

УДК 533.6.011.32

Численное исследование влияния степени загромождения потока на аэродинамические коэффициенты моделей в аэродинамических трубах малых скоростей

В.Т. Буй, В.Т. Калугин, В.И. Лапыгин, А.И. Хлупнов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

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

С использованием пакета ANSYS Fluent и модуля построения расчетных сеток ANSYS ICEM CFD проведены расчеты обтекания профиля крыла, бесконечного цилиндра, затупленных пространственных тел в открытой и в закрытой рабочей части дозвуковых аэродинамических труб малых скоростей. Примененная математическая модель течения включала уравнения Рейнольдса и SST-модель турбулентности. Установлено, что отношения значений аэродинамических коэффициентов в рабочей части и в свободном (безграничном) потоке могут быть аппроксимированы кусочно-линейной функцией от параметра загромождения, значение которой слабо зависит от угла атаки. Результаты расчетов и анализа опубликованных экспериментальных исследований находятся в хорошем соответствии. Рассмотрено влияние удлинения закрытой рабочей части на подъемную силу профиля крыла.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, коэффициент загромождения потока, аэродинамические коэффициенты.

Введение

Обтекание модели летательного аппарата дозвуковым безграничным (свободным) потоком и в ограниченном пространстве рабочей части аэродинамической трубы (АТ) различно и степень этого различия принято определять отношением характерных размеров модели (S) и рабочей части трубы (F): $\xi = S/F$. Обычно в качестве F принимается площадь поперечного сечения рабочей части трубы на выходе из сопла. Очевидно, что с уменьшением ξ различие параметров течения около модели в свободном потоке и в рабочей части уменьшается. Опыт экспериментальных исследований продемонстрировал, что можно указать такое значение ξ^* , при котором влиянием границ рабочей части, сопла, диффузора и др. на значения аэродинамических коэффициентов при $\xi < \xi^*$ можно пренебречь. Приведенные в литературе рекомендации о выборе значения ξ^* отличны друг от друга, что связано с различием формы моделей и экспериментального оборудования: $\xi^* = 0,02 \div 0,03$ [1], $\xi^* = 0,05 \div 0,06$ [2, стр. 36], $\xi^* = 0,075$ [3, р. 371]. Анализ приближенных зависимостей аэродинамических коэффициентов от параметра ξ [4, 5], экспериментальные данные [1, 4, 6–8], а также моделирование обтекания затупленных моделей в закрытой рабочей части АТ малых дозвуковых скоростей [9] свидетельствуют о линейности

зависимостей $C_{xa}(\xi)$, $C_{ya}(\xi)$, $m_z(\xi)$, где C_{xa} — коэффициент лобового сопротивления, C_{ya} — коэффициент подъемной силы, а m_z — коэффициент момента тангажа. Таким образом, экспериментальные данные и теоретические оценки показывают, что зависимости $C_{xa}(\xi)$, $C_{ya}(\xi)$, $m_z(\xi)$ могут быть описаны кусочно-линейной функцией, значение которой на отрезке $[0, \xi^*]$ постоянно. Рассмотрим справедливость этого предположения путем моделирования обтекания моделей в открытой (Т-500) [10] и в закрытой (Т-324) [11] рабочих частях АТ с использованием CFD методов.

Выбор аэродинамических труб определился доступностью материалов об их конструктивных особенностях и результатах измерений полей потока в рабочей части.

Постановка задачи

Принятая в расчетах математическая модель пространственного течения в АТ и в свободном потоке основывается на уравнениях Рейнольдса и SST-модели турбулентности, выбор которой, применительно к обтеканию модели в аэродинамической трубе, обоснован в работах [12–14]. Модель располагалась в центре рабочей части, ось которой совпадала с осью симметрии модели. Ввиду того, что возмущение от рассматриваемой модели распространялось как вверх, так и вниз по потоку, наряду с течением в рабочей части рассчитывалось течение в сопле и в диффузоре.

В настоящем исследовании используется правая декартова система координат, ось Ox которой совпадает с осью симметрии рабочей части и направлена по потоку, ось Oy направлена вверх. Начало координат совпадает с центром модели, расположенным на оси рабочей части в ее середине. Взаимное расположение сопла, рабочей части и диффузора, а также их размеры для АТ Т-500 приведены на рис. 1, где $l = 500$ мм — высота выходного квадратного сечения сопла. Контуры верхней и нижней панелей сопла соответствуют профилю Витошинского [15]. Боковые панели сопла являются плоскими. Высота входного квадратного сечения диффузора равна 600 мм, его угол раскрытия — 4° .

Контуры меридианального сечения АТ Т-324 и взаимное расположение форкамеры, сопла, рабочей части и диффузора, а также их размеры приведены на рис. 2, где $l = 1$ м. Поперечные сечения форкамеры, сопла и диффузора имеют форму восьмиугольника, а рабочей части — форму квадрата со срезанными углами.

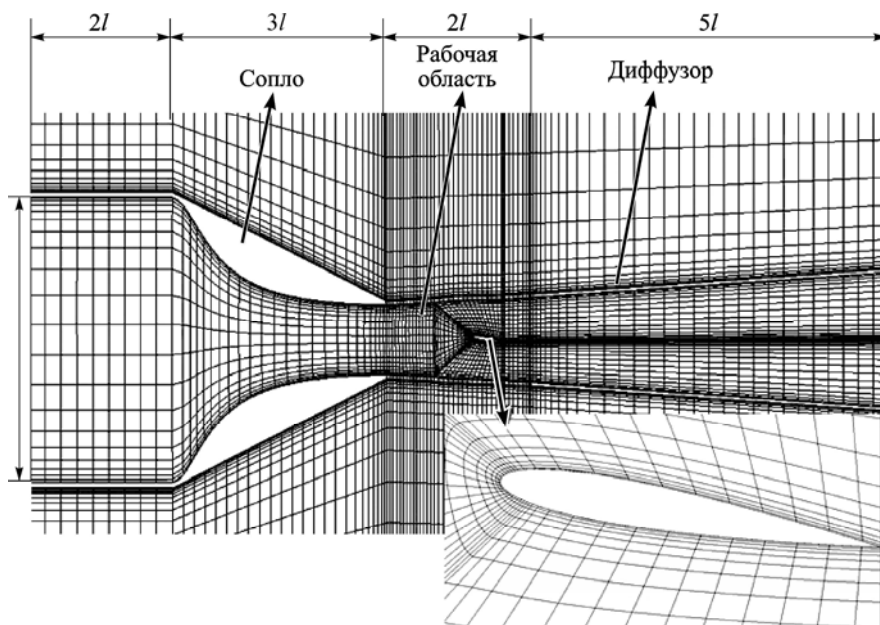


Рис. 1. Схема АТ Т-500. Расчетная область и расчетные сетки.

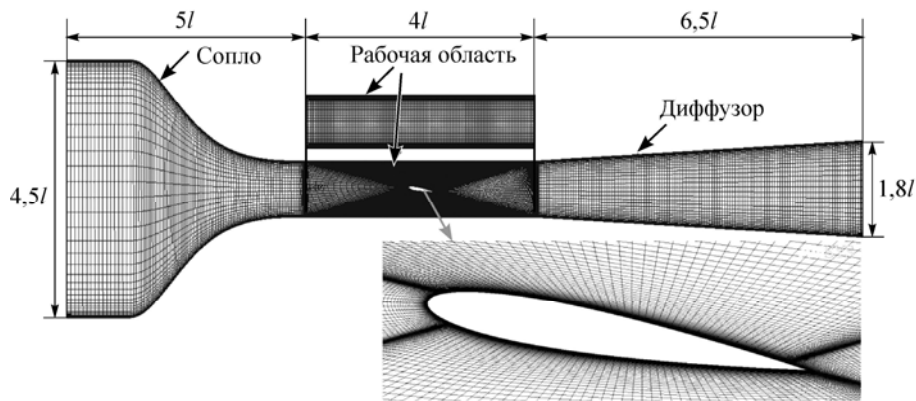


Рис. 2. Взаимное расположение сопла, рабочей части и диффузора и расчетная сетка.

При расчете обтекания модели в рабочей части АТ на границах расчетной области (рис. 1, 2) задаются следующие условия:

- на входе в форкамеру — равномерный профиль скорости, значение которой определяется путем итеративного процесса вычислений в пустой рабочей части для установления заданной скорости потока на выходе из сопла;
- на правой границе расчетной области в месте выхода из диффузора — условие постоянного массового расхода;
- на поверхностях сопла, диффузора и модели — условие прилипания;
- на остальных границах расчетной области в случае открытой рабочей части задается атмосферное давление.

Задача включает расчет обтекания модели как в рабочей части, так и в свободном потоке. Расчет проводился с использованием пакета ANSYS Fluent. Построение структурированной расчетной сетки выполнено с помощью модуля ANSYS ICEM CFD.

Расчетные сетки

В пустой рабочей части АТ Т-500 толщина первой пристеночной ячейки составляла 1 мм. Размеры следующих ячеек увеличивались в 1,2 раза по сравнению с предыдущей. Количество ячеек равнялось 41204. Количество ячеек в пустой рабочей части АТ Т-324 составляло 37000, высота первой пристеночной ячейки — $3 \cdot 10^{-4}$ м. Проведенные расчеты течения в пустой рабочей части показали удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных профилей скорости [12, 13].

При расчете обтекания модели в рабочей части и свободным потоком использовалась структурированная расчетная сетка. Размер расчетных ячеек выбирался так, чтобы поперек пограничного слоя на середине модели их было не менее десяти. Высота первой пристеночной ячейки составляла 10^{-6} м. Размеры следующих ячеек увеличивались в 1,1 раза по сравнению с предыдущей. Количество расчетных ячеек в АТ Т-500 в присутствии профиля составляло около 110000, а в присутствии цилиндра — 130000. Количество расчетных ячеек в АТ Т-324 в присутствии модели составляло около 140000. Наряду с количеством ячеек качество расчетной сетки характеризуется значением безразмерного коэффициента высоты первой пристеночной ячейки Y^+ :

$$Y^+ = \frac{\text{Re}_x \Delta y}{x} \sqrt{\frac{C_f}{2}},$$

где Δy — высота первой пристеночной ячейки, C_f — коэффициент трения. В проведенных расчетах значения $Y^+ \leq 2$ и находятся в допустимых пределах для SST-модели турбулентности [16].

При расчете обтекания профиля NASA0012 свободным потоком расчетная область представляла собой сочетание прямоугольника и полуокружности, в центре которой располагалась модель профиля крыла. Линейные размеры расчетной области составляли в продольном направлении $22,5b$, а в поперечном — $15b$, где b — длина хорды профиля. Количество расчетных ячеек составляло 89000 [11].

При расчете обтекания цилиндра свободным потоком расчетная область представляла собой окружность радиуса $R = 60D$, в центре которой располагался цилиндр с диаметром D . На левой полуокружности расчетной области задавались значения скорости, равные скорости на выходе из сопла, а на правой полуокружности задавалось атмосферное давление. Высота первой пристеночной ячейки составляла 10^{-6} м. Размеры следующих ячеек увеличивались в 1,1 раза по сравнению с предыдущей ячейкой. На основании проведенных методических расчетов было определено количество ячеек — 79000.

При расчете пространственного обтекания модели свободным потоком расчетная область представляла собой круговой цилиндр, в центре которого располагается модель. Диаметр цилиндра равнялся $15D$, а его длина составляла $25D$, где D — максимальный диаметр модели. На левой границе задавалось значение скорости, равное скорости на выходе из сопла аэродинамической трубы, на остальных поверхностях расчетной области задавалось атмосферное давление, а на поверхности модели — условие прилипания. Количество расчетных ячеек структурированной расчетной сетки составляло около 800000. Значения $Y^+ \leq 2$ по образующей линии модели.

При расчете пространственного обтекания моделей в АТ Т-500 расчетная область представляла собой параллелепипед, внутри которого располагались часть форкамеры, сопло, рабочая часть с моделью и диффузор, а в АТ Т-324 расчетная область ограничивалась трактом аэродинамической трубы (рис. 2). Граничные условия, задаваемые при расчете, описаны в предыдущем разделе. Количество расчетных ячеек неструктурированной сетки составляло около 1400000.

Аэродинамические коэффициенты профиля

Значения аэродинамических коэффициентов C_{xa} и C_{ya} профиля NASA0012 в АТ Т-500 и в АТ Т-324 при $Re_b = 6,3 \cdot 10^5$, $0,2 \leq \xi \leq 0,6$, $\alpha = 5^\circ$, 10° приведены в табл. 1 ($\xi = b/l$).

Значения относительного приращения аэродинамических коэффициентов профиля $\Delta x = (C_{xa}/C_{xaф} - 1)$ и $\Delta y = (C_{ya}/C_{yaф} - 1)$ в АТ Т-500 и в АТ Т-324, где индексом «ф» обозначены значения аэродинамических коэффициентов в свободном потоке, приведены на рис. 3, 4. Расчеты показали, что при $\xi < 0,2$ значения C_{xa} и C_{ya} в свободном потоке и в рабо-

Таблица 1

АТ	Т-500				Т-324			
	b , м	ξ	C_{xa}	C_{ya}	b , м	ξ	C_{xa}	C_{ya}
	0,1	0,15	0,2	0,3	0,2	0,25	0,3	0,4
	0,2	0,3	0,4	0,6	0,20	0,25	0,30	0,40
$\alpha = 5^\circ$								
C_{xa}	0,012	0,015	0,018	0,023	0,0122	0,0129	0,0138	0,0155
C_{ya}	0,432	0,396	0,361	0,302	0,431	0,423	0,414	0,396
$\alpha = 10^\circ$								
C_{xa}	0,018	0,0223	0,0263	0,0349	0,0182	0,0193	0,0206	0,0230
C_{ya}	0,840	0,778	0,697	0,579	0,846	0,830	0,811	0,777
C_{xo}	0,0084	0,0104	0,0122	0,0160	0,0084	0,0088	0,0094	0,0106

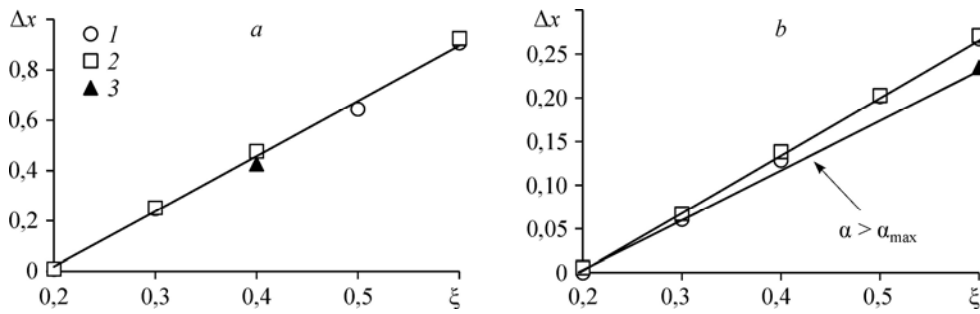


Рис. 3. Зависимость относительного приращения значений $\Delta x(\xi)$ профиля в АТ Т-500 (а) и в АТ Т-324 (б) при $Re_b = 6,3 \cdot 10^5$. $\alpha = 5^\circ$ (1), 10° (2), 20° (3).

чей части АТ одинаковы [13,14]. Представленные графики показывают, что зависимости $C_{xa}(\xi)/C_{xaf}$, $C_{ya}(\xi)/C_{yaf}$ могут быть аппроксимированы кусочно-линейной функцией вида

$$F(\xi) = 1 \text{ при } 0 \leq \xi \leq \xi^*, \quad F(\xi) = 1 + A(\xi - \xi^*) \text{ при } \xi > \xi^* \quad (1)$$

Зависимость от ξ отношения моментов тангажа m_z/m_{zf} , которая здесь не приводится, также аппроксимируется функцией вида (1). Сравнение значений Δx и Δy при $\xi = \text{const}$ показывает, что влияние жестких стенок закрытой рабочей части на значения C_{xa} и C_{ya} существенно меньше по сравнению с открытой рабочей частью.

Отношения аэродинамических коэффициентов C_{xa}/C_{xaf} , C_{ya}/C_{yaf} не только линейны по ξ , но и практически не зависят от угла атаки, что иллюстрируется графиками рис. 5. Изменение значений $C_{xa}(\xi)/C_{xaf}$, $C_{ya}(\xi)/C_{yaf}$ при $0 \leq \alpha \leq \alpha_{\max}$ не превышает 1,5%, где $\alpha_{\max} = 15^\circ$ соответствует максимальному значению C_{ya} [13, 14]. Изменение режима обтекания профиля при $\alpha > \alpha_{\max}$ приводит к незначительному уменьшению значений $\Delta x(\alpha)$, $\Delta y(\alpha)$, которые остаются близкими к постоянной величине.

Представленные на рис. 4б данные о приращении подъемной силы профиля в закрытой рабочей части АТ-324 противоречат представлениям об увеличении подъемной силы несущей модели в присутствии жестких стенок по сравнению с условиями безграничного потока. Для объяснения этого противоречия были проведены расчеты обтекания профиля с использованием трех конфигураций расчетной области: первая — форкамера, сопло, рабочая часть длиной 4 м, диффузор; вторая — форкамера, сопло, укороченная

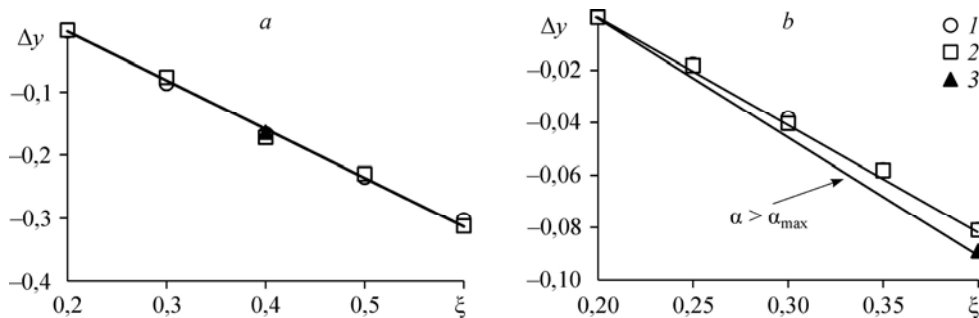


Рис. 4. Зависимость относительного приращения значений $\Delta y(\xi)$ профиля в АТ Т-500 (а) и в АТ Т-324 (б) при $Re_b = 6,3 \cdot 10^5$. $\alpha = 5^\circ$ (1), 10° (2), 20° (3).

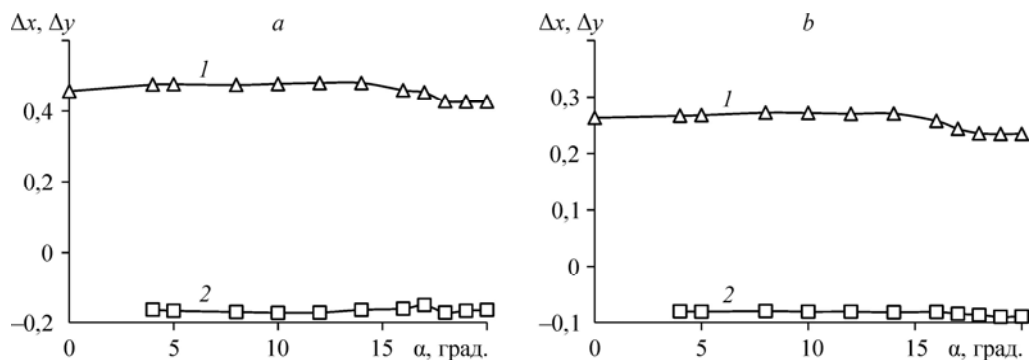


Рис. 5. Зависимости значений Δx и Δy от угла атаки при $\xi = 0,4$, $Re_b = 6,3 \cdot 10^5$.

Открытая (а) и закрытая (б) рабочие части.

Таблица 2

Коэффициенты	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	В свободном потоке
C_{xa}	0,0230	0,0194	0,0206	0,0182
C_{ya}	0,777	1,05	1,086	0,846

рабочая часть длиной 2 м, диффузор; третья — рабочая часть длиной 4 м в отсутствие сопла и диффузора. Значения коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы профиля при $\xi = 0,4$, $Re_b = 6,3 \cdot 10^5$, $\alpha = 10^\circ$ приведены в табл. 2, которая иллюстрирует влияние расчетной области на результаты моделирования. При моделировании обтекания профиля в короткой рабочей части при наличии сопла и диффузора (вариант 2), а также в канале (вариант 3) жесткие стенки приводят к увеличению подъемной силы профиля по сравнению с условиями безграничного потока, что не противоречит экспериментальным данным и классической теории [2, 8]. Однако увеличение длины рабочей части (вариант 1) приводит к уменьшению подъемной силы профиля.

Коэффициент лобового сопротивления цилиндра

Проведенные расчеты обтекания гладкого кругового цилиндра свободным потоком показали удовлетворительное согласование результатов расчетных и экспериментальных исследований, что свидетельствует о возможности использования SST-модели турбулентности при расчете обтекания кругового цилиндра [13].

Значения коэффициента лобового сопротивления цилиндров различного диаметра (D) в рабочих частях АТ Т-500 и Т-324 при числе $Re_D = 10^5$ приведены в табл. 3. Снижение значений C_{xa} при увеличении коэффициента загромождения ξ связано с влиянием диффузора на донное давление, которое растет с увеличением D .

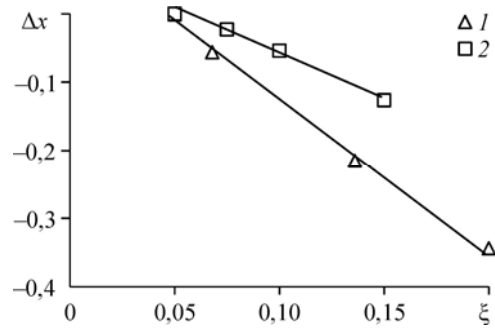
Относительные приращения коэффициента лобового сопротивления $\Delta x(\xi)$ представлены на рис. 6, графики которого демонстрируют отсутствие влияния границ открытой рабочей части при $\xi = D/l \leq \xi^* = 0,05$ и при $\xi < \xi^* = 0,06$ — закрытой. При $\xi > \xi^*$

Таблица 3

АТ	Т-500				Т-324				
	D , мм	25	34	68	100	50	75	100	150
ξ	0,05	0,068	0,136	0,200	0,05	0,075	0,1	0,15	
C_{xaf}	1,071	1,071	1,071	1,071	1,071	1,071	1,071	1,071	1,071
C_{xa}	1,069	1,010	0,840	0,702	1,070	1,046	1,012	0,935	

Рис. 6. Приращения коэффициента лобового сопротивления цилиндра $\Delta x(\xi)$ при $Re_D = 10^5$.
Открытая (1) и закрытая (2) рабочая часть.

приращения Δx изменяются пропорционально величине ξ и отношение $C_{xa}(\xi)/C_{xaf}$ может быть аппроксимировано линейной зависимостью вида (1). Так же, как и при обтекании профиля, влияние жестких стенок закрытой рабочей части на значения C_{xa} существенно меньше по сравнению с открытой рабочей частью.



Влияние размера модели на значения ее аэродинамических коэффициентов в пространственном потоке

Рассмотрим три модели, обладающие большим лобовым сопротивлением (рис. 7). Общей особенностью обтекания этих моделей является формирование развитого отрывного донного следа за счет отрыва потока с кромок лобового экрана (модели на рис. 7а и 7б, где R — радиус сферы и кормового конуса (модель на рис. 7с). Первые две модели имеют сегментально-коническую форму с различным углом раствора кормового конуса и радиусом лобового экрана. При расчете аэродинамических коэффициентов в качестве характерной длины принимался диаметр лобового экрана или кормового конуса, в качестве характерной площади — площадь миделя $S_m = \pi D^2/4$, в качестве моментной точки — передняя точка торможения на модели при угле атаки $\alpha = 0$. Для задания углов атаки модель вращалась относительно ее центральной точки.

Сравнение экспериментальных и расчетных значений аэродинамических коэффициентов модели, изображенной на рис. 7с [17], представленное на рис. 8, а также модели рис. 7а, представленное в работе [9], демонстрирует их удовлетворительное согласование и свидетельствует о справедливости принятой математической модели течения. Заметим,

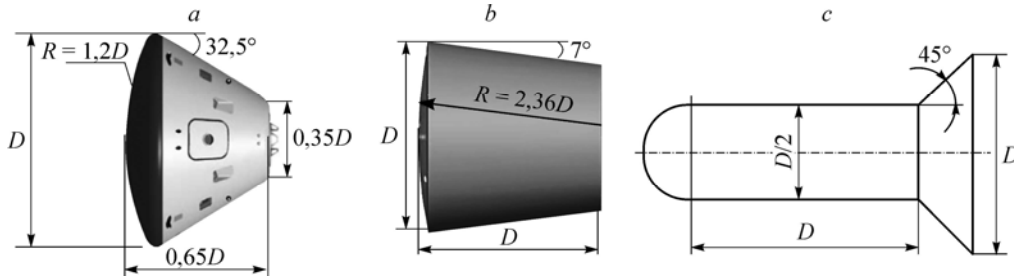


Рис. 7. Формы исследуемых моделей.

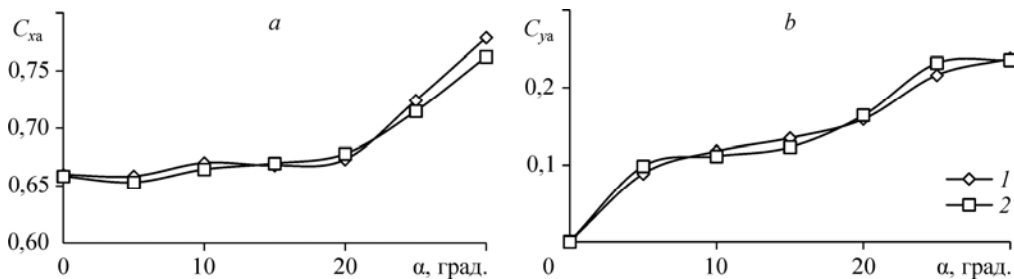


Рис. 8. Зависимости C_{xa} и C_{ya} модели, изображенной на рис. 7с, от угла атаки при $Re_D = 3 \cdot 10^5$.

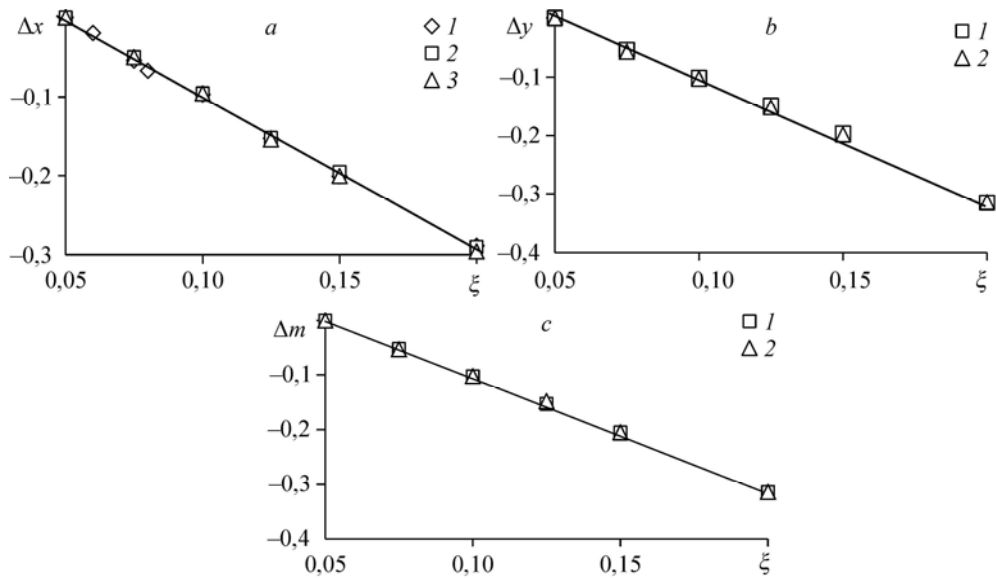


Рис. 9. Зависимости Δx , Δy , Δm для модели, изображенной на рис. 7а, от ξ в АТ Т-500. $Re_D = 4 \cdot 10^5$; а — $\alpha = 0^\circ$ (1), 10° (2), 20° (3), б, с — $\alpha = 10^\circ$ (1), 20° (2).

что результаты экспериментов соответствуют коэффициенту загромождения $\xi = 0,026$. Влияние размера модели, изображенной на рис. 7а, на значения ее аэродинамических коэффициентов в АТ Т-500 иллюстрируется графиками рис. 9 в виде зависимостей приращений Δx , Δy , Δm от коэффициента ξ . На графиках также отражена линейная зависимость аэродинамических коэффициентов от коэффициента загромождения ξ при $\xi > 0,05$ (при $\xi < 0,05$ размер модели не влияет на ее аэродинамические коэффициенты). В рассмотренном диапазоне изменения углов атаки его влияние на отношения $C_{xa}(\xi)/C_{xaf}$, $C_{ya}(\xi)/C_{yaf}$, $m_z(\xi)/m_{zf}$ весьма мало (см. рис. 10).

Линейность зависимостей $\Delta x(\xi)$, $\Delta y(\xi)$, $\Delta m(\xi)$ имеет место и при обтекании моделей, представленных на рис. 7б, 7с. Причем значения Δx , Δy , Δm при $\xi = \text{const}$ у всех трех моделей близки друг к другу, что хорошо видно из табл. 4, где приведены результаты расчетов при $\xi = 0,2$ и $\alpha = 20^\circ$. Графики рис. 9 и данные табл. 4 показывают, что в открытой рабочей части значения $C_{xa}(\xi)/C_{xaf}$, $C_{ya}(\xi)/C_{yaf}$, $m_z(\xi)/m_{zf}$ уменьшаются при увеличении размера модели. Нетрудно видеть, что вследствие линейности зависимостей $\Delta x(\xi)$, $\Delta y(\xi)$, $\Delta m(\xi)$ близость или равенство их значений при $\xi = \text{const}$ означает независимость положения центра давления модели от ее размера в открытой рабочей части,

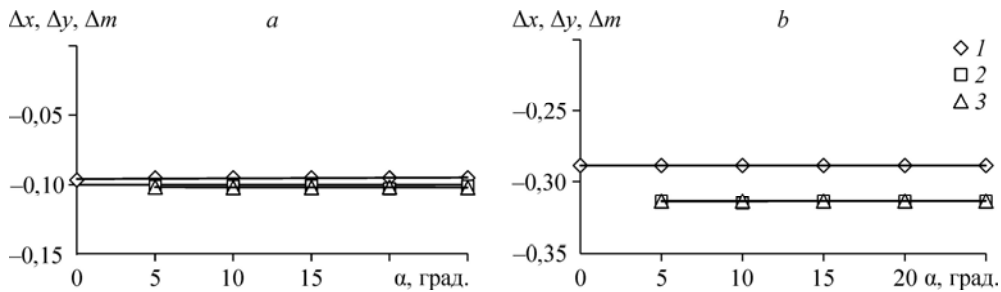


Рис. 10. Изменение Δx , Δy , Δm для модели, изображенной на рис. 7а, от угла атаки при $\xi = \text{const}$. $\xi = 0,1$ (а), $0,2$ (б); 1 — Δx , 2 — Δy , 3 — Δm .

Таблица 4

Значения Δx , Δy , Δm моделей при $\xi = 0,2$ и $\alpha = 20^\circ$

АТ	Т-500			Т-324		
	7a	7b	7c	7a	7b	7c
Δx	-0,272	-0,282	-0,296	0,462	0,433	0,421
Δy	-0,272	-0,281	-0,314	0,371	0,380	0,341
Δm	-0,272	-0,283	-0,314	0,132	0,121	0,124

по крайней мере для $\xi \leq 0,2$. В закрытой рабочей части значения Δx , Δy , Δm положительны [9], что приводит к росту значений $C_{xa}(\xi)/C_{xaf}$, $C_{ya}(\xi)/C_{yaf}$, $m_z(\xi)/m_{zf}$ рассмотренных моделей при увеличении ξ .

Результаты экспериментов

Зависимости вида (1) имеют место и при физическом моделировании в АТ. Результаты обработки данных аэродинамических исследований по определению коэффициента сопротивления моделей парашютов различной проницаемости (7, 15 и 30 %) в шести дозвуковых АТ [6] представлены на рис. 11, где в скобках указана точность определения коэффициента C_{xa} . Нетрудно заметить, что экспериментальные данные хорошо описываются кусочно-линейной зависимостью (1). При проницаемости парашюта $\Pi = 7\%$ — $\xi^* = 0,072$, при $\Pi = 15\%$ — $\xi^* = 0,066$, при $\Pi = 30\%$ — $\xi^* = 0,054$.

Анализ результатов аэродинамических испытаний модели прямоугольного крыла с удлинением $\lambda = 6$ и отклоненным на 60° закрылком при $\xi = 0,16$ и $\xi = 0,016$ [18] показывает, что значения $C_{xa}(\alpha)/C_{xaf}$, $C_{ya}(\alpha)/C_{yaf}$, $m_z(\alpha)/m_{zf}$ слабо зависят от угла атаки, что иллюстрируется графиками рис. 12. В этом случае коэффициент загромождения ξ определяется как отношение площади крыла к площади поперечного сечения рабочей части. Заметим, что $C_{y_{\max}}$ соответствует углу $\alpha = 8^\circ$ при $\xi = 0,16$ и $\alpha = 11,5^\circ$ — при $\xi = 0,016$. Отклонение $C_{xa}(\alpha)/C_{xaf}$ от их среднего значения не превышает 2 %, а значения $C_{ya}(\alpha)/C_{yaf}$, $m_z(\alpha)/m_{zf}$ практически постоянны и не зависят от α .

Заключение

Проведенное исследование позволило установить функциональную зависимость аэродинамических коэффициентов модели от ее коэффициента загромождения в рабочих частях дозвуковых аэродинамических труб малых скоростей. Отношение аэродинамических коэффициентов модели в рабочей части и в свободном потоке могут быть

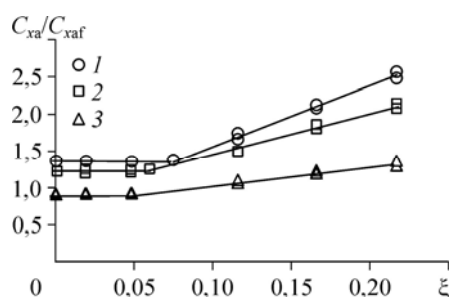


Рис. 11. Коэффициент сопротивления моделей парашюта при различной проницаемости [6].

Проницаемость 7 % ($\Delta = \pm 0,04$) (1), 15 % ($\Delta = \pm 0,03$) (2), 30 % ($\Delta = \pm 0,03$) (3).

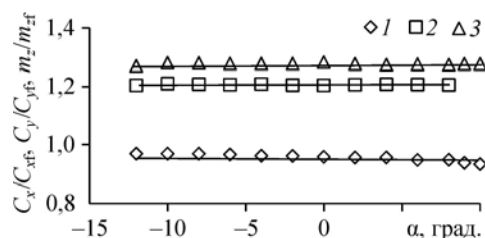


Рис. 12. Зависимость значений $C_{xa}(\alpha)/C_{xaf}$

$C_{ya}(\alpha)/C_{yaf}$, $m_z(\alpha)/m_{zf}$ от угла атаки по экспериментальным данным [18].

1 — C_x/C_{xf} , 2 — C_y/C_{yf} , 3 — m_z/m_{zf}

аппроксимированы кусочно-линейной функцией от коэффициента загромождения, которая равна единице при малых величинах этого коэффициента. Значения этой функции практически не зависят от угла атаки в исследованном диапазоне его изменения и могут быть больше или меньше единицы в зависимости от типа рабочей части трубы и ее длины. Подъемная сила профиля в закрытой рабочей части зависит от ее удлинения, увеличение которого уменьшает подъемную силу профиля по сравнению с условиями свободного потока.

Список литературы

1. **Евграфов А.Н., Кутяев А.В.** Методика учета влияния загромождения рабочей части трубы на аэродинамическое сопротивление автомобиля // Известия МГИУ. Машиностроение. 2006. № 1. С. 70–73.
2. **Горлин С.М., Слезингер И.И.** Аэродинамические измерения. Методы и приборы. М.: Наука. 1964. 720 с.
3. **Rae W.H. Jr., Pope A.** Low-speed wind tunnel testing // John Wiley and Sons. 2nd ed. 1984. 534 p.
4. **Maskell E.C.** A theory of the blockage effects on bluff bodies and stalled wings in a closed wind tunnel // ARC R and M. 1965. № 3400. 22 p.
5. **Юрьев Б.Н.** Экспериментальная аэродинамика. Ч. 2 М.: Оборонгиз, 1939. 276 с.
6. **Евграфов А.Н.** Метод переноса результатов модельных испытаний на натуральный автомобиль // Известия МГИУ. Машиностроение. 2007. № 2. С. 21–24.
7. **Macha J.M., Buffington R.J.** An experimental investigation of wall-interference effects for parachutes in closed wind tunnels // Sandia Report SAND89-1485, Sandia National Laboratories, Albuquerque, NM, USA, Dec. 1985. 25 p.
8. **Ewald V.F.R.** Wind tunnel wall corrections // AGARDograph. 1998. № 336. 552 p.
9. **Буй В.Т., Калугин В.Т., Хлупнов А.И.** Коррекция результатов весовых испытаний модели применительно к условиям свободного потока при малых дозвуковых скоростях // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 1. С. 86–93.
10. **Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Хлупнов А.И. и др.** Аэродинамика: уч. пособие для вузов / под ред. В.Т. Калугина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 687 с.
11. **Поляков Н.Ф.** Методика исследований характеристик потока в малотурбулентной аэродинамической трубе и явления перехода в несжимаемом пограничном слое: дис.... канд. техн. наук. Новосибирск, 1973. 262 с.
12. **Буй В.Т.** Анализ обтекания профиля в рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2013. № 4. С. 109–119.
13. **Буй В.Т., Лапыгин В.И.** Моделирование обтекания модели в закрытой рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей и в свободном потоке // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 3. С. 365–372.
14. **Буй В.Т., Лапыгин В.И.** О влиянии размера модели на ее аэродинамические характеристики в аэродинамической трубе малых скоростей // Математическое моделирование. 2015. Т. 27, № 5. С. 28–38.
15. **Харитонов А.М.** Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч.1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки. Новосибирск: НГТУ, 2005. 220 с.
16. **Белов И.А., Исаев С.А.** Моделирование турбулентных течений: учеб. пособие. СПб.: Изд-во БГТУ. 2001. 108 с.
17. **Соболев В.Ю.** Методика определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов со стабилизирующими устройствами при дозвуковом отрывном обтекании: дис.... канд. техн. наук: защищена 08.06.2007; утв. 26.10.2007. Москва, 2007. 280 с.

*Статья поступила в редакцию 18 июля 2016 г.,
после доработки — 30 марта 2017 г.*