

Научная статья

УДК 533.6.013.4

DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-1-34-46

О динамических коэффициентах демпфирования конически-сферического тела при числе Маха $M = 2,3$

Николай Петрович Адамов¹

Никита Андреевич Мищенко²

Евгений Александрович Часовников³

¹⁻³ Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук
Новосибирск, Россия

² Новосибирский государственный университет
Новосибирск, Россия

¹ adamov@itam.nsc.ru

² nikita.mishchenko@yahoo.com

³ chas@itam.nsc.ru

Аннотация

Для описания поведения амплитуды колебаний конически-сферической модели на поперечной державке при числе Маха $M = 2,3$ была использована полиномиальная зависимость функции вязкого демпфирования. В качестве функции вязкого демпфирования был взят полином 4-й степени, что дало возможность описать два предельных цикла, наблюдаемых в экспериментах. Коэффициенты полинома были определены и показали хорошее соответствие численному решению предложенного уравнения динамики.

Ключевые слова

уравнение Ван дер Поля, устойчивость спускаемых аппаратов, аэродинамическое демпфирование, установка свободных колебаний

Источник финансирования

Исследование проводилось в рамках программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект № АААА-А17-117030610125-7). Эксперименты проведены с использованием ЦКП «Механика»

Для цитирования

Адамов Н. П., Мищенко Н. А., Часовников Е. А. О динамических коэффициентах демпфирования конически-сферического тела при числе Маха $M = 2,3$ // Сибирский физический журнал. 2022. Т. 17, № 1. С. 34–46. DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-1-34-46

About the Dynamic Damping Coefficients of a Segmental-Cone Model at Mach $M = 2.3$

Nikolai P. Adamov¹, Nikita A. Mishchenko²
Evgenii A. Chasovnikov³

¹⁻³ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics
of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences
Novosibirsk, Russian Federation

² Novosibirsk state University
Novosibirsk, Russian Federation

¹ adamov@itam.nsc.ru
² nikita.mishchenko@yahoo.com
³ chas@itam.nsc.ru

Abstract

In order to describe the nonlinear behavior of oscillation amplitude of the segmental-conical model on a transverse rod setup in a wind tunnel at Mach $M = 2$, a polynomial function of damping derivatives was used. Polynom of the 4th degree as a function of viscous damping allowed to describe two limit cycles observed in experiments. Coefficients of the polynom were determined and showed sufficient agreement with a direct numerical solution of the proposed dynamic equation.

Keywords

Van der Pole equation, dynamic stability of reentry vehicles, aerodynamic damping, free oscillation setup

Funding

The research was carried out within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of the state academies of sciences in 2013–2020 (project no. AAAA-A17-117030610125-7). Experiments were carried out using the equipment of the Joint Access Center “Mechanics”

For citation

Adamov N. P., Mishchenko N. A., Chasovnikov E. A. About the Dynamic Damping Coefficients of a Segmental-Cone Model at Mach $M = 2.3$. *Siberian Journal of Physics*, 2022, vol. 17, no. 1, pp. 34–46. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-1-34-46

Введение

Одним из вопросов при разработке спускаемых аппаратов является вопрос устойчивости к возможным возмущениям при движении в атмосфере. Несмотря на то, что изучение динамики спускаемых аппаратов продолжается уже более полувека, причины и механизмы развития возмущений, приводящие к возникновению автоколебаний, не определены. Экспериментальное изучение устойчивости аппаратов сопряжено со значительными трудностями как в постановке эксперимента, так и в анализе получаемых данных. Отмечается, что различные экспериментальные методики иной раз дают противоречивые результаты [1]. Физическая сложность, сопряженность явления и нераскрытые механизмы, руководящие феноменом неустойчивости, даже несмотря на бурное развитие численных методов и роста производительности ЭВМ в последние годы, пока не дают возможность адекватного численного моделирования обтекания тел, приводящего к наблюдаемому феномену автоколебаний. Характерная черта явления – большое количество существенно влияющих параметров: как параметров потока (число Маха, Рейнольдса и др.), так и параметров самой модели (распределение масс, геометрия донной, носовой частей, радиус притупления и проч.), а также относительно большая продолжительность явления по времени. Также значительной проблемой экспериментальных методик является влияние поддерживающих устройств [1].

Несмотря на значительный объем накопленных данных, большое количество параметров делает их систематизацию сложной задачей. Важным вопросом остается совершенствование методик проведения экспериментов, обработки и систематизации получаемых данных.

В данной работе рассматриваются вопросы устойчивости модели по углу атаки на примере нескольких экспериментов. Цель работы: описать нелинейное поведение амплитуды колебаний модели в эксперименте, определить закон изменения и получить определяющие его коэффициенты.

Экспериментальное определение коэффициентов демпфирования на установке свободных колебаний

Установки свободных колебаний в своем принципе обеспечивают свободное одномерное движение модели в потоке, организованном в аэродинамической трубе. Для изучения устойчивости модели по углу тангажа применяется закрепление модели в донной части и на поперечной державке (рис. 1). Можно отметить, что установки на поперечной державке более предпочтительны, так как в литературе [1], упоминается, что ключевые процессы неустойчивого поведения модели связаны со сложным обтеканием ее донной части. Принцип проведения эксперимента следующий. Модель закрепляется в аэродинамической трубе под некоторым начальным углом, после достижения рабочего режима трубы модель освобождается, зависимость угла атаки модели от времени регистрируется аппаратурой. После этого по полученным данным требуется решить задачу поиска закона движения и определяющих его коэффициентов, из чего определяются аэродинамические коэффициенты демпфирования модели.

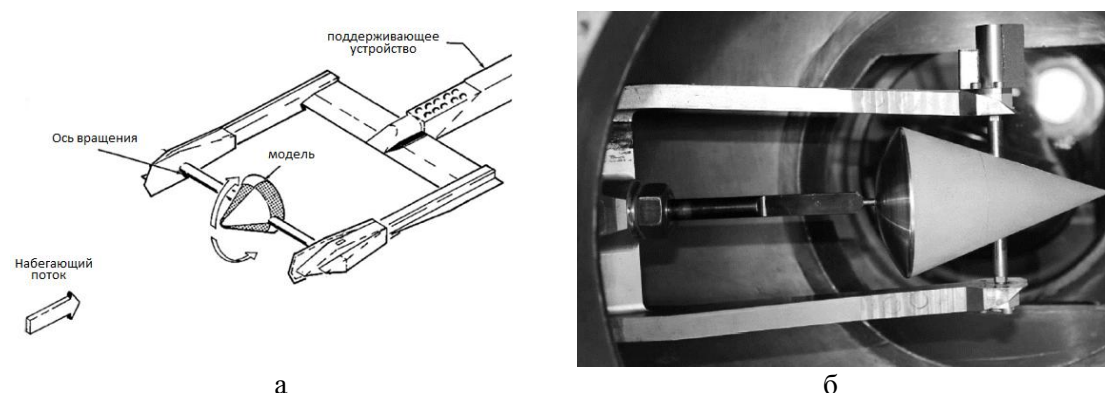


Рис. 1. Вид установки свободных колебаний на поперечной державке: а – принципиальный вид; б – установка на поперечной державке в Т-313 ИТПМ СО РАН

Fig. 1. Appearance of a transverse rod setup: а – principal view; б – the transverse rod setup in T-313 ITAM SB RAS

Стандартная методика

Так называемая стандартная методика рассматривает одномерные колебания модели по углу тангажа на основе уравнения моментов аэродинамических сил, действующих на рассматриваемую модель. Стандартная методика базируется на гипотезе гармоничности [3], что приводит к колебательному уравнению вида

$$I\ddot{\alpha} - \frac{sql^2}{v} \left[m_z^{\bar{0}} + m_z^{\bar{\alpha}} \right] \dot{\alpha} - qslm_z^{\alpha} \alpha = 0,$$

где I – момент инерции относительно оси колебаний; l , s – характерная длина и площадь модели; q , v – скоростной напор и скорость набегающего потока. Аэродинамические коэффициенты характеризуют моменты сил, действующие на модель: m_z – коэффициент момента тан-

гажа, берется в линейном приближении $m_z(\alpha) = m_z^\alpha \alpha$, $[m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\alpha}}]$ – сумма коэффициентов аэродинамического демпфирования берется в виде константы. В уравнение могут быть добавлены другие члены, например, сухого трения [2; 3]¹, для учета вклада подшипников, на которых закрепляется ось.

Решение этого уравнения приводит к экспоненциальной зависимости амплитуды колебаний от времени. Частота колебаний определяется производной момента тангажа по углу атаки m_z^α . Эти соображения приводят к выражениям

$$\begin{aligned}\theta(t) &= \theta_0 e^{-nt}, \\ n &= -\left[m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\alpha}}\right] \frac{qsl^2}{2I_V}, \\ \omega_0^2 &= -m_z^\alpha \frac{qsl}{I},\end{aligned}$$

где θ – огибающая амплитуды колебаний, n – показатель затухания огибающей, ω_0 – частота колебаний.

Такой подход описывает динамику амплитуды колебаний в первом приближении.

Проблемы применения стандартной методики

Экспериментальные данные, получаемые, в частности, из экспериментов с конически-сферическими моделями, при определенных режимах обтекания, даже в случаях чистого демпфирования, не вполне адекватно описываются стандартной методикой. Как видно, зависимость амплитуды колебаний отличается от экспоненциальной зависимости (рис. 2).

Более того, случаи антидемпфирования, как правило, заканчиваются предельной амплитудой (также можно говорить о предельном цикле, рис. 2 в, з). В этих случаях нелинейности еще более значительны, и применение стандартной методики вовсе неоправданно. Отмечается наблюдение и двух предельных циклов, что также выходит за рамки описательной силы стандартного подхода.

Эти обстоятельства побуждают к поиску другого подхода к анализу колебаний модели и усложнению модели закона движения.

Описание нелинейного изменения амплитуды колебаний

В серии работ, которые сделаны в рамках подготовки миссии HAYABUSA (MUSES-C), были проведены исследования, посвященные вопросам устойчивости спускаемого аппарата формы тупого тела вращения. Исследования базировались на результатах экспериментов на установке свободных колебаний, специальных экспериментах по визуализации течения в донной части модели, численных расчетах.

Авторами была замечена задержка пульсаций давления между донной и фронтальной частями модели [4]. На основе этого наблюдения аэродинамические коэффициенты момента тангажа модели рассматриваются, как совокупность ее передней и донной частей. Учет обнаруженной задержки и представление производной момента тангажа в виде полинома нечетных степеней угла атаки до 3-й степени привел авторов к уравнению вида Ван дер Поля [5]:

¹ См. также: Адамов Н. П., Пузырёв Л. Н., Харитонов А. М., Часовников Е. А., Дядькин А. А., Крылов А. Н. Демпфирующие характеристики модели возвращаемого аппарата при гиперзвуковых скоростях // ПМТФ, принята в печать в 2013 г.

$$\ddot{\alpha} - \frac{qsl^2}{I\nu} \varepsilon \left(1 - \frac{\alpha^2}{\delta^2} \right) \dot{\alpha} + \frac{qsl}{I} (a + b\alpha^2) \alpha = 0.$$

Эту модель авторы называют *простой моделью постоянной задержки*.

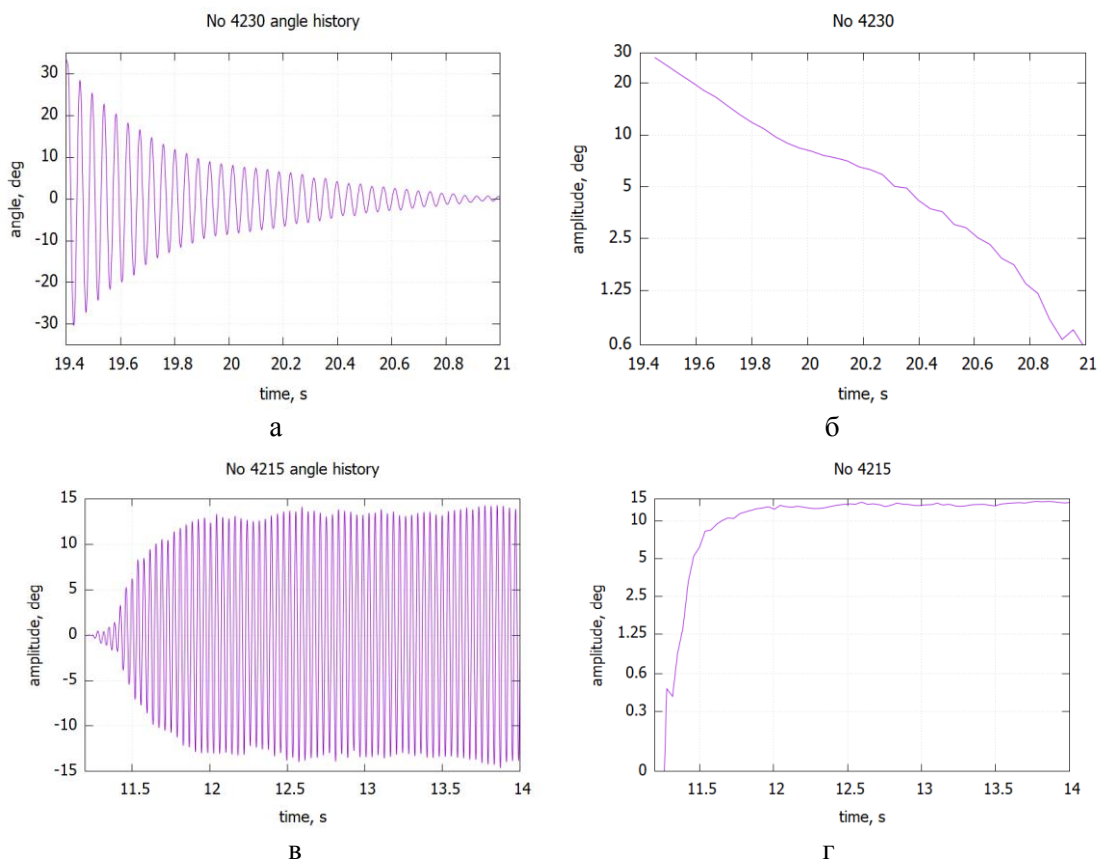


Рис. 2. Примеры экспериментальных данных конически-сферической модели:
 а – история угла колебаний от времени, № 4230; б – логарифм амплитуды колебаний, № 4230;
 в – история угла колебаний от времени, № 4215; г – логарифм амплитуды колебаний, № 4215

Fig. 2. Examples of an experimental data of segmental-conical model:
 a – history of angle of attack, № 4230; b – logarithm of oscillation amplitude;
 c – history of angle of attack, № 4230; d – logarithm of oscillation amplitude

Фактически, данное уравнение колебаний в основе своей представляет собой уравнение Ван дер Поля:

$$\ddot{x} - (\lambda - x^2) \dot{x} + x = 0.$$

Возможные варианты решений уравнения на фазовой плоскости представляют собой два принципиальных случая: устойчивое во всей фазовой плоскости (рис. 3, а) и случай с устойчивым предельным циклом (рис. 3, б) [6].

Однако результаты проведенных экспериментов в ИТПМ оказались за пределом описательной возможности данной модели движения, что побудило к поиску другой модели.

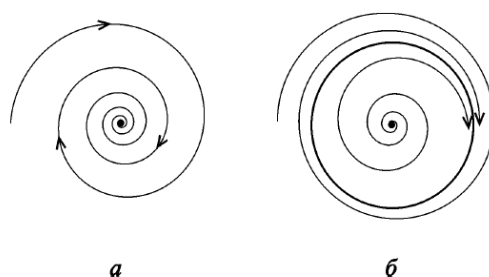


Рис. 3. Фазовые портреты возможных решения уравнения Ван дер Поля
Fig. 3. Phase space of Van der Pole equation

Эксперимент и интерпретация

Проведены эксперименты в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН на установке свободных колебаний на поперечной державке. Параметры потока были получены по принятой на трубе методике.

Изучалось поведение модели острого конуса с углом полураствора 20° с полусферической донной частью. Использовалась поперечная державка цилиндрической формы диаметром 12 мм, ось располагалась на относительном расстоянии $\bar{x}_c = \frac{x_c}{l} = 0,55$ от носика конуса.

За характерные размеры взяты: площадь миделевого сечения и длина образующей конуса. Значения этих параметров приведены в табл. 1.

В экспериментах с моделью конуса с полусферой в донной части при $M = 2,3$, $Re = 4,5 \cdot 10^6$ было обнаружено возникновение двух предельных циклов. Параметры потока приведены в табл. 2. На рис. 4 черной линией обозначена история углов атаки (α), амплитуды (β). Малый неустойчивый предельный цикл располагается на амплитуде порядка 7° (синяя пунктирная линия), большой устойчивый на амплитуде около 13° (красная пунктирная линия).

Таблица 1

Параметры модели

Table 1

Parameters of the model

Параметр	Значение
l , м	0,177
S , м ²	0,0115
I_z , кг·м ²	0,002193

Таблица 2

Параметры потока в экспериментах

Table 2

Test's flow parameters

Эксперимент	M	$Re \cdot 10^6$	q, кПа	v, м/с
4216	2,3	4,5	66	582
4217	2,3	4,5	66	582

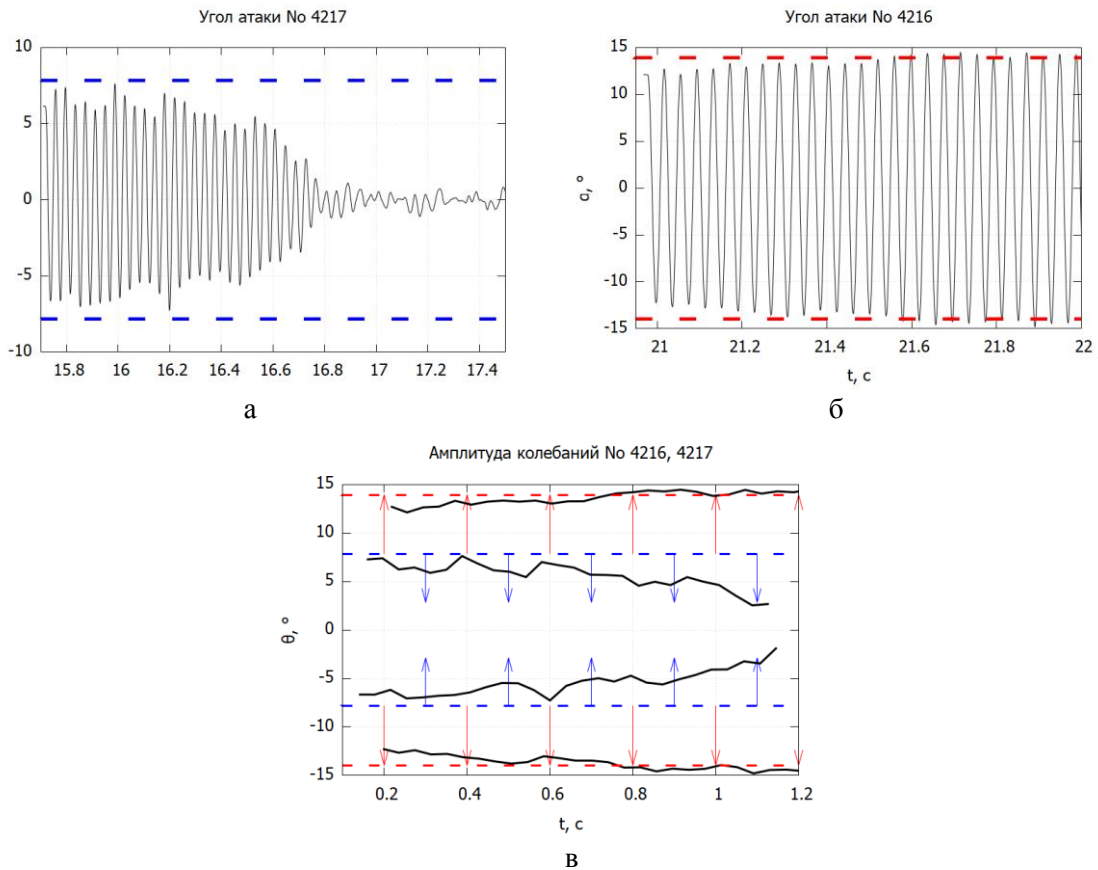


Рис. 4. Истории углов колебаний: а – № 4217; б – № 4216; в – № 4216 и № 4217
 Fig. 4. Angle history of oscillation: a – № 4217; b – № 4216; c – № 4216 and № 4217

Уравнение Ван дер Поля, как упоминалось ранее, не может описать поведение модели в ходе экспериментов. В рассматриваемом случае двум предельным циклам должны соответствовать четыре особые точки в члене вязкого демпфирования. Наиболее простая функция, отвечающая этим требованиям, полиномиальная. Так как изучается модель формы тела вращения и ось ее колебаний находится в оси симметрии, можно положить, что полином включает в себя только четные степени. В таком случае уравнение движения модели представляется в следующем виде:

$$I\ddot{\alpha} - \frac{sql^2}{\nu} [m_z^{o_z} + m_z^{\dot{\alpha}}](\alpha)\dot{\alpha} - qslm_{st} = 0,$$

$$[m_z^{o_z} + m_z^{\dot{\alpha}}] = (e_0 + e_2\alpha^2 + e_4\alpha^4),$$

$$m_{st} = m_z^\alpha \alpha.$$

Статический член берется в линейном приближении за неимением достаточного количества данных для нахождения более точного приближения. В работах [3; 4] показана слабая зависимость производной момента тангажа от угла атаки модели. Такое представление уравнения отвечает трем вариантам фазового портрета (рис. 5). Наблюдаемый случай двух предельных циклов соответствует случаю (б) на рис. 5.

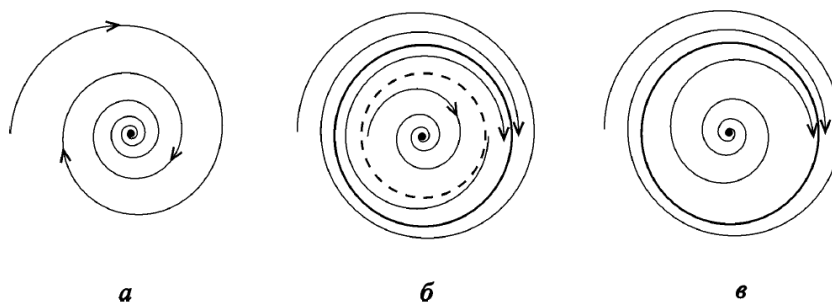


Рис. 5. Иллюстрация фазового пространства для уравнения с вязким демпфированием в виде полинома 4-й степени
 Fig. 5. Illustration of phase space for equation with viscous damping as 4th degree polynomial

Также данная модель позволяет описать динамику амплитуд, наблюдаемых в некоторых экспериментах, которую можно условно назвать «ступенчатой», что соответствует случаю (а) на рис. 5. В этом случае два корня полинома комплексные.

Стоит заметить, что уравнение данного вида также используется для описания тока в электрических цепях с генератором. Система основана на генераторе на активном элементе с отрицательной дифференциальной проводимостью [5].

Определение коэффициентов полинома аэродинамического демпфирования по экспериментальным данным

Редд и др. [7] рассматривали колебательное уравнение с динамической частью вида полинома. Была сформулирована методика и показана ее высокая точность на примере численного решения заданного уравнения и обратного поиска его коэффициентов.

В соответствии с методикой, приведенной в работе, результаты эксперимента для одномерного колебания модели по углу атаки рассматриваются следующим образом:

$$I\ddot{\alpha} - f(\alpha)\dot{\alpha} + k\alpha = 0.$$

Предполагается, что коэффициенты вязкого демпфирования в уравнении динамики модели представляются в виде полинома четных степеней:

$$f(\alpha) = A_0 + A_2\alpha^2 + A_4\alpha^4.$$

Можно связать их с коэффициентами эквивалентного вязкого демпфирования, где θ_0 – амплитуда колебаний:

$$f_e(\theta_0) = C_0 + C_2\theta_0^2 + C_4\theta_0^4.$$

При этом связь коэффициентов при полиномах будет следующей:

$$A_0 = C_0, \quad A_2 = 4C_2, \quad A_4 = 8C_4.$$

По истории углов атаки колебаний можно определить полином $f_e(\theta_0)$ из следующего соотношения (рис. б):

$$f_e(\theta_0) = \frac{2I}{T} \ln \left(\frac{\theta_{0,i+1}}{\theta_{0,i}} \right).$$

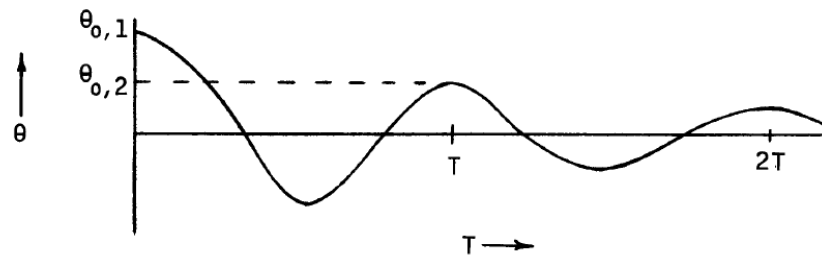


Рис. 6. Иллюстрация метода определения коэффициентов эквивалентного демпфирования из истории угла атаки

Fig. 6. Illustration of the method of determination of the effective damping polynomial from the history of angle of attack

По полученным значениям полинома эквивалентного демпфирования можно определить коэффициенты полинома эквивалентного демпфирования. После чего, имея в виду соотношение между коэффициентами разложения эквивалентного демпфирования и реального демпфирования, можно получить искомые аэродинамические коэффициенты демпфирования:

$$\left[m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\alpha}} \right] = 2 \frac{v}{qsl^2} f(\alpha).$$

Из экспериментальных данных были выделены отрезки времени, на которых наблюдался переход амплитуды между предельными циклами. С использованием приведенной методики были определены коэффициенты демпфирования. Полученный набор коэффициентов для одного режима и модели далее рассматривался как совокупность. После этого аппроксимацией были найдены коэффициенты полинома эквивалентного вязкого демпфирования (рис. 7).

Приближение полиномиальной зависимостью коэффициентов демпфирования в виде, указанном выше, приняв в качестве характерной длины длину образующей конуса, в качестве характерной площади площадь миделевого сечения модели получены коэффициенты полиномов (табл. 3, аппроксимация полинома производилась в размерности радиан).

Отмечается, что аппроксимация выполнялась для заведомо четного полинома. Экспериментальные данные не подвергались фильтрованию.

Численное решение прямой задачи

Выполнено прямое решение дифференциального уравнения с использованием библиотеки boost/ODEINT. Решалось уравнение, соответствующее рассматриваемому ранее:

$$\ddot{\alpha} - (A_0 + A_2\alpha^2 + A_4\alpha^4)\dot{\alpha} + \omega_0^2\alpha = 0.$$

Коэффициент $\omega_0^2 = -\frac{qslm_z^\alpha}{I}$ соответствовал полученному в эксперименте $\omega_0^2 = 27400 \frac{1}{c^2}$.

Коэффициенты при полиноме члена вязкого демпфирования A_i взяты из табл. 3.

На рис. 8 приведены сравнения численного решения и амплитуды колебаний, наблюдаемых в эксперименте. Синяя линия – численное решение, ломаные линии – амплитуды колебаний, наблюдаемые в экспериментах (см. рис. 8, а, б). На рис. 8, в приведены их фазовые портреты, черная линия – результаты численного расчета.

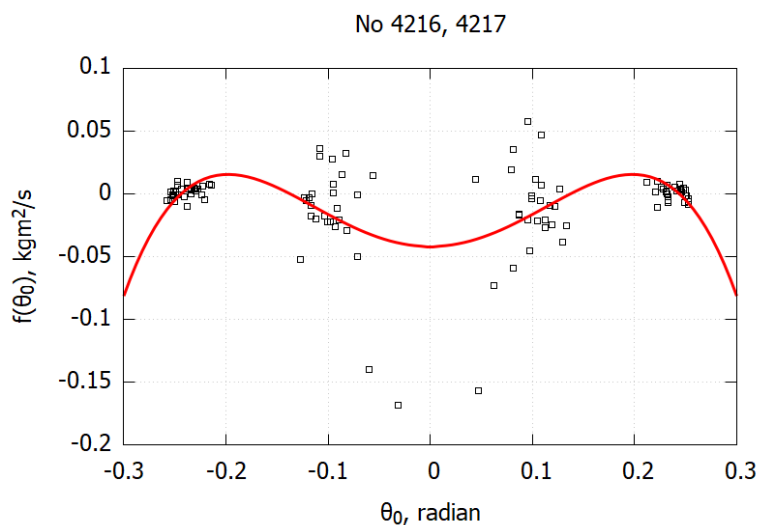


Рис. 7. График аппроксимации полинома эквивалентного демпфирования
 Fig. 7. Graph of approximation of the effective damping polynomial

Таблица 3

Коэффициенты полиномов
 эквивалентного демпфирования, демпфирования
 и коэффициентов аэродинамического демпфирования

Table 3

Coefficients of effective damping function, damping function
 and aerodynamic damping coefficients

Коэффициент	Полином / степень		
	0	2, рад ⁻²	4, рад ⁻⁴
$C_i, \frac{1}{H \cdot c}$	-0,04143	2,919	-37,43
$A_i, \frac{1}{H \cdot c}$	-0,04143	11,677	-299,45
m_{dyn_i}	-0,507	142,9	-3664,7

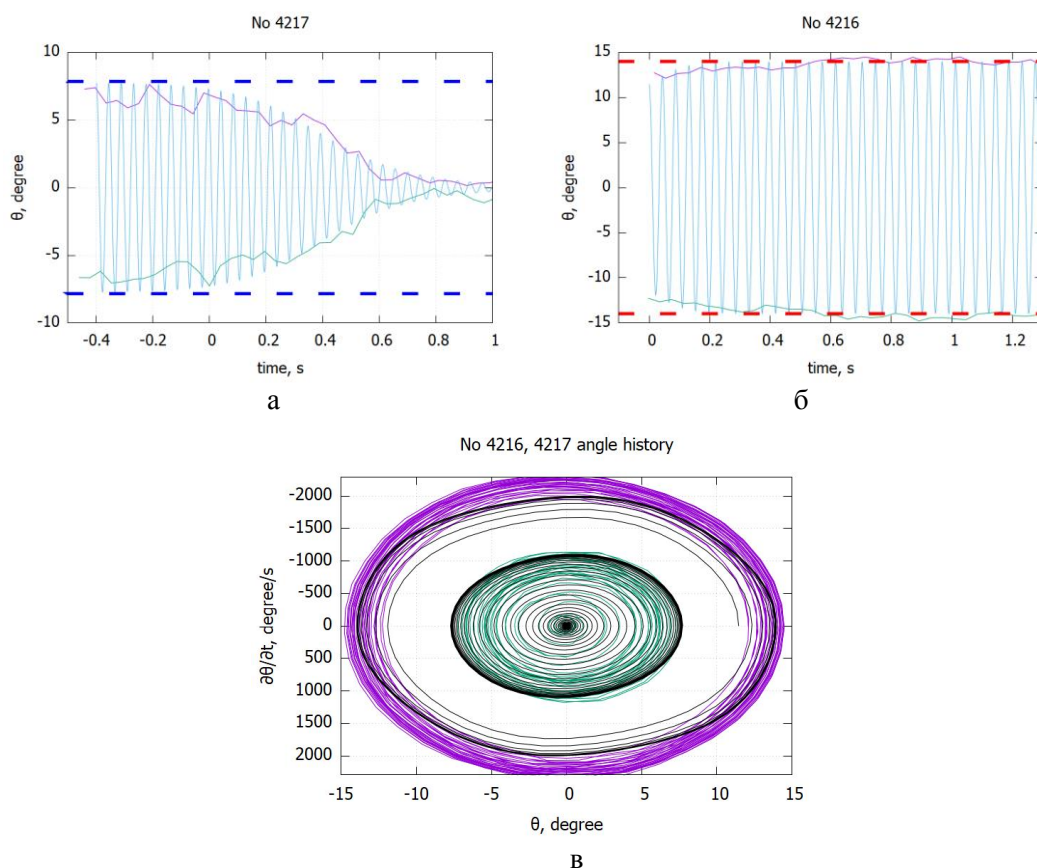


Рис. 8. Экспериментальные наблюдения и результаты численного расчета
 Fig. 8. Experiment's results and numerical results

Динамика амплитуды на масштабе времени перехода между предельными циклами описывается удовлетворительно. Однако фазовая кривая решений на большей амплитуде заметно отклоняется от экспериментальной, что говорит об иной зависимости скорости угла атаки.

Заключение

Был установлен закон движения конически-сферического тела при числе Маха $M = 2,3$. Полученные коэффициенты закона движения показали удовлетворительное соответствие экспериментальным данным. Такое описание динамики модели позволяет обобщать на первый взгляд разнородные эксперименты и описывать их в рамках одного закона. Подход позволяет выделить области возможной бифуркации (слияния противоположных предельных циклов), что для аэродинамики может указать на особенное сочетание параметров, которое требует более пристального внимания.

Можно сделать следующие замечания по проведению экспериментов. Для более точного описания необходимо получить экспериментальные данные истории углов атаки, начальная амплитуда которых находится наиболее близко к углу неустойчивого предельного цикла и наиболее далеко от устойчивого. Для этого на экспериментальной установке необходимо обеспечить возможность тонкого установления различных начальных углов. Важным проектом является постановка экспериментов по измерению давлений на поверхности модели как

в статике, так и в случае свободных колебаний модели, что позволит рассмотреть простую модель постоянной задержки на данной системе.

Список литературы

1. **Kazemba C. D., Braun R. D., Clark L. G., Schoenenberger M.** Survey of Blunt Body Dynamic Stability in Supersonic Flow. *AIAA*, 2012, no. 4509, pp. 1–27.
2. **Адамов Н. П., Харитонов А. М., Часовников Е. А.** Аэродинамические производные конуса с углом полураствора 20° при сверхзвуковых скоростях // *Теплофизика и аэромеханика*. 2014. Т. 21, № 6. С. 711–723.
3. **Адамов Н. П., Пузырёв 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.
4. **Teramoto S., Fujii K., Hiraki K.** Numerical Analysis of Dynamic Instability at Transonic Speeds. In: The Institute of Space and Astronautical Science Report SP no. 17. March 2003.
5. **Takashi Abe, Syuinchi Sato, Yutaka Matsukava, Kzushi Yamomoto, Kazumi Hiraoka** Study for Dynamically Unstable Motion of Reentry Capsule. In: The Institute of Space and Astronautical Science Report SP no. 17. February 2003.
6. **Кузнецов А. П., Кузнецов С. П., Рыскин Н. М.** Нелинейные колебания. М.: Физматлит, 2002.
7. **Redd B., Olsen D. M., and Barton R. L.** Relationship between the Aerodynamic Damping Derivatives Measured as a Function of Instantaneous Angular Displacement and the Aerodynamic Damping Derivatives Measured as a Function of Oscillation Amplitude. Manned Spacecraft Center, Houston, Texas. NASA TN D-2855, June 1965.

References

1. **Kazemba C. D., Braun R. D., Clark L. G., Schoenenberger M.** Survey of Blunt Body Dynamic Stability in Supersonic Flow. *AIAA*, 2012, no. 4509, pp. 1–27.
2. **Adamov N. P., Kharitonov A. M., Chasovnikov E. A.** Aerodynamic derivatives of 20 degree angled cone at supersonic speeds. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2014, vol. 21, no. 6, pp. 711–723. (in Russ.)
3. **Adamov N. P., Puzyrev L. N., Kharitonov A. M., Chasovnikov E. A., Dyadkin A. A., Krylov A. N.** Aerodynamic derivatives of head block of emergency rescue system at hypersonic speeds. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2013, vol. 20, no. 6, pp. 749–758. (in Russ.)
4. **Teramoto S., Fujii K., Hiraki K.** Numerical Analysis of Dynamic Instability at Transonic Speeds. In: The Institute of Space and Astronautical Science Report SP no. 17. March 2003.
5. **Takashi Abe, Syuinchi Sato, Yutaka Matsukava, Kzushi Yamomoto, Kazumi Hiraoka** Study for Dynamically Unstable Motion of Reentry Capsule. In: The Institute of Space and Astronautical Science Report SP no. 17. February 2003.
6. **Kuznetsov A. P., Kuznetsov S. P., Riskin N. M.** Nonlinear oscillation. Moscow, Fizmatlit, 2002.
7. **Redd B., Olsen D. M., and Barton R. L.** Relationship between the Aerodynamic Damping Derivatives Measured as a Function of Instantaneous Angular Displacement and the Aerodynamic Damping Derivatives Measured as a Function of Oscillation Amplitude. Manned Spacecraft Center, Houston, Texas. NASA TN D-2855, June 1965.

Информация об авторах

Николай Петрович Адамов, кандидат технических наук

Никита Андреевич Мищенко, лаборант

Евгений Александрович Часовников, кандидат технических наук

Information about the Authors

Nikolai P. Adamov, Candidate of Engineering Sciences

Nikita A. Mishchenko, Laboratory Assistant

Evgenii A. Chasovnikov, Candidate of Engineering Sciences

*Статья поступила в редакцию 14.05.2021;
одобрена после рецензирования 01.09.2021; принята к публикации 01.09.2021
The article was submitted 14.05.2021;
approved after reviewing 01.09.2021; accepted for publication 01.09.2021*