

Copyright © 2014 by Academic Publishing House *Researcher*

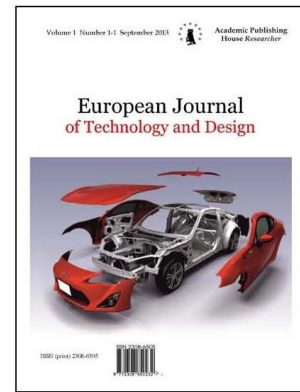
Published in the Russian Federation
European Journal of Technology and Design
Has been issued since 2013.

ISSN: 2308-6505

E-ISSN: 2310-3450

Vol. 4, No. 2, pp. 81-85, 2014

DOI: 10.13187/issn.2308-6505

www.ejournal4.com

UDC 517.958:52/59

Identification of Subsonic Aerodynamic Parameters Damaging Elements

¹Nicholas V. Mitiukov²Yulia V. Ganzy³Elena L. Busygina¹⁻³Kama's Institute of Humanitarian and Engineering Technologies, Russian Federation

Abstract. Traditionally, on the initial design stage of rocket and artillery systems are used simplified analytical techniques for the aerodynamic calculations with the adjustment of the drag-function standard for form factor or the calculation with using algebraic formulas proposed by Dorodnitsin, Krasnov and etc. However, these techniques, adapted for ranges of transonic and supersonic speeds, are give unreasonably low accuracy for the subsonic range. We have studied the possibility of using existing software packages for example, ANSYS CFX to the modeling of aerodynamics differential equations in partial derivatives in finite difference form. On the test case – the American standard form ARROW shown that the calculations in ANSYS CFX were generally in line with those ARROW using the theory of turbulence $k-\varepsilon$. The discrepancy at $M < 0.4$ is extremely small and does not exceed one percent. In the range of $M = 0.4...1.0$ discrepancy increases, but also does not exceed 5...10%, due to the need to select other add-ons ANSYS to calculate the wave resistance. For comparison, the function $c_x(M)$ is calculated on the existing analytical dependencies. Error calculation increases of M and reaches several hundred percent! Probably, this effect is associated with problems of application for the low-velocity of Dorodnitsin's formula for calculating resistance.

Keywords: modeling; aerodynamics; aerodynamic resistance; identification.

Введение. Аэродинамический расчет является необходимой частью проектирования летательных аппаратов и поражающих элементов стрелково-артиллерийского и ракетного вооружения. Традиционно в учебниках по аэродинамике кроме фундаментальных уравнений в частных производных, с помощью которых можно определить аэродинамические коэффициенты, содержится упрощенные аналитические методики, позволяющие с достаточной степенью точности решить эту задачу уже на ранних стадиях проектирования новых изделий. Однако, как нами показано ранее, для диапазона дозвуковых скоростей, аналитические методики дают неоправданно грубые результаты.

1. Основные подходы для аналитического расчета аэродинамического сопротивления

По существующей практике аэродинамический расчет проводится по двум наиболее распространенным аналитическим методикам. Первая из них заключается в использовании "эталонных" законов сопротивления, "настройка" которых на заданный летательный аппарат осуществляется умножением на коэффициент формы i :

$$c_x = i \cdot c_x^{\text{эт}}.$$

Эта методика обычно используется, когда имеется эмпирическая аэродинамическая информация об объекте проектирования. Данные по некоторым законам сопротивления изложены, например, в работе Шапиро [1].

Второй подход предполагает "расчет в лоб", то есть определение коэффициента c_x исходя из геометрии проектируемого снаряда. Большое значение в создание этой методики сыграли видные аэродинамики А.А. Дродницын, Н.Ф. Краснов и др. Одна из прикладных методик, для расчета ракет приводится, например, в работе [2].

Однако во время работы по тематике "Стрела", нами было обнаружено, что обе методики имеют явные дефекты для диапазона дозвуковых скоростей [3]. Большинство эталонных законов сопротивления постоянны при $M < 0,8$. Однако это противоречит экспериментальным данным, поскольку именно в этом диапазоне происходит, например, переход ламинарного режима течения в турбулентный с соответствующим "пиком" на функции $c_x = f(M)$. С другой стороны, сравнение результатов расчетов по методике [2] и фундаментальных уравнений дает расхождение для дозвукового диапазона почти на 40 % [4].

Причины этих неточностей очевидны. Традиционно, моделируя динамику полета снарядов и ракет, первостепенное значение уделялось области высоких скоростей, именно они определяют условия выполнения боевой задачи. Но низкие скорости, отсутствующие у артиллерийских снарядов, характерны, например, для ракет на начальном этапе их полета. А аэродинамические параметры в диапазоне низких скоростей, как правило, определяются при аппроксимации более высокоскоростных данных, то есть работают на пределе или за пределом их научнообоснованной применимости. Этот подход полностью себя оправдывал и для ракетного вооружения, так как все погрешности начального участка разгона ракеты компенсировались впоследствии на траектории.

Однако в последнее время появилось множество низкоскоростных летательных аппаратов: стрелы и болты для бесшумного оружия антитеррористических подразделений, поражающие элементы разрывных частей и т.п., для которых дозвуковой режим является единственным режимом полета. Да и как показывает практика, период полета более сложных изделий при выходе из транспортно-пускового контейнера под действием вышибного заряда до начала работы маршевого двигателя, также является немаловажным источником системных ошибок, вследствие, например, «провала» траектории при сходе с направляющих. Таким образом, возникает настоятельная необходимость поиска альтернативных упрощенных методик аэродинамического расчета на малых скоростях.

2. Обсуждение результатов. В последнее время на рынке России появилась серия программных продуктов, позволяющая проводить аэродинамический расчет с использованием фундаментальных уравнений, решаемых методом конечных элементов, например, ANSYS CFX. Распространенность его настолько велика, что изучение этого продукта пошло в рабочие планы ряда университетов. Однако ранее нами было установлено, что, например, при моделировании движения в грунтах, этот продукт годен лишь ограниченно [5]. А, кроме того, он имеет достаточно большое количество настроек, что делает его адаптацию под конкретную задачу достаточно трудоемкой. В связи с этим возникает вопрос о подборе достоверных материалов для тестового расчета и настройки.

Столкнувшись с подобной проблемой, нами был проведен информационный поиск с целью нахождения данных по поражающим элементам достаточно простой формы, построение трехмерной модели которой не превращалось бы в отдельную инженерную задачу, то есть не требовало бы большой трудоемкости. В результате мы остановились на

американском стандарте формы ARROW, который приведен на рис. 1. Экспериментальные данные по коэффициенту функции сопротивления Kd содержатся в техническом отчете AMCP 706-242 и, например, в работе В. Джоуренса [6]. При использовании Kd следует помнить, что при переводе в систему Си:

$$c_x = 2,545 \cdot Kd .$$

Расчеты в ANSYS CFX при использовании теории турбулентности $k-\epsilon$ в целом совпали с данными ARROW (рис. 2). Расхождение при $M < 0,4$ крайне незначительное и не превышает долей процента. В диапазоне $M = 0,4 \dots 1,0$ расхождение возрастает, но также не превышает 5...10%, что связано с необходимостью выбора других настроек ANSYS для расчета волнового сопротивления. Для сравнения на том же графике приведены результаты расчета по аналитическим зависимостям [2]. Там результаты различаются в несколько раз, ошибка увеличивается по мере уменьшения числа M . Вероятно, этот эффект связан с проблемами применения для малых скоростей формулы Дородницына для расчета сопротивления трения по причинам указанным выше.

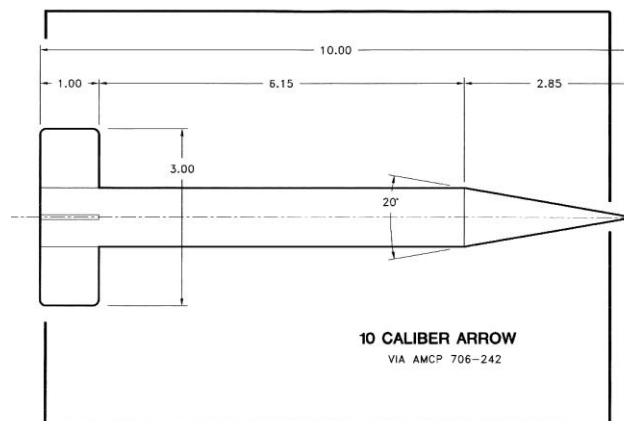


Рис. 1. Американский стандарт формы ARROW (размеры в футах)

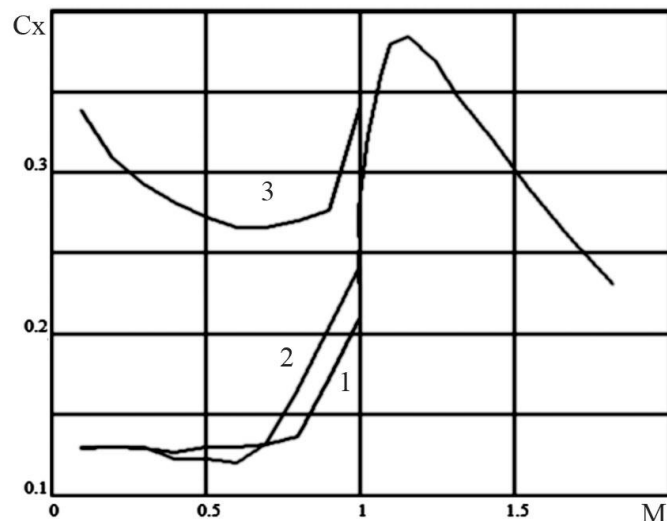


Рис. 2. Сравнение результатов аэродинамического расчета для стандарта формы ARROW: 1 – эксперимент [6], 2 – расчет в ANSYS CFX, 3 – аналитический расчет по методике [2]

Заключение.

1. Существующие методики аналитического расчета аэродинамических коэффициентов поражающих элементов адаптированы для трансзвукового и сверхзвукового диапазона, а потому дают неоправданно большую погрешность на низких скоростях.

2. Предложено для аэродинамического расчета на ранних этапах проектирования использовать программные пакеты типа ANSYS, для настройки точности которого подобран тестовый пример.

Примечания:

1. Шапиро Я.М. Внешняя баллистика. М.: Оборонгиз, 1946. 408 с.

2. Баженов Е.К., Храмов С.Н. Методические указания к курсовому и дипломному проектированию оперативно-тактических ракет с ЖРД. Ижевск, Изд-во ИМИ, 1981. 23 с.

3. Коробейников А.В., Митюков Н.В. Баллистика стрел по данным археологии. Ижевск: Изд-во НОУ «КИТ», 2007. 140 с.

4. Ганзий Ю.В., Салахов М.М., Митюков Н.В., Бусыгина Е.Л. Закон сопротивления дозвукового поражающего элемента типа стрела // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2012. № 5 (36). Ч. 1. С. 19–23.

5. Митюков Н.В., Ганзий Ю.В. К вопросу о применимости ANSYS LS-DYNE для расчета движения в грунтах // Вестник Ижевского государственного технического университета. 2010. № 1. С. 121–122.

6. Jurens W.R. Exterior Ballistic with Microcomputers // Warship International. 1984. № 1. P. 49–72.

References:

1. Shapiro Ya.M. Vneshnyaya ballistika. M.: Oborongiz, 1946. 408 s.

2. Bazhenov E.K., Khramov S.N. Metodicheskie ukazaniya k kursovomu i diplomnomu proektirovaniyu operativno-takticheskikh raket s ZhRD. Izhevsk, Izd-vo IMI, 1981. 23 s.

3. Korobeinikov A.V., Mityukov N.V. Ballistika strel po dannym arkheologii. Izhevsk: Izd-vo NOU «KIT», 2007. 140 s.

4. Ganzii Yu.V., Salakhov M.M., Mityukov N.V., Busygina E.L. Zakon soprotivleniya dozvukovogo porazhayushchego elementa tipa strela // Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta. 2012. № 5 (36). Ch. 1. S. 19–23.

5. Mityukov N.V., Ganzii Yu.V. K voprosu o primenimosti ANSYS LS-DYNE dlya rascheta dvizheniya v gruntakh // Vestnik Izhevskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. 2010. № 1. S. 121–122.

6. Jurens W.R. Exterior Ballistic with Microcomputers // Warship International. 1984. № 1. P. 49–72.

УДК 517.958:52/59

Идентификация аэродинамических параметров дозвуковых поражающих элементов

¹ Николай Витальевич Митюков

² Юлия Валентиновна Ганзий

³ Елена Леонидовна Бусыгина

¹⁻³ Камский институт гуманитарных и инженерных технологий, Российская Федерация

Аннотация. Традиционно при начальном этапе проектирования ракетно-артиллерийских изделий используются упрощенные аналитические методики аэродинамических расчетов с корректировкой стандарта сопротивления на коэффициент формы либо расчет с помощью алгебраических формул, предложенных Дороднициным, Красновым и др. Однако эти методики, адаптированные для диапазонов трансзвуковых и

сверхзвуковых скоростей, дают неоправданно низкую точность для дозвукового диапазона. В работе исследована возможность применения существующих программных пакетов на примере ANSYS CFX для моделирования аэродинамики дифференциальными уравнениями в частных производных в конечно-разностной форме. На тестовом примере – американском стандарте формы ARROW показано, что расчеты в ANSYS CFX в целом совпали с данными ARROW при использовании теории турбулентности $k-\epsilon$. Расхождение при $M < 0,4$ крайне незначительное и не превышает долей процента. В диапазоне $M = 0,4...1,0$ расхождение возрастает, но также не превышает 5...10 %, что связано с необходимостью выбора других настроек ANSYS для расчета волнового сопротивления. Для сравнения функция $c_x(M)$ рассчитана по существующим аналитическим зависимостям. Ошибка расчетов увеличивается по мере уменьшения числа M и достигает несколько сотен процентов! Вероятно, этот эффект связан с проблемами применения для малых скоростей формулы Дородницына при расчете сопротивления.

Ключевые слова: моделирование; аэродинамика; аэродинамическое сопротивление; идентификация.