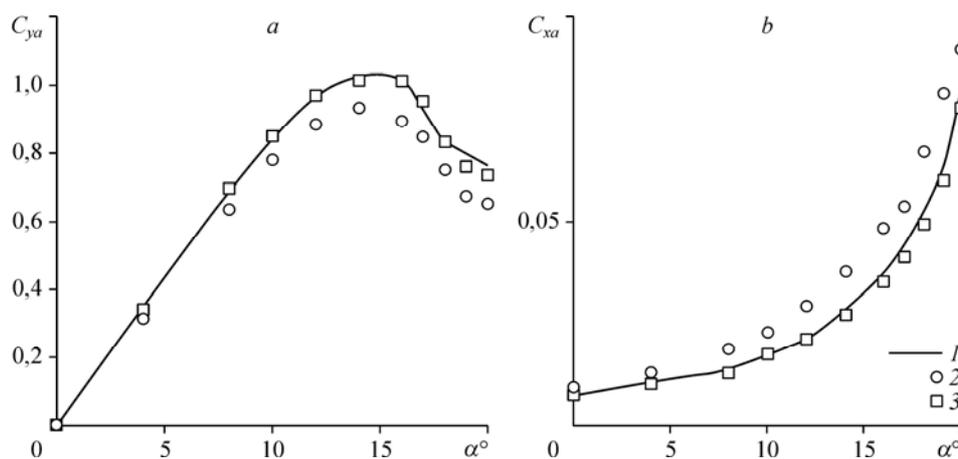


Рис. 6. Зависимости коэффициентов подъемной силы (а) и силы лобового сопротивления (б) от угла атаки при обтекании профиля NASA 0012, $Re = 6,3 \cdot 10^5$. В свободном потоке (1), в рабочей части АТ при $b = 400$ (2), 200 (3) мм.

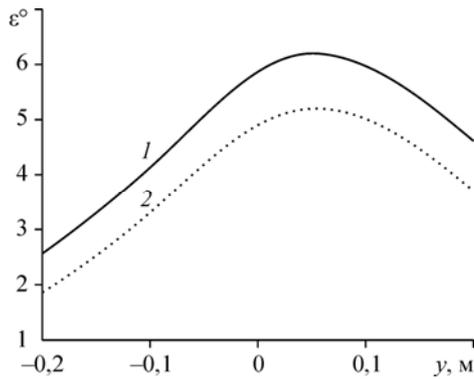


Рис. 7. Угол склоа потока на расстоянии 200 мм до передней кромки профиля.
 $\alpha = 10^\circ$, $b = 400$ мм, $Re = 6,3 \cdot 10^5$, $\zeta = 6,9$ %;
 1 — в свободном потоке, 2 — в рабочей части АТ.

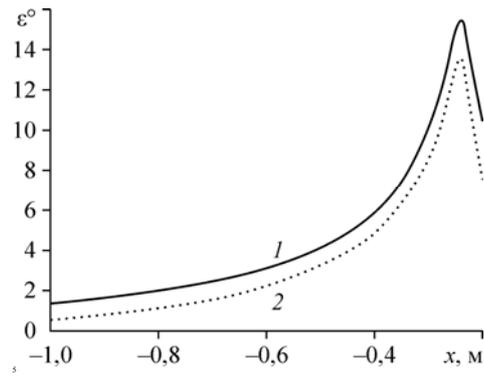


Рис. 8. Распределение угла склоа потока вдоль оси АТ перед профилем в свободном потоке и в рабочей части.
 Обозначения см. на рис. 7.

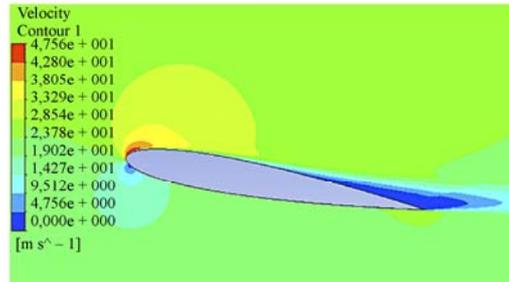
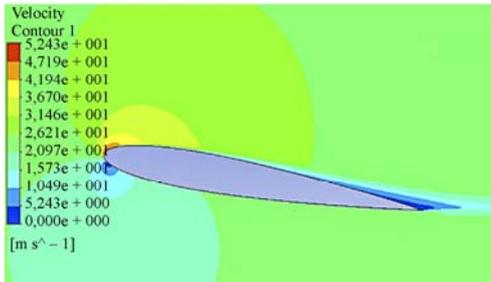


Рис. 9. Поля скоростей около профиля $b = 400$ мм при $\alpha = 10^\circ$ в свободном потоке (а) и в рабочей части АТ (b).

Таблица 2

Значения коэффициента сопротивления трения профиля $b = 400$ мм

	В свободном потоке	В рабочей части АТ
C_{xf}	0,00335	0,00313

около профиля при $\alpha = 10^\circ$ в свободном потоке (рис. 9а) и в рабочей части (рис. 9b), которые показывают, что на подветренной стороне профиля в окрестности его задней кромки формируется область отрыва потока, размеры которой в рабочей части больше, чем в свободном потоке. Это обстоятельство, в свою очередь, приводит к различию распределения давления на поверхности профиля (рис. 10), а также коэффициента сопротивления трения (табл. 2).

Таким образом, проведенные расчеты показывают, что малый коэффициент загромождения $\zeta \approx 5$ % рабочей части АТ не гарантирует моделирование обтекания модели свободным потоком. Вместе с тем, уменьшение размеров модели позволяет моделировать ее обтекание свободным потоком при $\zeta \approx 7$ %.

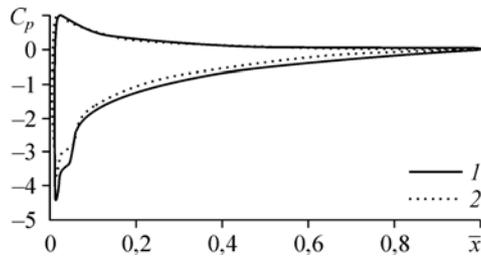


Рис. 10. Распределение коэффициента давления на поверхности профиля $b = 400$ мм при $\alpha = 10^\circ$ и $Re = 6,3 \cdot 10^5$ в свободном потоке и в рабочей части АТ.

1 — в свободном потоке, 2 — в рабочей части АТ.

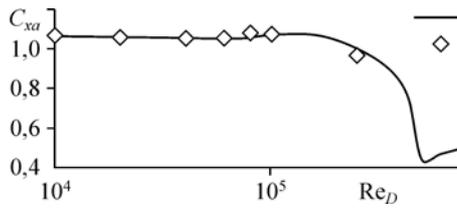


Рис. 11. Коэффициенты силы лобового сопротивления круглого цилиндра в зависимости от числа Re. 1 — экспериментальные данные работы [16], 2 — результаты расчетов.

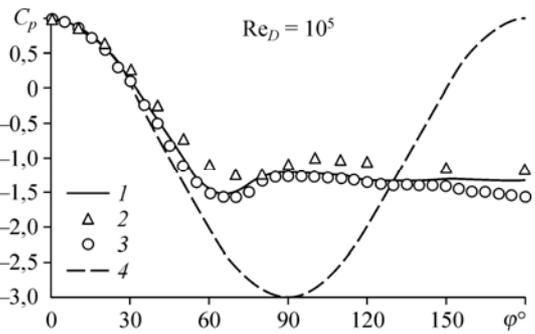


Рис. 12. Распределения давления по поверхности круглого цилиндра. Результаты расчетов (1), данные экспериментов [17] (2), [18] (3), потенциальное течение (4).

Таблица 3

Значения коэффициента C_{xa} в свободном потоке и в рабочей части АТ при $Re_D = 10^5$

Диаметр цилиндра D	50 мм	75 мм	100 мм
Свободный поток	1,071	1,071	1,071
Рабочая часть АТ	1,07	1,057	1,034

2.3. Коэффициент лобового сопротивления цилиндра

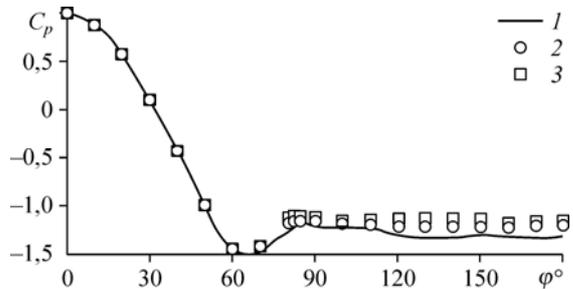
Профиль крыла является хорошо обтекаемым телом, и полученные выше результаты о влиянии размеров профиля на значения аэродинамических коэффициентов плохо обтекаемых тел нуждаются в отдельном анализе.

В качестве плохо обтекаемого тела (большое лобовое сопротивление) естественно рассмотреть круговой цилиндр. Проведенные в рамках уравнений Рейнольдса с SST-моделью турбулентности расчеты обтекания гладкого кругового цилиндра показали удивительное согласование результатов расчетных и экспериментальных исследований, что иллюстрируется графиками рис. 11 и 12. На графике рис. 11 приведены результаты сравнения расчетных и экспериментальных [16] данных о коэффициенте силы лобового сопротивления круглого цилиндра в потоке вязкой несжимаемой жидкости. На рис. 12 приведены расчетные и экспериментальные [17, 18] распределения коэффициента давления по поверхности круглого цилиндра, где φ — меридианальный угол, $\varphi = 0$ соответствует передней точке торможения на поверхности цилиндра.

Сравнение результатов расчетов обтекания цилиндра в свободном потоке и в рабочей части при докритических числах Re показали близость значений коэффициента лобового сопротивления цилиндра, полученных в свободном потоке и в рабочей части АТ при коэффициенте загромождения $\zeta \leq 10\%$. Приведенные в табл. 3 результаты расчетов показывают, что при $D = 50$ мм значения C_{xa} в АТ и в свободном потоке совпадают, а при $D = 100$ мм отличаются на 4%. Расчетные зависимости коэффициента давления на поверхности цилиндра от угла φ , приведенные на рис. 13, иллюстрируют увеличение коэффициента давления в донной области с увеличением D , что и приводит к снижению C_{xa} .

Рис. 13. Распределения давления по поверхности кругового цилиндра при различных диаметрах D и $Re_D = 10^5$.

$D = 50$ (1), 75 (2), 100 (3) мм.



Таким образом, в закрытой рабочей части допустимый коэффициент загромождения при обтекания цилиндра достигает 10 % и в два раза превышает допустимое значение ζ в открытой рабочей части [7].

Заключение

Проведенный анализ показывает, что при обтекании профиля скос потока в закрытой рабочей части АТ меньше, чем в открытой ее части [7]. Отличие значений аэродинамических коэффициентов модели в АТ и в свободном потоке меньше при ее расположении в закрытой рабочей части.

При $Re_D = \text{const}$ моделирование обтекания модели профиля крыла свободным потоком в рабочей части АТ зависит не только от коэффициента загромождения ζ , но и от ее размеров. Так, при уменьшении хорды профиля до $0,2l$ (l — высота сопла) его аэродинамические коэффициенты, определенные в АТ и в свободном потоке, близки друг к другу и при $\zeta \approx 7\%$.

Допустимый коэффициент загромождения закрытой рабочей части при обтекании кругового цилиндра составляет не менее $\zeta = 10\%$, что в два раза превышает его значение в открытой рабочей части.

Профиль крыла представляет собой пример тела с высокими несущими свойствами, а цилиндр - пример тела с большим значением коэффициента силы лобового сопротивления. В связи с этим полученные результаты свидетельствуют о целесообразности учета не только загромождения потока моделью, но и ее длины при выборе масштаба модели с большим значением $\partial C_y / \partial \alpha$. В случае модели сильно затупленного тела с большим коэффициентом лобового сопротивления коэффициент загромождения может достигать 10 %.

Список литературы

1. McCroskey W.J. A critical assessment of wind tunnel results for the NASA 0012 airfoil // NASA Technical Memorandum 100019. NASA Ames Research Center. Moffett Field Center. 1987. 23 p.
2. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэродинамические измерения. Методы и приборы. М.: Наука. 1964. 720 с.
3. Юрьев Б.Н. Экспериментальная аэродинамика. Ч. 1 Теоретические основы экспериментальной аэродинамики. М.: Гос. изд-во оборонной промышленности, 1939. 300 с.
4. Курсаков И.А. Интерференция аэродинамической модели сложной формы с двумя типами поддерживающих устройств // Техника воздушного флота. 2010. № 3. (700).
5. Босняков С.М., Власенко В.В., Курсаков И.А., Михайлов С.В., Квест Ю. Задача интерференции оживального тела вращения с державкой аэродинамической трубы и особенности ее решения с использованием ЭВМ // Ученые записки ЦАГИ. 2011. № 3.
6. Буй В.Т. Анализ обтекания профиля в рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей // Вестник МГТУ им. Баумана. Сер.: Машиностроение. 2013. № 4. С. 109–119.
7. Bui V.T., Lapygin V.I. Numerical simulation of a flow around a model in test section of low-speed wind tunnel // Intern. Conf. on Methods of Aerophysical Research: Proc. Novosibirsk, Russia, June 30–July 6, 2014. CD-ROM. 9 p.
8. Поляков Н.Ф. Методика исследований характеристик потока в малотурбулентной аэродинамической трубе и явления перехода в несжимаемом пограничном слое: дис. ... канд. техн. наук: защищена 08.06.1973: утв. 26.10.1973. Новосибирск. 1973. 262 с.
9. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки. Новосибирск: НГТУ, 2005. 220 с.
10. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA J. 1994. Vol. 32, No. 8. P. 1598–1605.
11. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD. 1998. 537 p.
12. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. М.: Физматлит. 2008. 364 с.
13. Launder B.E., Spalding D.B. The numerical computation of turbulent flows // Comput. Method. Appl. M. 1974. Vol. 3. № 2. P. 269–289.
14. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений: уч. пособие. СПб.: Изд-во БГТУ, 2001. 108 с.
15. Jacob E.N., Sherman A. Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number // TR No. 586. N.A.C.A. 1937. 64 p.
16. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 712 с.
17. Zdravkovich M.M. Flow around circular cylinders. Vol. 1: fundamentals. Oxford University Press, 1997. 672 p.
18. Achenbach E. Total and local heat transfer from a smooth circular cylinder in cross-flow at high Reynolds number // J. Heat Mass Transfer. 1975. № 18. P. 1387–1396.

Статья поступила в редакцию 10 октября 2014 г.