

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ И ОПРОКИДЫВАЮЩЕГО МОМЕНТА

В статье рассматриваются методы определения аэродинамических коэффициентов нормальной силы и опрокидывающего момента, приведены лабораторные методы проведения испытаний, описаны технические средства для определения упомянутых аэродинамических коэффициентов, проведена оценка точности их определения одним из методов.

Ключевые слова: аэродинамические силы, баллистический метод, коэффициент лобового сопротивления, коэффициент нормальной силы, коэффициент опрокидывающего момента.

Введение

Поскольку аэродинамические силы и моменты определяют траекторию движения снаряда, баллистический метод может быть использован для определения не только коэффициента лобового сопротивления C_x , но и других основных аэродинамических характеристик [1; 2].

Так, например, изменение поперечных координат центра масс модели при движении по трассе дает возможность найти коэффициент нормальной силы. Изменение углового положения снаряда в функции времени позволяет судить об устойчивости модели и вычислить коэффициент опрокидывающего момента.

Таким образом, регистрируя положение снаряда в пространстве через какие-то промежутки времени и определяя траекторию полета снаряда, получают исходную информацию для расчета аэродинамических характеристик. Для этого разработаны специальные методы математической обработки результатов экспериментов.

Основной материал

1. Методы определения аэродинамических коэффициентов

Наиболее просто аэродинамические коэффициенты определяются при использовании приближенных и частных решений. В этом случае эксперименты проводят при условиях, когда можно применять упрощающие задачу допущения о линейности аэродинамических характеристик (малые углы нутации), об отсутствии демпфирования, о возможности усреднения скорости движения на измеряемом участке траектории [3].

В экспериментальной баллистике для опреде-

ления параметров траектории движения снаряда применяют метод фотографирования в двух взаимно перпендикулярных плоскостях и метод стрельб по картонам.

В первом методе используются баллистические трассы, оборудованные специальными станциями фотографирования, расположенными равномерно вдоль трассы (рис. 1).

Время между экспозициями регистрируется многоканальными измерителями интервалов времени. Работа серии станций обеспечивается различными системами синхронизации.

Дискретные положения тела в пространстве находятся путем измерений по фотографиям координат характерных точек тела и углов, составляемых образующими модели с осями реперной системы, привязанной к лабораторной системе координат.

Измерения фотографий, полученных для одного момента времени, но в двух взаимно перпендикулярных плоскостях, позволяют определить составляющие угла нутации (углы атаки и скольжения). Кроме того, фотографирование с использованием оптических систем визуализации дает одновременно информацию об обтекании тел потоком.

Точность расчета аэродинамических характеристик тем выше, чем меньше погрешности измерения времени между экспозициями, чем меньше ошибки измерения линейных и угловых координат положения модели в каждом сечении и чем больше станций расположено на трассе.

Высокое качество экспериментального фотоматериала может быть получено только при малой длительности экспозиции. Так, при $v = 1000$ м/с размытие не превышает 0,1 мм, если обеспечена длительность экспозиции 0,1 мкс.

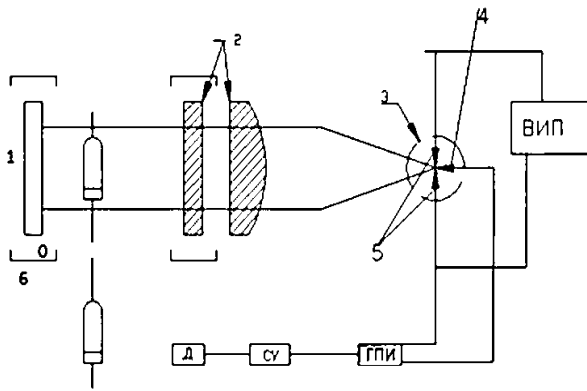


Рис. 1. Схема теневого фотографирования модели с применением искрового генератора:
 1 – кассета; 2 – объектив; 3 – искровой разрядник;
 4 – поджигающий электрод; 5 – рабочие электроды;
 6 – шкала; ВИП – высоковольтный источник питания;
 ГПИ – генератор поджигающего импульса;
 СУ – синхронизирующее устройство;
 Д – датчик регистрации момента пролета

В качестве источников света для высокоскоростного фотографирования могут применяться оптические квантовые генераторы (ОКГ). С их помощью удалось достичь длительности экспозиции 0,01 мкс, что особенно важно при фотографировании тел, летящих со скоростью 3000-5000 м/с. Высокая точность синхронизации и малая длительность экспозиции также обеспечиваются при использовании электрических быстродействующих затворов [1].

При втором методе траекторных измерений координаты центра масс и угловое положение снаряда определяются обмером пробойн в специально обработанном картоне или в прокаленных листах бумаги. Эти листы укрепляются на рамках, устанавливаемых равномерно вдоль трассы перпендикулярно к линии выстрела. При совпадении продольной оси снаряда с вектором скорости пробойна имеет форму окружности, при наличии угла нутации δ – овальную форму (рис. 2). Угол между наибольшей осью овала и вертикальной осью координат – угол прецессии ν . Угол нутации определяют по тарировочному графику, индивидуальному для каждого вида снаряда [2]. Входным параметром графика является отношение размеров большой оси к малой.

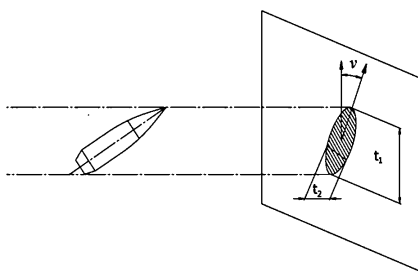


Рис. 2. Вид пробойны в картонной мишени

При достаточном количестве сечений регистрации углов δ и ν на одном периоде нутационных колебаний можно построить экспериментальную кривую $\delta = f(\nu)$. Установка на трассе датчиков момента пролета позволяет получить зависимости $\delta = f_1(t_1)$, $\nu = f_2(t_2)$, используемые для расчета коэффициента опрокидывающего момента, определения характеристик динамической устойчивости тела и коэффициента демпфирующего момента.

Методика определения аэродинамического коэффициента опрокидывающего момента.

Для случая движения гироскопически стабилизированного снаряда на начальном участке траектории с малыми углами нутации δ (до 10–15°) уравнение нутационных колебаний имеет вид [2]:

$$\delta = \frac{\dot{\delta}_0}{\alpha\sqrt{\sigma}} \sin \alpha\sqrt{\sigma} t, \quad (1)$$

где α – угловая скорость прецессии, найденная из выражения:

$$\alpha = \frac{C\tau_0}{2A}, \quad (2)$$

$\dot{\delta}_0$ – угловая скорость нутации, σ – коэффициент гироскопической устойчивости, t – время полёта снаряда, C – экваториальный момент инерции, τ_0 – угловая скорость вращения снарядов, A – полярный момент инерции.

Коэффициент гироскопической устойчивости для данного участка траектории взят средним значением ($\sigma = \sigma_{cp}$).

Из уравнения (1) определим полупериод нутационных колебаний [1]:

$$\frac{T_\delta}{2} = \frac{\pi}{\alpha\sqrt{\sigma}}, \quad (3)$$

откуда найдем

$$\sigma = \frac{4\pi^2}{\alpha^2 T_\delta^2}. \quad (4)$$

Введя коэффициент $m_1 = \alpha^2(1-\sigma)$, получим

$$m_1 = \alpha^2 \left(1 - \frac{4\pi^2}{\alpha^2 T_\delta^2} \right).$$

Раскрыв значения α и m_1 можно записать

$$\frac{d^2 h}{g'A} 10^3 \Delta(y) v_{cp}^2 K_M \left(\frac{v}{a} \right) = \frac{C^2 \pi^2 v_0^2}{A^2 \eta^2 d^2} - \frac{4\pi^2}{T_\delta^2}, \quad (5)$$

где $\Delta(y) = \frac{\rho}{\rho_0}$ – соотношение массовой плотности воздуха на высоте y к массовой плотности воздуха на уровне Земли.

В лабораторных условиях принимают $\Delta(y)=1$. Тогда на участке регистрации при условии, что $v = v_{cp}$, найдем среднее значение коэффициента опрокидывающего момента:

$$\overline{K_M} \left(\frac{v}{a} \right) = \frac{\pi^2 g'}{d^2 h v_{cp}^2 10^3} \left(\frac{C^2 v_0^2}{A \eta^2 d^2} - \frac{4A}{T_\delta^2} \right), \quad (6)$$

где η – относительная длина хода снарядов, h – плечо опрокидывающего момента; d – калибр снаряда, a – скорость звука.

Величину T_δ , входящую в расчетную формулу, снимают с экспериментального графика $\delta = f(t)$, вид которого для 7,62-мм винтовочной пули при $\eta = 31,5$ приведен на рис. 3.

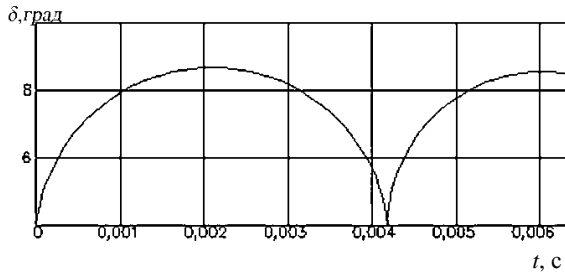


Рис. 3. Экспериментальная зависимость $\delta = f(t)$ для винтовочной пули

Для усиления нутационных колебаний (с целью повышения точности эксперимента) применяют различные дульные насадки механического или газодинамического действия.

Результаты баллистического эксперимента позволяют также определить аэродинамический коэффициент нормальной силы K_N . Решить эту задачу можно двумя способами. Первый способ основан на использовании соотношения между силами лобового сопротивления R_T , нормальной силой R_N (рис.4) и опрокидывающим моментом M :

$$M = R_T Z \sin \delta + R_N Z \cos \delta, \quad (7)$$

где Z – расстояние между центром масс и центром давления.

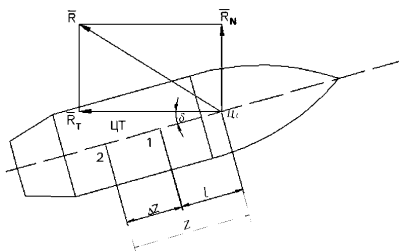


Рис. 4. К определению коэффициента K_N

Полагая угол δ малым ($\sin \delta = \delta$ и $\cos \delta = 1$), имеем

$$M = R_T Z \delta + R_N Z, \quad (8)$$

$$dh K_M = dZ K_T + lZ K_N,$$

где K_T – коэффициент силы лобового сопротивления.

Зная величины K_M и K_T для данного снаряда, можем использовать это выражение для подсчета аэродинамического коэффициента K_N . Однако еще неизвестна величина Z . Поэтому для определения коэффициента K_N стрельбы производят дважды,

смещая во втором случае центр тяжести снаряда (пули) по продольной оси на заданную величину Δz , не изменяя геометрической формы снаряда. При этом считается, что аэродинамический коэффициент K_M изменится, а коэффициенты K_N и K_T останутся постоянными. Для второго случая имеем

$$d(h + \Delta z) K_{M2} = d(Z + \Delta z) K_T + l(Z + \Delta z) K_N. \quad (9)$$

Исключая из уравнений (8), (9) неизвестное расстояние Z , получим

$$d(h + \Delta z) K_{M2} - dh K_{M1} = d\Delta z K_T + l\Delta z K_N,$$

откуда найдем

$$K_N = \frac{d}{l\Delta z} \left[(h + \Delta z) K_{M2} - h K_{M1} - \Delta z K_T \right], \quad (10)$$

где l – длина снаряда.

Поскольку функции K_{M1} и K_{M2} весьма близки по значению, то точность вычисления K_N таким способом невелика и определится с большой относительной ошибкой. Кроме того, смещение центра тяжести может повлиять на характер прецессионно-нутационного движения, а, следовательно, изменить положение центра давления. Это значит, что величина Δz в правой и левой частях формулы (9) разная. Наконец, равенство (7) не учитывает влияния угла нутации на величину K_T , что также является причиной дополнительной погрешности. Достоинством этого способа является простота постановки эксперимента.

Второй способ определения коэффициента нормальной силы предполагает построение неподвижной системы координат с целью регистрации пространственного движения центра масс исследуемого тела.

Движение центра масс снаряда под действием нормальной силы показывает, что центр масс совершает сложное движение, состоящее из неперiodического движения, определяемого содержащим t членом, и двух круговых периодических с угловыми скоростями вращения ω_1 и ω_2 .

Амплитуда периодического движения с угловой скоростью ω_1 весьма мала по сравнению с амплитудой кругового движения с угловой скоростью ω_2 и практически не влияет на движение центра масс

$$y_1 = \frac{K_N \delta_{max}}{2m_1} \left(-2a\sqrt{\sigma} t - \frac{\omega_2}{\omega_1} \sin \omega_1 t + \frac{\omega_1}{\omega_2} \sin \omega_2 t \right);$$

$$z_1 = \frac{K_N \delta_{max}}{2m_1} \left[\left(\frac{\omega_2}{\omega_1} \cos \omega_1 t - 1 \right) - \left(\frac{\omega_1}{\omega_2} \cos \omega_2 t - 1 \right) \right], \quad (11)$$

где δ_{max} – максимальное значение угла нутации.

Регистрируя экспериментальным путем движение центра масс в плоскости YOZ (рис. 5), можно выделить периодическую составляющую $2r_m$, содержащую аэродинамический коэффициент K_N .

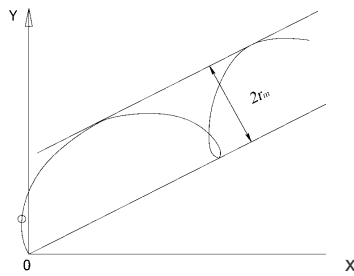


Рис. 5. Экспериментальная запись движения центра масс винтовочной пули в плоскости, перпендикулярной к вектору скорости

Поскольку [1]:

$$2r_m = \frac{K_N \delta_{\max} \omega_1}{m_1 \omega_2}, \quad (12)$$

можем записать

$$K_N = \frac{2q r_m (1 - \sqrt{\sigma})^2 \alpha^2}{d 110^3 v^2 \delta_{\max}}, \quad (13)$$

где q – вес снаряда, r_m – амплитуда нутационных колебаний.

Точность расчета коэффициента K_N по этой формуле в основном определяется ошибками измерения параметров r_m и δ_{\max} .

При использовании метода стрельб по картонам абсолютная точность замера пробойн не превышает 0,5 мм. Следовательно, если величина r_m при стрельбе не превышает 5 мм, погрешность в ее определении будет составлять 10 % и более. Учитывая, что при стрельбе по картонам точность регистрации δ_{\max} составляет 5–10 %, получим ориентировочную погрешность в определении K_N , равную 15–20 %. Для повышения точности подсчета K_N следует применять метод фотографирования тела в двух взаимно перпендикулярных плоскостях [1].

2. Определение характеристик снарядов в аэродинамических трубах

Наряду с развитием аэробаллистического метода, классическим инструментом экспериментальной аэродинамики остаются аэродинамические трубы. С их помощью исследуются всевозможные аэродинамические характеристики снарядов и других летательных аппаратов. По сравнению с баллистическим методом, продувки в аэродинамических трубах не требуют большого количества моделей, значительно проще задается угловое положение последних, силы и моменты, действующие на модель, определяются непосредственным измерением с помощью аэродинамических весов.

К основным недостаткам применения метода продувок моделей в аэродинамических трубах относятся искажение державкой процесса течения потока и трудность изучения аэродинамических сил и моментов, связанных с вращательным движением снаряда.

В настоящее время при изучении движения моделей в гиперзвуковом потоке применяют аэробаллистические трубы, в которых снаряд (модель) выстреливается навстречу сверхзвуковому потоку.

Исследование силового воздействия потока на модель в аэродинамических трубах основывается на принципе замены прямого движения (полет тела в неподвижной среде) движением среды относительно неподвижно установленного тела.

В дозвуковую незамкнутую аэродинамическую трубу воздух попадает через форкамеру 3 (рис. 6), выполненную в виде некоторого объема, ограниченного жесткими стенками, с открытой входной частью.

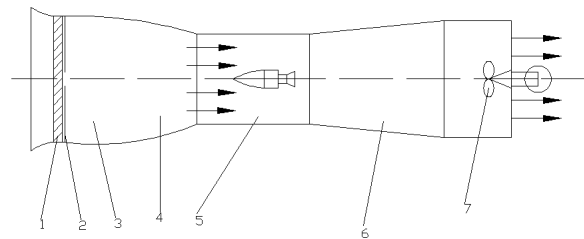


Рис. 6. Основные элементы аэродинамической трубы: 1 – хонейкомб; 2 – сетка; 3 – форкамера; 4 – сопло; 5 – рабочая часть; 6 – диффузор; 7 – привод

Отсюда газ, находящийся под давлением, истекает через сопло 4 в рабочую часть трубы 5. Запас газа в форкамере, необходимый для непрерывной работы трубы, пополняется с помощью вентиляторного привода 7.

В форкамере размещаются приемник полного давления, приборы для измерения температур и ряд вспомогательных устройств, к числу которых относятся хонейкомб 1 – сотообразная решетка и детурбулизирующая сетка 2.

Хонейкомб разрушает крупные вихри и выравнивает скосы, а сетка способствует созданию равномерного поля скоростей по поперечному сечению форкамеры и уменьшению начальной скорости турбулентности потока.

Сопло трубы 4 (канал определенной конфигурации) обеспечивает получение однородного потока заданной скорости. В рабочей части трубы 5 устанавливают испытываемые модели. Газовый поток здесь должен иметь равномерное поле скоростей, температур и давлений. Рабочие части могут быть открытыми, закрытыми и в виде герметической камеры.

Диффузор 6 – специально спрофилированный канал – располагается сразу за рабочей частью. Он уменьшает скорость потока газа с целью наиболее эффективного превращения его кинетической энергии в энергию давления. Привод аэродинамической трубы – устройство для сообщения потоку газа необходимой энергии, при которой его скорость в ра-

бочей части достигает заданного значения. В качестве привода в дозвуковых трубах часто применяют низконапорные осевые вентиляторы, в сверхзвуковых трубах – многоступенчатые компрессоры.

В зависимости от скорости потока в рабочей части аэродинамические трубы подразделяют на дозвуковые ($0 < M \leq 0,8$), околозвуковые ($0,8 < M \leq 1,2$), сверхзвуковые ($1,2 < M \leq 5$) и гиперзвуковые ($M > 5$).

Величины аэродинамических коэффициентов, полученных путем продувок, зависят от условий эксперимента в трубах. Для получения достоверных экспериментальных данных обязательно геометрическое подобие модели и натурного, образца, а также обеспечение аэродинамического подобия. В частности, целесообразным считается обеспечение одновременного подобия по числам Маха M и Рейнольдса R_c [3].

Современные аэродинамические трубы позволяют осуществлять весовые испытания, дренажные исследования, а также применять в экспериментах визуальные методы.

Выводы

1. В статье рассмотрены экспериментальные методы определения коэффициента опрокидывающего момента фотографированием в двух взаимно перпендикулярных плоскостях и стрельбой по картонкам.

2. По результатам баллистического эксперимента получены зависимости для определения аэродинамического коэффициента нормальной силы по соотношению между силами лобового сопротивления и нормальной силы.

3. Приведены особенности определения аэродинамических характеристик снарядов в аэродинамических трубах.

Список литературы

1. Дмитревский А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитревский, Л.Н. Лысенко, С.С. Богодистов. – М.: Машиностроение, 1991. – 640 с.

2. Баллистика ствольных систем / РАРАН; В.В. Бурлов и др.; под ред. Л.Н. Лысенко и А.М. Липанова. – М.: Машиностроение, 2006. – 461 с.

3. Ляпа М.М. Балістична підготовка стрільби, методи і засоби її удосконалення: Навчальний посібник / М.М. Ляпа, В.І. Макеєв, В.М. Петренко, В.Є. Житник – Суми: Видавництво СумДУ, 2008. – 161 с.

Поступила в редколлегию 28.10.2016

Рецензент: канд. техн. наук старший научный сотрудник И.В. Пасько, Научно-исследовательский центр ракетных войск и артиллерии, Сумы.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ МЕТОДИ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ КОЕФІЦІЄНТІВ НОРМАЛЬНОЇ СИЛИ І ПЕРЕКИДАЮЧОГО МОМЕНТУ

В.І. Макеєв, А.О. Вакал

У статті розглядаються деякі методи визначення аеродинамічних коефіцієнтів нормальної сили і перекидаючого моменту, наведені лабораторні методи проведення випробувань, описані технічні засоби для визначення згаданих аеродинамічних коефіцієнтів, проведена оцінка точності їх визначення одним з методів.

Ключові слова: аеродинамічні сили, балістичний метод, коефіцієнт лобового опору, коефіцієнт нормальної сили, коефіцієнт перекидаючого моменту.

EXPERIMENTAL METHODS FOR DETERMINING THE AERODYNAMIC COEFFICIENTS OF THE NORMAL FORCE AND OVERTURNING MOMENT

V.I. Makeev, A.O. Vakal

This article deals with the methods for determining the aerodynamic coefficients of the normal force and overturning moment; presents the laboratory testing methods; gives the description of the technical means for determining the above-mentioned aerodynamic coefficients, as well as evaluation of their determination accuracy with one of the methods.

Keywords: aerodynamic forces, ballistic method, drag coefficient, normal force coefficient, the coefficient overturning moment.