

УДК 533.6.011.55

Аэродинамические производные конуса с углом полураствора 20° при сверхзвуковых скоростях

Н.П. Адамов, А.М. Харитонов, Е.А. Часовников

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

E-mail: khar@itam.nsc.ru

Работа посвящена экспериментальному исследованию стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик кругового конуса в диапазоне чисел Маха $1,75 \div 7$. Дано краткое описание экспериментального оборудования и методики определения аэродинамических характеристик. Получены суммарные аэродинамические характеристики модели при весовых испытаниях, а также аэродинамические производные момента тангажа при динамических испытаниях на установке свободных колебаний. Проведено сопоставление экспериментальных данных с расчетными.

Ключевые слова: конус, весовые испытания, свободные колебания, частота колебаний, декремент затухания, аэродинамические производные.

Введение

Возвращаемые космические летательные аппараты (ВА) при полете в атмосфере должны обладать статической и динамической (колебательной) устойчивостью, что необходимо для обеспечения их безопасного движения. Динамическая устойчивость ВА определяется, прежде всего, их аэродинамическим демпфированием по углу тангажа, поэтому в течение длительного времени в различных аэродинамических центрах изучаются демпфирующие характеристики различных конфигураций моделей ВА [1–5]. Заслуживает внимания всеобъемлющий обзор [1] экспериментальных и численных исследований (всего — 68 работ), выполненных разными авторами по изучению демпфирующих характеристик затупленных тел при сверхзвуковых скоростях. Следует отметить, что характеристики аэродинамического демпфирования определяются, как правило, экспериментальными методами в аэродинамических трубах на моделях ВА при их вращательных колебаниях. Определение аэродинамического демпфирования ВА при сверх- и гиперзвуковых скоростях имеет свою специфику, так как структура обтекания, характеризующая формой и расположением скачков уплотнения, может существенно зависеть от критериев подобия и от кинематических параметров движения (числа Маха, амплитуды и приведенной частоты колебаний и т.д.). Кроме того, измерения связаны со значительными трудностями, обусловленными малым аэродинамическим демпфированием, большим лобовым сопротивлением, малыми размерами моделей ВА и т.п., которые зачастую приводят к большим погрешностям. Для отработки методов измерения

демпфирующих характеристик ВА на этих режимах и повышения точности эксперимента весьма актуально получение и накопление данных для моделей простой формы, которые бы послужили базой для валидации экспериментальных и расчетных методов исследования. В качестве таких моделей могут рассматриваться круговые конусы, исследованию демпфирования тангажа которых при сверхзвуковом обтекании посвящено значительное число расчетных работ [1, 6–11]. Известны и экспериментальные работы [1, 3, 12]. Однако систематические сопоставления результатов различных экспериментов и расчетных методов по таким моделям в литературе практически отсутствуют.

Основная цель настоящей работы заключалась в получении экспериментальных данных для острого кругового конуса с углом полураствора 20° , а также в проведении сопоставления с имеющимися расчетными данными [6].

1. Экспериментальное оборудование и условия экспериментов

Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе периодического действия Т-313 ИТПМ СО РАН с размером рабочей части $0,6 \times 0,6 \text{ м}^2$ [13].

Стационарные аэродинамические характеристики определялись с помощью четырехкомпонентных механических весов, измеряющих в скоростной системе координат силу лобового сопротивления X_a , подъемную силу Y_a , момент тангажа M_z и момент крена M_x . Модель устанавливалась в рабочей части трубы на специальной донной державке в саблевидную подвеску механических весов и крепилась на α -механизме в трубном положении (с углом крена 180°). Штатный α -механизм трубы Т-313 обеспечивает возможность изменения угла атаки в пределах от -4 до $+22^\circ$. Обработка результатов измерений выполнялась по традиционной методике. Доверительные интервалы определения коэффициентов аэродинамических нагрузок составляют величины:

$$\pm 2\sigma(c_x) = \pm 0,0022, \pm 2\sigma(c_y) = \pm 0,0032, \pm 2\sigma(m_z) = \pm 0,0035 \text{ при } M = 1,75-4,$$

$$\pm 2\sigma(c_x) = \pm 0,0018, \pm 2\sigma(c_y) = \pm 0,0043, \pm 2\sigma(m_z) = \pm 0,0115 \text{ при } M = 5-7.$$

Характеристики аэродинамического демпфирования модели были получены на установке свободных колебаний с подшипниками качения [5]. Общий вид установки с моделью и конструктивная схема представлены на рис. 1, 2.

Донная державка модели 1 (рис. 2) устанавливается в саблевидной подвеске α -механизма трубы. Модель крепится на α -механизме в трубном положении. Державка обеспечивает расположение модели в поле теневого прибора 2. На конце державки неподвижно закреплен узел колебаний 3, в который вмонтированы подшипники качения 4, обеспечивающие перемещения модели относительно оси вращения 5. Система фиксации и освобождения модели состоит из пневмоцилиндра, закрепленного на донной державке, и арретира. Шток пневмоцилиндра перемещает арретир в переднее положение и фиксирует модель. При выходе трубы на рабочий режим шток пневмоцилиндра переводится

в заднее положение и освобождает модель. После записи реализации шток пневмоцилиндра переводится в переднее положение и производится повторный пуск либо остановка трубы.

Определение угла тангажа модели в Т-313 осуществлялось посредством обработки результатов съемки движения

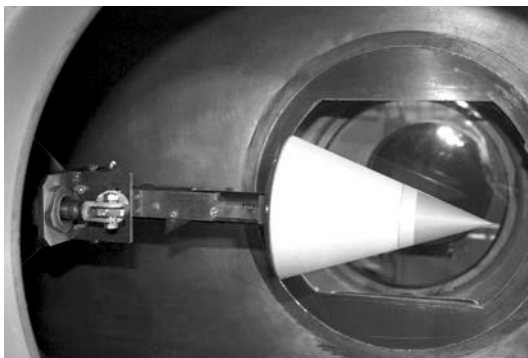


Рис. 1. Общий вид установки свободных колебаний в Т-313.

Направление потока справа налево.

модели скоростной цифровой видеокамерой через теневой прибор ИАБ-451. Частота съемки составляла 1000 Гц. Объектом испытаний являлся круговой заостренный конус с углом полураствора 20° (рис. 2). Конус собран из четырех частей: носика, переходного конуса, замыкающего конуса и задней крышки. Длина модели и диаметр миделевого сечения составляют: $L = 0,225$ м, $D = 0,147$ м. Задняя крышка выполнена в виде сферического сегмента радиуса $R = 0,160$ м. Основные геометрические параметры модели, используемые при расчете аэродинамических характеристик: характерная площадь $S = 0,0171$ м² (площадь миделевого сечения), характерная длина $l = 0,2015$ м (длина конической части модели). Ось вращения модели располагалась на расстоянии $x_T = 111$ мм от носика конуса ($\bar{x}_T = x_T / l = 0,55$, $\bar{y}_T = y_T / l = 0$). Момент инерции конуса относительно оси вращения $I_z = 4,19 \times 10^{-3}$ кг \times м² был вычислен по программе «SolidWorks». Испытания конуса проводились в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M = 1,75$ – 7 и чисел Рейнольдса, рассчитанных по характерной длине модели, $Re = (2 - 10) \times 10^6$ (табл.). Диапазон углов атаки при весовых испытаниях составлял $\alpha = -4$ – 22° , диапазон начальных амплитуд свободных колебаний при динамических испытаниях — $\Theta_0 = 1,5$ – 8° .

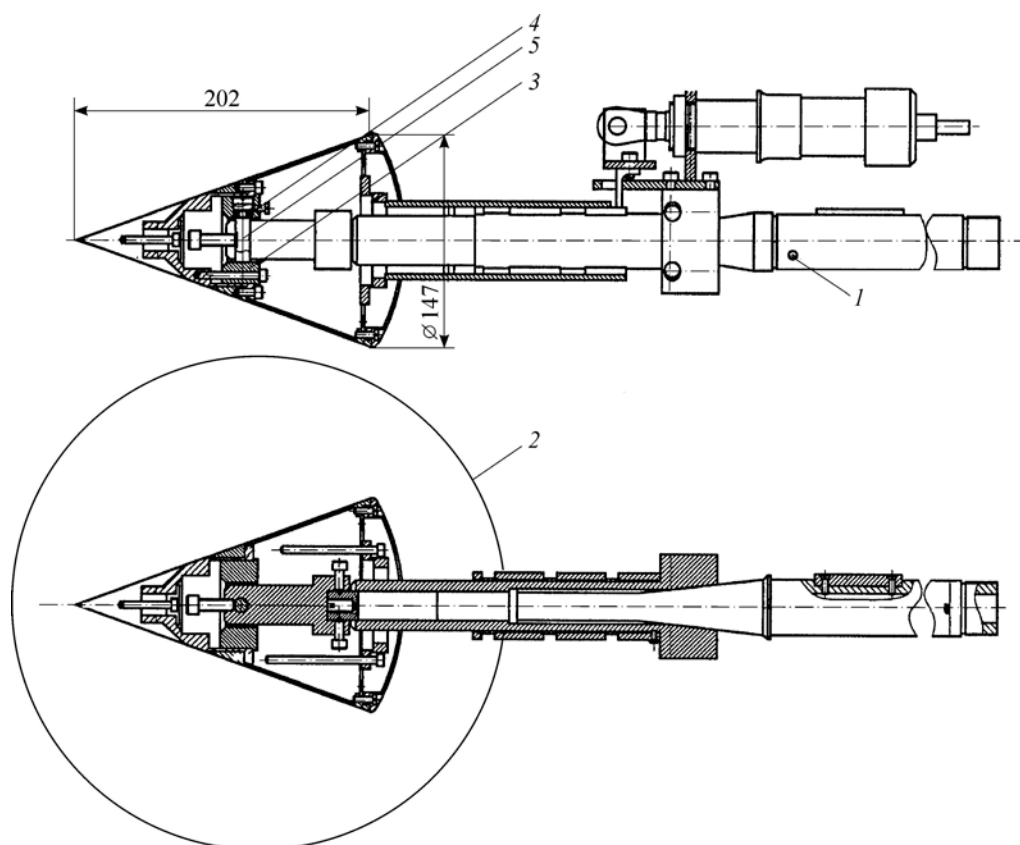


Рис. 2. Конструктивная схема установки свободных колебаний.

Таблица

№ испытания	M	Re $\times 10^{-6}$	Весовые испытания		Динамические испытания		
			c_y^α	m_z^α	$\bar{\omega}$	m_z^α	$m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\alpha}}$
Пониженные числа Re							
1a	1,79	3,2	1,602	-0,317	0,057	-0,324	-
2a	2,04	3,7	1,625	-0,308	0,045	-0,341	-0,260
3a	2,28	3,3	1,649	-0,358	0,047	-0,369	-0,206
4a	2,55	3,1	1,715	-0,376	0,039	-0,376	-
5a	2,79	3,4	1,721	-0,399	0,037	-0,380	-0,235
6a	3,04	4,3	1,739	-0,395	0,037	-0,385	-0,260
7a	3,55	4,9	1,803	-0,390	0,037	-0,389	-0,291
8a	4,04	6,3	1,746	-0,365	0,035	-0,383	-0,281
Повышенные числа Re							
1b	1,79	4,9	1,604	-0,317	0,059	-0,332	-0,273
2b	2,04	5,6	1,611	-0,306	0,057	-0,334	-0,217
3b	2,28	5,5	1,657	-0,354	0,054	-0,366	-0,230
4b	2,55	5,6	1,714	-0,383	0,053	-0,378	-
5b	2,79	6,3	1,688	-0,397	0,051	-0,371	-0,251
6b	3,04	7,3	1,720	-0,396	0,050	-0,379	-0,257
7b	3,55	8,3	1,769	-0,391	0,049	-0,386	-0,277
8b	4,04	10,3	1,728	-0,358	0,046	-0,379	-0,267
9	5,14	1,8	1,713	-0,346	-	-	-
10	5,08	2,0	1,709	-0,344	0,015	-0,374	-0,308
11	6,90	1,9	1,763	-0,326	-	-	-

2. Методика градуировочных испытаний установки и определения угла тангажа модели

Для настройки установки свободных колебаний был создан динамический стенд, реализующий маятниковые колебания модели с грузом с регистрацией угла отклонения маятника от вертикали при помощи лазерной указки.

Главная цель испытаний на динамическом стенде заключалась в измерении уровня трения в подшипниковом узле. Для этого экспериментально замерялись огибающие амплитуд колебаний модели при различных нагрузках на подшипники (рис. 3) и определялся

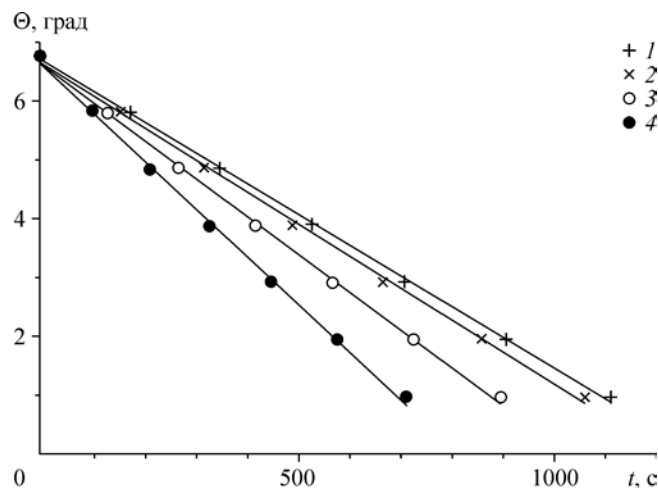


Рис. 3. Огибающие амплитуд колебаний модели при испытаниях на стенде.
 $m = 5$ (1), 10 (2), 15 (3), 20 кг (4).

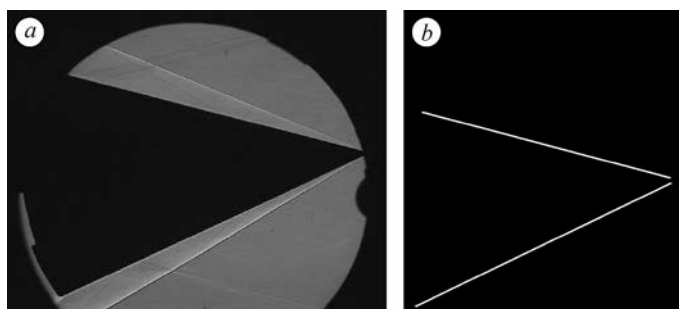


Рис. 4. Изображение модели при динамических испытаниях в трубе.
 а — исходное изображение и б — обработанное изображение.

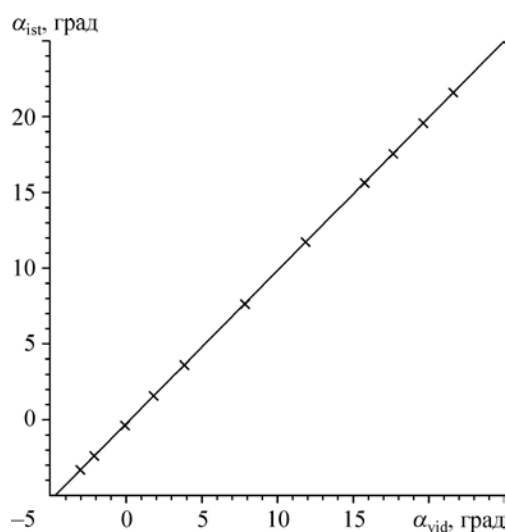
приведенный коэффициент трения подшипников качения f_* . Момент трения моделировался функцией $M_{тр} = \left[-R f_* \frac{d}{2} \right] \text{sgn}(\dot{\vartheta})$, где R — реакция в подшипниках, d — диаметр цапфы подшипника, ϑ — угол тангажа. Испытания показали, что приведенный коэффициент трения (среднее значение $f_* = 0,0015$) соответствует паспортным данным применяемых подшипников — $f_* = 0,001-0,002$.

Как отмечалось в разделе 1, определение угла тангажа модели в Т-313 осуществлялось посредством обработки результатов съемки колебаний модели цифровой видеокamerой через теневой прибор ИАБ-451. Ниже кратко описывается методика обработки цифровых изображений и определения угла тангажа. На рис. 4а приведен пример видеокадра, полученный при колебаниях конуса в рабочей части трубы. Алгоритм обработки изображений был реализован в программной среде Matlab и заключается в следующем. Вначале обнаруживаются перепады яркости (границы объектов). Затем с использованием известного в теории обработки цифровых изображений преобразования Хафа [14] выделяются прямолинейные образующие конуса (рис. 4б). И, наконец, производится линейная аппроксимация прямолинейных образующих с помощью метода наименьших квадратов с определением угла наклона последних.

Обработка видеogramм статических испытаний при различных числах Маха и без потока показала, что зависимость углов наклона образующих конуса от трубного угла атаки $\alpha_{тр}$ линейна. Однако измеренный угол раствора конуса $2\Theta_{k,vid}$ заметно отличается от истинного $2\Theta_{k,ist} = 40,125^\circ$, что в наибольшей степени проявляется в потоке. Поэтому угол атаки конуса определялся по обеим образующим: $\alpha_{vid} = (\vartheta_v + \vartheta_n) / 2$, где v — верхняя поверхность конуса, n — нижняя поверхность конуса.

С целью частичной компенсации оптических искажений определялась градуировочная характеристика по прибору Теплера (без потока, рис. 5) в виде зависимости истинного угла атаки от измеренного. С учетом градуировочной характеристики при числах $M = 2, 4, 6$ были обработаны

Рис. 5. Градуировочная характеристика, определяемая с использованием прибора Теплера.



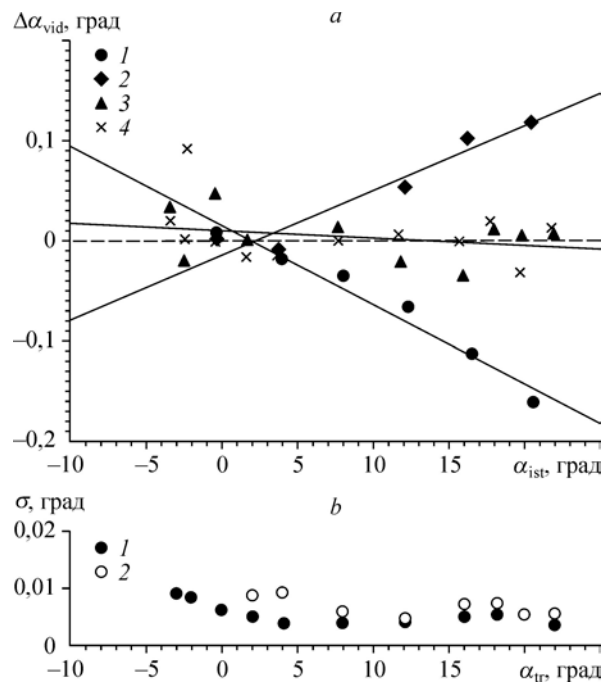


Рис. 6. Погрешности определения угла тангажа: систематические (а), случайные (б).

а — М = 2 (1), 4 (2), 6 (3), V = 0 (4); б — ν (1), η (2).

изображения конуса при весовых испытаниях и построены графики зависимостей погрешностей определения угла тангажа от истинного угла атаки (рис. 6а). Погрешности рассчитывались по формуле $\Delta\alpha_{vid} = \alpha_{vid} - \alpha_{ist}$, где α_{vid} рассчитан с учетом градуировочной характеристики. Нетрудно видеть, что эти зависимости линейны, а погрешности пропорциональны углу атаки. Можно показать, что в этом случае указанные систематические погрешности не скажутся на точности определения декремента затухания и частоты колебаний, а следовательно, и на аэродинамических производных.

Исследовались также случайные погрешности определения угла тангажа. На рис. 6б представлены данные испытаний, полученные путем обработки пятидесяти кадров при наличии потока в рабочей части аэродинамической трубы. Видно, что доверительные интервалы определения угла тангажа при доверительной вероятности $P = 0,95 (\pm 2\sigma)$ не превышают $\pm 0,02^\circ$.

Кроме рассмотренных выше погрешностей возникают динамические погрешности, обусловленные конечным временем экспозиции кадра видеокамерой, равным $\Delta t = 0,00002$ с. Можно полагать, что максимальные динамические погрешности будут соизмеримы с угловым перемещением модели за время экспозиции при максимальных скоростях движения модели (вблизи нулевого угла атаки) $\Delta v \approx 0,018^\circ$. На огибающих амплитуд колебаний, где угловая скорость движения модели равна нулю, динамические погрешности будут пренебрежимо малы.

3. Методика обработки результатов динамических испытаний

Уравнение движения модели на подшипниках качения в аэродинамической трубе имеет вид:

$$I_z \ddot{\vartheta} + \left[-(m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\alpha}}) \frac{qSl^2}{V} \right] \dot{\vartheta} + (-m_z^\alpha qSl) \vartheta - M_{тр} = 0,$$

где $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ — комплекс аэродинамических производных демпфирования [15], V — скорость потока в рабочей части, q — скоростной напор, m_z^α — производная коэффициента момента тангажа по углу атаки (аэродинамическая производная $m_z^{\bar{\omega}_z}$ не учитывается ввиду ее малости).

Уравнение движения нелинейно, т.к. момент трения $M_{тр}$ нелинейно зависит от $\dot{\vartheta}$. Однако его величина мала, что позволяет использовать для решения уравнения приближенные аналитические методы [16]. При этом хорошую точность обеспечивает решение первого приближения, которое получается достаточно простым. Это позволяет решать обратную задачу, т.е. по известному решению $\vartheta(t)$ находить неизвестные параметры уравнения. В рамках первого приближения решение уравнения имеет вид:

$$\vartheta = \Theta \cos \omega_0 t,$$

где Θ — огибающая амплитуда, $\omega_0 = \sqrt{-\frac{m_z^\alpha q S l}{I_z}}$ — частота собственных колебаний.

Изменение амплитуды Θ описывается уравнением

$$d\Theta/dt = -n\Theta - k_{тр},$$

где $n = \frac{-(m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}})q S l^2}{2I_z V}$ — декремент аэродинамического демпфирования, $k_{тр} = \frac{Rdf_*}{\pi I_z \omega_0}$.

Решение последнего уравнения описывается функцией [3]:

$$\Theta(t) = \left(\Theta_0 + \frac{k_{тр}}{n}\right) \exp(-nt) - \frac{k_{тр}}{n}. \quad (1)$$

Сущность используемого в статье метода определения аэродинамических производных заключается в следующем. Реализация переходного процесса $\vartheta(t)$ разбивается на небольшие временные отрезки ($N = 1-2$ периода колебаний). Затем переходный процесс на каждом временном отрезке аппроксимируется решением уравнения движения линейного осциллятора с затуханием

$$\hat{\vartheta} = \vartheta_0 + \Delta \vartheta \exp(-nt) \cos(\omega t + \varphi),$$

и определяются неизвестные параметры ϑ_0 , $\Delta \vartheta$, n , ω , φ [5]. После этого рассчитываются огибающие амплитуды переходного процесса $\Theta(t)$. По этой методике обрабатывается весь переходный процесс (пример аппроксимации см. на рис. 7а). Полученные угловые скорости ω усредняются, рассчитываются статические производные ($\omega \approx \omega_0$):

$$m_z^\alpha = -\frac{\omega^2 I_z}{q S l}. \quad (2)$$

Вращательные производные рассчитываются по формуле:

$$m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}} = -2I_z n \frac{V}{q S l^2}. \quad (3)$$

Декремент затухания определяется посредством аппроксимации методом наименьших квадратов огибающих амплитуд $\Theta(t)$ зависимостью (1). Пример такой аппроксимации показан на рис. 7б.

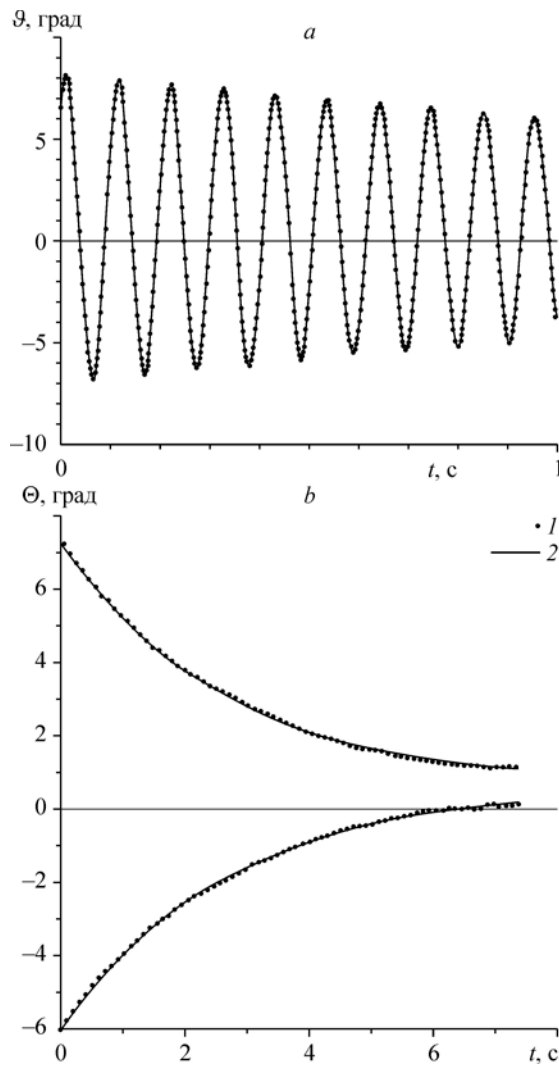


Рис. 7. Переходный процесс по углу тангажа (а) и огибающие амплитуд (b) при $M = 6, N = 2$.

1 — эксперимент, 2 — аппроксимация.

Результаты многократных измерений (13 реализаций) при $M = 4$ показали, что среднеквадратические отклонения для аэродинамических производных равны:

$$\sigma(m_z^\alpha) = 0,003, \quad \sigma(m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}) = 0,01.$$

Доверительные интервалы (при нормальном законе распределения и доверительной вероятности $P = 0,95$) составляют соответственно:

$$\pm 2\sigma(m_z^\alpha) = \pm 0,006,$$

$$\pm 2\sigma(m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}) = \pm 0,02.$$

Относительные погрешности определения аэродинамических производных не превышают 2 % для m_z^α и 7 % для $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$.

4. Обсуждение результатов испытаний

На рис. 8 приведены примеры теневых картин обтекания конуса при стационарных испытаниях. На рис. 9

представлены зависимости коэффициентов продольной силы, нормальной силы и момента тангажа от угла атаки, полученные при весовых испытаниях. Характеристики $c_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ близки к линейным. Однако значения коэффициентов при нулевом угле атаки отличны от нуля, что обусловлено, по-видимому, асимметричной структурой обтекания донной части модели. Обработка зависимостей $c_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ позволила определить аэродинамические производные, которые сведены в таблицу. На рис. 10 в качестве примеров приведены переходные процессы угла тангажа конуса по времени для двух режимов, полученные на установке свободных колебаний. Там же нанесены результаты аппроксимации огибающих амплитуд по описанной выше методике. В таблице приведены аэродинамические производные конуса и параметры подобия ($\bar{\omega} = \omega l/V$ — приведенная частота колебаний, ω — круговая частота колебаний). На рис. 11 представлены экспериментальные и расчетные аэродинамические характеристики в функции числа Маха. Расчетные аэродинамические производные были взяты из работы [6] и пересчитаны на центровку $\bar{x}_T = 0,55$. Сплошными линиями изображены результаты

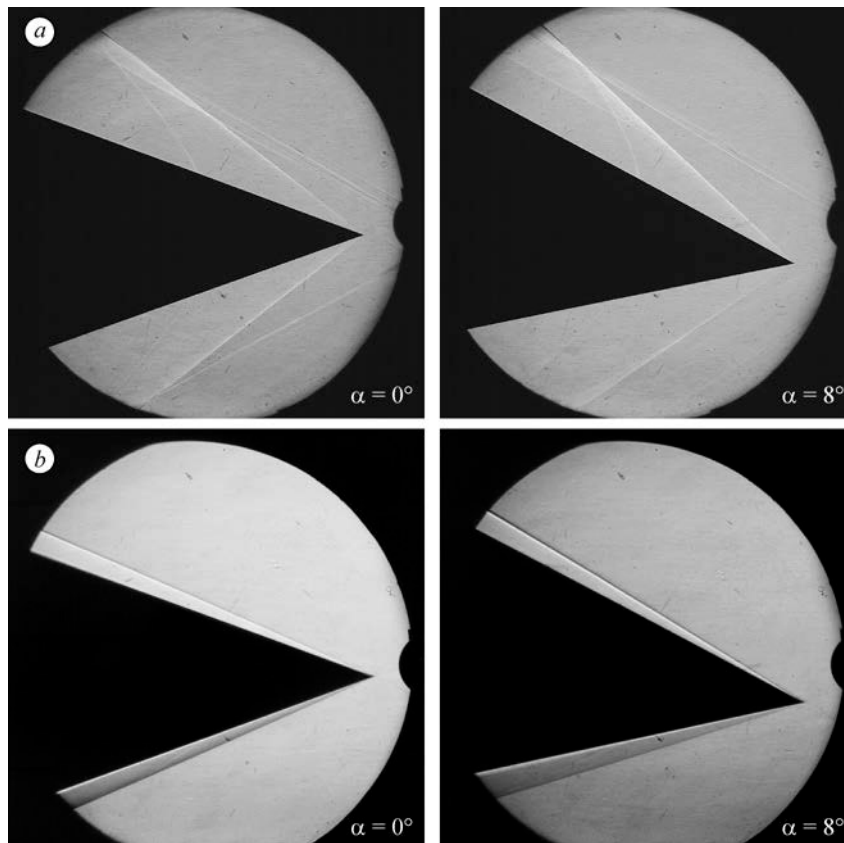


Рис. 8. Теневые картины обтекания конуса.
 $M = 2$ (a), 6 (b).

расчета по линейной теории, штрихпунктирными — по ударной теории Ньютона. В настоящей работе были выполнены также расчеты стационарных характеристик конуса по программе Fluent (штриховые линии на рис. 11a, 11b и 11d). Решались трехмерные уравнения Навье–Стокса с привлечением модели турбулентности $k-\omega$ SST. При этом решение строилось методом установления с использованием явной разностной схемы второго порядка точности аппроксимации по пространству для расчета параметров потока и первого порядка для расчета параметров турбулентности.

Анализ данных позволяет сделать следующие выводы. Число Re и приведенная частота колебаний $\bar{\omega}$ не оказывают существенного влияния на аэродинамические производные. Экспериментальные и расчетные статические производные c_y^α хорошо согласуются между собой (рис. 11a). Аэродинамические производные m_z^α , полученные в весовом и динамическом экспериментах (рис. 11b), близки между собой (максимальные расхождения не превышают 6 %). Расчетные производные m_z^α в диапазоне чисел $M = 2-4$ заметно отличаются от экспериментальных. Расчеты производных $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ по линейной теории удовлетворительно согласуются с экспериментом (рис. 11c). Расчет по ударной теории дает сильно заниженное демпфирование по сравнению с экспериментом (рис. 11c).

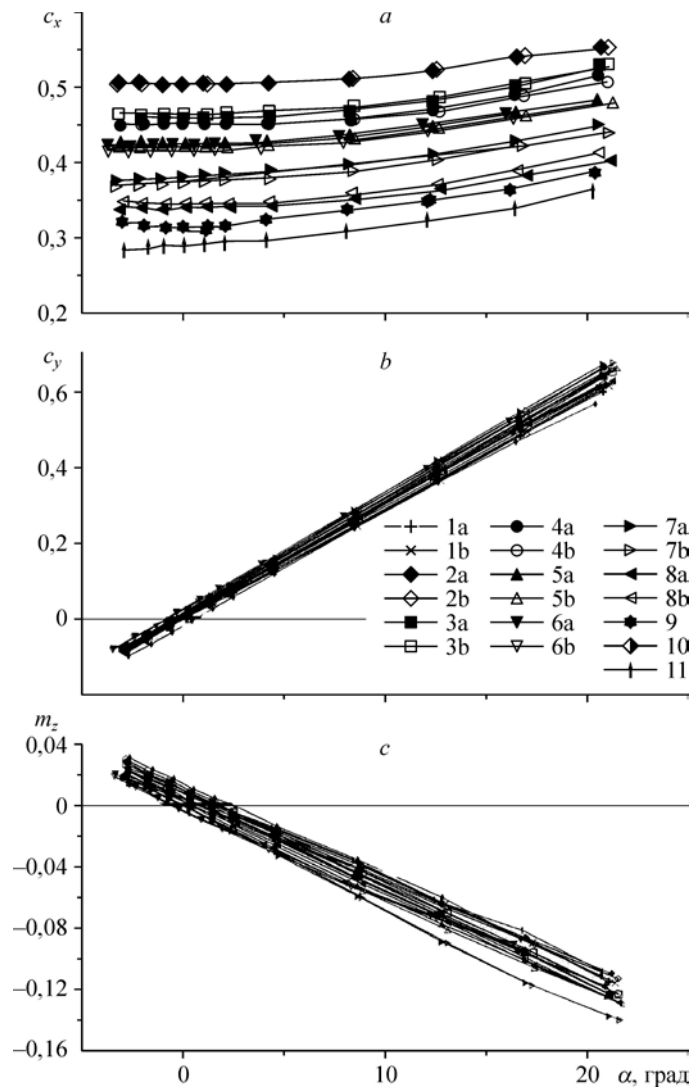


Рис. 9. Стационарные характеристики модели. Коэффициенты продольной силы (a), нормальной силы (b), моменты тангажа (c). Обозначения см. в табл.

Коэффициент продольной силы, вычисленный по программе Fluent, хорошо согласуется с экспериментом (рис. 11d).

Представляет интерес зависимость положения аэродинамического фокуса по углу атаки $\bar{x}_{F_\alpha} = m_z^\alpha / c_y^\alpha$ [15] конуса от числа М, представленная на рис. 12. Расчеты по линейной и ударной теориям дают не зависящее от М значение $\bar{x}_{F_\alpha} = -0,205$. Расчетные величины фокуса по Fluent близки к этому значению. Положение фокуса в весовом эксперименте при $M = 2-4$ более заднее по сравнению с расчетным. По-видимому, смещение фокуса назад в эксперименте вызвано силовым воздействием потока на донную часть конуса, которое неадекватно моделируется расчетными методами.

Следует отметить, что при $M \leq 3$ возбуждаются незатухающие колебания модели, имеющие на ряде режимов характер биений (см. рис. 10a). При этом амплитуда колебаний

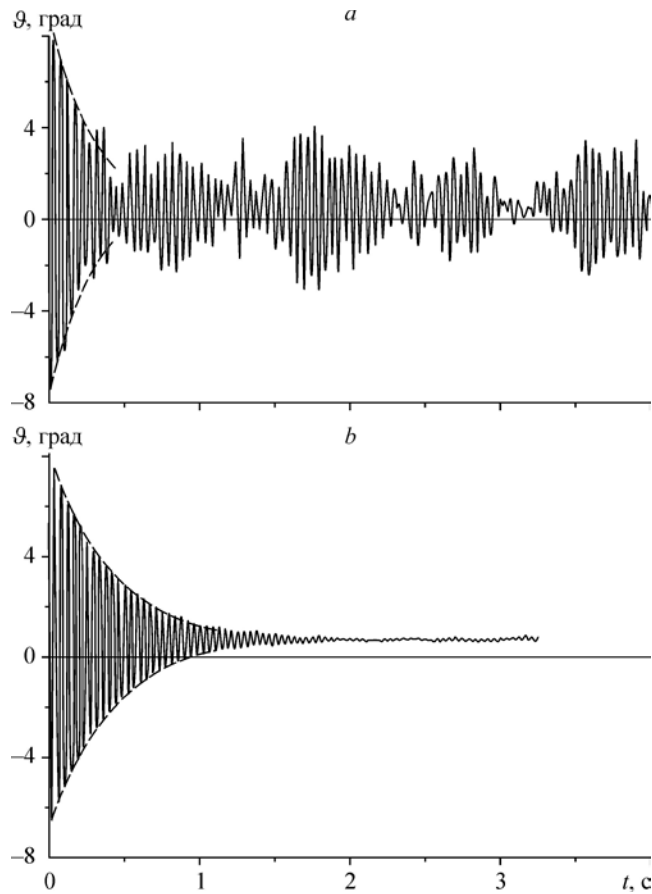


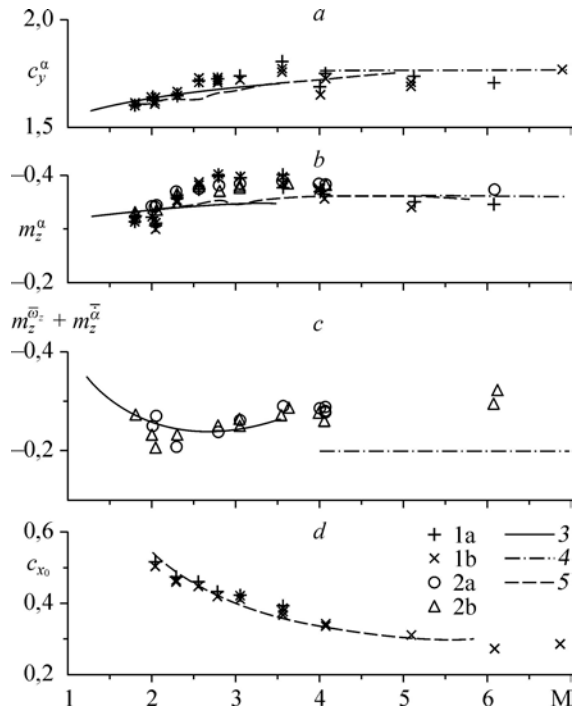
Рис. 10. Переходные процессы угла тангажа по времени.

a — $M = 1,79$, $Re = 4,9 \cdot 10^6$; b — $M = 4,05$, $Re = 10,3 \cdot 10^6$.

резко возрастает с уменьшением числа Маха (на рис. 13 по оси ординат отложена максимальная амплитуда незатухающих колебаний). Очевидно, что незатухающие колебания принципиально не могут быть описаны при помощи линейной теории.

Рис. 11. Зависимость аэродинамических характеристик от числа Маха.

a — производная c_y^α , b — производная m_z^α ,
 c — комплекс производных $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$, d — коэффициент продольной силы при нулевом угле атаки, c_{x0} — сопротивление при угле атаки $\alpha = 0$. 1a и 1b — весовые испытания соответственно при пониженных и повышенных числах Re , 2a и 2b — динамические испытания соответственно при пониженных и повышенных числах Re (см. табл.); 3–5 — расчет.



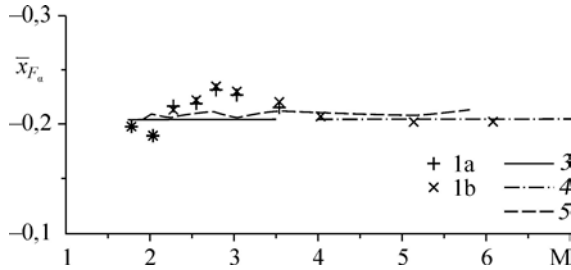


Рис. 12. Зависимость положения аэродинамического фокуса от числа Маха. Обозначения см. на рис. 11.

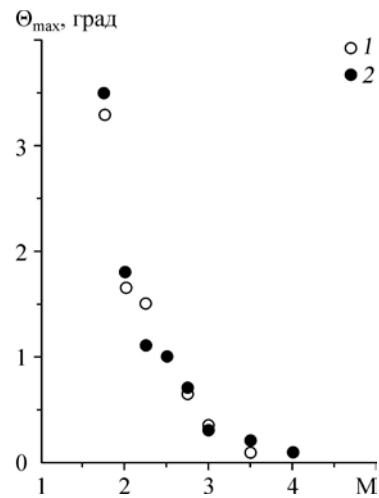


Рис. 13. Зависимость максимальной амплитуды незатухающих колебаний конуса от числа Маха. Режим испытаний: при пониженных числах Re — 1, при повышенных числах Re — 2.

Заключение

Получены суммарные аэродинамические характеристики острого конуса с углом полураствора 20° в диапазоне чисел $M = 1,75-7$.

Выявлено, что:

- число Рейнольдса и приведенная частота колебаний не оказывают заметного влияния на аэродинамические характеристики;
- экспериментальные статические производные c_y^α хорошо согласуются с расчетными;
- производные m_z^α , полученные при статических испытаниях и на установке свободных колебаний, близки между собой;
- расчетные и экспериментальные производные m_z^α и фокус по углу атаки \bar{x}_{F_α} в диапазоне чисел $M = 2-4$ заметно различаются;
- расчет производных $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ по линейной теории при $M = 1,75-3,5$ дает удовлетворительное согласование с экспериментом;
- расчетное демпфирование тангажа по ударной теории Ньютона существенно ниже экспериментального;
- результаты расчетов коэффициента продольной силы хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Обнаружено, что при $M \leq 3$ возбуждаются нерегулярные незатухающие колебания, имеющие на ряде режимов характер биений. С уменьшением числа Маха происходит резкое возрастание амплитуды этих колебаний.

Список литературы

1. Kazemba C.D., Braun R.D., Clark L.G., Schoenberger M. Survey of blunt body dynamic stability in supersonic flow // AIAA-2012-4509. P. 1–27.
2. Петров К.П. Аэродинамика тел простейших форм. М.: Факториал, 1998. 432 с.

3. Липницкий Ю.М., Красильников А.В., Покровский А.Н., Шманенков В.Н. Нестационарная аэродинамика баллистического полета. М.: Физматлит, 2003. 174 с.
4. Козловский В.А. Экспериментальное определение в аэродинамических трубах методом свободных колебаний характеристик демпфирования спускаемых в атмосфере планет аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2005. Т. 38, № 1. С. 81–94.
5. Адамов Н.П., Пузырев Л.Н., Харитонов А.М., Часовников Е.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н. Аэродинамические производные модели головного блока системы аварийного спасения при гиперзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20, № 6. С. 749–758.
6. Tobak M., Wehrend W.R. Stability derivatives of cones at supersonic speeds // Technical Note № 3788, NASA AMES, 1956.
7. Полянский О.Ю. Обтекание тел вращения, колеблющихся в сверхзвуковом потоке газа // Тр. ЦАГИ. 1958. Вып. 726. 24 с.
8. Теленин Г.Ф. Исследование обтекания колеблющегося конуса сверхзвуковым потоком. М.: Оборонгиз, 1959. 61 с.
9. Бачманова Н.С., Лапыгин В.И., Липницкий Ю.М. Исследование сверхзвукового обтекания круговых конусов на больших углах атаки // Изв. АН СССР. МЖГ. 1973. № 6. С. 79–84.
10. Липницкий Ю.М., Резниченко Ю.Т., Сиренко В.Н. Исследование сверхзвукового нестационарного обтекания конических тел // Изв. АН СССР. МЖГ. 1983. № 2. С. 174–177.
11. Липницкий Ю.М., Мацюра Е.В., Покровский А.Н. Сверхзвуковое обтекание острого конуса, колеблющегося около нулевого угла атаки // Изв. РАН. МЖГ. 1998. № 6. С. 124–135.
12. Козловский В.А., Косенко А.П., Лагутин В.И., Липницкий Ю.М. Экспериментальные исследования распределения давления на поверхности конуса при его колебаниях в сверхзвуковом потоке. // Космонавтика и ракетостроение. 2010. Т. 60, № 3. С. 20–27.
13. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. 642 с.
14. Гонсалес Р., Вуде Р. Цифровая обработка изображений. М.: Техносфера, 2005. 1072 с.
15. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г. Крыло в нестационарном потоке газа. М.: Наука, 1971. 767 с.
16. Боголюбов Н.Н., Митропольский Ю.А. Асимптотические методы в теории нелинейных колебаний. М.: Физматгиз, 1958. 408 с.

Статья поступила в редакцию 25 июня 2014 г.