01;03;15

Влияние параметров движения аэродинамической модели на точность определения демпфирующего момента в баллистическом эксперименте

© *С.В. Бобашев, А.Б. Подласкин, П.А. Попов, В.А. Сахаров*

Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН, Санкт-Петербург
E-mail: v.sakharov@mail.ioffe.ru

Поступило в Редакцию 26 марта 2015 г.

Методом, основанным на решении обратной задачи баллистики, изучалось влияние амплитуды колебаний и начальной скорости модели на погрешность определения демпфирующего аэродинамического момента. С использованием программы идентификации аэродинамических характеристик проведено сравнение доверительных интервалов демпфирующего момента в зависимости от параметров движения модели и дисперсии измерения линейных координат. Продемонстрирован подход оценки точности получаемой информации при планировании баллистических исследований.

Целью баллистических исследований является определение аэродинамических сил и моментов, возникающих при свободном движении модели в атмосфере с известными параметрами. Для этого решается обратная задача динамики движения твердого тела с заданием инерционных характеристик модели, параметров газовой среды и траекторных данных. Наиболее эффективным подходом к решению обратной задачи движения авторам представляется прием, изложенный в работе [1] и дополненный в [2,3] методами статистического оценивания значимости искомых параметров — коэффициентов полиномиального ряда, описывающего аэродинамические функции.

В баллистике для описания движения объекта используют две системы отсчета — лабораторную систему координат xyz и связанную с объектом $x_1y_1z_1$ (рис. 1). В лабораторной системе задаются траекторные данные — три линейные координаты центра масс $x_0y_0z_0$ и три угловые координаты ϑ, ψ, γ — тангаж, рыскание и крен (на рисунке показан угол тангажа ϑ). В связанной системе задаются векторы силы и

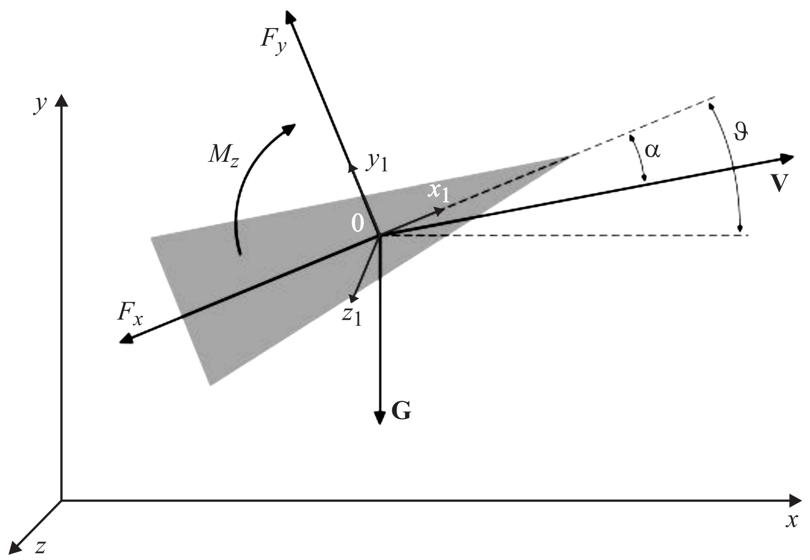

Рис. 1. Система координат, аэродинамические силы и момент. xyz — лабораторная и $x_1y_1z_1$ — связанная системы отсчета, F_x, F_y — сопротивление и подъемная сила, M_z — момент, $\mathbf{G}$ — сила тяжести, $\mathbf{V}$ — вектор скорости, ϑ — угол тангажа, α — угол атаки.

момента, зависящие от угла между осью модели и вектором скорости $\mathbf{V}$ (на рисунке показаны составляющие векторов силы F_x, F_y и момента M_z и угол атаки α).

Важной с практической точки зрения составляющей вектора аэродинамического момента является демпфирующий момент, способствующий гашению колебаний. Опыт баллистических исследований говорит о том, что этот момент определяется со значительно большей погрешностью по сравнению с другими составляющими. Учитывая практическую значимость этой компоненты, представляет интерес поиск эффективных путей повышения точности определения аэродинамических характеристик модели, в том числе и демпфирующего момента. Точность определения силы и момента во многом зависит от погрешностей измерения координат модели, длины баллистической трассы и числа постов наблюдения. На практике эти параметры изменить весьма затруднительно и повысить точность результата обработки в этом случае можно только за счет изменения условий проведения эксперимента. Наиболее просто в баллистическом эксперименте можно изменить амплитуду колебаний модели и скорость полета. Цель настоящего исследования — выяснить, как эти параметры влияют на точность определения демпфирующего момента.

Исследование проводилось путем численного моделирования в три этапа. На первом решалась прямая задача баллистики — по заданным характеристикам модели и начальным условиям рассчитывалась траектория движения. В качестве модели использовалась типичная для баллистики модель осесимметричной формы массой 0.3 kg, длиной 0.25 m и диаметром миделя 0.06 m. Размеры модели определяются калибром метателя. Длина трассы задавалась равной 120 m, число постов регистрации 42. Параметры модели и баллистической трассы соответствуют реальным образцам.

Расчет траектории движения модели осуществлялся путем численного интегрирования полной системы динамических уравнений Эйлера при заданных начальных условиях. Компоненты векторов силы **F** и момента **M**, задаваемые связанной системой координат, имеют вид

$$\mathbf{F} = \frac{\rho V^2}{2} S \begin{pmatrix} C_x \\ C_y^\alpha \alpha \\ C_z^\beta \beta \end{pmatrix}, \qquad \mathbf{M} = \frac{\rho V^2}{2} SL \begin{pmatrix} M_X \\ M_y^\beta \beta + M_y^\omega \frac{L\omega_y}{V} \\ M_z^\alpha \alpha + M_Z^\omega \frac{L\omega_z}{V} \end{pmatrix}. \tag{1}$$

Здесь L, S — длина и площадь миделя модели соответственно; V — модуль абсолютной скорости модели; ρ — плотность среды, в которой движется объект; C_x, M_x — коэффициенты осевых силы и момента; C_y^α, C_z^β и M_y^β, M_z^α — коэффициенты поперечных силы и момента соответственно; M_y^ω, M_z^ω — коэффициенты демпфирующих моментов, ω_y, ω_z — составляющие вектора угловой скорости; α, β — углы атаки и скольжения. Совокупность коэффициентов в (1) составляет математическую модель движения.

На втором этапе в соответствии с размещением постов наблюдения вдоль трассы формировалась таблица исходных данных, состоящая из набора координат центра масс модели и углового положения ее оси, привязанных ко времени регистрации. Затем эти координаты искажались случайной величиной, распределенной по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и заданной дисперсией. Дисперсия измерений линейных координат центра масс составляла 0.2 mm,

Параметр	$\vartheta_0 = \psi_0 = 1^\circ$		$\vartheta_0 = \psi_0 = 12^\circ$	
	значение	δ, %	значение	δ, %
C_x	0.600	0	0.600	0
C_y^α, (C_z^β)	1.787	2.7	1.785	0.1
M_z^α, (M_y^β)	-0.099	9.5	-0.099	0.7
M_z^ω, (M_y^ω)	-0.1409	130	-0.098	17.5

поперечных углов тангажа и рыскания принималась 0.1°, а угла крена 0.8°. Поскольку математическая модель (1) априори известна, то эти искажения принимались равными дисперсии измерений координат.

На заключительном третьем этапе набор исходных данных обрабатывался программой идентификации аэродинамических характеристик несимметричной модели [4] и проводился анализ доверительных интервалов искомых параметров. Значение доверительного интервала определяет достоверность соответствующего параметра. Если значение доверительного интервала превосходит значение искомого параметра (т. е. относительная ширина интервала превышает 100%), то такой параметр считается статистически незначимым, т. е. не может быть идентифицирован.

В расчете амплитуда колебаний модели задается начальными значениями угла тангажа ϑ_0 и рыскания ψ_0, определяющими исходное положение оси модели относительно оси баллистической трассы. При расчете траекторий математическая модель движения (1) оставалась постоянной, величины коэффициентов соответствовали типичным значениям для данной модели: $C_x = 0.6$, $C_y^\alpha = C_z^\beta = 1.8$, $M_x = 0$, $M_y^\beta = M_z^\alpha = -0.1$ и $M_y^\omega = M_z^\omega = -0.1$.

В таблице показаны результаты определения параметров движения для двух начальных условий 1 и 12°. В обоих случаях начальная скорость модели составляла 1200 m/s. Из таблицы видно, что значения искомых параметров для линейных составляющих векторов силы и момента (три верхние строчки таблицы) хорошо совпадают с исходными величинами, а относительная ширина доверительного интервала для этих коэффициентов не превышает 10%, что говорит о надежном определении этих параметров.

Коэффициенты демпфирующих моментов M_z^ω и M_y^ω при начальных условиях $\vartheta = \psi_0 = 1^\circ$ идентифицировать невозможно, поскольку δ

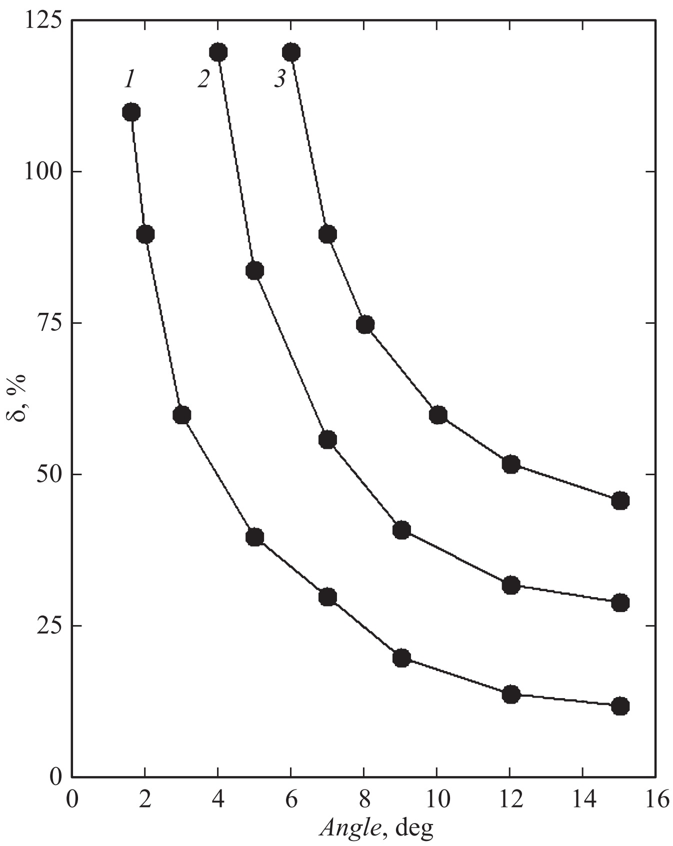

Рис. 2. Зависимость относительной ширины доверительного интервала от амплитуды колебаний модели для различной дисперсии измерения линейных координат: *1* — 0.2 mm, *2* — 0.5 mm, *3* — 1 mm.

превосходит 100%, однако они надежно определены при $\vartheta_0 = \psi_0 = 12°$. На рис. 2 показаны результаты расчета относительной ширины доверительного интервала δ от амплитуды колебаний модели при различной величине дисперсии линейной координаты. При этом дисперсия угловых координат изменялась пропорционально дисперсии линейной координаты. Из рисунка видно, что с увеличением амплитуды колебаний модели относительная ширина доверительного интервала значительно уменьшается. Надежное определение демпфирующего момента возможно, когда амплитуда колебаний модели становится более 2, 5 и 7° при дисперсии изменения 0.2, 0.5 и 1 mm соответственно. Указанные значения амплитуды колебаний следует рассматривать как оценку минимально необходимых начальных угловых отклонений модели при планировании баллистического эксперимента.

Как показал расчет, варьирование начальной скорости движения модели в диапазоне от 400 до 1800 m/s не приводит к заметному изменению вида кривых на рис. 2. С увеличением скорости движения модели при прочих равных условиях наблюдается небольшое увеличение ширины доверительного интервала. Поскольку демпфирующий момент обратно пропорционален скорости движения (1), то при увеличении последней доля демпфирующего момента в общем аэродинамическом моменте уменьшается, что и приводит к увеличению ширины доверительного интервала.

Таким образом, с помощью программы обработки данных баллистического эксперимента продемонстрирован математический прием, позволяющий планировать проведение наземных летных испытаний моделей аэродинамических объектов с целью определения оптимальных условий эксперимента с точки зрения точности получаемой информации. Несмотря на то что результаты получены в привязке к определенной баллистической трассе и конкретной модели, выявленные в исследовании тенденции имеют общий характер благодаря способу задания силовой нагрузки на модель (1) и могут рассматриваться в качестве рекомендаций по оптимизации баллистических исследований.

Список литературы

[1] *Chapman G.T., Kirk D.B.* // AIAA Journal. 1970. N 4. P. 753–758.
[2] *Менде Н.П.* Обратная задача нелинейной баллистики. I. Плоское движение. Физико-технический ин-т им. А.Ф. Иоффе. Препринт № 1326. Л., 1989. 44 с.
[3] *Mende N.P.* Nonlinear Estimation of Aerodynamic Characteristics from Discrete Free-Flight Data. Gas Dynamics / Ed. by Yu. I. Koptev. New York: Nova Science Publishers, Inc., 1992. P. 325–356.
[4] *Бобашев С.В., Менде Н.П., Подласкин А.Б., Сахаров В.А.* // ЖТФ. 2014. Т. 84. В. 11. С. 9–13.