

УДК 533.607.14

**ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК  
ГИПЕРЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ  
ТРУБЫ АТ-303. ЧАСТЬ 2. АЭРОДИНАМИКА  
ЭТАЛОННОЙ МОДЕЛИ НВ-2**

**Н.П. АДАМОВ, Л.Г. ВАСЕНЁВ, В.И. ЗВЕГИНЦЕВ, И.И. МАЖУЛЬ,  
Д.Г. НАЛИВАЙЧЕНКО, А.В. НОВИКОВ, А.М. ХАРИТОНОВ, С.И. ШПАК**

*Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

Представлены результаты измерений аэродинамических коэффициентов эталонной модели AGARD НВ-2, проведенных в новой гиперзвуковой аэродинамической трубе адиабатического сжатия АТ-303. Эксперименты выполнены в диапазонах чисел Маха  $M = 9,7 - 15,6$  ( $Re_d = 0,14 \cdot 10^6 - 1,32 \cdot 10^6$ ) и углов атаки  $\alpha = -4 \div 12^\circ$  с использованием внутримодельных шестикомпонентных тензометрических весов. Подробно описана методика обработки и коррекции результатов измерений, учитывающих динамические свойства модели и особенности конструкции сопла трубы. Представлено сравнение аэродинамических коэффициентов модели с аналогичными данными, полученными в аэродинамических трубах Германии, Франции и США.

**ВВЕДЕНИЕ**

Общепринято, что качество потока в аэродинамических трубах и достоверность измерительных комплексов характеризуется результатами сравнительных измерений характеристик эталонных моделей. В частности, для аэродинамических труб больших скоростей Международная ассоциация сверхзвуковых аэродинамических труб (STAI) еще в 1960 году приняла две геометрические компоновки гиперзвуковой баллистической модели, которые представляют собой цилиндр, имеющий носовую часть в виде притупленного конуса, с расширяющейся хвостовой частью (“юбкой”) и без нее. Эти конфигурации были обозначены как модели НВ-2 и НВ-1 и позднее, на основании обзора их аэродинамических характеристик, измеренных в различных аэродинамических трубах США, Франции, Германии и других стран, были включены в серию эталонных моделей AGARD (AGARD — Advisory Group for Aerospace Research and Development — совещательный комитет при НАТО по научно-исследовательским и опытно-конструкторским работам в области авиации и космонавтики) [1]. С целью верификации качества потока и точности измерительного комплекса в новой аэродинамической трубе АТ-303 [2, 3] выполнена серия методических измерений аэродинамических характеристик эталонных моделей. В качестве базовой была выбрана конфигурация НВ-2. Ниже приводятся результаты измерений аэродинамических характеристик этой модели, выполненных с помощью тензометрических весов.

## МОДЕЛЬ. СРЕДСТВА И УСЛОВИЯ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Схема модели с указанием особенностей ее конструкции и основных геометрических размеров представлена на рис. 1. Модель изготовлена из алюминиевого сплава; ее масса вместе с втулкой 2 равна 0,97 кг.

В рабочей части аэродинамической трубы АТ-303 модель НВ-2 устанавливалась в стойке механизма изменения угла атаки  $\alpha$  и располагалась вблизи среза сопла таким образом, чтобы полностью находиться в поле зрения оптической аппаратуры, либо в другом выбранном положении по отношению к срезу сопла.

Измерения аэродинамических сил и моментов, действующих на модель НВ-2 со стороны набегающего потока, выполнялись внутримодельными 6-компонентными тензометрическими весами И210-379.000, спроектированными и изготовленными в Центральном научно-исследовательском институте машиностроения. Фотография весов, их габаритные и сопрягаемые размеры, а также возможности по измеряемым нагрузкам приведены на рис. 2. Измерения и регистрация сигналов датчиков тензометрических весов выполнялись на высокоточной многоканальной измерительной системе SCP 3200 производства фирмы Eckelmann Steuerungstechnik GmbH (Германия). Система имеет 20 независимых каналов и позволяет выполнять измерения с максимальной частотой дискретизации в 1МГц. Уровень измеряемого сигнала может варьироваться в пределах от 1мВ до 10В. Каждый канал обладает возможностью фильтрации измерительного сигнала в диапазоне частот 50Гц–10кГц. Питание датчиков весов номиналом 5В постоянного тока осуществлялось как от аппаратуры SCP 3200, так и от аккумуляторной батареи через блок стабилизаторов 7895.

Статические градуировки тензометрических весов выполнялись с помощью специального приспособления и заключались в создании известных нагрузок в направлении координатных осей и известных моментов относительно этих осей и фиксировании откликов тензометрических весов по всем компонентам на измерительной системе SCP 3200. В ходе градуировок были выполнены трёхкратные циклы нагружение–разгружение по каждой компоненте весов. Анализ откликов тензометрических весов показал, что по всем нагружаемым компонентам зависимость величины сигнала от величины прикладываемой нагрузки имеет линейный характер. Что касается откликов ненагружаемых компонентов (так называемое взаимное влияние), то у данных весов они значимы для силы  $X$  при нагружении весов силой  $Y$  и для сил  $Y$  и  $Z$  от моментов  $M_y$  и  $M_z$ . Характер перечисленных взаимных влияний также близок к линейному, поэтому обработка результатов градуировок заключалась в линейной аппроксимации зависимостей сигналов как функции нагрузок и усреднении полученных коэффициентов. Анализ результатов

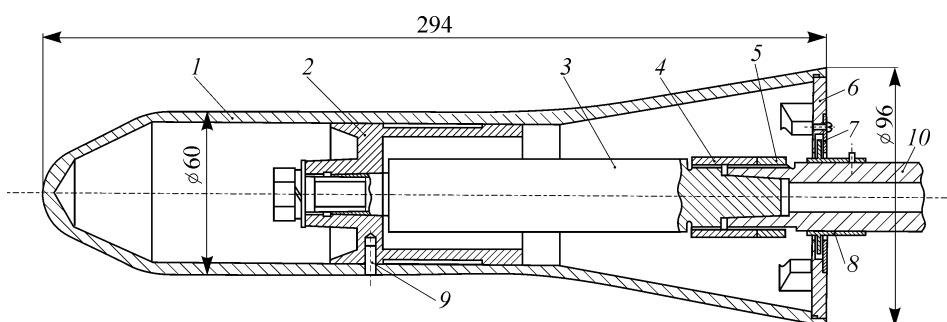


Рис. 1. Схема эталонной модели НВ-2 для весовых измерений.

1 — модель из алюминиевого сплава, 2 — втулка, 3 — тензометрические весы, 4 — стяжная муфта, 5 — контргайка, 6 — крышка, 7, 8 — лабиринтное уплотнение, 9 — штифт, 10 — державка.

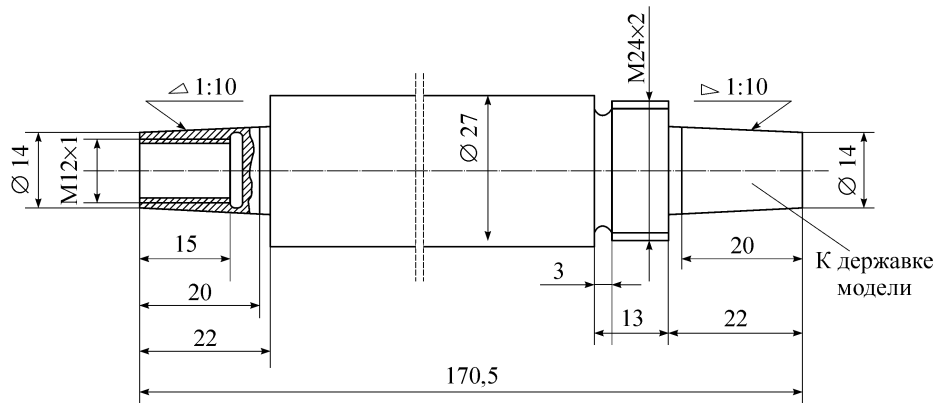
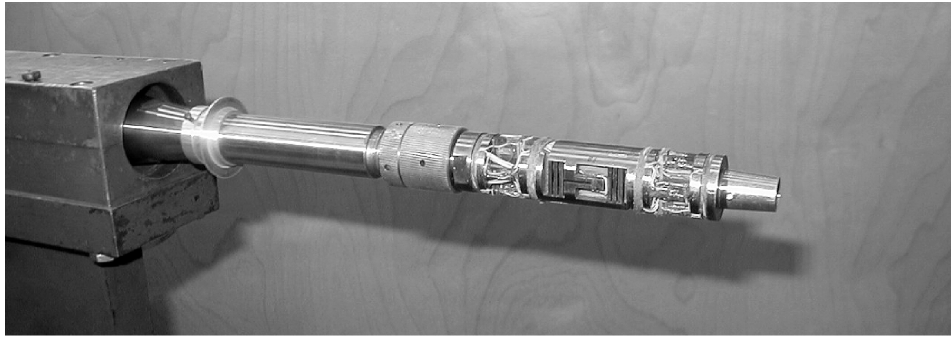


Рис. 2. Тензометрические весы. Номинальная нагрузка на весы: по продольной силе  $X$  — 1500 Н, по нормальной силе  $Y$  — 2000 Н, по боковой силе  $Z$  — 1500 Н, по моменту крена  $M_x$  — 36 Н·м, по моменту рыскания  $M_y$  — 135 Н·м, по моменту тангажа  $M_z$  — 200 Н·м.

градуировок показал, что разброс показаний вольтметра на каждой ступени нагрузки и разгрузки не превышал нескольких мкВ, т. е. практически находился в пределах аппаратного разрешения.

Основные параметры потока и условия испытаний эталонной модели НВ-2 приведены в табл. 1. В ней  $P_0$ ,  $T_0$  означают давление и температуру торможения потока в форкамере трубы,  $q$  — скоростной напор,  $Re_d$  — число Рейнольдса, вычисленное по диаметру цилиндрической части модели. Как видно из таблицы, при числах Маха  $M = 10$  и  $12$  измерения нагрузок выполнялись при различных числах Рейнольдса; помимо этого, при числе  $M = 12$  эксперименты проведены при соплах с различным диаметром среза. Значения параметров потока определялись в сечении перед носиком модели и усреднялись по числу пусков на одном режиме ( $M, Re = \text{const}$ ).

Таблица 1

Число $M$	9,7	10	11,9	12,1	12	15,6
Сопло, $D_c$	300 мм				600 мм	
Диапазон $\alpha$	0 ÷ 12°		-4 ÷ 12°	-2 ÷ 12°	0 ÷ 12°	-2 ÷ 12°
Усредненные параметры потока						
$P_0$ , МПа	34,2	9,84	10,9	38,65	10,42	87,4
$T_0$ , К	1107	1127	1084	1275	1514	1838
$q$ , кПа	67,0	15,88	7,54	26,34	7,56	16,7
$Re_d$	$1,39 \cdot 10^6$	$0,35 \cdot 10^6$	$0,26 \cdot 10^6$	$0,68 \cdot 10^6$	$0,13 \cdot 10^6$	$0,37 \cdot 10^6$

Эксперименты проводились в следующей последовательности. С помощью  $\alpha$ -механизма трубы модель устанавливалась на заданный угол атаки. После откачки воздуха из секции, включая рабочую часть, и выхода предварительного подогревателя на заданную температуру подогрева воздуха осуществлялся запуск трубы. В процессе истечения воздуха из сопла регистрировались показания тензометрических весов, датчика давления в форкамере трубы и датчиков, контролирующая работу аэродинамической трубы. При необходимости осуществлялась визуализация картины обтекания модели высокоскоростной цифровой видеокамерой CamRecord фирмы S&I (Spectroscopy & Imaging GmbH). Видеокамера позволяет получать монохромные изображения со скоростью до 2500 кадров в секунду. Работа всех измерительных систем, включая видеокамеру, синхронизирована по времени, а сам процесс регистрации данных длился 3,3 секунды, чтобы охватить “нулевые” показания датчиков до и после истечения воздуха из сопла. Таким образом, за один пуск трубы измерялись аэродинамические характеристики модели при одном фиксированном угле атаки. Для надежности получаемых результатов измерения на каждом угле атаки, как правило, дублировались.

### МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ

Измерение аэродинамических нагрузок внутримодельными тензометрическими весами выполняется в системе координат  $O'X'Y'Z'$ , связанной с весами (рис. 3). Начало координат (точка  $O'$ ) расположено на продольной оси весов и модели и совпадает с электрическим центром весов. Положения моментных осей тензометрических весов  $O'Y'$  и  $O'Z'$  определяются при проведении градуировок и координируются относительно какой-либо характерной точки модели. Жирными стрелками на рис. 3 показаны положительные направления сил и моментов, измеряемых весами.

Для представления результатов измерений аэродинамические коэффициенты сил и моментов могут быть пересчитаны в связанную с моделью систему координат  $OXYZ$  или в скоростную  $Ox_aZ_aY_a$ . Начало этих координат располагается в условном центре тяжести модели с координатами  $x_{ц.т.}$ ,  $y_{ц.т.}$ ,  $z_{ц.т.}$ .

Величины сил и моментов, действующих на модель и регистрируемые тензометрическими весами при фиксированном угле атаки, находятся решением следующей системы уравнений:

$$\Delta U_{Q_j}(t) = \sum_{i=1}^6 K_{Q_j}^{Q_i} Q_i(t), \quad j = 1-6, \quad (1)$$

где  $Q_1 \div Q_6$  соответствуют  $X'$ ,  $Y'$ ,  $Z'$ ,  $M'_x$ ,  $M'_y$ ,  $M'_z$ ; величина  $\Delta U_{Q_j}$  для всех компонентов тензометрических весов находится как разность  $\Delta U_{Q_j}(t) = U_{Q_j}(t) - (\bar{U}_{0\partial/o} + \bar{U}_{0n/o})/2$ , где верхняя черта обозначает средние

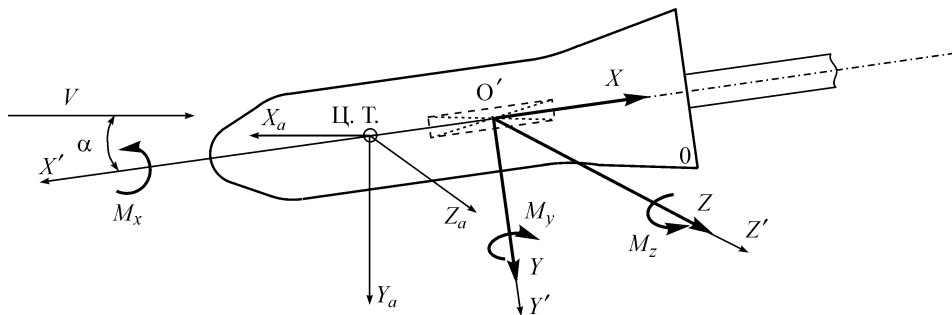


Рис. 3. Системы координат (ц.т. — центр тяжести).

величины “нулевых” показаний весов на выбранных интервалах времени до и после опыта  $\bar{U}_{0\partial/o} = \sum_{t=t_n}^{t=t_k} U(t) / N$ ;  $K_{Q_i}^{Q_i}$  — градуировочные коэффициенты тензометрических весов (при  $i = j$  это основные коэффициенты компоненты  $Q_j$ , остальные — коэффициенты взаимного влияния компоненты  $Q_i$  на показания компоненты  $Q_j$ ).

Система уравнений (1) решается методом Гаусса для каждого момента времени из заданного интервала времен рабочего режима  $t_{нр} \leq t \leq t_{кр}$ . Предварительно исходные показания тензометрических весов подвергались сглаживанию из следующих соображений. Как показал анализ зависимостей  $U_i = f(t)$ , измеренных на аппаратуре SCP 3200, интегральный сигнал помимо составляющей, обусловленной силовым воздействием со стороны набегающего на модель потока, содержит и другие. А именно: случайные шумы измерительной аппаратуры, наводки от промышленной сети, от вибрации рабочей части из-за работы посторонних агрегатов, из-за ударного воздействия потока воздуха на модель в начале эксперимента и т. д. Последняя составляющая отличается от других помех тем, что в начальный момент обтекания модели воздушным потоком она достигает максимума и далее медленно затухает до разрушения режима. В момент разрушения сверхзвукового режима обтекания модели эта составляющая вновь резко возрастает и далее так же медленно затухает.

Для исключения некоторых видов помех питание датчиков тензометрических весов осуществлялось от аккумулятора через блок стабилизаторов.

С целью выделения полезного сигнала из всей массы оставшихся помех был реализован следующий алгоритм. Сигнал по каждой компоненте тензометрических весов подвергался фильтрации с помощью преобразований Фурье. В отфильтрованном сигнале оставались только низкочастотные составляющие, не превышающие некоторую предельную величину  $f_n$ , которая не должна превышать минимальную из собственных частот системы МГУ (модель + тензометрические весы + поддерживающие устройства). Эта величина определяется при проведении динамических градуировок (для модели НВ-2 она составляет  $\sim 70$  Гц.). Минимально допустимое ее значение —  $1/\Delta t$ , где  $\Delta t$  — длительность рабочего режима трубы. При  $\Delta t = 50\text{--}200$  мс она составляет 5–20 Гц. Поскольку нет никаких иных оснований выбрать ту или иную частоту  $f_n$  в пределах между этими значениями, то при обработке использовалась следующая схема: выбирались частоты  $f_{n \min}$  и  $f_{n \max}$  в указанном диапазоне. Частота  $f_n$  принимает значения от  $f_{n \min}$  до  $f_{n \max}$  с равным шагом (всего заданное количество значений, например, 13). Для каждой из тринадцати полученных таким образом вариантов зависимостей  $U_i = f(t)$  решалась система уравнений (1) и далее, в связанной с моделью системе координат, вычислялись средние значения аэродинамических коэффициентов на выбранном интервале времени.

$$C_x = \frac{X'}{qS}, \quad m_x = \frac{M'_x}{qS\lambda},$$

$$C_y = \frac{Y'}{qS}, \quad m_y = \frac{M'_y}{qS\lambda} + \frac{x_{ц.т.} - x'_0}{\lambda} C_z,$$

$$C_z = \frac{Z'}{qS}, \quad m_z = \frac{M'_z}{qSb_a} - \frac{x_{ц.т.} - x'_0}{b_a} C_y.$$

Усредненные значения этих величин принимались как значения аэродинамических коэффициентов, полученные в этом испытании.

Таким образом, для обработки весовых измерений с применением преобразований Фурье необходимо иметь данные по собственным колебаниям системы МТУ и далее, в зависимости от условий эксперимента, вводить в программу обработки граничные значения частот используемых фильтров.

Следует заметить, что такая методика учета частотных характеристик системы МТУ необходима для коротких по продолжительности режима стационарного обтекания модели пусков. При продолжительности режима более 100 мс, как показало сравнение, величины аэродинамических коэффициентов, вычисленные по описанной выше методике и при простом усреднении, отличаются друг от друга менее чем на 1 %.

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭТАЛОННОЙ МОДЕЛИ НВ-2

### 1. Картина обтекания модели гиперзвуковым потоком

Визуализация картины обтекания моделей в аэродинамической трубе АТ-303 может осуществляться с помощью оптических приборов ИАБ-451 и ИЗК-462 с размером поля зрения 230 и 400 мм соответственно. Первый обеспечивает более высокое качество получаемой картины, однако для моделей длиной более 0,23 м возможна лишь фрагментарная съемка. Пример такой визуализации обтекания носовой части модели НВ-2 показан на рис. 4, *a*. Картина обтекания модели НВ-2

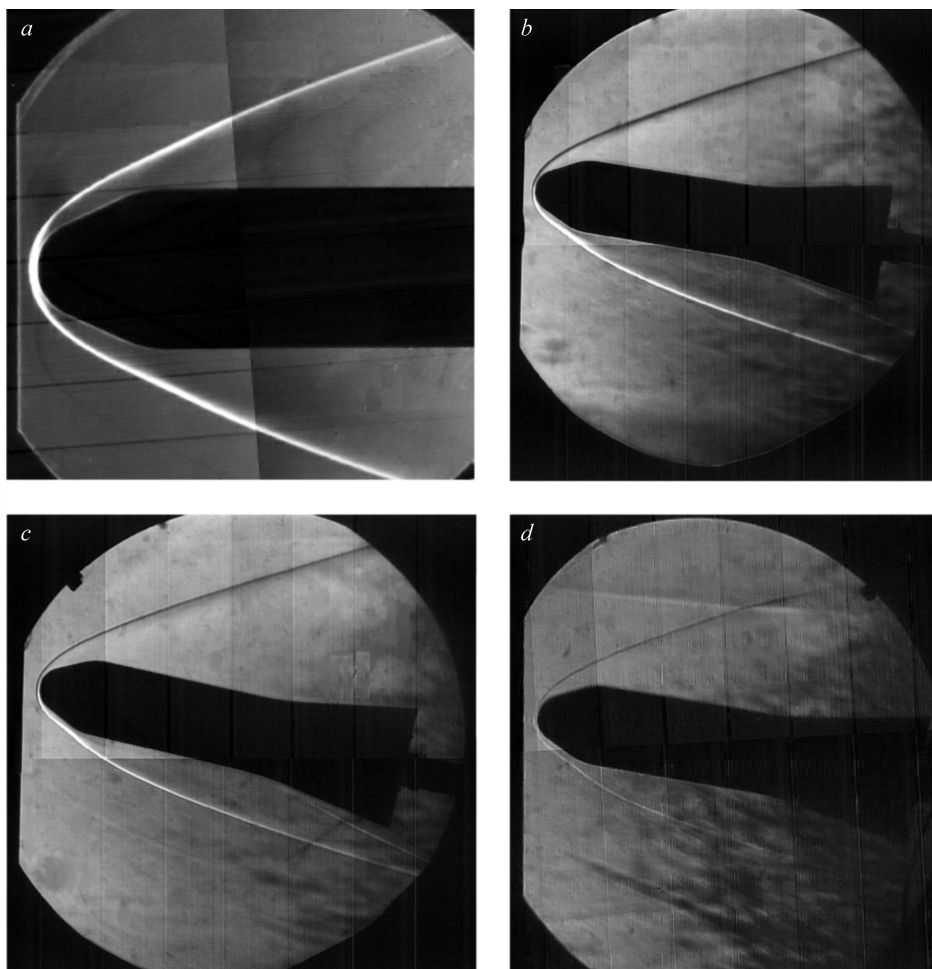


Рис. 4. Картины обтекания модели НВ-2.

$M = 9,7$  (*a, b, c*),  $\alpha = 0$  (*a*),  $8$  (*b*),  $12^\circ$  (*c*),  $Re_d = 1,35 \cdot 10^6$ ;  $M = 10$  (*d*),  $\alpha = 10^\circ$  (*d*),  $Re_d = 0,12 \cdot 10^6$ .

при  $\alpha = 4^\circ$ , полученная с помощью прибора ИЗК-462 в отдельном пуске, свидетельствует о безотрывном характере обтекания стабилизирующего конуса. При  $\alpha = 8^\circ$  (рис. 4, *b*) наблюдается наличие оптической неоднородности вблизи стабилизирующего конуса с наветренной стороны, а при  $\alpha = 12^\circ$  (рис. 4, *c*) — наличие скачка уплотнения как результата отрыва течения в области перехода от цилиндрической поверхности к конической.

О влиянии числа Рейнольдса на картину обтекания модели можно судить из рис. 4, *d* ( $M = 10$ ,  $Re_d = 0,12 \cdot 10^6$ ). Видно, что даже при  $\alpha = 10^\circ$  сохраняется безотрывное обтекание модели на всей ее длине.

## 2. Аэродинамические коэффициенты модели, измеренные весами

При вычислении аэродинамических коэффициентов модели НВ-2 аэродинамические силы были отнесены к  $(q \cdot S)$ , а момент тангажа — к  $(q \cdot S \cdot d)$ . Здесь  $q$  — скоростной напор, вычисленный по параметрам набегающего на модель потока перед головной ударной волной,  $S$  — площадь поперечного сечения цилиндрической части модели,  $d$  — диаметр цилиндрической части модели. Измеренный весами момент тангажа был пересчитан на условный центр тяжести модели, расположенный на расстоянии  $x_{ц.т.} = 1,95 d$  от носика модели. Помимо учета взаимного влияния компонент тензометрических весов, в результаты измерений вводилась поправка на изменение угла атаки модели, учитывающая упругие свойства державки модели и упругих элементов тензометрических весов. Поправка на донное сопротивление модели не вводилась.

Для оценки величины случайной погрешности измерения аэродинамических коэффициентов модели НВ-2 на тензометрических весах была проведена серия из семикратных испытаний без съема модели с подвесных устройств трубы при следующих условиях:  $M = 9,7$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $Re_d = 1,32 \cdot 10^6$ .

Статистическая обработка результатов позволила вычислить величины средних квадратических отклонений

$$\sigma_{c_j} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^7 (C_{ji} - C_{jcp})^2}{6}}, \quad j = 1, \dots, 6,$$

которые составили для коэффициентов: продольной силы  $\sigma_{C_x} = 0,00507$ , нормальной силы  $\sigma_{C_y} = 0,00609$ , момента тангажа  $\sigma_{m_z} = 0,00114$ .

Анализ аэродинамических характеристик эталонной модели НВ-2, измеренных весами, показал, что, во-первых, имеет место хорошая повторяемость результатов в дублированных пусках. Сравнение результатов, полученных при постоянных размерах сопла, но различных скоростях потока, не обнаруживает заметной систематической зависимости величины аэродинамических коэффициентов модели от числа Маха. Исключение составляют зависимости коэффициентов нормальной силы модели от угла атаки, полученные в опытах с большим по размерам соплом. Из рис. 5 видно, что с ростом скорости происходит заметное уменьшение величины коэффициента  $C_y$  модели на 12 % при  $\alpha = 8^\circ$ . Влияние числа Рейнольдса на характеристики модели показано на рис. 6. Из него следует, что имеет место систематическое снижение величины аэродинамических коэффициентов при увеличении числа Рейнольдса. Оно невелико в абсолютном выражении, но качественно

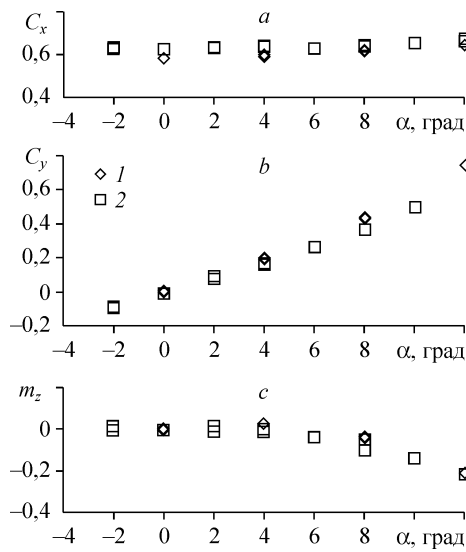


Рис. 5. Влияние числа Маха на аэродинамические коэффициенты модели.  
 $M = 12$  (1), 15,6 (2),  $Re_d = 0,13 \cdot 10^6$  (1),  $0,37 \cdot 10^6$  (2).

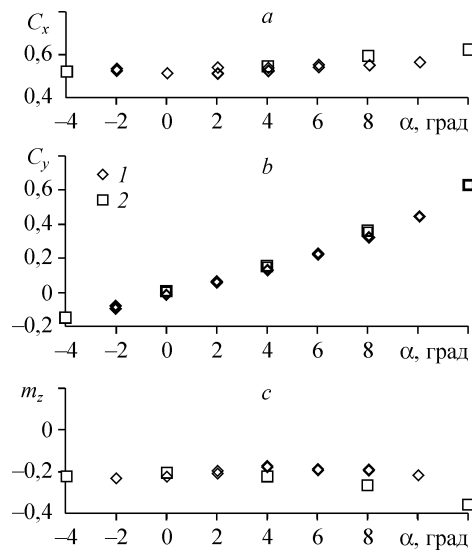


Рис. 6. Влияние числа Рейнольдса на аэродинамические коэффициенты модели.  
 $M = 12,1$  (1), 11,9 (2),  $Re_d = 0,68 \cdot 10^6$  (1),  $0,26 \cdot 10^6$  (2).

этот результат находится в хорошем соответствии с имеющимися по модели НВ-2 данными, полученными в других аэродинамических трубах.

### 3. Влияние коничности потока на аэродинамические характеристики модели НВ-2

Как известно, поток в рабочей части аэродинамических труб, оснащенных коническими соплами, характеризуется существенной неоднородностью. Поскольку за срезом сопла поток продолжает расширяться, то неизбежны значительные продольные градиенты числа Маха и скоростного напора. Кроме того, углы встречи потока с поверхностью модели также изменяются. Поэтому аэродинамические характеристики модели, измеренные в трубе с коническим соплом, отличаются от соответствующих характеристик, полученных в трубе с профилированным соплом. В таких случаях весьма актуальным является корректный учет влияния коничности потока на ее аэродинамические характеристики. Заметим, что имеющиеся в литературе данные по оценкам влияния коничности потока относятся лишь к простейшим телам, таким как плоская и треугольная пластины, осесимметричный конус, цилиндр, сфера [4–7].

Одним из возможных подходов приближенного учета влияния коничности потока является использование расчетных поправок к экспериментально получаемым характеристикам моделей. Для этого рассчитываются силы, действующие на модель в плоскопараллельном и расширяющемся потоках. Отношение соответствующих аэродинамических коэффициентов позволяет определить поправку на коничность потока и, следовательно, скорректировать экспериментальные результаты. Ниже представлена реализация учета влияния коничности потока в аэродинамической трубе АТ-303 на суммарные аэродинамические характеристики модели НВ-2.

Аэродинамическая труба АТ-303 оснащена коническим соплом с полууглом раскрытия  $\theta = 8^\circ$ , диаметр среза которого может быть  $D_c = 300$  или 600 мм [2]. Она имеет рабочую часть в виде камеры Эйфеля, а модель может располагаться на различных расстояниях по отношению к срезу сопла. Поэтому возникает вопрос,



каким образом могут быть определены параметры потока в области расположения модели за соплом?

Если использовать одномерное приближение, аналогично тому, как это делается для течения в сопле, то, при условии отсутствия потерь полного давления и температуры торможения в потоке за срезом сопла, для определения числа Маха и скоростного напора, исходя из уравнения неразрывности, можно записать:

$$q(M_x) = q(M_c) \frac{D_c^2}{D_x^2}, \quad q_x = q_c \frac{M_x^2 \pi(M_x)}{M_c^2 \pi(M_c)}, \quad (2)$$

где  $q(M)$ ,  $\pi(M)$  — газодинамические функции, индексы  $x$  и  $c$  относятся к параметрам вдоль оси  $x$  и на срезе сопла соответственно. Эти соотношения позволяют определить значения числа Маха  $M_x$  и скоростного напора  $q_x$  в зоне расположения модели по известным параметрам на срезе сопла. На рис. 7 представлено сопоставление расчетных данных, полученных в соответствии с (2), с результатами зондирования поля скоростей в АТ-303 с помощью приемников полного давления [3]. Как видно из рисунка, получено хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных в измеренной области продольной координаты  $x$ . Это дает основание использовать одномерное приближение для определения параметров потока в рабочей части трубы.

Вычисление суммарных аэродинамических характеристик модели НВ-2 проводилось на основе модифицированного метода Ньютона. В соответствии с этим методом коэффициент давления в произвольной точке поверхности модели определяется как

$$C_{p_x} = C_p^* \sin^2(\theta_i),$$

$$C_p^* = \frac{2}{\gamma M_x^2} \left[ \left( \frac{(\gamma+1)M_x^2}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left( \frac{\gamma+1}{2\gamma M_x^2 - (\gamma-1)} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} - 1 \right],$$

где  $C_p^*$  — коэффициент давления за прямым скачком уплотнения,  $\theta_i$  — угол наклона элемента поверхности к вектору скорости набегающего потока,  $M_x$  — число Маха набегающего потока для рассматриваемой точки,  $\gamma = 1,4$  — показатель адиабаты.

В случае отрицательных углов наклона поверхности к вектору скорости потока (“затененные” поверхности) коэффициент давления определялся по выражению

$$C_{p_x} = \frac{2}{\gamma M_x^2} \left( \frac{1}{M_x} - 1 \right).$$

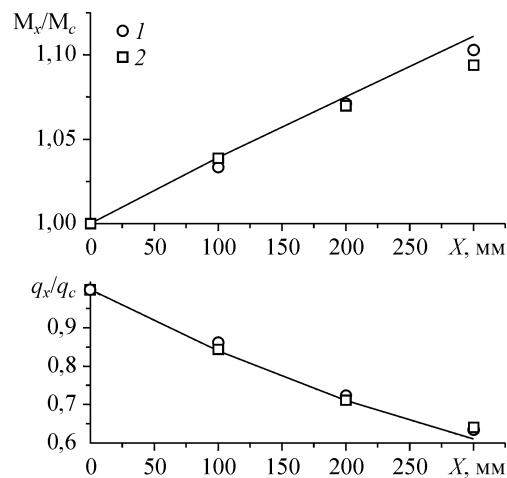


Рис. 7. Изменение числа Маха и скоростного напора за срезом сопла аэродинамической трубы АТ-303.

Эксперимент АТ-303 —  $M = 9,6$  (1), 12 (2), линия —  $M = 9,6$ , расчет.

Здесь принято, что в соответствии с формулой Кюхемана для донного давления относительное давление  $p_i / p_x = 1 / M_x$ .

Дальнейшее определение суммарных характеристик проводилось соответствующим интегрированием по поверхности модели. Для этого поверхность модели аппроксимировалась расчетной сеткой с количеством шагов по продольной оси  $N_x = 100$  и в каждом поперечном сечении по азимутальному углу  $0 \leq \varphi \leq 180^\circ$  с  $N_\varphi = 130$ . Каждая расчетная ячейка полагалась плоской, давление в ней считалось постоянным и определялось по углу наклона между нормалью и вектором скорости набегающего потока.

Суммарное влияние неравномерности потока в коническом сопле может быть разделено на две составляющих — наличие продольных градиентов параметров потока в области расположения модели и изменение угла наклона вектора скорости к продольной оси по сравнению с однородным потоком. Проведенные расчеты показали, что обе эти составляющие играют существенную роль.

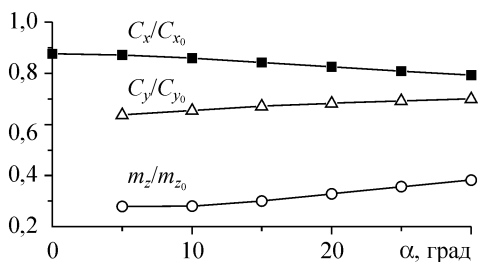
Так, местные значения коэффициента давления и, следовательно, аэродинамические коэффициенты при использовании метода Ньютона определяются локальными значениями углов наклона поверхности и локальными значениями параметров потока. Поэтому для получения интегральных аэродинамических характеристик коэффициенты давления, определяемые в различных точках поверхности, в случае конического потока должны быть приведены к некоторым общим условиям, например, как это общепринято, к условиям набегающего потока перед моделью, т.е. они должны быть определены как

$$C_p = C_{p_x} \frac{q_x}{q_c},$$

где  $C_{p_x}$  — коэффициент давления по локальным параметрам потока,  $q_x / q_c$  — относительный скоростной напор, определяемый в соответствии с ранее приведенной зависимостью (2).

Наличие угла атаки приводит также к несимметричному расположению модели в неоднородном потоке. В этом случае появляется еще один параметр — координата оси поворота тела на угол атаки.

Рассмотрим результаты расчетов по влиянию коничности потока на суммарные характеристики модели НВ-2. В качестве примера на рис. 8 представлены отношения аэродинамических коэффициентов  $C_x / C_{x_0}$ ,  $C_y / C_{y_0}$ ,  $m_z / m_{z_0}$  в коническом и однородном потоках (здесь и далее индекс “0” соответствует однородному потоку). Данные получены при числе Маха  $M = 9,6$ , диаметре среза сопла  $D_c = 300$  мм и положении относительной координаты центра вращения модели  $\bar{x}_r = x_r / L = 0,51$ . Полагалось, что при нулевом угле атаки носик модели находится на срезе сопла. Из рисунка видно, что наиболее слабое влияние коничность потока оказывает на продольную силу, наиболее сильное — на момент тангажа. В области небольших углов атаки ( $\alpha \sim 0 \div 10^\circ$ ) относительные



отношения  $C_x / C_{x_0}$ ,  $C_y / C_{y_0}$ ,  $m_z / m_{z_0}$  в коническом и однородном потоках (здесь и далее индекс “0” соответствует однородному потоку). Данные получены при числе Маха  $M = 9,6$ , диаметре среза сопла  $D_c = 300$  мм и положении относительной координаты центра вращения модели  $\bar{x}_r = x_r / L = 0,51$ . Полагалось, что при нулевом угле атаки носик модели находится на срезе сопла. Из рисунка видно, что наиболее слабое влияние коничность потока оказывает на продольную силу, наиболее сильное — на момент тангажа. В области небольших углов атаки ( $\alpha \sim 0 \div 10^\circ$ ) относительные

Рис. 8. Расчетные оценки влияния коничности потока на аэродинамические коэффициенты модели НВ-2.

Таблица 2

M = 10, D <sub>c</sub> = 300 мм									
α°	C <sub>x0</sub>	C <sub>x</sub>	C <sub>x</sub> /C <sub>x0</sub>	C <sub>y0</sub>	C <sub>y</sub>	C <sub>y</sub> /C <sub>y0</sub>	m <sub>z0</sub>	m <sub>z</sub>	m <sub>z</sub> /m <sub>z0</sub>
.0	.60582	.52756	.871	.00000	.00000	-	-.00000	-.00000	-
2.0	.60758	.52871	.870	.14661	.09515	.649	-.15663	-.04315	.275
4.0	.61282	.53214	.868	.30074	.19507	.649	-.31192	-.08580	.275
6.0	.62149	.53779	.865	.46218	.30214	.654	-.46554	-.12777	.274
8.0	.63350	.54560	.861	.63073	.41630	.660	-.61724	-.16937	.274
10.0	.64872	.55541	.856	.80612	.53766	.667	-.76688	-.21162	.276
12.0	.66671	.56673	.850	.98968	.66796	.675	-.91830	-.25961	.283
M = 15.6, D <sub>c</sub> = 600 мм									
.0	.60746	.56298	.927	.00000	.00000	-	.00000	.00000	-
2.0	.60921	.56438	.926	.14701	.11557	.786	-.15705	-.08866	.565
4.0	.61447	.56857	.925	.30155	.23785	.789	-.31276	-.17639	.564
6.0	.62316	.57549	.923	.46343	.36752	.793	-.46679	-.26310	.564
8.0	.63521	.58506	.921	.63243	.50440	.798	-.61890	-.34894	.564
10.0	.65047	.59716	.918	.80829	.64843	.802	-.76895	-.43422	.565
12.0	.66850	.61127	.914	.99235	.80140	.808	-.92077	-.52422	.569

коэффициенты составляют для продольной силы  $C_x/C_{x_0} \sim 0,87-0,85$ , для нормальной силы  $C_y/C_{y_0} \sim 0,65-0,67$ , для продольного момента  $m_z/m_{z_0} \sim 0,27$ .

Естественно, что при использовании сопел большего диаметра с тем же углом полураствора влияние коничности должно уменьшаться. Проведенные оценки для сопла  $D_c = 544$  мм при прочих равных условиях дают в области  $\alpha \sim 0-10^\circ$  следующие значения:  $C_x/C_{x_0} \sim 0,92-0,91$ ,  $C_y/C_{y_0} \sim 0,76 - 0,78$ ,  $m_z/m_{z_0} \sim 0,52$ . Эти значения заметно большие по сравнению с оценками для сопла  $D_c = 300$  мм, особенно для продольного момента.

Вычисленные таким образом относительные значения аэродинамических коэффициентов позволили внести соответствующие поправки в экспериментальные данные. Так, например, продольная сила в однородном потоке определяется как

$$C_{x_0} = (C_x)_{\text{эсп.}} / (C_x/C_{x_0})_{\text{расч.}}$$

В табл. 2 представлены результаты расчетов, выполненных для различных чисел Маха и различных по размеру сопел, которые в дальнейшем использовались для внесения поправок в экспериментальные данные.

Следует отметить, что полученные оценки являются приближенными из-за принятых допущений. Для получения более надежных данных по влиянию коничности на аэродинамику модели следует совершенствовать методы расчета как для определения поля набегающего потока в области расположения модели, так и для интегральных аэродинамических характеристик, а также крайне желательно в дальнейшем применять профилированные сопла.

#### 4. Сопоставление аэродинамических характеристик эталонной модели НВ-2, полученных в различных трубах

Для диапазона скоростей, реализуемого в аэродинамической трубе АТ-303, в литературе имеется сравнительно небольшое количество данных по испытаниям эталонной модели НВ-2. Так, для числа  $M = 10$  известны лишь аэродинамические характеристики модели, измеренные в аэродинамической трубе С Газодинамической лаборатории им. Кармана научно-испытательного центра им. Арнольда (VKF,

Таблица 3

Органи- зация	Аэроди- нам. труба	Размер раб. части (среза сопла)	M	Параметры торможения		$Re_d$ $10^{-6}$	$d$ мод., м
				Давл., бар	Темп., К		
ONERA	R3	0,3 м	10	120	1100	0,24	0,03
	ARC1	0,5 м	16,5	1000	$H_i = 40 RT_c$	0,48	0,06
AEDC, VKF	C	1,27 м	10, 18	—	—	1,36	0,19
ИТПМ	АТ-303	0,3 м	9,7	342	1107	1,39	0,06
СО РАН		0,3 м	10,0	98,4	1127	0,35	0,06
		0,6 м	15,6	874	1838	0,37	0,06

АEDC, США) и в трубе R3 Лаборатории аэродинамики и материаловедения (ONERA, Франция), а для числа  $M = 16,5$  — в аэродинамической трубе ARC1 Аэродинамической лаборатории ONERA. В табл. 3 приведены основные характеристики аэродинамических труб, моделей и условия, при которых измерялись силы и моменты модели НВ-2.

Основу для сопоставления аэродинамических характеристик модели НВ-2 составляют опубликованные в [1] графики зависимостей коэффициентов  $C_x$ ,  $C_y$  и  $m_z$  от угла атаки (рис. 9–12). На этих графиках светлыми символами  $\square$  и  $\diamond$  дополнительно нанесены значения аэродинамических коэффициентов, измеренные в АТ-303, а темными символами — эти же результаты, учитывающие влияние коничности потока.

### Коэффициенты продольной силы

Сравнение коэффициентов показано на рис. 9, 10. Что касается режима  $M = 10$ , то учет поправки на коничность приводит к хорошему соответствию коэффициентов  $C_x$  одинаковых по размерам моделей при близких условиях экспериментов по числу  $Re$  (рис. 9, а).

На рис. 9, б приведено сопоставление результатов, полученных для  $M = 15,6$  ( $Re_d = 0,37 \cdot 10^6$ ) в АТ-303 и  $M = 16,5$  ( $Re_d = 0,17 \cdot 10^6$ ) в трубе ARC1 (ONERA). Наблюдаемые отличия в значениях коэффициента  $C_x$  (см. темные символы ИТПМ и данные ONERA) не превышают 7,7 % и могут быть следствием различий в числах Маха и Рейнольдса.

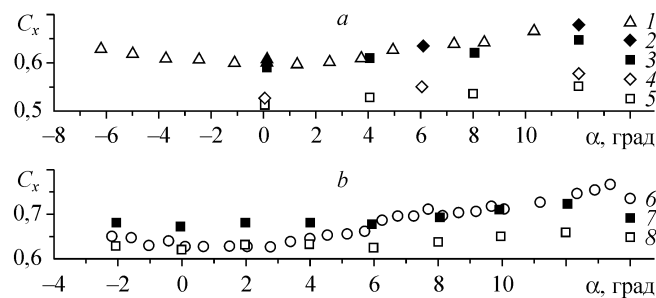


Рис. 9. Зависимости коэффициента продольной силы модели НВ-2 от угла атаки.

R3 (ONERA, 1),  $d = 0,06$  м,  $M = 10$ ,  $Re_d = 0,48 \cdot 10^6$ ; АТ-303 (ИТПМ, 3, 5),  $d = 0,06$  м,  $M = 9,7$ ,  $Re_d = 1,39 \cdot 10^6$ ; АТ-303 (ИТПМ, 2, 4),  $d = 0,06$  м,  $M = 10$ ,  $Re_d = 0,35 \cdot 10^6$ ; ARC1 (ONERA, 6),  $d = 0,06$  м,  $M = 16,5$ ,  $Re_d = 0,17 \cdot 10^6$ ; АТ-303 (ИТПМ, 7, 8),  $d = 0,06$  м,  $M = 15,6$ ,  $Re_d = 0,37 \cdot 10^6$ .

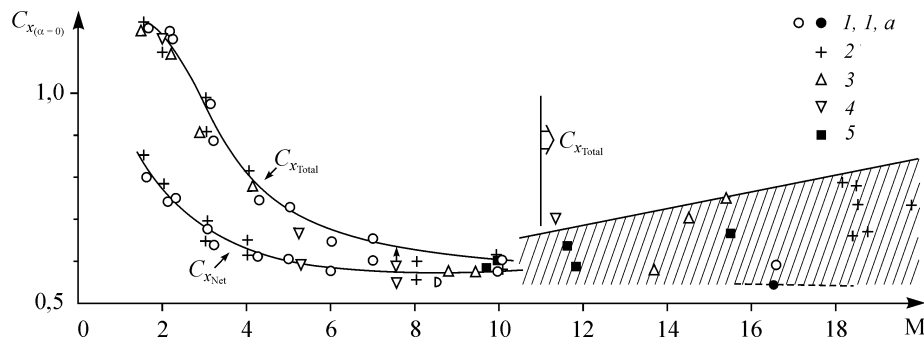


Рис. 10. Зависимости коэффициентов продольной силы модели НВ-2 от числа Маха. 1, 1, a — ONERA, 2 — VKF, 3 — DVL, 4 — Sandia, 5 — ИТПМ, весовые измерения (1–5), интеграл давления по поверхности (1, a).

На рис. 10 (здесь сохранены обозначения первоисточника) представлена обширная подборка значений коэффициентов продольной силы модели НВ-2, измеренных при нулевом угле атаки в ряде труб и построенных в функции числа Маха [1]. На графике  $C_{x_{Total}}$  — коэффициент продольной силы, измеренный на весах и включающий донное сопротивление модели,  $C_{x_{Net}}$  — коэффициент продольной силы модели за вычетом поправки на донное сопротивление. Для чисел  $M \geq 10$  величина поправки на донное сопротивление мала, а большой разброс коэффициентов  $C_{x_{Total}}$  объясняется особенностями взаимодействия пограничного слоя на поверхности модели с внешним потоком.

Нанесенные на рис. 10 значения коэффициентов минимального сопротивления модели НВ-2, измеренные в АТ-303 и содержащие поправку на коничность течения, находятся в хорошем согласовании с данными, полученными в других трубах.

### Коэффициенты нормальной силы

Сравнение этих коэффициентов представлено на рис. 11. В целом имеет место удовлетворительное соответствие данных, полученных при  $M = 10$  в трубе С (VKF) и в АТ-303 (ИТПМ) при  $Re_d = 1,38 \cdot 10^6$ . Исключением является расхождение значений  $C_y$ , измеренных в АТ-303 при числе  $Re_d = 0,35 \cdot 10^6$  и в R3 (ONERA), при  $Re_d = 0,48 \cdot 10^6$ , которое составляет  $\sim 10\%$ . Рис. 11, b демонстрирует хорошее согласование зависимостей  $C_y = f(\alpha)$  для чисел  $M = 15,6$  (АТ-303) и  $M = 16,5$  (ARC1) несмотря на различие в числе  $M$ . Это подтверждает известные представления о незначительном влиянии числа Маха на несущие свойства в рассматриваемом диапазоне скоростей.

### Коэффициенты момента тангажа

Известно, что коничность потока больше всего сказывается на характеристиках продольного момента. Это связано с тем, что по мере удаления от носика модели давление на ее поверхности по сравнению с обтеканием плоскопараллельным потоком уменьшается. Это приводит к уменьшению результирующей аэродинамической силы, действующей на модель, и смещению точки ее приложения в сторону носовой части. Следовательно, при принятой центровке, в зависимостях

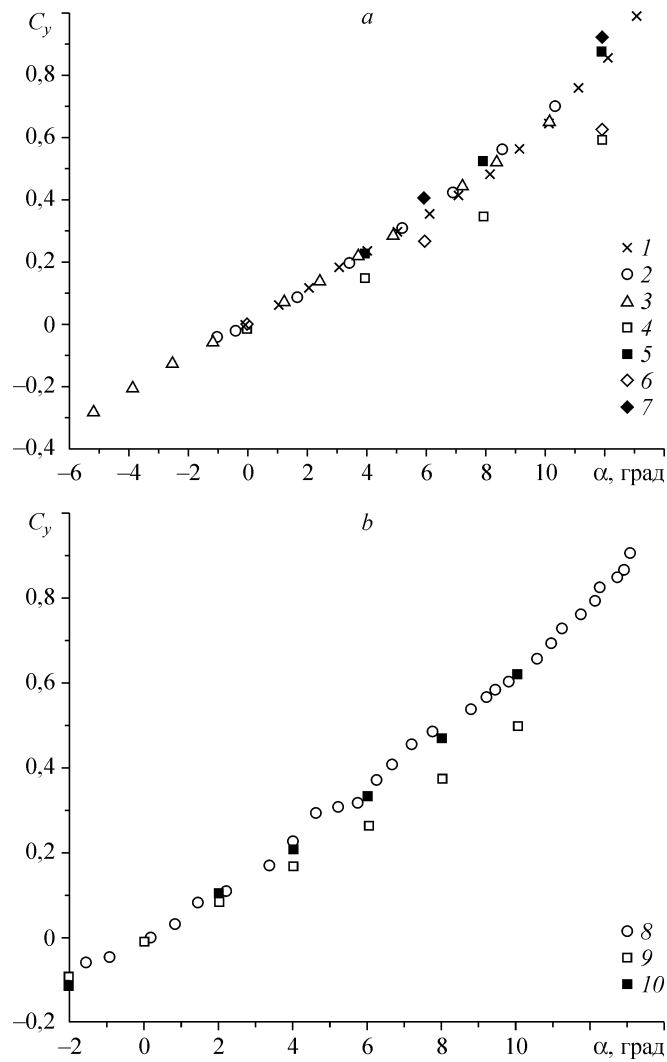


Рис. 11. Зависимости коэффициента нормальной силы модели НВ-2 от угла атаки при числе  $M = 10$  (а),  $M > 15$  (б).

а: С (AEDC, VKF, 1),  $d = 0,19$  м,  $M = 10,18$ ,  $Re_d = 1,36 \cdot 10^6$ ; R3 (ONERA, 2),  $d = 0,03$  м,  $M = 10$ ,  $Re_d = 0,24 \cdot 10^6$ ; R3 (ONERA, 3),  $d = 0,06$  м,  $M = 10$ ,  $Re_d = 0,48 \cdot 10^6$ ; АТ-303 (ИТПМ, 4, 5),  $d = 0,06$  м,  $M = 9,7$ ,  $Re_d = 1,39 \cdot 10^6$ ; АТ-303 (ИТПМ, 6, 7),  $d = 0,06$  м,  $M = 10$ ,  $Re_d = 0,35 \cdot 10^6$ ; б: АРС1 (ONERA, 8),  $d = 0,06$  м,  $M = 16,5$ ,  $Re_d = 0,17 \cdot 10^6$ ; АТ-303 (ИТПМ, 9, 10),  $d = 0,06$  м,  $M = 15,6$ ,  $Re_d = 0,37 \cdot 10^6$ .

$m_z = f(\alpha)$  модели НВ-2, в случае ее обтекания коническим потоком, выявляется диапазон углов атаки, где величина момента тангажа очень мала и учет поправки на коничность не приводит к ожидаемому результату. Это подтверждается сопоставлением зависимости  $m_z = f(\alpha)$  для числа  $M = 10$  (рис. 12, а). По результатам измерений момента тангажа модели НВ-2 в трубах С (VKF) и R3 (ONERA) при принятом положении центра тяжести ( $x_{ц.т.} = 1,95d$ ) модель в диапазоне угла атаки  $\alpha = -5 \div 13^\circ$  статически устойчива. Заметное отличие в значениях  $m_z$ , полученных в трубе R3, обусловлено, по мнению автора [1], различием в габаритах модели:  $d$  — 0,03 и 0,06 м.

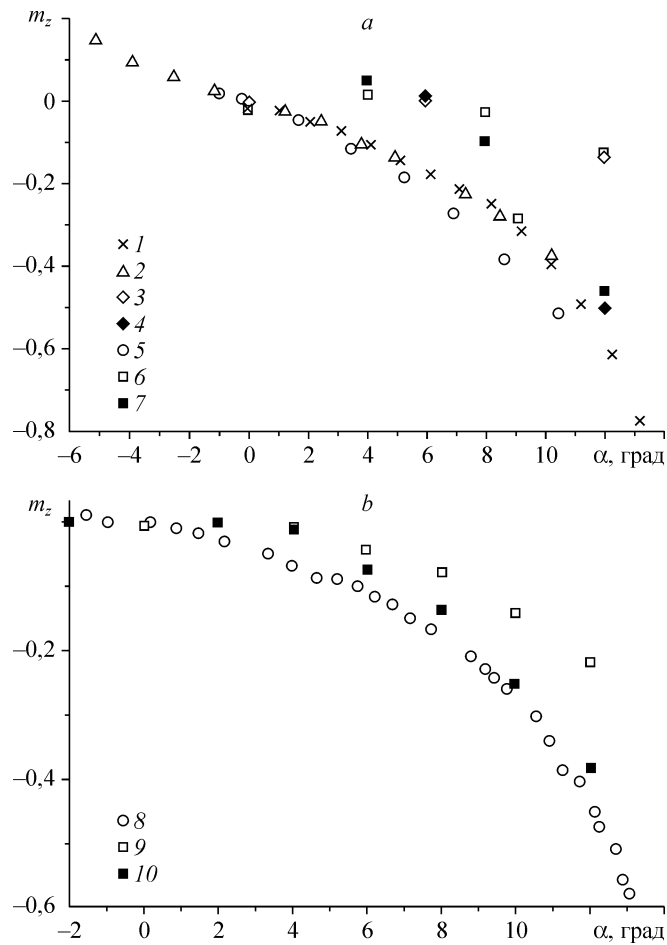


Рис. 12. Зависимости коэффициента момента тангажа модели НВ-2 от угла атаки при числе  $M = 10$  (а),  $M > 15$  (б).

а — С (АЕDС, VКF, 1),  $d = 0,19$  м,  $M = 10,18$ ,  $Re_d = 1,36 \cdot 10^6$ ; R3 (ОНЕRА, 2),  $d = 0,06$  м,  $M = 10$ ,  $Re_d = 0,48 \cdot 10^6$ ; АТ-303 (ИТПМ, 3, 4),  $d = 0,06$  м,  $M = 10$ ,  $Re_d = 0,35 \cdot 10^6$ ; R3 (ОНЕRА, 5),  $d = 0,03$  м,  $M = 10$ ,  $Re_d = 0,24 \cdot 10^6$ ; АТ-303 (ИТПМ, 6, 7),  $d = 0,06$  м,  $M = 9,7$ ,  $Re_d = 1,39 \cdot 10^6$ ; б — АRС1 (ОНЕRА, 8),  $d = 0,06$  м,  $M = 16,5$ ,  $Re_d = 0,17 \cdot 10^6$ ; АТ-303 (ИТПМ, 9, 10),  $d = 0,06$  м,  $M = 15,6$ ,  $Re_d = 0,37 \cdot 10^6$ .

Аналогичные измерения в трубе АТ-303 свидетельствуют, что до  $\alpha = 6^\circ$  моменты тангажа модели весьма малы и положительны, т. е. центр давления модели расположен вблизи центра тяжести, но впереди него. И лишь с дальнейшим увеличением угла атаки центр давления смещается за центр тяжести, и модель становится статически устойчивой. Введение поправки на коничность потока, как видно из графика, эффективно лишь начиная с угла атаки  $\alpha > 8^\circ$ .

Заемствованные из [1] значения коэффициентов  $m_z$  модели НВ-2 для числа  $M = 16,5$  и представленные на рис. 12, б в функции угла атаки также свидетельствуют о статической устойчивости модели. Результаты измерений в АТ-303 при  $M = 15,6$  с соплом  $D_c = 0,6$  м качественно аналогичны зависимости  $m_z = f(\alpha)$  при числе  $M = 10$ , т. е. при малых значениях  $\alpha$  моменты тангажа весьма малы и только при  $\alpha > 4^\circ$  модель приобретает статическую устойчивость. При этих же углах атаки учет поправки на коничность потока в трубе приводит к хорошему согласованию с данными для трубы АRС1 (ОНЕRА).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для условий новой гиперзвуковой аэродинамической трубы кратковременного действия АТ-303 (ИТПМ) развита методика измерений шести компонент аэродинамических сил и их моментов моделей летательных аппаратов

В соответствии с изложенной методикой измерены аэродинамические характеристики эталонной модели AGARD HB-2 при числах Маха  $M = 9,7-15,6$  ( $Re_d = 0,14 \cdot 10^6 - 1,32 \cdot 10^6$ ) и  $\alpha = -4^\circ \div 12^\circ$ . Проведено сопоставление этих характеристик с аналогичными данными, полученными в аэродинамических трубах ONERA, AEDC, DVL. Показано, что для идентичных условий – размер модели, числа Маха и Рейнольдса — предложенная методика обработки и коррекции на коничность результатов весовых измерений в АТ-303 обеспечивает получение достоверных значений коэффициентов продольной и нормальной сил. Коэффициенты момента тангажа хуже согласуются с известными данными, полученными в трубах с профилированными соплами, что связано с перераспределением поверхностных давлений в коническом потоке. В целом приведенные результаты свидетельствуют, что АТ-303 по качеству потока и точности измерительного комплекса соответствует всем требованиям, предъявляемым к современным аэродинамическим трубам гиперзвукового диапазона скоростей.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ceresuela R. Maquettes Etalons HB-1 et HB-2. Caracteristiques aerodynamiques mesurees dans les souffleries de l'O.N.E.R.A. de Mach 2 a Mach 16,5 // Note Technique O.N.E.R.A. — 1968. — № 123. — 24 p.
2. Kharitonov A.M., Zvegintsev V.I., Fomin V.M., Topchian M.E., Meshcheriakov A.A., Pinakov V.I. New Generation Hypersonic Adiabatic Compression Facilities with Pressure Multipliers // PROGRESS IN ASTRONAUTICS AND AERONAUTICS / Ed. by Frank Lu and Dan Marren. Advanced Hypersonic Test Facilities. — Virginia: AIAA Inc, 2002. — Vol. 198. — P. 585–619.
3. Харитонов А.М., Звезгинцев В.И., Васнев Л.Г., Кураева А.Д., Наливайченко Д.Г., Новиков А.В., Пайкова М.А., Чиркашенко В.Ф., Шахматова Н.В., Шпак С.И. Исследования характеристик гиперзвуковой аэродинамической трубы АТ-303. Ч. 1. Поля скоростей // Теплофизика и аэромеханика. — 2006. — Т. 13, № 1. — С. 1–17.
4. Безменов В.Я. Метод обработки результатов весовых испытаний моделей в трубах с неоднородным полем потока // Тр. ЦАГИ. — 1964. — Вып. 53. — 7 с.
5. Бурке А.Ф., Бирд К.Д. Применение конических и профилированных сопел в гиперзвуковых установках // Современная техника аэродинамических исследований при гиперзвуковых скоростях / Под ред. Крилл А.М. — М.: Машиностроение, 1965. — С. 258–298.
6. Жбакова А.В., Николаев В.С. Плоские прямоугольная и треугольная пластины под углом атаки в вязком гиперзвуковом неоднородном потоке и вопросы моделирования натурального обтекания в аэродинамических трубах // Тр. ЦАГИ. — 1975. — Вып. 1694. — 25 с.
7. Николаев В.С. Аэродинамические и тепловые характеристики простых тел в неоднородном потоке // Тр. ЦАГИ. — 1975. — Вып. 1709. — 25 с.

*Статья поступила в редакцию 28 декабря 2005 г.*