

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО КОЭФФИЦИЕНТА ОПЕРЕННОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА

А.Ф. Ильюшенко¹, О.К. Кривонос¹, А.Д. Чорный²

¹Государственное научно-производственное объединение порошковой металлургии, Минск

²Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси, Минск

APPROACH FOR DETERMINATION OF BALLISTIC COEFFICIENT OF AN TAIL AERODYNAMIC OBJECT

A.Ph. Ilyushchanka¹, A.K. Kryvanos¹, A.D. Chorny²

¹State Research and Production Powder Metallurgy Association, Minsk

²A.V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of NAS of Belarus, Minsk

Рассмотрены возможные способы и предложена методика вычислительного эксперимента для расчета аэродинамических характеристик оперенных аэродинамических объектов. Проведена ее верификация на объекте простой формы (конус + цилиндр) с последующим согласованием полученных значений для исследуемого объекта с доступными экспериментальными данными. Методом вычислительного эксперимента рассчитаны коэффициенты формы и баллистические коэффициенты в зависимости от числа Маха для аэродинамического объекта с двумя формами головной части. Баллистические коэффициенты получены по законам 1943 года и 1958 года, а также по закону Сиаччи в виде функций от числа Маха. Полученные значения коэффициентов будут использованы в расчетах исходных данных для пуска аэродинамического объекта.

Ключевые слова: аэродинамический объект, коэффициент лобового сопротивления, моделирование обтекания тела, баллистический коэффициент.

Possible methods are considered and a computational experiment technique for calculating the aerodynamic characteristics of feathered aerodynamic objects is proposed. Its verification was carried out on an object of simple shape (cone + cylinder) with subsequent matching of the obtained values for the object under study with the available experimental data. The shape coefficients and drag coefficients are calculated depending on the Mach number for an aerodynamic object with two forms of the head by the method of a computational experiment. Ballistic coefficients are obtained according to the laws of 1943 and 1958, as well as according to the Siacci law as functions of the Mach number. The obtained drag coefficients will be used for calculation of the initial data for launching the aerodynamic object.

Keywords: aerodynamic object, drag coefficient, body flow simulation, ballistic coefficient.

Введение

Вторая половина XX и начало XXI веков характеризуется бурным развитием ракетной техники и внедрением ее помимо вооруженной борьбы в другие сферы жизнедеятельности (геология, метеорология, геодезия, транспорт и др.). Современным образцам ракетной техники с учетом развиваемых ими скоростей предъявляются достаточно высокие требования к их аэродинамическим характеристикам, которые должны способствовать достижению ракетой заданной точки в пространстве с наименьшими затратами топлива на преодоление лобового сопротивления [1]. Из-за своей геометрической формы ракеты относятся к типу плохобтекаемых аэродинамических объектов. Аэродинамические объекты с оптимальной формой, как правило, принимаются за эталонные. Для них определяются баллистические характеристики, которые для удобства использования приводятся к табличной или графической форме, а впоследствии эти данные применяются для сопоставления с характеристиками разрабатываемых аэродинамических объектов [2].

Ввиду специфики доставляемой полезной нагрузки форма головной части аэродинамического объекта может отличаться от оптимальной. Такая особенность конструкции головной части учитывается при определении характеристик топливного заряда и двигательной установки на этапе проектирования, а также при уточнении исходных баллистических данных при пуске (угол бросания, время старта и др.) [3]. Необходимость уточнения исходных данных для пуска аэродинамического объекта обусловлено отличием лобового сопротивления головной части от эталонного аналога, которое будет причиной отклонения рассматриваемого объекта от требуемой точки доставки полезной нагрузки. Для таких аэродинамических объектов определяют баллистический коэффициент, значение которого в последующем используется для установления расчетных характеристик траектории их полета [2], [4], [5].

С учетом значимости баллистического коэффициента как основной аэродинамической характеристики, целью работы ставится разработка способа его определения для оперенных

аэродинамических объектов с головной частью, отличной от оптимальной.

1 Оценка баллистического коэффициента через аэродинамическое сопротивление аэродинамического объекта

Баллистические характеристики аэродинамических объектов представляют собой набор параметров, которые используются в прицельных системах для расчета требуемого момента времени пуска, обеспечивающего его попадание в заданную точку. К таким параметрам относятся дульное время и дульная скорость, закон изменения тяги двигателя во времени, закон изменения массы аэродинамического объекта во времени из-за выгорания топлива, закон изменения коэффициента силы лобового сопротивления от числа Маха [2], [4], [5].

Законы изменения массы и тяги во времени, а также силы лобового сопротивления от числа Маха представляют собой функциональные зависимости, которые устанавливаются расчетно-опытным путем и применяются в виде таблиц и графиков. Для удобства использования они заменяются системой числовых баллистических характеристик, таких как среднее ускорение, вызванное тягой ракетного двигателя, время работы двигателя, дульная масса, масса аэродинамического объекта в конце активного участка траектории после выгорания топлива, баллистический коэффициент аэродинамического объекта на пассивном участке траектории по отношению к заложенному закону сопротивления воздуха (закону Сиаччи, закону 1943 года, закону 1958 года) [2], [6].

Баллистический коэффициент характеризует степень силового взаимодействия аэродинамического объекта с набегающим потоком воздуха и поэтому необходим для расчета аэродинамических сил, действующих на рассматриваемый объект в полете. Формула для расчета баллистического коэффициента следует из стандартной формы записи силы лобового сопротивления. Если представить эту аэродинамическую силу в виде фундаментального выражения $R = f(l, d, V, \rho, \nu, a, \delta)$, где форма рассматриваемого объекта учитывается видом функции f , то с помощью теории подобия и размерностей можно показать, что

$$R = 0,5 \rho V^2 S_m C_x(\text{Re}, M, l/d, \delta),$$

где: C_x – коэффициент лобового сопротивления;
 S_m – площадь миделя. Сила сопротивления воздуха для плохообтекаемого аэродинамического объекта заданной формы зависит от его размеров, которые характеризуются калибром d и длиной l ;

V – скорость поступательного движения;

ν – вязкость воздуха (рассчитывается через кинематический коэффициент вязкости);

ρ – плотности воздуха;

a – скорость звука в воздухе.

Таким образом, сила сопротивления R является функцией двух основных параметров – числа Рейнольдса $\text{Re} = Vd/\nu$ и числа Маха $M = V/a$, а также удлинения l/d и угла нутации δ . Скорости вращательного движения относительно собственной оси аэродинамического объекта мало сказываются на величине силы лобового сопротивления, поэтому их влиянием, как правило, пренебрегают [2].

Коэффициент лобового сопротивления C_x определяют опытным или расчетным способами. Установившаяся практика предварительных баллистических расчетов сводит расчет C_x к сравнению с коэффициентом лобового сопротивления $C_{xэм}$ для аэродинамического объекта, близкого по форме и принятого за эталонный [2], [4]–[6]. В настоящее время применяются таблицы функции $C_{xэм}$ по закону Сиаччи [2], закону 1943 г. для пуль и снарядов современной обтекаемой формы, закону 1958 г. для оперенных снарядов и ракет [6]. Тогда коэффициент C_x для аэродинамических объектов, отличающихся от эталонных, представляется в виде

$$C_x(\text{Re}, M, \delta) = i_x C_{xэм}(\text{Re}, M, \delta),$$

где $C_{xэм}$ отвечает выбранному закону [2], [6], i_x – коэффициент формы рассматриваемого объекта. Поскольку коэффициент C_x определяется при среднем значении угла нутации, то можно считать коэффициент формы i_x как функцию калибра d , удлинения l/d , так и угла нутации δ . Из экспериментальных исследований следует, что для высокоскоростных оперенных АО характерные скорости движения таковы, что величина и характер функции лобового сопротивления C_x слабо зависят от числа Рейнольдса [2], [4]. Таким образом,

$$C_x(M) = i_x C_{xэм}(M).$$

Как видно, величина коэффициента формы i_x зависит от скорости (числа Маха) и выбранного закона сопротивления воздуха [2], [6]. Однако для баллистических расчетов он обычно рассматривается как постоянная величина в виде среднего значения для характерного диапазона скоростей аэродинамического объекта. При этом чем в большей степени форма рассматриваемого объекта, его калибр и характер движения около центра масс отличается от эталонных, тем больше коэффициент формы i_x отличается от единицы.

Таким образом, сила лобового сопротивления для аэродинамического объекта определяется как $R = 0,5 \rho V^2 S_m i_x C_{xэм}(M)$, тогда как ускорение (торможение), вызываемое этой силой в его полете, составит

$$j = \frac{R}{m} = 0,5 \frac{1}{m} \rho V^2 S_m i_x C_{xэм}(M),$$

где m – масса аэродинамического объекта, площадь $S_m = \pi d^2 / 4$ для аэродинамического объекта с цилиндрической формой корпуса. Рассмотрим функцию изменения плотности воздуха в зависимости от высоты $H(y) = \rho / \rho_0$, где y – высота полета, ρ_0 – плотность воздуха в точке пуска, $\rho_{0н} = 1,206 \text{ кг/м}^3$ – плотность воздуха при нормальных условиях стрельбы (обычно принимают $\rho_0 \approx \rho_{0н}$). Тогда ускорение

$$j = \frac{R}{m} = \frac{i_x d^2 \cdot 1000}{m} H(y) \frac{\pi}{8000} \rho_{0н} V^2 C_{xэм} (\text{М}) = CH(y)F(V).$$

Выражение $C = 10^3 \frac{i_x d^2}{m}$ представляет собой баллистический коэффициент [2], [6]. Функция

$$F(V) = \frac{\pi}{8000} \rho_{0н} V^2 C_{xэм} (\text{М}) = 4,74 \cdot 10^{-4} V^2 C_{xэм} (\text{М})$$

– функция скорости, или – закон сопротивления воздуха [6]. Следовательно, ускорение силы сопротивления воздуха пропорционально баллистическому коэффициенту и чем он больше, тем быстрее рассматриваемый аэродинамический объект теряет свою скорость в полете и, соответственно, тем он хуже в баллистическом отношении [2], [4]–[6].

Таким образом, расчет баллистического коэффициента сводится к определению коэффициента формы аэродинамического объекта как отношения коэффициентов лобового сопротивления рассматриваемого и эталонного объектов.

В настоящее время при проектировании аэродинамического объекта и нахождении его аэродинамических характеристик применяются, как правило, два подхода. Первый подход основан на экспериментальных исследованиях аэродинамики моделей таких объектов в аэродинамических трубах или на натурных испытаниях [7]. Второй – на методах численного моделирования обтекания аэродинамического объекта воздушным потоком с расчетом его аэродинамических характеристик [8], которые зависят от геометрической формы полезной нагрузки и рассматриваемого объекта в целом. В последнем случае процедура исследований основывается на требованиях и возможностях вычислительной гидрогазодинамики [8]–[11].

2 Физико-математическая модель внешнего обтекания оперенных аэродинамических объектов для расчета их аэродинамических характеристик

Физико-математическая модель обтекания оперенных аэродинамических объектов высокоскоростным потоком сжимаемого газа (воздуха) необходима для определения его аэродинамических характеристик путем решения дискретных аналогов системы уравнений газодинамики. При

этом для дискретизации уравнений применяется метод конечных объемов, описанный в работе [11], с привлечением решателя на основе расчета плотности или давления как специально разработанных для задач газовой динамики [8]–[10]. Получаемая при этом информация по изменению динамических полей давления, скорости и температуры необходима для визуализации воздушного потока около обтекаемых поверхностей аэродинамического объекта, а также расчета аэродинамических сил и их моментов, характерных коэффициентов давления, трения, лобового сопротивления, подъемной силы и т.д. Таким образом, реализуется принцип продувок рассматриваемого аэродинамического объекта в виртуальной аэродинамической трубе (принцип вычислительного эксперимента) [8].

На первом шаге моделирования с использованием трехмерной модели аэродинамического объекта подготавливается расчетная модель (рисунок 2.1, а), представляющая собой замкнутый объем со множеством поверхностей, включающих в себя как сам объект, так и область окружающей среды, в которой происходит перемещение воздушных масс относительно него. Такой подход имитирует расположение рассматриваемого объекта в рабочем участке виртуальной аэродинамической трубы. Размеры расчетной области выбираются из условия минимизации влияния краевых эффектов на воздушные потоки около аэродинамического объекта, т.е. реализуется принцип его полета в свободном пространстве.

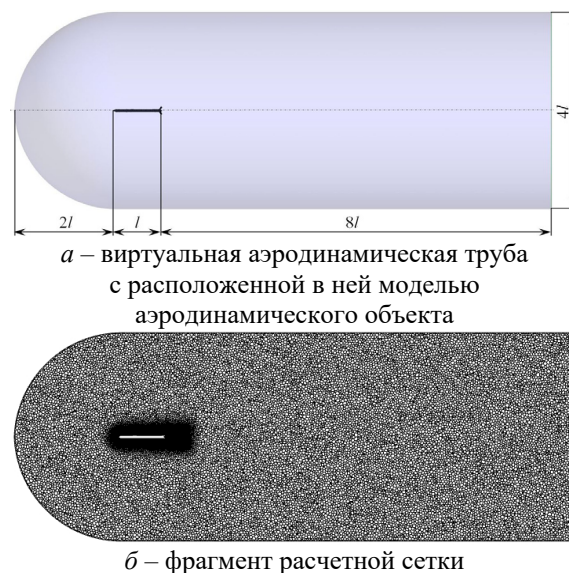


Рисунок 2.1 – Расчетная область (а) и полиэдрическая сетка (б)

Поскольку используется сеточный метод решения уравнений газовой динамики с их дискретизацией, описанный в работах [9]–[11], разбиение расчетной области вычислительными

ячейками производилось с учетом разрешения пристеночных явлений и пограничных слоев, возникающих при обтекании воздушным потоком модели аэродинамического объекта. Минимальный размер пристеночных ячеек выбирался из условия, что безразмерная толщина вязкого подслоя $y^+ < 5$ [10], [11]. Данный факт необходим для достижения большей точности расчетов. На рисунке 2.1 б представлен вид расчетной сетки, полученной средствами ПО Ansys Meshing [12]. Расчетная сетка включала 3,5 млн. полиэдрических ячеек, что, как показали предварительные расчеты, оказалось достаточным для обеспечения сходимости по сетке.

Обтекание аэродинамического объекта набегающим потоком обычно предполагает возникновение зон турбулентного течения вблизи его поверхности. Число Рейнольдса Re , рассчитанное для рассматриваемых объектов (по калибру d , скорости набегающего потока V и кинематическому коэффициенту вязкости воздуха ν , взятому при температуре окружающей среды), составило около 10^7 . Такое значение в соответствии с подходами, приведенными в работах [10], [13], подтверждает необходимость учета турбулентного характера обтекания воздушным потоком.

Для численного моделирования выбран метод RANS, который предполагает решение стационарных осредненных по Рейнольдсу [10], [13]:

- уравнений переноса импульса;
- уравнения неразрывности;
- уравнения энергии в формулировке для энтальпии.

Замыкание осредненных по Рейнольдсу уравнений сводится к определению рейнольдсовых напряжений и, как правило, к записи дополнительных дифференциальных уравнений для характеристик турбулентности с применением гипотезы о турбулентной вязкости. Для описания турбулентности использовалась SST $k-\omega$ модель турбулентности Ментера (модель переноса сдвиговых напряжений Ментера) [14]. Модель сформулирована таким образом, что учитывает как процессы, происходящие в пограничных слоях около стенок, так и особенности развития свободных течений. В рассматриваемом случае реализуется ситуация, при которой существует пристеночное течение у поверхности аэродинамического объекта с формированием относительно большой следовой области за ним.

Для замыкания системы уравнений использовалось уравнение состояния совершенного газа для воздуха, по которому рассчитывается плотность. Удельная изобарная теплоемкость и удельная теплопроводность задаются по кусочно-линейному закону как функции от температуры, а динамический коэффициент вязкости рассчитывается по известной формуле Сазерленда [15].

Расчетная область определена следующими граничными условиями: вход, выход потока,

твердая стенка. На входе в расчетную область устанавливались число Маха, статическое давление и статическая температура (параметры окружающей среды). Интенсивность турбулентности Tu задавалась 1%, гидравлический диаметр соответствовал калибру d исследуемого объекта. На выходной границе расчетной области задавалось статическое давление (давление окружающей среды) и для сходимости итерационного процесса задавалась полная температура возвратного течения, которая равна температуре торможения, рассчитанной по газодинамическим функциям при заданных условиях окружающей среды и числе Маха.

Принято, что на выходной границе статическое давление приравнено как для набегающего потока. Следует отметить, что в задачах внешнего обтекания аэродинамического объекта возможна ситуация, когда отрывная зона, образующаяся за плохо обтекаемым телом, распространяется до выходной границы. В этом случае появляются условия для возникновения возвратного течения с выходной границы внутрь расчетной области. В данной работе выходная граница была достаточно удалена от исследуемого тела (рисунок 2.1, а), в результате чего все отрывные зоны располагались целиком внутри расчетной области [16].

На стенках обтекаемого аэродинамического объекта, контактирующих с окружающей средой, ставились условия прилипания (равенство нулю скоростей) и адиабатичности (тепловой поток равен нулю – сопряженная задача распространения тепла по материалу стенок не решалась). Для задания турбулентных характеристик (кинетической энергии турбулентных пульсаций k и завихренности ω) вблизи стенок применяется метод пристеночных функций с использованием логарифмического закона стенки [10], [11]. Профили турбулентных характеристик определены из соотношений для кинетической энергии

$$k = 1,5Tu^2V^2$$

и завихренности $\omega = C_{\mu}^{3/4}k^{1/2}/l_t$. Интенсивность турбулентности $Tu = 0,16Re^{-1/8}$. Масштаб длины турбулентности $l_t = 0,07d$ [10], [11], [13].

Чтобы с помощью итерационных методов решить преобразованные методом конечных объемов в систему линейных алгебраических уравнений дискретные аналоги уравнений газовой динамики, необходимо задать определенное начальное приближение, с которого будет осуществляться итерационный процесс, т. е. процесс уточнения начального приближения к решению [11]. Выбор начального приближения оказывает значительное влияние на устойчивость расчета, а также на скорость его сходимости [9], [13], [16]. Так как при моделировании внешнего обтекания аэродинамического объекта можно выделить преимущественное направление потока в большей

части расчетной области, в качестве начального приближения в начале итерационного процесса в каждой ячейке расчетной области задавались такие же значения параметров потока, как и на входной границе [16].

Для решения осредненных по Рейнольдсу уравнений и уравнений SST – $k - \omega$ модели с целью нахождения искомых функций применялись следующие численные методы:

- 1) неявный решатель по плотности или давлению;
- 2) пространственная дискретизация – схема «против потока» второго порядка точности;
- 3) вычисление потоков в решателе по плотности – схема AUSM (Advection Upstream Splitting Method);
- 4) вычисление градиентов – ячеечный метод наименьших квадратов [10], [11], [13].

Описанная выше модель на основе осредненных уравнений Рейнольдса реализована с помощью программного продукта «ANSYS Fluent 19.1» [12]. Расчеты проводились на 64 ядрах двух процессорных узлов высокопроизводительного компьютера «NANO» (ИТМО). Время расчета одного варианта, затраченное для достижения сходимости, составляло порядка 12 часов.

3 Тестовый расчет

Верификация физико-математической модели внешнего обтекания аэродинамического объекта, движущегося в воздухе, с оценкой точности расчета аэродинамических характеристик проведена на примере тела вращения простейшей геометрической формы – цилиндр с конической головной частью, трехмерная модель которого представлена на рисунке 3.1. Полученные из расчета аэродинамические коэффициенты сравнивались с доступными экспериментальными данными, приведенными в работе [17]. Угол при вершине конуса составлял $\theta = 11^\circ$, длина цилиндрической части – $L = 7d$, где d – диаметр цилиндра.

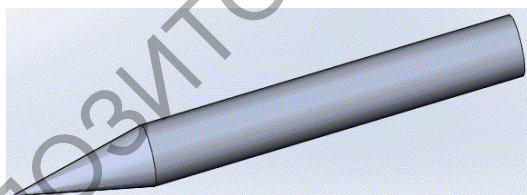


Рисунок 3.1 – Трехмерная модель составного тела «цилиндр с конической головной частью»

Численное моделирование проводилось для числа Маха M от 0,2 до 4 и стабилизированного движения (угол нутации $\delta = 0^\circ$) при нормальных условиях окружающей среды по температуре и давлению ($P_\infty = 101325$ Па, $T_\infty = 288,15$ К). Доступные экспериментальные данные, используемые для сравнительного анализа, получены в аэродинамических трубах при реализации близких условий.

На рисунке 3.2 представлено распределение статической температуры и локального числа Маха. На обоих рисунках видно, что при обтекании цилиндра с конической головной частью образуется примыкающая к острой носовой части ударная волна. В местах резкого изменения геометрии, таких как переход с конуса на цилиндр или у основания цилиндра, происходит образование косых скачков уплотнения. В донной области за цилиндром образуется сложная структура потока в результате взаимодействия скачков уплотнения и интенсивного вихревого течения. Вихревой след, формирующий за цилиндром с конической головной частью область относительно слабо движущегося воздуха в виде конуса, имеет четко выраженные границы. За этой областью форма следа изменяется, он становится цилиндрическим. От конической части следа отходит ударная волна практически с коническим фронтом. Такое поведение потока согласуется с экспериментальными теневыми картинами, приведенными в работе [18].

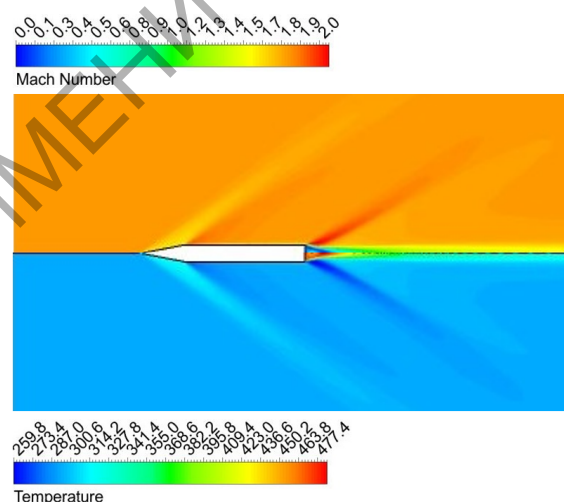


Рисунок 3.2 – Результаты численного моделирования течения воздуха вблизи цилиндра с конической головной частью при числе Маха $M = 1,84$: сверху – распределение локального числа Маха, снизу – статическая температура T, K

На рисунке 3.3 приведены результаты по изменению коэффициента лобового сопротивления цилиндра с конической головной частью, полученные в численном моделировании и в эксперименте, описанном в работе [17]. Как видно, результаты находятся в хорошем качественном согласовании, что характеризует работоспособность применяемого расчетного метода. Это подтверждает возможность использования рассмотренного метода с продувками в виртуальной аэродинамической трубе для расчета баллистического коэффициента у разрабатываемого аэродинамического объекта с заданной формой головной части.

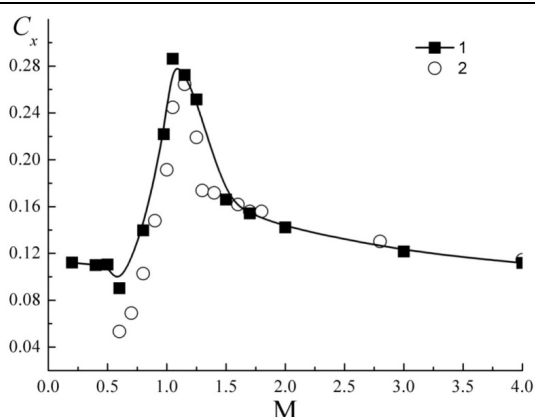


Рисунок 3.3 – Коэффициент лобового сопротивления C_x в зависимости от числа Маха набегающего потока: 1 – численное моделирование; 2 – эксперимент [17]

4 Баллистический коэффициент оперенного аэродинамического объекта

Баллистический коэффициент рассчитывали для двух оперенных аэродинамических объектов калибра 80 мм и одинакового удлинения ($l/d = 16,4$) со следующей формой головной части:

а) острый конус со сферическим наконечником и два переходника цилиндрической формы и формы усеченного конуса («М1», с пассивной массой 8,64 кг);

б) острый конус со сферическим наконечником («М2», с пассивной массой 8,00 кг).

Как указано в работах [2], [4], для баллистических расчетов аэродинамических объектов баллистический коэффициент рассчитывается на пассивном участке траектории по отношению к заложенному закону сопротивления воздуха для нормальных условий стрельбы и при нулевой нутации. В этой связи индивидуальный закон сопротивления для рассмотренных оперенных аэродинамических объектов построен после моделирования их обтекания воздушным потоком при давлении $P_\infty = 101325$ Па и температуре $T_\infty = 288,15$ К для диапазона числа Маха $M = 0,5 - 2$.

Рисунок 4.1 демонстрирует коэффициент лобового сопротивления в зависимости от числа Маха набегающего потока для двух рассмотренных аэродинамических объектов («М1» и «М2»). Как видно, составная форма головной части модели «М1» приводит к увеличению сопротивления по сравнению с моделью «М2». При этом для модели «М2» максимальное сопротивление реализуется около значения числа Маха равного 1,05, а далее изменяется почти линейно, что согласуется с результатами для подобных объектов с простейшей геометрией [17]. Для модели «М1» этот максимум сдвинут до $M = 1,4$. Дозвуковая область ($M < 0,6$) для обеих моделей характеризуется выходом лобового сопротивления на постоянное значение.

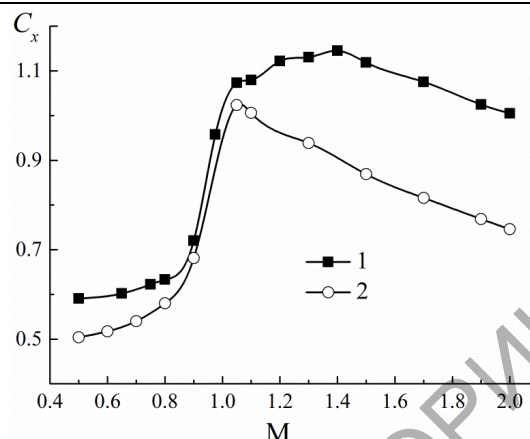


Рисунок 4.1 – Коэффициент лобового сопротивления C_x в зависимости от числа Маха M набегающего потока: 1 – модель аэродинамического объекта «М1»; 2 – модель аэродинамического объекта «М2».

Как известно из работ [2], [5], [19], [20], проектирование оперенных аэродинамических объектов предполагает для предварительных расчетов использовать постоянную величину коэффициента формы i_x . Однако, как следует из данных рисунка 4.2, для закона 1958 года [6] можно рассматривать среднее значение i_x по числу Маха (1,94 для «М1»; 1,65 для «М2»), но для закона Сиаччи и закона 1943 года осреднение может вызвать погрешности в расчете. Такой результат вполне закономерен, поскольку закон 1958 года разрабатывался для оперенных снарядов и ракет, тогда как закон Сиаччи и закон 1943 года для пуль и снарядов обтекаемой формы.

Таким образом, для уточненных расчетов коэффициент формы i_x относительно эталонных законов сопротивления следует рассматривать в предположении его постоянства для выделенных характерных диапазонов скоростей или учитывать зависимость коэффициента формы от скорости (числа Маха). Поскольку обычно в технических документах на оперенные аэродинамические объекты указывается баллистический коэффициент, рассчитанный через коэффициент формы по закону Сиаччи, то далее рассмотрим его сравнение с рассчитанным по закону 1958 года [6], [20].

Нелинейное изменение коэффициента формы i_x в зависимости от числа Маха приводит к аналогичному изменению баллистического коэффициента. Как показано на рисунке 4.3, его постоянство реализуется фактически только для дозвуковой области (для «М1» баллистический коэффициент составляет 1,42 по закону 1958 года и 1,7 по закону Сиаччи; для «М2» – 1,35 и 1,6 соответственно). Тогда как для сверхзвуковой фазы полета для «М1» по закону 1958 года баллистический коэффициент меняется от 1,3 до 1,56, по закону Сиаччи от 1,33 до 1,07. Аналогично для «М2» по закону 1958 года при $M > 1,1$ баллистический коэффициент почти постоянный и

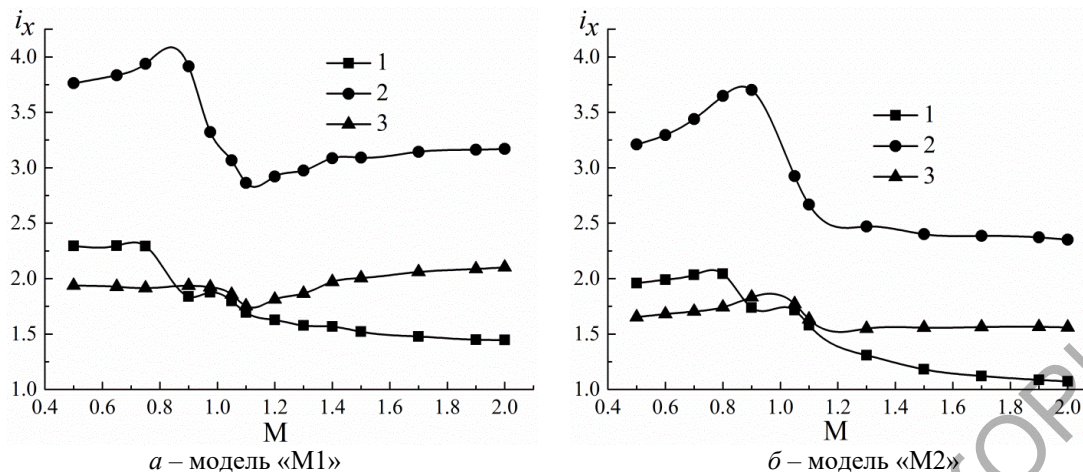


Рисунок 4.2 – Коэффициент формы i_x в зависимости от числа Маха набегающего потока при различных законах сопротивления: 1 – закон Сиаччи; 2 – закон 1943 года; 3 – закон 1958 года

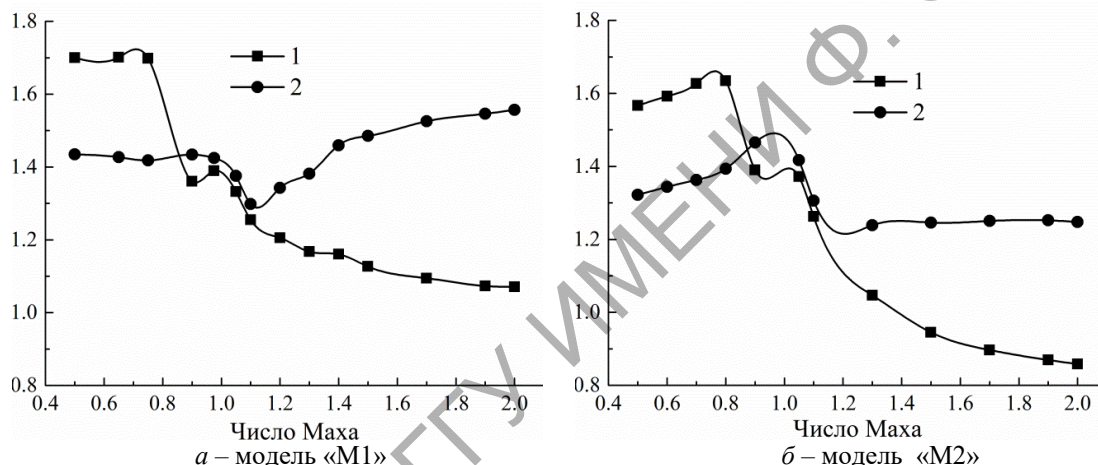


Рисунок 4.3 – Баллистический коэффициент в зависимости от числа Маха набегающего потока: 1 – закон Сиаччи; 2 – закон 1958 года

составляет около 1,24, а по закону Сиаччи меняется от 1,37 до 0,86.

В таблице 3.1 для предварительных расчетов аэродинамических объектов приведены средние значения баллистического коэффициента для обеих рассмотренных моделей («M1» и «M2») для дозвукового и сверхзвукового диапазона скоростей. Для переходной области ($0,9 < M < 1,1$) могут использоваться промежуточные значения.

Таблица 3.1 – Средняя величина баллистического коэффициента для двух моделей аэродинамического объекта

Модель	Баллистический коэффициент			
	закон Сиаччи		закон 1958 года	
	$M < 0,9$	$M > 1,1$	$M < 0,9$	$M > 1,1$
«M1»	1,7	1,14	1,42	1,45
«M2»	1,6	0,98	1,35	1,26

Достоверность расчетных данных баллистических коэффициентов рассматривалась с

точки зрения сопоставления результатов, полученных по двум численным методам второго порядка точности (расчет по плотности или по давлению [9]–[11]), с расчетами, проведенными по результатам практических пусков оперенных аэродинамических объектов. Результаты практических пусков аэродинамических объектов типа «M1» предоставлены ОХП «НИИ ИП с ОП» (г. Минск, Беларусь). Значения баллистических коэффициентов, полученные расчетным методом и по результатам практических пусков, представлены на рисунке 4.4.

Как видно из рисунка 4.4, различие, вносимое используемыми численными методами, составляет порядка 5%, при этом результаты расчетов ложатся между значениями, полученными по экспериментальной методике. Незначительное отклонение свидетельствует о достоверности полученного значения баллистических коэффициентов для рассматриваемых оперенных аэродинамических объектов и целесообразности выбранного способа их определения.

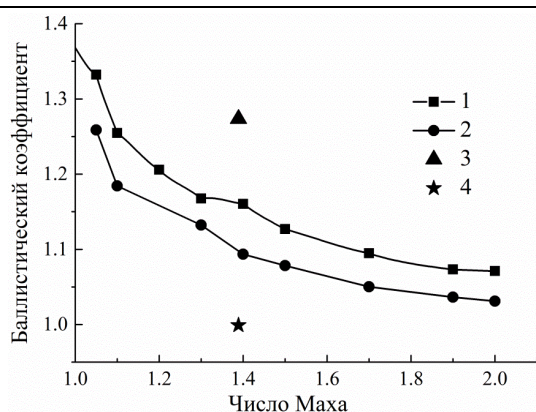


Рисунок 4.4 – Сравнение баллистического коэффициента для аэродинамического объекта типа «М1», полученного различными способами:
 1 – расчет по плотности 2 порядок точности;
 2 – расчет по давлению 2 порядок точности;
 3 – практические пуски (камера 120 кадр/сек);
 4 – практические пуски (камера 10 000 кадр/сек)

Заключение

Построена методика вычислительного эксперимента для расчета аэродинамических характеристик оперенных аэродинамических объектов и проведена ее верификация на объекте простой формы (конус + цилиндр) с получением согласования с доступными экспериментальными данными. Методом вычислительного эксперимента рассчитаны коэффициенты формы и баллистические коэффициенты в зависимости от числа Маха для аэродинамических объектов с двумя формами головной части.

Баллистические коэффициенты получены по закону 1943 года, по закону 1958 года и по закону Сиаччи в виде функций от числа Маха. Результаты выполненных исследований с методикой вычислительного эксперимента для определения баллистических характеристик аэродинамических объектов сложной формы, индивидуальные нормированные законы сопротивления и зависимости баллистического коэффициента от числа Маха и режима полета могут использоваться для установления исходных данных для пуска, а также характеристик траектории полета аэродинамических объектов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Павлюк, Ю.С. Баллистическое проектирование ракет: учебное пособие для вузов / Ю.С. Павлюк. – Челябинск: Изд-во ЧГТУ, 1996. – 92 с.
2. Биматов, В.И. Внешняя баллистика: учебное пособие. Ч. 1 / В.И. Биматов, В.Д. Мерзляков, В.П. Степанов. – Томск: Изд-во Томского ун-та, 1993. – 168 с.
3. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей: учебник для студентов высших технических учебных заведений / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.

4. *Авиационные средства поражения* / Ф.П. Миропольский [и др.]; под ред. Ф.П. Миропольского. – М.: Военное изд-во, 1995. – 255 с.

5. *Боевая авиационная техника: авиационное вооружение* / Д.И. Гладков [и др.]; под ред. Д.И. Гладкова. – М.: Военное изд-во, 1987. – 279 с.

6. *ГОСТ В 24288-80 «Снаряды неуправляемые артиллерийские, реактивные, активно-реактивные. Метод расчета траектории полета»* (государственный военный стандарт РБ). – 55 с.

7. Харитонов, А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки: учебник / А.М. Харитонов. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2005. – 220 с.

8. *Роль компьютерного моделирования и физического эксперимента в исследованиях аэрогазодинамики ракетно-космических систем в процессе проектирования* / Н.П. Алабова [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2014. – № 3 (6). – С. 14–21.

9. Молчанов, А.М. Математическое моделирование задач газодинамики и тепломассообмена: монография / А.М. Молчанов. – М.: Изд-во МАИ, 2013. – 206 с.

10. Wilcox, D.C. Turbulence modeling for CFD / D.C. Wilcox. – La Canada, California: DCW Industries Inc, 1998. – 537 p.

11. Патанкар, С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости / С. Патанкар. – М.: Энергоиздат, 1984. – 152 с.

12. ANSYS FLUENT CAE Expert [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://cae-expert.ru/product/ansys-fluent>. – Дата доступа: 16.03.2021.

13. Гарбарук, А.В. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений / А.В. Гарбарук, М.Х. Стрелец, М.Л. Шур. – СПб: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. – 88 с.

14. Menter, F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications / F.R. Menter // AIAA Journal. – 1994. – Vol. 32 (8). – P. 1598–1605.

15. Варгафтик, Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей / Н.Б. Варгафтик. – М.: Физматлит, 1963. – 708 с.

16. Пашков, В.А. Тепло-массообмен на поверхности элементов конструкции гиперзвуковых летательных аппаратов самолетных схем при полете в атмосфере: дис. к.т.н.: 01.04.14 / В.А. Пашков. – Москва, 2017. – 148 л.

17. Петров, К.П. Аэродинамика тел простейших форм / К.П. Петров – М.: Факториал, 1998. – 432 с.

18. Ван-Дайк, М. Альбом течения жидкости и газа / М. Ван-Дайк. – М.: Мир, 1986. – 184 с.

19. Коновалов, А.А. Внешняя баллистика / А.А. Коновалов, Ю.В. Николаев. – М.: ЦНИИ информации, 1979. – 228 с.

20. Сычев, А.И. Неуправляемые авиационные ракеты калибра 80 мм: учебное пособие / А.И. Сычев, В.Г. Мартиросян, В.А. Перескоков. – М.: Изд-во МАИ, 2019. – 76 с.

Поступила в редакцию 25.03.2021.