

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  $\xi$  различие параметров течения около модели в свободном потоке и в рабочей части уменьшается. Опыт экспериментальных исследований продемонстрировал, что можно указать такое значение  $\xi^*$ , 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  $\xi^*$  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  $\xi$  [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 —  $4^\circ$ .

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.

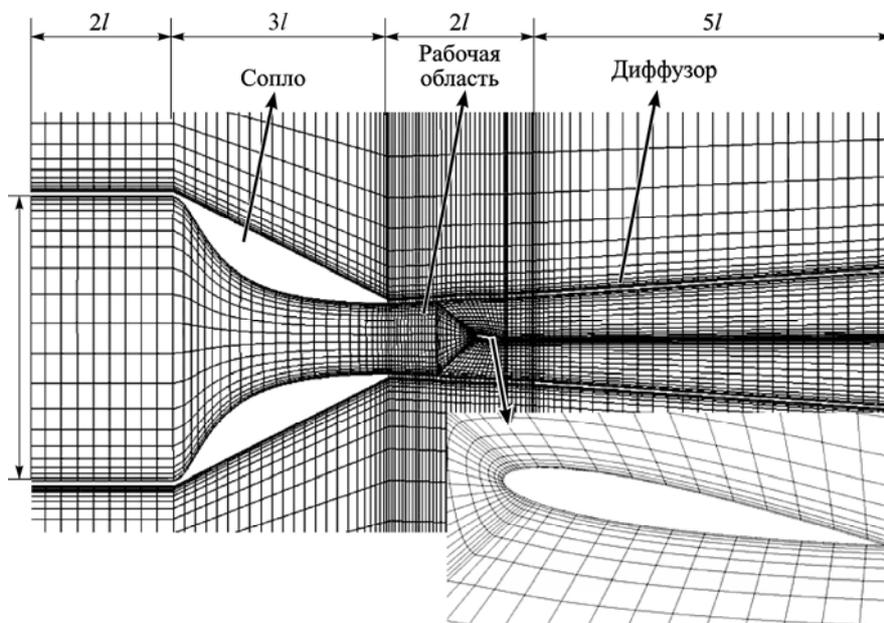


Рис. 1. Схема АТ Т-500. Расчетная область и расчетные сетки.

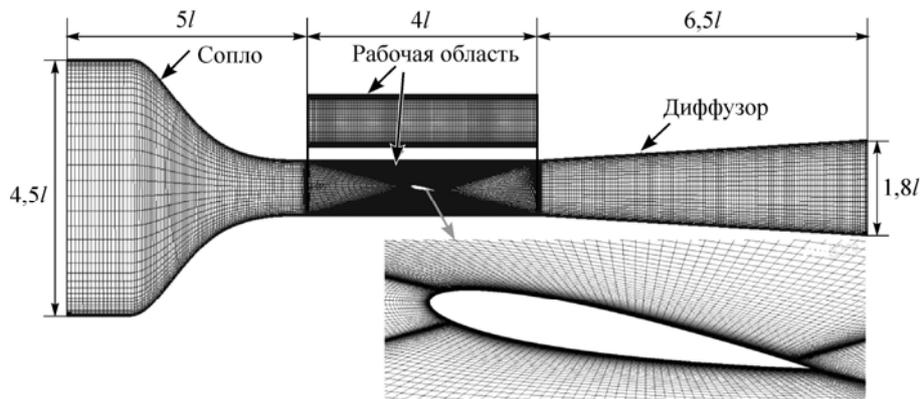


Рис. 2. Взаимное расположение сопла, рабочей части и диффузора и расчетная сетка.

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  $\Delta y$  — 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  $Re_b = 6,3 \cdot 10^5$ ,  $0,2 \leq \xi \leq 0,6$ ,  $\alpha = 5^\circ, 10^\circ$  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	$\xi$	$C_{xa}$	$C_{ya}$	$b$ , м	$\xi$	$C_{xa}$	$C_{ya}$
	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

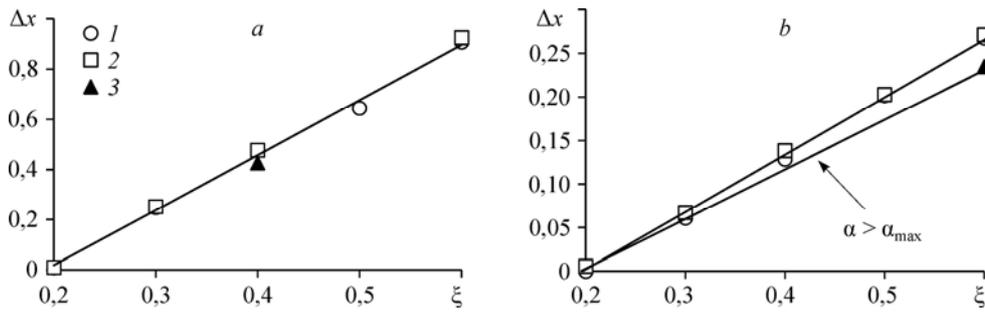


Рис. 3. Зависимость относительного приращения значений  $\Delta x(\xi)$  профиля в АТ Т-500 (а) и в АТ Т-324 (б) при  $Re_b = 6,3 \cdot 10^5$ .  $\alpha = 5^\circ$  (1),  $10^\circ$  (2),  $20^\circ$  (3).

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  $\xi$  отношения моментов тангажа  $m_z/m_{zf}$ , которая здесь не приводится, также аппроксимируется функцией вида (1). Сравнение значений  $\Delta x$  и  $\Delta y$  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  $\xi$ , 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. 4b 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

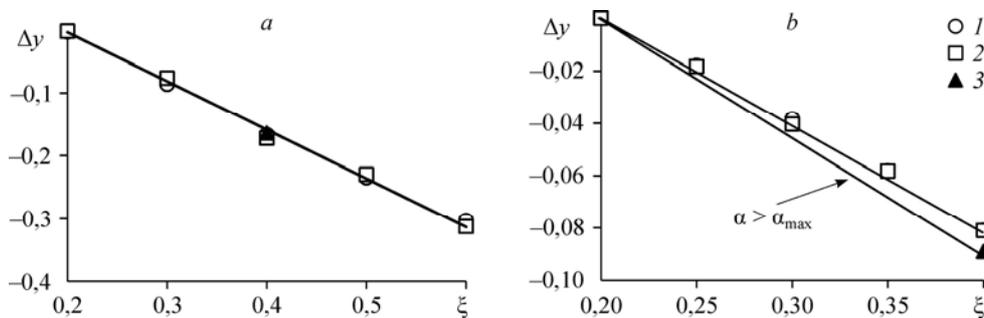


Рис. 4. Зависимость относительного приращения значений  $\Delta y(\xi)$  профиля в АТ Т-500 (а) и в АТ Т-324 (б) при  $Re_b = 6,3 \cdot 10^5$ .  $\alpha = 5^\circ$  (1),  $10^\circ$  (2),  $20^\circ$  (3).

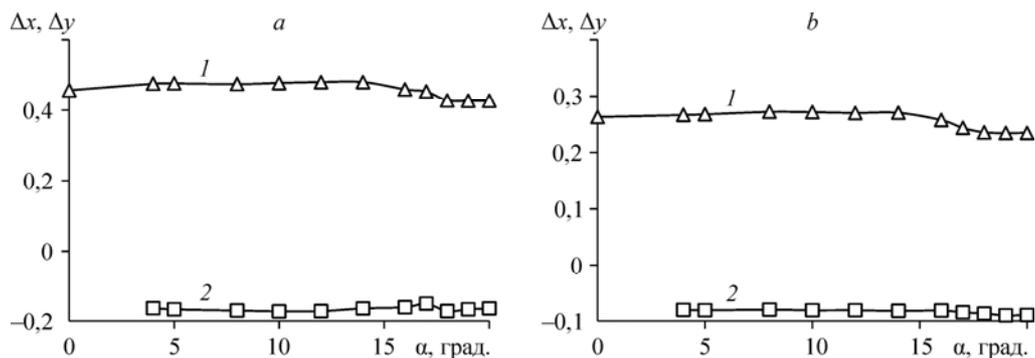


Рис. 5. Зависимости значений  $\Delta x$  и  $\Delta y$  от угла атаки при  $\xi = 0,4$ ,  $Re_b = 6,3 \cdot 10^5$ .

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  $\xi$  связано с влиянием диффузора на донное давление, которое растет с увеличением  $D$ .

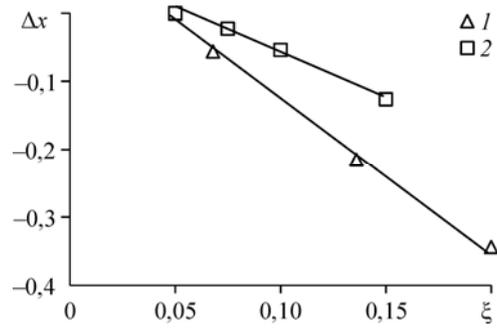
Относительные приращения коэффициента лобового сопротивления  $\Delta x(\xi)$  представлены на рис. 6, графики которого демонстрируют отсутствие влияния границ открытой рабочей части при  $\xi = D/l \leq \xi^* = 0,05$  и при  $\xi < \xi^* = 0,06$  — закрытой. При  $\xi > \xi^*$

Таблица 3

АТ	Т-500				Т-324				
	$D$ , мм	25	34	68	100	50	75	100	150
$\xi$	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  $\Delta x$  изменяются пропорционально величине  $\xi$  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,

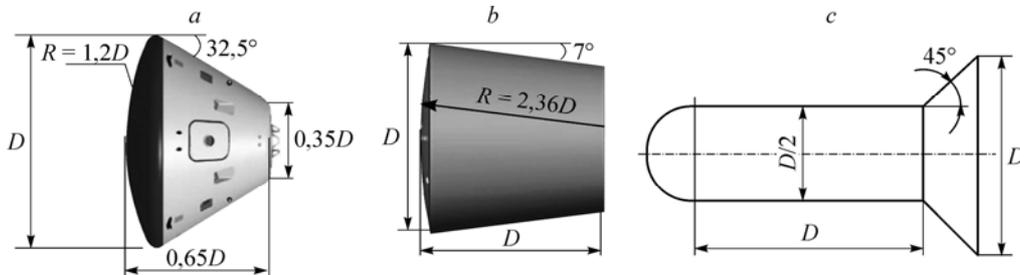


Рис. 7. Формы исследуемых моделей.

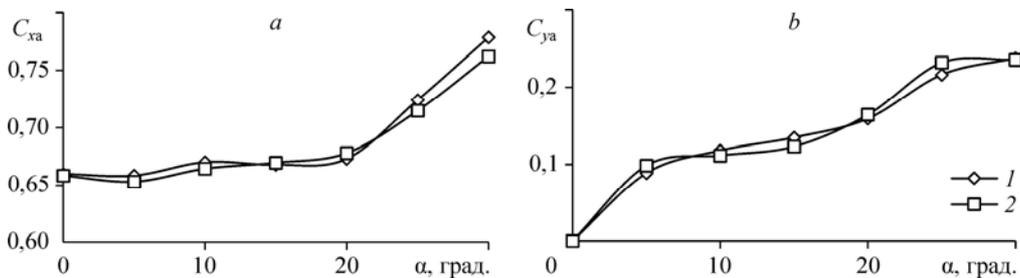


Рис. 8. Зависимости  $C_{xa}$  и  $C_{ya}$  модели, изображенной на рис. 7с, от угла атаки при  $Re_D = 3 \cdot 10^5$ .

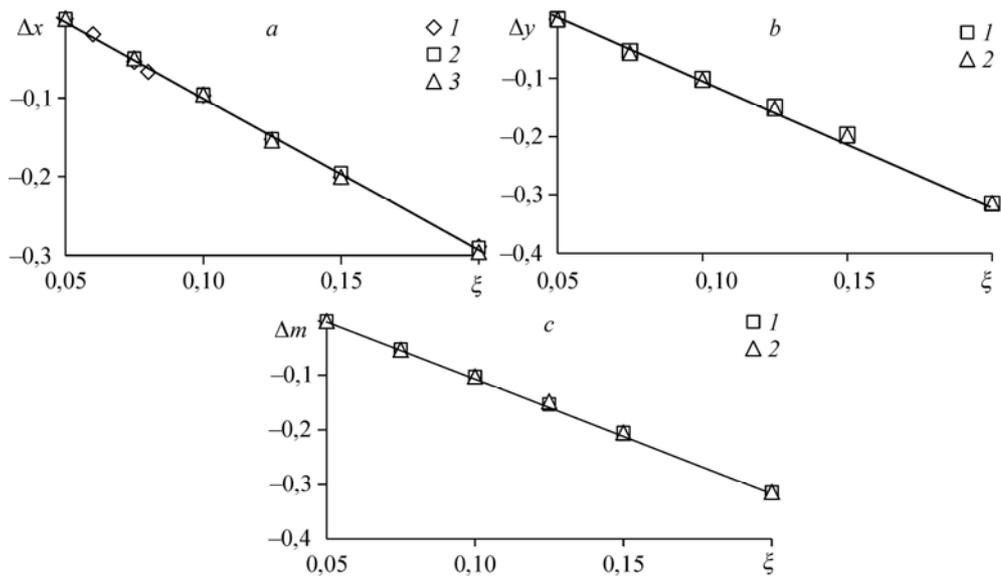


Рис. 9. Зависимости  $\Delta x$ ,  $\Delta y$ ,  $\Delta m$  для модели, изображенной на рис. 7а, от  $\xi$  в АТ Т-500.  $Re_D = 4 \cdot 10^5$ ; а —  $\alpha = 0^\circ$  (1),  $10^\circ$  (2),  $20^\circ$  (3), б, с —  $\alpha = 10^\circ$  (1),  $20^\circ$  (2).

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  $\Delta x$ ,  $\Delta y$ ,  $\Delta m$  от коэффициента  $\xi$ . На графиках также отражена линейная зависимость аэродинамических коэффициентов от коэффициента загромождения  $\xi$  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  $\Delta x$ ,  $\Delta y$ ,  $\Delta m$  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,

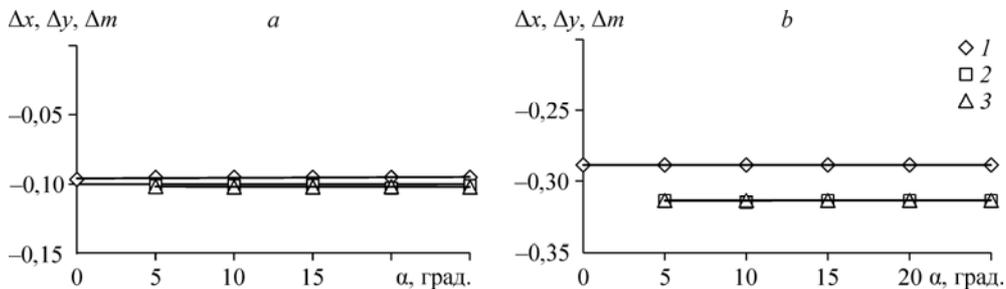


Рис. 10. Изменение  $\Delta x$ ,  $\Delta y$ ,  $\Delta m$  для модели, изображенной на рис. 7а, от угла атаки при  $\xi = \text{const}$ .  $\xi = 0,1$  (а),  $0,2$  (б); 1 —  $\Delta x$ , 2 —  $\Delta y$ , 3 —  $\Delta m$ .

Таблица 4

Значения  $\Delta x$ ,  $\Delta y$ ,  $\Delta m$  моделей при  $\xi = 0,2$  и  $\alpha = 20^\circ$ 

АТ	Т-500			Т-324		
	7a	7b	7c	7a	7b	7c
$\Delta x$	-0,272	-0,282	-0,296	0,462	0,433	0,421
$\Delta y$	-0,272	-0,281	-0,314	0,371	0,380	0,341
$\Delta m$	-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  $\Delta x$ ,  $\Delta y$ ,  $\Delta m$  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  $\xi$ .

### 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  $60^\circ$  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  $\xi$  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  $\alpha$ .

### 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

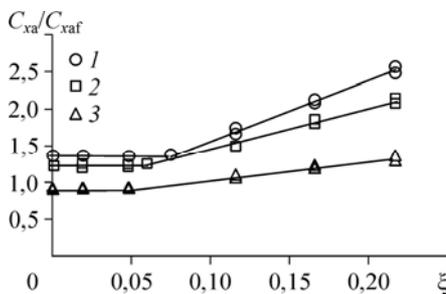


Рис. 11. Коэффициент сопротивления моделей парашюта при различной проницаемости [6].

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

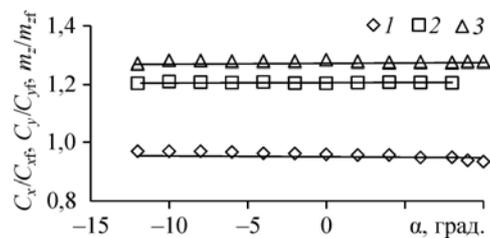


Рис. 12. Зависимость значений  $C_{xa}(\alpha)/C_{xaf}$ ,  $C_{ya}(\alpha)/C_{yaf}$ ,  $m_z(\alpha)/m_{zf}$  от угла атаки по экспериментальным данным [18].

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.*