

УДК 533.6.011.55

**Особенности аэродинамического момента
и демпфирования тангажа модели
возвращаемого аппарата
при свободных колебаниях
на сверхзвуковых скоростях***

Е.А. Часовников

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

E-mail: chas@itam.nsc.ru

Изложена методика обработки экспериментальных данных, полученных на установке свободных колебаний модели по углу тангажа, и определения нестационарных аэродинамических характеристик коэффициента момента тангажа. Обнаружено, что коэффициент момента тангажа модели возвращаемого аппарата при числах Маха $M = 2$ и $M = 2,25$ и постоянных углах атаки нелинейно зависит от скорости изменения угла атаки, что делает непригодной концепцию аэродинамических производных для математического описания коэффициента момента тангажа.

Ключевые слова: модель возвращаемого аппарата, свободные колебания, коэффициент момента тангажа, аэродинамические характеристики, аэродинамическое демпфирование.

Введение

Многочисленные экспериментальные исследования показывают, что спуск возвращаемых аппаратов (ВА) в атмосфере планет при небольших сверх-, транс- и дозвуковых скоростях часто сопровождается потерей аэродинамического демпфирования и формированием незатухающих колебаний по углу атаки (автоколебаний). Автоколебания могут ухудшить точность приземления ВА, а при самом неблагоприятном исходе даже привести к катастрофе. Поэтому изучению данного явления посвящено большое количество экспериментальных и теоретических работ [1]. Несмотря на это, проблема до сих пор остается малоизученной. В частности, не ясны физическая природа и механизмы возникновения автоколебаний, слабо исследовано влияние геометрических параметров на склонность ВА к автоколебаниям, отсутствует адекватная математическая модель для описания момента тангажа при произвольном неустановившемся движении ВА и т.д.

В настоящей работе исследуются особенности формирования момента тангажа модели ВА при свободных колебаниях по углу атаки (тангажа) и аэродинамическое

* Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект 22.6.4. Расчетно-экспериментальное исследование нестационарных явлений в неоднородных сверхзвуковых течениях); эксперименты проведены на базе ЦКП «Механика».

демпфирование. В качестве исходных используются экспериментальные данные, опубликованные ранее в работах [2, 3]. Следует отметить, что в подавляющем числе экспериментальных работ испытания моделей проводятся при малых амплитудах колебаний, и при этом определяется такая интегральная характеристика момента тангажа как эквивалентное аэродинамическое демпфирование [4], которое в ряде зарубежных работ называют «эффективным» [1, 5]. Экспериментальные данные по моменту тангажа при вынужденных или свободных колебаниях моделей ВА в известной автору литературе практически отсутствуют. Некоторые важные особенности формирования момента тангажа при колебаниях ВА обнаружены в численных исследованиях [6–8].

Модель ВА представляет собой сегментально-коническое тело вращения (рис. 1). Положение оси вращения (центра масс ВА, на рис. обозначен с.г.) в связанной системе координат $OXYZ$ (ее начало расположено на оси симметрии модели в концевом шпангоуте, ось OX направлена по оси симметрии вперед) имеет нормированные координаты: $x_{cg}/l = 0,65$, $y_{cg}/l = -0,04$, где x_{cg} и y_{cg} — координаты центра масс, l — характерный линейный размер. Характерные геометрические параметры модели, использованные при расчете аэродинамических характеристик, были следующими: площадь $S = 0,0115 \text{ м}^2$, длина $l = 0,103 \text{ м}$. Момент инерции модели относительно оси вращения составлял $I_z = 0,676 \cdot 10^{-3} \text{ кгм}^2$. Испытания проводились в диапазоне чисел Маха невозмущенного потока $M = 1,75\text{--}6$ и чисел Рейнольдса, рассчитанных по характерной длине модели, $Re = (1\text{--}5) \cdot 10^6$. При испытаниях измерялся угол атаки модели с помощью цифрового датчика. Частота опроса датчика составляла 1000 Гц .

1. Методика обработки результатов испытаний

Часть рассматриваемой методики изложена в работах [2, 4]. Вкратце обозначим ее суть. Экспериментальная зависимость угла атаки от времени $\alpha(t)$ сглаживается с помощью цифрового фильтра низкой частоты и далее интерполируется сплайнами. Затем дважды проводится численное дифференцирование сигнала по времени и определяются производные $\dot{\alpha}(t)$ и $\ddot{\alpha}(t)$. По угловому ускорению $\ddot{\alpha}(t)$ находится коэффициент

момента тангажа $m_z(t) = \frac{I_z \cdot \ddot{\alpha} - M_{\text{тр}}}{qSl}$, где q — скоростной напор, $M_{\text{тр}}$ — момент трения

в подшипниках качения. Момент трения $M_{\text{тр}}$ определяется с использованием известных стационарных характеристик модели и коэффициента трения в подшипниках качения.

Полученные кинематические параметры и коэффициент момента тангажа позволя-

ют строить и анализировать различные характеристики (рис. 2). На рис. 2а изображена характеристика, известная в специальной литературе как фазовая траектория $\dot{\alpha}(\alpha)$. В настоящей работе в дальнейшем будут рассматриваться две другие характеристики: $m_z(\alpha)$ и $m_z(\dot{\alpha})$ (рис. 2b и 2c). Скорость изменения угла атаки будет представляться в безразмерном виде: $\bar{\dot{\alpha}} = \dot{\alpha} \cdot l / V$, где V — скорость невозмущенного потока.

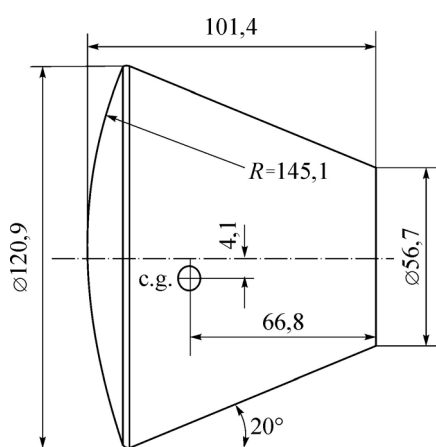


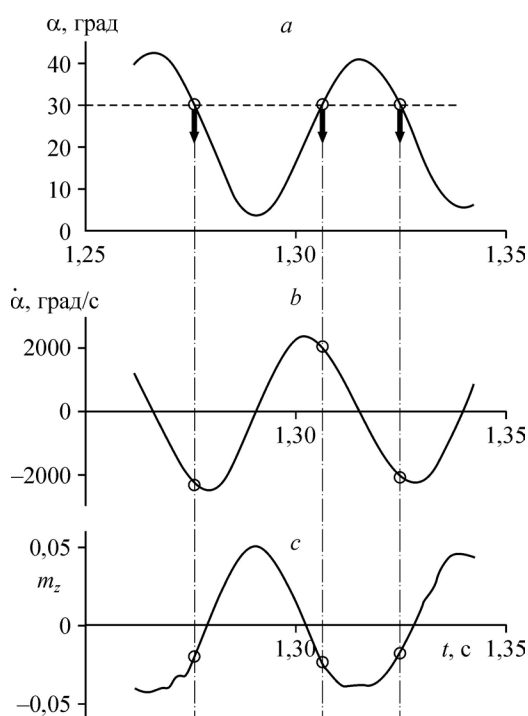
Рис. 1. Схема модели.
Размеры приведены в мм.

Рис. 2. Фазовая траектория (а), зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки (b) и скорости его изменения (с) при числе Маха $M = 2,25$.

Для выявления некоторых важных особенностей поведения момента тангажа при колебаниях модели в работе используется метод обработки характеристик $m_z(\ddot{\alpha})$, который далее будет называться методом сечений. Сущность этого метода, изложенного в работах [6] и [9], заключается в следующем. В зависимости $\alpha(t)$ находятся все моменты времени, соответствующие некоторому постоянному углу атаки (рис. 3a). А затем в эти моменты времени определяются соответственно $\dot{\alpha}(t)$ и $m_z(t)$ (рис. 3b, 3c). Пример зависимостей $m_z(\ddot{\alpha})$ (для всех углов атаки) и $m_z(\ddot{\alpha})$ при $\alpha = \text{const}$, определенных в диапазоне углов атаки $\alpha = 8^\circ - 40^\circ$ с шагом 4° , приведен на рис. 4.

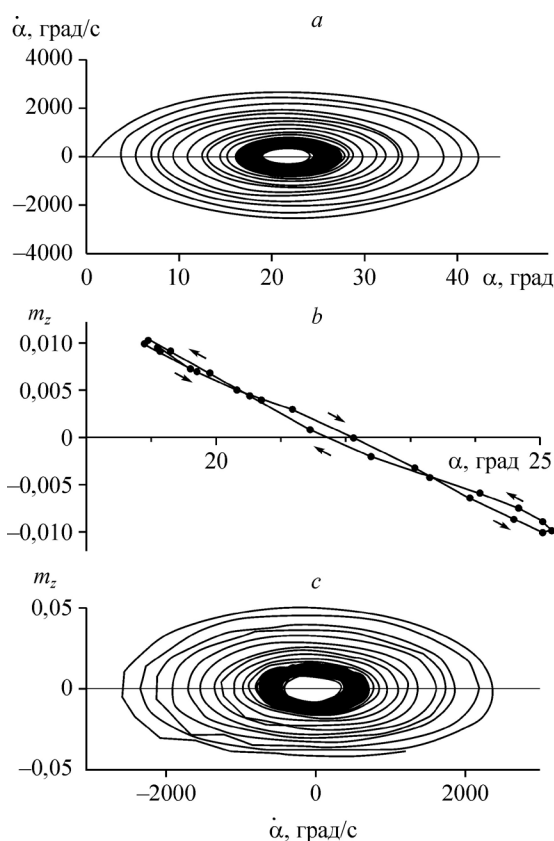
2. Обсуждение результатов

Рассмотрим характеристики $m_z(\alpha)$ для нескольких периодов колебаний, которые



отмечены темным маркером на верхних фрагментах в рамках на рис. 5–7 при числах Маха $M = 2, 2,25, 3$. При числе $M = 2$ обращает на себя внимание следующая особенность (см. рис. 5). При больших и малых амплитудах колебаний (периоды колебаний 1, 2 и 4 на рисунке) модель обладает демпфированием на всех углах атаки, при этом при увеличении угла атаки значение коэффициента момента тангажа меньше, чем при уменьшении угла атаки, т.е. направление обхода зависимости $m_z(\alpha)$ совпадает с направлением против часовой стрелки.

Рис. 3. Иллюстрация метода определения нестационарных аэродинамических характеристик $m_z(\ddot{\alpha})$ при постоянном угле атаки (метод сечений).
a — зависимость угла атаки от времени,
b — зависимость скорости изменения угла атаки от времени, c — зависимость коэффициента момента тангажа от времени.



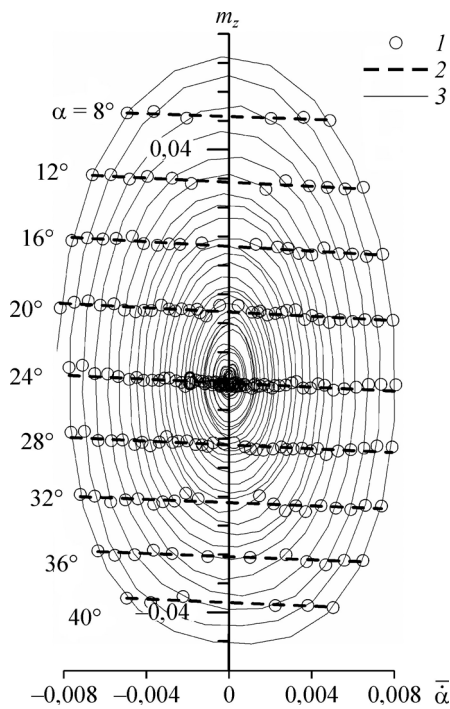


Рис. 4. Пример зависимостей $m_z(\bar{\alpha})$

при числе Маха $M = 3$.

1, 2 — соответственно значения $m_z(\bar{\alpha})$ при постоянном угле атаки и их аппроксимация линейной зависимостью, 3 — зависимость $m_z(\bar{\alpha})$ коэффициента момента тангажа от безразмерной скорости изменения угла атаки.

Однако при амплитудах колебаний порядка 5° (период колебаний 3) происходит потеря аэродинамического демпфирования, т.е. коэффициент момента тангажа практически одинаков как при увеличении, так и уменьшении угла атаки. При числе $M = 2,25$ и больших амплитудах колебаний (рис. 6, периоды 1 и 2) также наблюдается демпфирование на всех углах атаки. Отметим, что при амплитудах колебаний порядка 5° на режиме незатухающих колебаний (период колебаний 3, изображенный в более крупном масштабе на рис. 2b) демпфирование сильно зависит от угла атаки. Видно, что при максимальных и минимальных углах атаки имеет место демпфирование,

а в окрестности балансирующего угла атаки наблюдается антидемпфирование.

Следует отметить, что для математического описания коэффициента момента тангажа ВА в настоящее время наиболее широко используется концепция аэродинамических производных:

$$m_z(t) = m_{zst}(\alpha) + m_z^{\bar{\omega}_z}(\alpha) \cdot \bar{\omega}_z + m_z^{\bar{\alpha}}(\alpha) \cdot \bar{\alpha}, \quad (1)$$

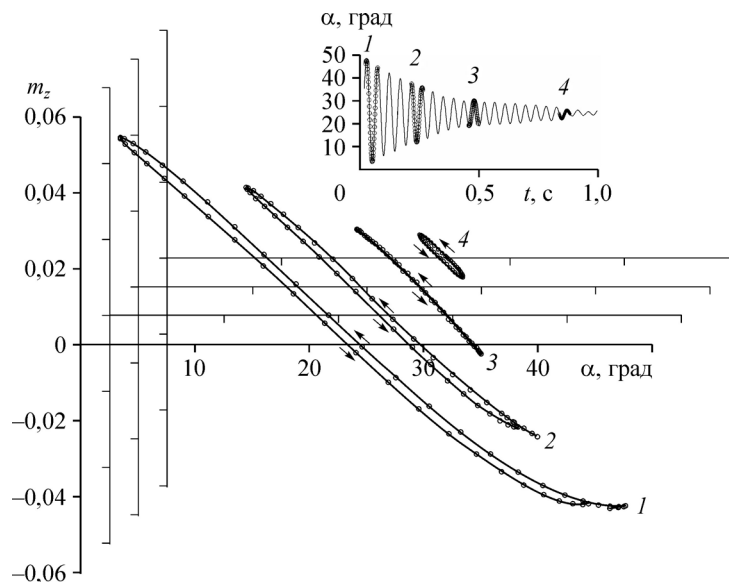


Рис. 5. Переходный процесс угла атаки по времени (верхний фрагмент) и зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки для различных периодов колебаний при $M = 2$.

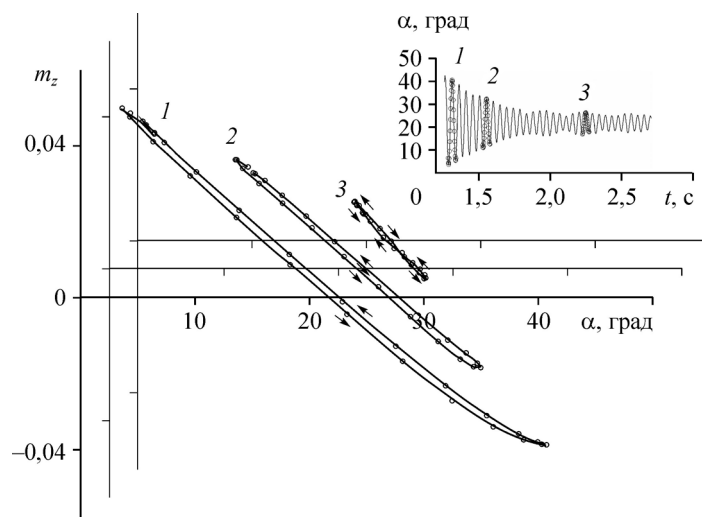


Рис. 6. Переходный процесс угла атаки по времени (верхний фрагмент) и зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки для различных периодов колебаний при $M = 2,25$.

где $m_{zst}(\alpha)$ — коэффициент момента тангажа при установившемся движении, $\bar{m}_z^{\bar{\omega}_z}(\alpha)$ и $\bar{m}_z^{\bar{\alpha}}(\alpha)$ — аэродинамические производные (функции угла атаки), $\bar{\omega}_z = \omega_z \cdot l / V$ — безразмерная угловая скорость. В соответствии с этой концепцией аэродинамические производные зависят только от угла атаки и не зависят от скорости изменения угла атаки и амплитуды колебаний. Поэтому при постоянном угле атаки и различных амплитудах колебаний может иметь место только демпфирование или антидемпфирование, что не согласуется с выявленными выше фактами. Отметим, что формирование коэффициента момента тангажа при числах Маха $M = 2,5-6$ качественно не противоречит концепции (1) (пример для $M = 3$ приведен на рис. 7). Видно, что при всех углах атаки и амплитудах

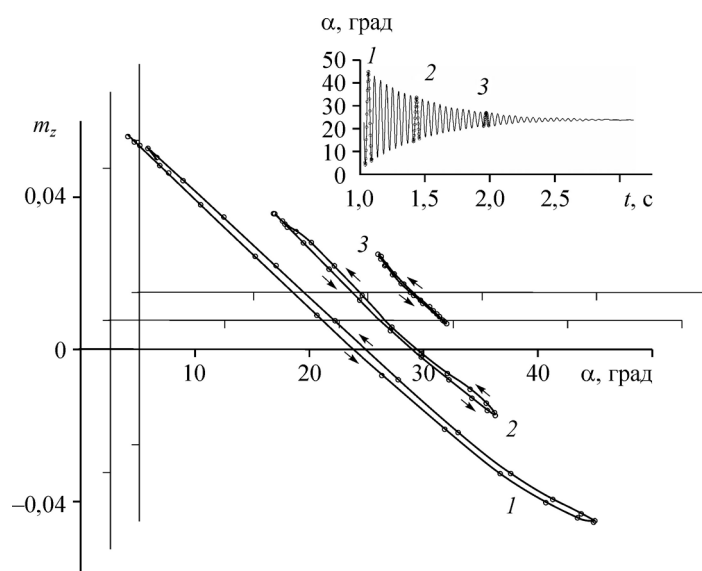


Рис. 7. Переходный процесс угла атаки по времени (верхний фрагмент) и зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки для различных периодов колебаний при $M = 3$.

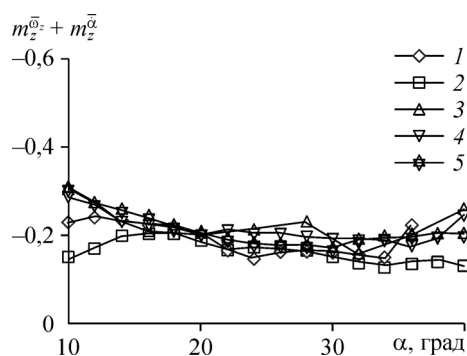


Рис. 8. Зависимость комплекса производных

$$m_z^{\bar{\alpha}} + m_z^{\bar{\alpha}}$$

от угла атаки.

$M = 2,5$ (1), 3 (2), 3,5 (3), 3,5 (4), 4 (5).

колебаний модель обладает демпфирующими свойствами.

Остановимся теперь на анализе характеристик $m_z(\bar{\alpha})$ при $\alpha = \text{const}$. При $M = 2,5-6$ (см. пример для $M = 3$ на рис. 4) эти характеристики хорошо аппроксимируются линейной зависимостью, что свидетельствует

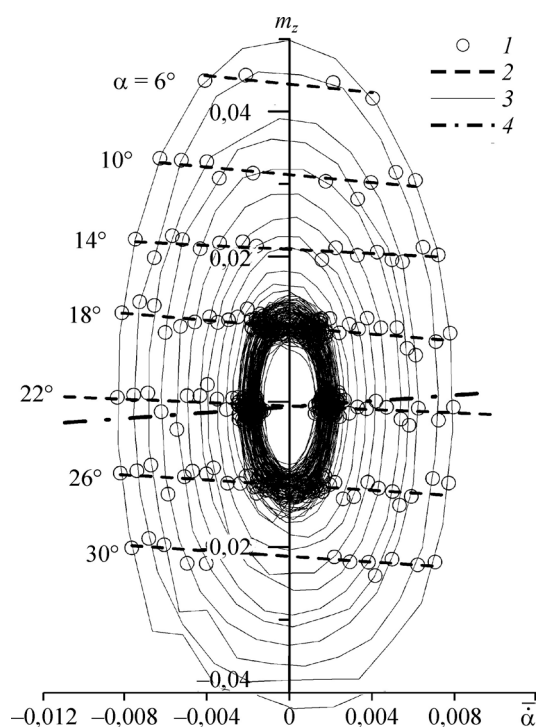
о возможности описания коэффициента момента тангажа при помощи концепции аэродинамических производных (1). Причем тангенс угла наклона аппроксимирующей линейной зависимости равен комплексу производных $m_z^{\bar{\alpha}} + m_z^{\bar{\alpha}}$ при соответствующем угле атаки. Таким образом, используя метод сечений, можно определить зависимость комплекса производных от угла атаки $m_z^{\bar{\alpha}} + m_z^{\bar{\alpha}} = f(\alpha)$ (рис. 8). Из представленных данных видно, что $m_z^{\bar{\alpha}} + m_z^{\bar{\alpha}}$ слабо зависит от угла атаки и числа Маха в диапазоне $M = 2,5-4$ и группируется вблизи значения $m_z^{\bar{\alpha}} + m_z^{\bar{\alpha}} \approx -0,2$.

На рис. 9 приведены зависимости $m_z(\bar{\alpha})$ для $M = 2,25$. Линией 2 изображены результаты линейной аппроксимации $m_z(\bar{\alpha})$ при $\alpha = \text{const}$ для участка переходного процесса $\alpha(t)$ с затуханием, линией 4 — для участка незатухающих колебаний (автоколебаний) при $\alpha = 22^\circ$. Видно, что углы наклона соответствующих прямых при $\alpha = 22^\circ$, а значит, и средние на участке комплексы производных $m_z^{\bar{\alpha}} + m_z^{\bar{\alpha}}$, отличаются. Такая же обработка была выполнена с меньшим шагом изменения угла атаки $\Delta\alpha = 1^\circ$. Результаты обработки представлены на рис. 10 в виде зависимостей $m_z^{\bar{\alpha}} + m_z^{\bar{\alpha}} f(\alpha)$. Нетрудно заметить, что комплекс производных $m_z^{\bar{\alpha}} + m_z^{\bar{\alpha}}$ в диапазоне углов атаки $\alpha \approx 18^\circ-26^\circ$ для двух участков переходного процесса существенно различен, т.е. зависит от скорости изменения угла атаки (или амплитуды колебаний). Аналогичный эффект был обнаружен при численных исследованиях нестационарных аэродинамических характеристик ВА PAI-DAE и Orion в работе [6].

Рис. 9. Зависимости $m_z(\bar{\alpha})$

при числе Маха $M = 2,25$.

- 1 — $m_z(\bar{\alpha})$ при постоянном угле атаки,
- 2, 4 — линейная аппроксимация зависимостей 1 соответственно на затухающем и незатухающем участках переходного процесса,
- 3 — зависимость $m_z(\bar{\alpha})$ коэффициента момента тангажа от безразмерной скорости изменения угла атаки.



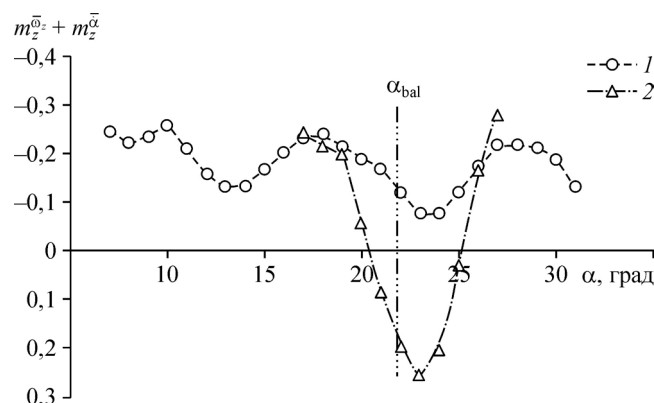


Рис. 10. Зависимость комплекса производных $m_z'' + m_z'''$ от угла атаки при числе Маха $M = 2,25$ на затухающем участке переходного процесса (1) и на участке автоколебаний (2).

Из рис. 10 также видно, что на режиме автоколебаний в диапазоне углов атаки $\alpha \approx 20^\circ - 25^\circ$ имеет место антидемпфирование ($m_z'' + m_z''' > 0$), пик которого локализуется вблизи $\alpha \approx 23^\circ$.

На рис. 11 приведены зависимости $m_z(\ddot{\alpha})$ при $\alpha = \text{const}$ для $M = 2$ (кривая 1), которые имеют заметно нелинейный характер почти во всем диапазоне углов атаки. Очевидно, что коэффициент момента тангажа не может быть адекватно описан при помощи концепции аэродинамических производных (1). Казалось бы, концепцию аэродинамических производных можно усовершенствовать, вводя в (1) нелинейные члены $m_z''(\alpha) \cdot \ddot{\alpha}^2$, $m_z'''(\alpha) \cdot \ddot{\alpha}^3$, $m_z''(\alpha) \cdot \ddot{\alpha}^2$, $m_z'''(\alpha) \cdot \ddot{\alpha}^3$ и т.д. Однако это не позволяет решить проблему. На рис. 11 дополнительно изображены результаты обработки экспериментальных данных для более тяжелой модели (кривая 2), имеющей момент инерции $I_Z = 1,165 \cdot 10^{-3} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$. Видно, что изменение момента инерции модели существенно повлияло на зависимости $m_z(\ddot{\alpha})$ при $\alpha = \text{const}$. Отсюда следует, что комплекс производных $m_z'' + m_z'''$

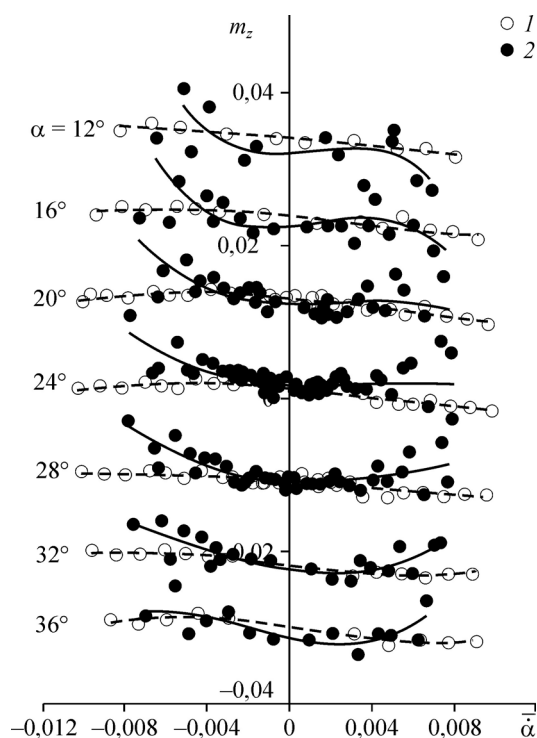


Рис. 11. Зависимости $m_z(\ddot{\alpha})$ при постоянном угле атаки и числе Маха $M = 2$ для двух моментов инерции модели: $I_Z = 0,676 \cdot 10^{-3}$ (1), $I_Z = 1,165 \cdot 10^{-3} \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ (2). Сплошная и пунктирная линии — соответственно аппроксимация зависимостей 1 и 2 полиномом третьей степени.

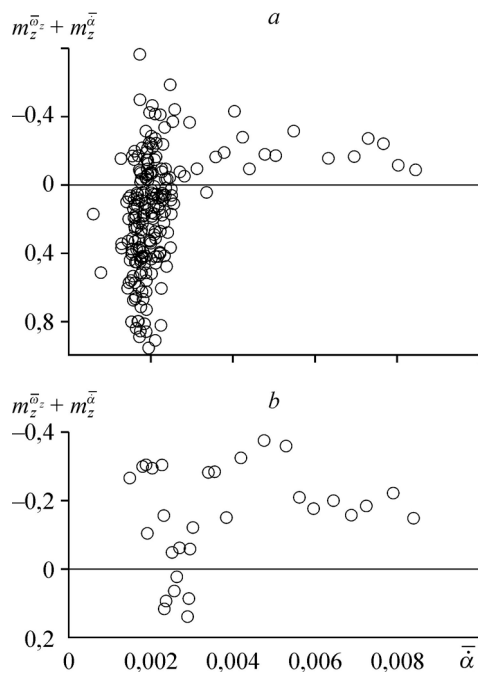


Рис. 12. Зависимость комплекса производных $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ от безразмерной скорости изменения угла атаки.

a — число Маха $M = 2,25$, угол атаки 22° ,
 b — число Маха $M = 2$, угол атаки 25° .

зависит от частоты колебаний модели. Количественная зависимость $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ от приведенной частоты колебаний была получена в работе [10] при исследовании аэродинамического демпфирования модели спускаемого на Марс аппарата Viking методом вынужденных колебаний (force oscillation).

На рис. 12 изображены примеры зависимостей $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}} = f(\bar{\alpha})$ для углов атаки, близких к балансирующему, при $M = 2$ и $M = 2,25$, которые детально иллюстрируют нелинейный характер протекания комплекса

производных по безразмерной угловой скорости. Комплекс производных $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$

определялся по одному периоду колебаний по формуле $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}} = \frac{m_{z+} - m_{z-}}{\bar{\alpha}_+ - \bar{\alpha}_-}$, где $\bar{\alpha}_+$

и $\bar{\alpha}_-$ соответствуют положительной и отрицательной угловой скорости при $\alpha = \text{const}$, а m_{z+} и m_{z-} — значениям коэффициента момента тангажа в соответствующие моменты времени. Выявленные выше особенности характеристик $m_z(\bar{\alpha})$ при $M = 2$ и $M = 2,25$ дополнительно подтверждают, что при этих числах Маха коэффициент момента тангажа не может быть адекватно описан при помощи концепции аэродинамических производных (1).

Заключение

Разработана методика определения нестационарных аэродинамических характеристик коэффициента момента тангажа моделей возвращаемых летательных аппаратов при испытаниях на установке свободных колебаний по углу тангажа. Выявлено, что при числах Маха $M = 2,5-4$ и постоянном угле атаки коэффициент момента тангажа модели возвращаемого аппарата сегментально-конической формы линейно зависит от скорости изменения угла атаки модели. Обнаружена нелинейная зависимость коэффициента момента тангажа модели возвращаемого аппарата от скорости изменения угла атаки при постоянном угле атаки и числах Маха $M = 2$ и $M = 2,25$, а также зависимость комплекса производных демпфирования $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ от частоты колебаний модели при $M = 2$. Показано, что обнаруженные динамические эффекты не могут быть объяснены и математически описаны при помощи концепции аэродинамических производных.

Список литературы

1. Kazemba C.D., Braun R.D., Clark L.G., Schoenenberger M. Survey of blunt body dynamic stability in supersonic flow // AIAA Paper. 2012. No. 2012–4509. P. 1–27.
2. Адамов Н.П., Харитонов А.М., Часовников Е.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н., Александров Э.Н. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели возвращаемого аппарата на установке свободных колебаний при сверхзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 6. С. 825–834.
3. Адамов Н.П., Часовников Е.А. Некоторые особенности свободных колебаний модели возвращаемого аппарата при числе Маха $M=2$ // Материалы XV Всеросс. школы-семинара СибНИА «Аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов». Новосибирск: СибНИА, 2017. С. 6–7.
4. Часовников Е.А., Часовников С.А. Методы определения эквивалентного аэродинамического демпфирования моделей спускаемых аппаратов при испытаниях на установке свободных колебаний // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26, № 1. С. 1–8.
5. Redd B., Olsen D.M., Barton R.L. Relationship between the aerodynamic damping derivatives measured as a function of instantaneous angular displacement and the aerodynamic derivatives measured as a function of oscillation amplitude // NASA-TN-D-2855. 1965. 16 p.
6. Murman S.M. Dynamic viscous simulations of atmospheric-entry capsules // AIAA Paper. 2008. No. 2008–6911. P. 1–21.
7. Teramoto S., Fudjii K., Hiraki K. Numerical analysis of dynamic instability at transonic speeds // The Institute of Space and Astronautical Sci. Report SP. 2003. No. 17. P. 275–300.
8. Abe T., Sato S., Matsukawa Y., Yamamoto K., Hiraoka K. Study for dynamically unstable motion of reentry capsule // The Institute of Space and Astronautical Sci. Report SP. 2003. No. 17. P. 301–332.
9. Часовников Е.А. Математическое моделирование нестационарных аэродинамических характеристик несущих систем на срывных режимах обтекания // Докл. Сибирского Отделения АН Высшей Школы. 2003. № 2. С. 77–86.
10. Whitlock C.H., Siemers P.M. Parameters influencing dynamic stability characteristics of viking-type entry configurations at Mach 1.76 // J. Spacecraft and Rockets. 1972. Vol. 9, No. 7. P. 558–560.

*Статья поступила в редакцию 10 октября 2019 г.,
после доработки — 10 ноября 2019 г.,
принята к публикации 10 февраля 2020 г.*