

УДК 623.451

DOI 10.17223/19988621/75/6

В.И. Биматов, В.Ю. Куденцов, В.И. Трушляков**МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ
КОЭФФИЦИЕНТА СИЛЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ
НЕУСТОЙЧИВЫХ В ПОЛЕТЕ ТЕЛ**

Решается задача расчета коэффициента лобового сопротивления тел с использованием траекторных данных об их соосном движении. Во время баллистического испытания последовательно фотографируется тело относительно неподвижной системы координат, регистрируются координаты его характерных точек, время между моментами фотографирования и одновременно измеряются перемещения характерных точек тела относительно подвижной системы координат, связанной с базовым телом, совершающим прямолинейное движение с нулевым углом атаки. При этом базовое тело связано с исследуемым телом аксиально и подвижно. Показано, что применяемый эффект группового движения позволяет в рамках принятых допущений повысить точность и упростить определение коэффициента силы лобового сопротивления тел сложной геометрической формы.

Ключевые слова: *аэродинамические характеристики, соосное движение, математическая модель, экспериментальные данные, исследуемое тело, базовое тело.*

Одной из наиболее важных проблем при проектировании современных летательных аппаратов является изучение силовых воздействий высокоэнергетических потоков на элементы их конструкций и на летательный аппарат в целом. В качестве инструмента исследования широко используются аэробаллистические установки [1, 2]. Определение коэффициента силы лобового сопротивления представляет основную задачу экспериментальной баллистики, с которой начинаются аэродинамические исследования. Они предназначены для определения коэффициента лобового сопротивления метаемых тел, имеющих различную аэродинамическую форму и могут быть использованы в ракетостроении, артиллерии и других областях техники, занимающихся изучением движения тел в газообразных и жидких средах. Недостатком аэробаллистического способа определения коэффициента силы лобового сопротивления является то, что для получения значений C_{x0} заданной точности эксперименты можно проводить только с телами, являющимися устойчивыми во все время движения на исследуемом участке траектории. При проведении экспериментов с неустойчивыми в полете телами сложной геометрической формы требуется разработка специальных приемов их ведения по каналу ствола и сообщение им устойчивого движения на исследуемом участке траектории [2].

Постановка задачи

Целью разработанной методики является повышение точности и упрощение алгоритма определения коэффициента силы лобового сопротивления неустойчивых в полете тел сложной геометрической формы. Поставленная цель достигается тем, что во время баллистического испытания последовательно фотографируется тело относительно неподвижной системы координат, регистрируются координаты его характерных точек, время между моментами фотографирования и одновременно измеряются перемещения характерных точек тела относительно подвижной системы координат, связанной с базовым телом, совершающим прямолинейное движение с нулевым углом атаки. При этом базовое тело связано с исследуемым телом аксиально и подвижно.

На рис. 1 дана схема реализации данной методики. Здесь OXY – неподвижная система координат, $O_1\xi\eta$ – подвижная, 1 – исследуемое тело, 2 – базовое тело, с которым связана подвижная система координат $O_1\xi\eta$. Исследуемое тело 1 вместе с базовым телом 2 как единое целое выстреливаются с помощью метательной установки. На измерительном участке траектории производится их фотографирование в двух точках A и B относительно неподвижной системы координат OXY , производится регистрация координат характерных точек тела 1 и базового тела 2 в системе координат OXY и времени между моментами фотографирования $\Delta t = t_2 - t_1$, где t_1 – время фотографирования в точке A траектории, t_2 – время фотографирования в точке B траектории. Затем определяется величина перемещения $\Delta l = l_1 - l_2$ тела 1 относительно подвижной системы координат $O_1\xi\eta$, связанной с базовым телом 2, за время Δt , где l_1 – расстояние между характерными точками тела 1 и подвижной системой координат $O_1\xi\eta$ в точке A траектории, l_2 – расстояние между характерными точками тела 1 и подвижной системой координат $O_1\xi\eta$ в точке B траектории. Определяется расстояние L , пройденное подвижной системой координат $O_1\xi\eta$, связанной с базовым телом, относительно неподвижной

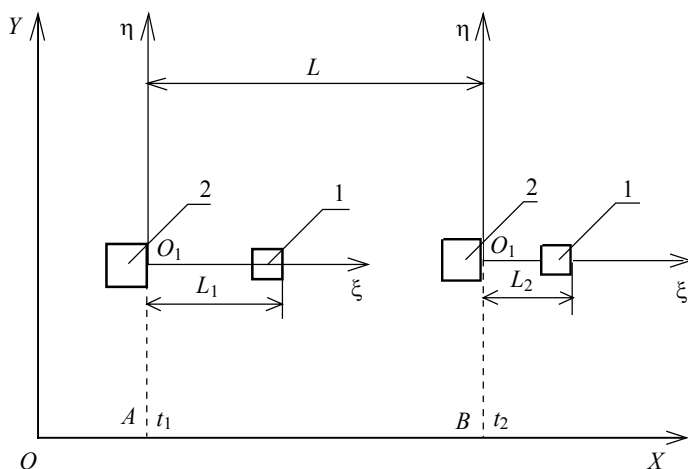


Рис. 1. Схема реализации методики определения силы лобового сопротивления

Fig. 1. Diagram of the implementation of the method for determining the force of the frontal resistance

системы координат OXY за время Δt . Базовое тело 2 на измерительном участке траектории будет двигаться прямолинейно с нулевым углом атаки при соответствующем подборе его массово-геометрических характеристик. Поэтому тело 1, которое с базовым телом 2 связано аксиально и подвижно, будет на измерительном участке траектории совершать движение прямолинейно и без угла атаки. Подвижная система координат $O_1\xi\eta$, связанная с базовым телом, также будет совершать прямолинейное движение, а ее оси будут взаимно параллельны на измерительном участке траектории осей системы OXY . При выборе соответствующих расстояний между телом 1 и базовым телом 2, массово-геометрических и аэродинамических характеристик базового тела 2 и условий движения тела 1 и базового тела 2 коэффициент силы лобового сопротивления тела 1 остается постоянным в присутствии тела 2 [3]. То есть выбором указанных условий можно добиться того, что присутствие базового тела 2 не окажет влияния (в пределах заданной ошибки) на коэффициент силы лобового сопротивления тела 1 на измерительном участке траектории. Кроме того, массово-геометрические и аэродинамические характеристики базового тела 2 можно выбрать таким образом, чтобы ускорение базового тела 2 на измерительном участке траектории было пренебрежимо мало по сравнению с ускорением исследуемого тела 1. Поэтому можно считать, что система координат $O_1\xi\eta$ движется равномерно. С учетом этого, а также того, что на измерительном участке траектории можно предположить, что скорость тела 1 изменяется по линейному закону, можно считать, что на тело 1 действует постоянная сила, под действием которой тело 1 движется равноускоренно как относительно неподвижной системы координат OXY , так и относительно подвижной $O_1\xi\eta$. Это предположение выполняется при условии: $a_2/a_1 \leq \delta$ где a_2 – ускорение базового тела 2, a_1 – ускорение тела 1, δ – заданная относительная ошибка определения коэффициента силы лобового сопротивления тела 1. Это условие можно записать в другом виде: $(n_x)_2/(n_x)_1 \leq \delta$, где $(n_x)_2$ – тангенциальная перегрузка базового тела 2, $(n_x)_1$ – тангенциальная перегрузка тела 1. Тогда значение коэффициента силы лобового сопротивления C_X можно получить, используя уравнение движения тела 1, указанные выше условия и результаты эксперимента:

$$C_X = \frac{4m}{\rho S} \frac{\Delta l}{V^2 \Delta t^2}. \quad (1)$$

Здесь $\Delta l = l_1 - l_2$; $\Delta t = t_2 - t_1$; m – масса тела 1; S – площадь миделя тела 1 на измерительном участке траектории; t_1, t_2 – моменты времени фотографирования в точках A и B траектории соответственно.

Так как исследования проводятся на небольшом участке траектории, то можно предположить, что тело 1 будет двигаться с постоянным ускорением. Тогда скорость тела 1 на измерительном участке траектории будет изменяться по линейному закону и ее можно заменить средней скоростью V_{cp} , которая вычисляется по формуле $V_{cp} = (L - \Delta l)/\Delta t$ и относится к середине участка траектории $(L - \Delta l)$, где L – расстояние, пройденное подвижной системой координат $O_1\xi\eta$, связанной с базовым телом 2, относительно неподвижной системы координат OXY за время Δt . Учитывая это, коэффициент силы лобового сопротивления C_X определим по формуле

$$C_X = \frac{4m}{\rho S} \frac{\Delta l}{(L - \Delta l)^2}. \quad (2)$$

Полученное значение коэффициента лобового сопротивления во время баллистического испытания соответствует числу $M = V_{\text{сп}}/C$, C – скорость звука в условиях эксперимента. Таким образом, для определения коэффициента C_X необходимо провести прямые измерения величин L и $\Delta l = l_1 - l_2$ с точностью, определяемой разрешающей способностью фотоматериалов, юстировки баллистической трассы [4–6], а также методической ошибкой, обусловленной предположением о малости ускорения базового тела 2 по сравнению с ускорением тела 1 и отсутствием влияния базового тела 2 на коэффициент силы лобового сопротивления C_X тела 1.

Более точное решение поставленной задачи получим следующим образом. Находим решение уравнения движения тела

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = -C_X \frac{\rho V^2}{2} S \quad (3)$$

в виде

$$x = \frac{2m}{\rho S C_X} \ln \left(\frac{\rho S C_X}{2m} V_0 t + 1 \right) \quad (4)$$

или

$$x b C_X = \ln (b C_X V_0 t + 1), \quad (5)$$

где $b = \frac{\rho S}{2m}$.

Запишем решение (5) для положений тела x_1 и базового тела x_{61} в момент времени t_1 , соответствующий точке A на рис. 1:

$$\begin{aligned} x_1 b C_X &= \ln (b C_X V_0 t_1 + 1), \\ x_{61} b_6 C_{X6} &= \ln (b_6 C_{X6} V_0 t_1 + 1). \end{aligned} \quad (6)$$

где $b_6 = \frac{\rho S_6}{2m_6}$.

Потенцируя систему (6), получим следующее уравнение:

$$\frac{e^{x_1 b C_X} - 1}{b C_X} = \frac{e^{x_{61} b_6 C_{X6}} - 1}{b_6 C_{X6}}. \quad (7)$$

Аналогично (6) составляем систему уравнений для положений тела x_2 и базового тела x_{62} в момент времени t_2 , соответствующий точке B на рис. 1, которая после преобразований имеет вид

$$\frac{e^{x_2 b C_X} - 1}{b C_X} = \frac{e^{x_{62} b_6 C_{X6}} - 1}{b_6 C_{X6}}. \quad (8)$$

Уравнения (7) и (8) образуют систему двух уравнений с двумя неизвестными коэффициентами лобового сопротивления тела C_X и базового тела C_{X6} .

Полученное значение коэффициента лобового сопротивления тела относят к скорости V_0 :

$$V_0 = \frac{e^{x_1 b C_X} - e^{x_{61} b_6 C_{X6}}}{t_1 (b C_X - b_6 C_{X6})}. \quad (9)$$

Величины, входящие в систему уравнений (7), (8), ρ, m, m_6, S, S_6 определяются до опыта.

Заключение

Сравнение предложенного способа с традиционным подходом дало следующие результаты. В качестве исследуемого тела было выбрано тело, которое имело большое положительное значение момента тангажа. Это приводило к нелинейному изменению скорости на измерительном участке траектории и зависимости ускорения тела 1 от угла атаки. Угол атаки в некоторых опытах достигал величин более 20° , что затрудняло применение линейной теории при обработке результатов эксперимента. Точность определения скорости в опытах была на уровне 1–1.5%, что приводило к ошибке в определении коэффициента силы лобового сопротивления в 10–12%. Предлагаемая методика определения коэффициента силы лобового сопротивления C_{x0} позволила при проведении экспериментов с длинными телами отказаться от поддонов и обеспечила движение исследуемого тела с углами атаки $\alpha \approx 0^\circ$. Ошибка в определении скорости исследуемого тела оказалась на уровне 0.2–0.4%, что приводило к ошибке в определении C_x в 1.5–2.0%.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Баллистические установки и их применение в экспериментальных исследованиях* / под ред. Н.А. Златина, Г.И. Мишина. М.: Наука, 1974. 344 с.
2. Биматов В.И. Обобщенный алгоритм решения обратной задачи траекторной баллистики // Изв. вузов. Физика. 2005. № 11. С. 30–36.
3. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н. Управление и стабилизация в аэродинамике. М.: Высшая школа, 1978. 480 с.
4. Герасимов С.И., Лысенков В.Е., Тотьшев К.В. Система теневого фотографирования быстротекущего процесса. Патент RU № 96288U1, бюллетень № 20 от 20.07.2010 г.
5. Герасимов С.И., Кикеев В.А., Тотьшев К.В., Фомкин А.П., Яненко Б.А. Визуализация сверхзвукового движения сферы в воздухе и в воде // Научная визуализация. 2017. Т. 9. № 1. С. 1–25.
6. *Оптические методы исследований в баллистическом эксперименте* / под ред. Г.И. Мишина. Л.: Наука, 1979. 230 с.

Статья поступила: 30.12.2021

Bimатов V.I., Kudentsov V.Yu., Trushlyakov V.I. (2022) TECHNIQUE FOR THE EXPERIMENTAL DETERMINATION OF THE FORCE COEFFICIENT OF THE FRONTAL CO-RESISTANCE OF UNSTABLE IN FLIGHT BODIES. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 75. pp.

DOI 10.17223/19988621/75/6

Keywords: aerodynamic characteristics, coaxial motion, mathematical model, experimental data, investigated body, base body.

One of the most important problems in the design of modern aircrafts is the study of the force effects of high-energy flows on the elements of their structures and on the aircraft as a whole. Aeroballistic installations are widely used as a research tool. Determination of the drag force coefficient is the main task of experimental ballistics from which aerodynamic studies begin. The studies are designed to determine the drag coefficient of missiles having different aerodynamic shapes, which can be used in rocket science, artillery, and other areas of technology involved in the study of the movement of bodies in gaseous and liquid media. A feature of the aeroballistic method for determining the coefficient of drag force is that, in order to obtain values of C_{x0} of a given accuracy, experiments can be carried out only with bodies that are stable during the whole time of movement in the studied section of the trajectory. The research is aimed at solving the

problem of calculating the drag coefficient of bodies using trajectory data on their coaxial movement. During the ballistic test, the body is sequentially photographed relative to a fixed coordinate system, coordinates of its characteristic points and the time between the moments of photographing are recorded, and the displacements of the characteristic points of the body relative to the moving coordinate system associated with the base body performing a rectilinear motion with a zero angle of attack, are simultaneously measured. In this case, the base body is axially and movably connected to the body under study. It is shown that the applied group motion effect allows, within the framework of the accepted assumptions, to increase the accuracy and simplify the determination of the drag force coefficient of bodies of a complex geometric shape.

Vladimir I. BIMATOV (Doctor of Physics and Mathematics, Assoc. Prof., Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: vbimatov@mail.ru

Vladimir Yu. KUDENTSOV (Doctor of Technical Sciences, Professor of the Department of Aviation and Rocket Engineering, Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation). E-mail: kvu_om@mail.ru

Valery I. TRUSHLYAKOV (Doctor of Technical Sciences, Professor of the Department of Aviation and Rocket Engineering, Omsk State Technical University Omsk, Russian Federation). E-mail: vatrushlyakov@yandex.ru

REFERENCES

1. *Ballisticheskiye ustanovki i ikh primeneniye v eksperimentalnykh issledovaniyakh* [Ballistic installations and their application in experimental researches]. Ed. by Zlatin N.A., Mishin G.I. (1974) Moscow: Nauka.
2. Bimatov V.I. (2005) Obobshchennyy algoritm resheniya obratnoy zadachi traektornoy ballistiki [Generalized algorithm for solving the inverse problem of trajectory ballistics] *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedeniy. Fizika*. 48(11). pp. 30–36.
3. Krasnov N.F., Koshevoy V.N. (1978) *Upravleniye i stabilizatsiya v aerodinamike* [Control and stabilization in aerodynamics]. Moscow: Vysshaya Shkola.
4. Gerasimov S.I., Lysenkov V.E., Totyshev K.V. (2010) *Sistema tenevogo fotografirovaniya bystroprotekeyushchego protsessa* [A system of shadow photography of a high-speed process]. RF Patent 96288U1.
5. Gerasimov S.I., Kikeev V.A., Totyshev K.V., Fomkin A.P., Yanenko B.A. (2017) Vizualizatsiya sverkhzvukovogo dvizheniya sfery v vozdukh i v vode [Visualization of the supersonic motion of a sphere in air and in water] *Nauchnaya vizualizatsiya – Scientific Visualization*. 9(1). pp. 1–25.
6. *Opticheskiye metody issledovaniy v ballisticheskoy eksperimente* [Optical research methods in a ballistic experiment]. Ed. by Mishin G.I. (1979) Leningrad: Nauka.

Received: December 30, 2021