

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СНАРЯДА НА НАЧАЛЬНОМ ЭТАПЕ ПОЛЕТА ПРИ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Ю.В. Ганзий

Научный руководитель – доктор технических наук, профессор Н.В. Митюков

***НОУ ВПО «Камский институт гуманитарных и инженерных технологий»,
г.Ижевск***

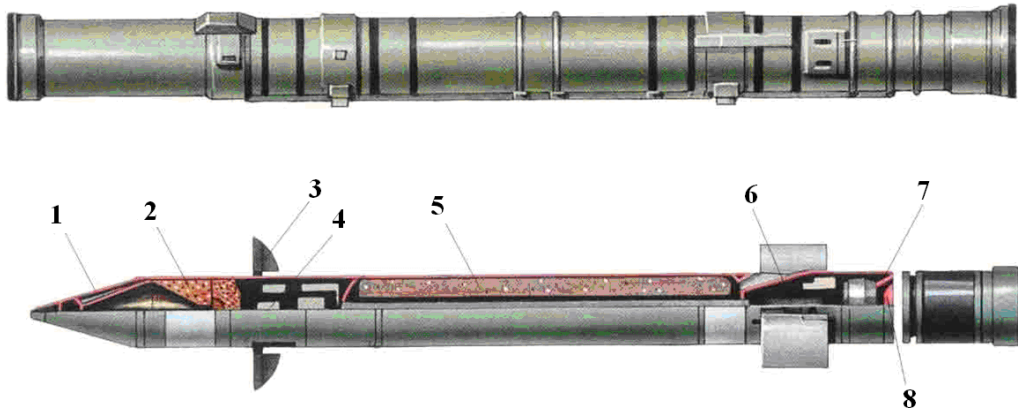
Существование высокопроизводительных вычислительных средств, наличие необходимого математического и программного обеспечения позволяют считать математическое моделирование одним из наиболее эффективных способов оценки прочности, прогнозирования долговечности и оптимизации конструкций и технологических процессов производства, в основе которых лежат процессы удара или взрыва.

Традиционно, моделируя динамику полета снарядов и ракет, первостепенное значение уделялось области высоких скоростей. Низкие скорости, отсутствующие у артиллерийских снарядов, характерны для начальной стадии полета ракет. При этом, аэродинамические параметры низкоскоростных летательных аппаратов, как правило, определяются при аппроксимации более высокоскоростных данных, то есть работают на пределе или за пределом их научно обоснованной применимости. Этот подход полностью себя оправдывал, когда все погрешности начального участка разгона ракеты компенсировались впоследствии.

Однако в последнее время появилось множество низкоскоростных летательных аппаратов, это стрелы и болты для бесшумного оружия антитеррористических подразделений, поражающие элементы разрывных частей и т.п. 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.

Проведение точного и апробированного аэродинамического моделирования снаряда для определения аэродинамических коэффициентов на дозвуковых скоростях позволит оптимизировать конструкцию и технологические процессы уже на ранних стадиях проектирования нового изделия, когда проведение натурного эксперимента еще невозможно.

В связи с вышеизложенным, целью данной работы являлось определение аэродинамических характеристик снаряда на начальном этапе полета при дозвуковых скоростях. В качестве объекта был выбран аналог противотанковой ракеты «Штурм» в начальной стадии полета на дозвуковых скоростях, летящий под действием вышибного заряда до включения маршевого двигателя (рис.1).



- 1 – обтекатель, 2 –кумулятивная боевая часть, 3 – рули, 4 – рулевые машинки,
 5 – маршевый двигатель, 6 – система управления, 7 – радиоантенна,
 8 – источник инфракрасного излучения

Рис.1 – Схема ракеты «Штурм»

Определение коэффициента лобового сопротивления проводилось в пакете CFX ANSYS и сравнивалось с результатами расчетов по существующим аналитическим моделям.

Для достижения поставленной цели было необходимо решить следующие задачи:

- Построение трехмерной модели ракеты «Штурм» и ее экспорт в среду CFX ANSYS (рис.2);

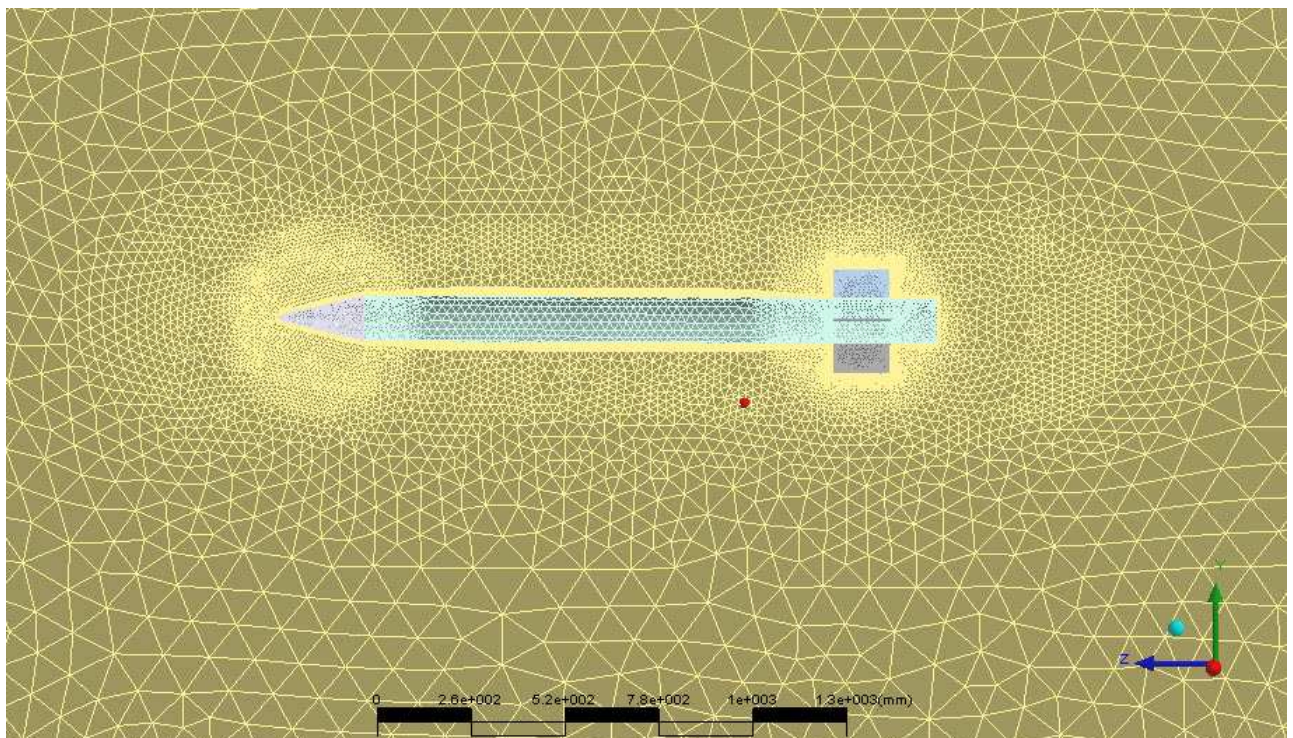


Рис. 2 – Трехмерная модель ракеты «Штурм»

- расчет внешнего вязкого обтекания равномерным набегающим потоком воздуха с числами M в диапазоне $0,03 \dots 0,30$, при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ (таблица 1);

Таблица 1 – Значения сил лобового сопротивления и коэффициентов сил лобового сопротивления на разных скоростях

Скорость, V, М	0,03	0,06	0,12	0,18	0,21	0,24	0,27	0,30
Сила лобового сопротивления, R _x , Н	0,44	1,68	6,48	14,34	19,36	25,20	31,78	39,10
Коэффициент лобового сопротивления, C _x	0,520	0,497	0,479	0,471	0,467	0,466	0,464	0,462

– оптимизация расчетной сетки по критерию «точность – затраты машинного времени»;

– сравнение результатов расчета коэффициента аэродинамического сопротивления с существующей методикой аэродинамического расчета (рис.2, 3).

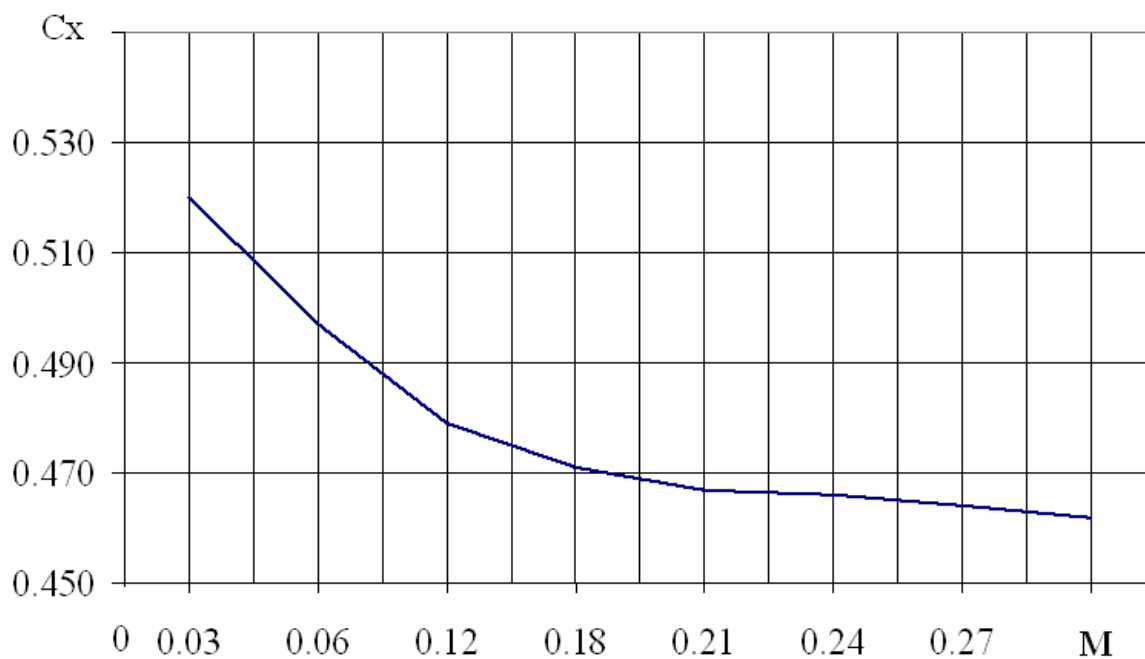


Рис.2 – График зависимости коэффициента лобового сопротивления от числа Маха (в сред ANSYS CFX)

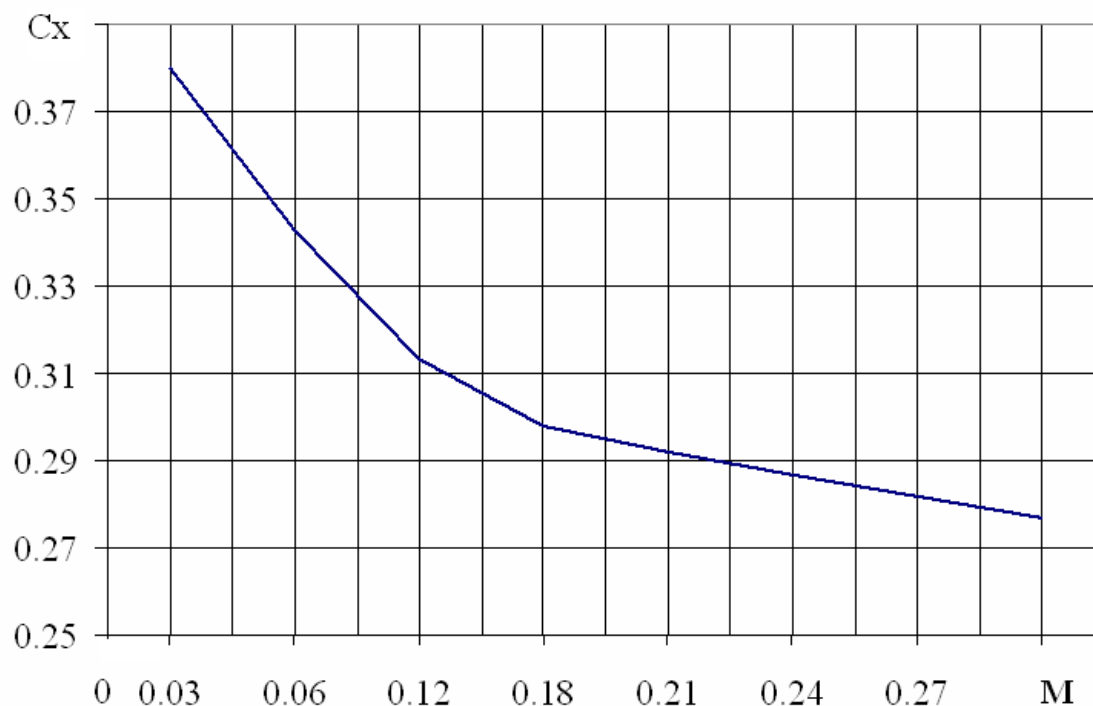


Рис.3 – График зависимости коэффициента лобового сопротивления от числа Маха (по методике С.Н Храмова)

В результате исследования было установлено несоответствие данных, полученных CFX ANSYS и аналитической модели. При чем, оно увеличивается с ростом M . При $M = 0,03$ погрешность составляет $\Delta = 0,27$, при $M = 0,30$ она увеличивается до $\Delta = 0,40$. Указанный эффект вероятно связан с погрешностью эмпирической формулы А.А. Дородницына при небольших турбулентных числах Re (порядка 10^6) и при небольших числах M (рис.4).

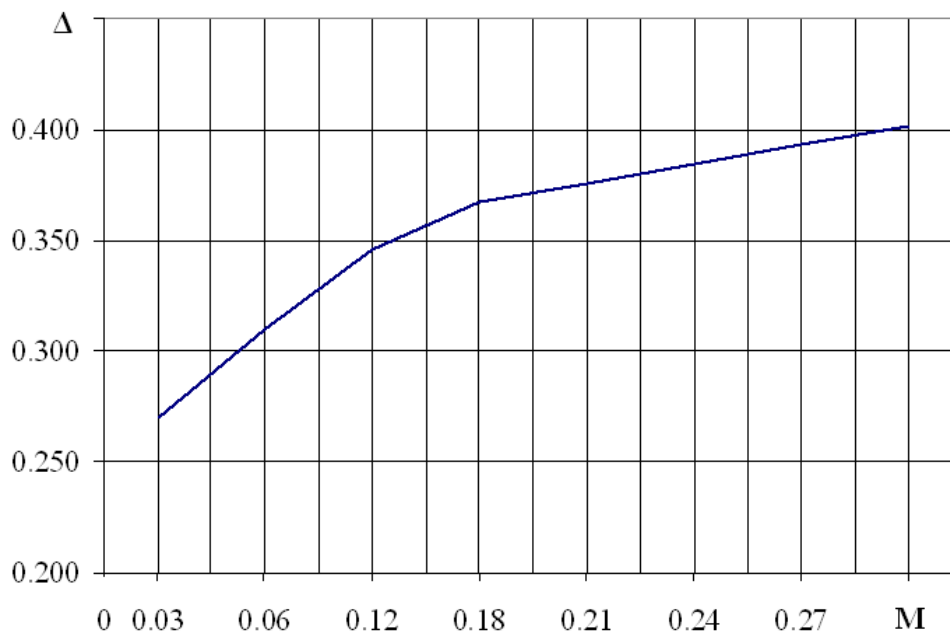


Рис.4 – График относительной погрешности значений коэффициента лобового сопротивления ракеты, полученных разными способами