

ВОЕНМЕХ

2017

МОЛОДЕЖЬ.
ТЕХНИКА.
КОСМОС

ОБЩЕРОССИЙСКАЯ МОЛОДЕЖНАЯ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ



Федеральное государственное
бюджетное образовательное
учреждение высшего
образования
«Балтийский государственный
технический
университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д. Ф. Устинова»

Министерство образования и науки Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова



МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС

Статьи и доклады IX Общероссийской
молодежной научно-технической конференции

19 – 21 апреля 2017 года, Санкт-Петербург, Россия

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 37

Санкт-Петербург
2017

АЭРОДИНАМИКА УПРАВЛЯЕМОГО СНАРЯДА

М. М. Алексеева

Валтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Аэродинамические характеристики управляемых снарядов зависят от многих факторов. Поскольку существует большое разнообразие форм летательных аппаратов, то создать общий метод расчета аэродинамических характеристик является чрезвычайно актуальной и трудной задачей.

При создании управляемого снаряда большую роль играют решение задач устойчивости полета, точности и управляемости, которые и определяют основные характеристики снаряда и его компоновку.

На первом этапе работы проводится численный расчет обтекания упрощенной модели управляемого снаряда (рис. 1) в пакете ANSYS и сравнение с результатами лабораторной работы «Определение аэродинамических характеристик осесимметричного тела».

В физическом эксперименте определяется силовое воздействие донного потока на модель снаряда с формой головной части в виде конуса и большим стабилизатором при различных углах атаки.

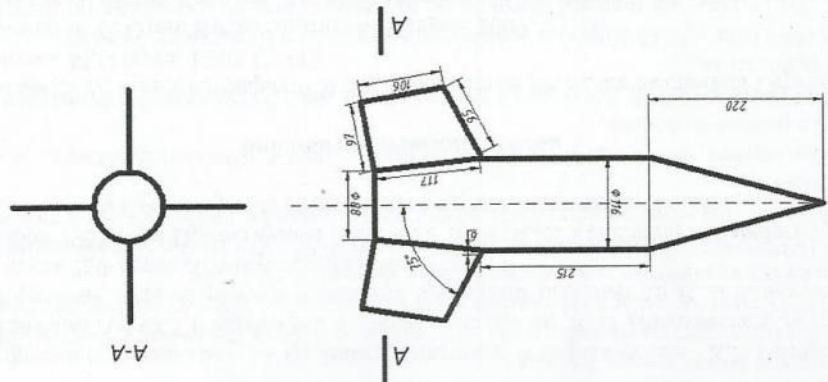


Рисунок 1 – Геометрические характеристики модели снаряда

Для численного решения поставленной задачи используется пакет Ansys с применением модуля Workbench. Вычислительный эксперимент проводится в трехмерной постановке (рис. 2) с применением граничных условий:

- на входной границе расчетной области задано условие «pressure inlet», число Маха набегающего потока $M = 0,3$, давление $p = 0$ ати (101325 Па), поток направлен вдоль оси x , направление вектора скорости в плоскости xz ;

- на поверхности обтекаемого тела заданы условия стенки, включающие в себя условия прилипания и непротекания.

Представленные ниже графики (рис. 3 и рис. 4) отображают сравнение физического (X_p и Y_p) и численного (X_y и Y_y) экспериментов, значения которых представлены в таблице 1. Так же в этой таблице представлена потребность значений при одинаковых углах.

Ф. Устинова

факторов.
создать общий
и трудной

устойчивости
снаряда

модели
лабораторной ра-

потока на
раз-

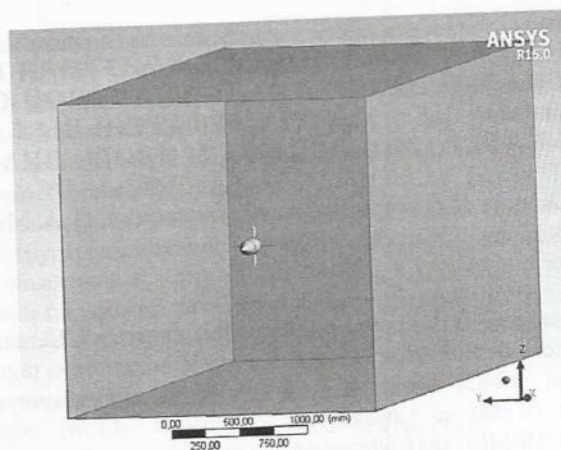


Рисунок 2 – Геометрия

Таблица 1

Угол атаки	0	4	8	12
X_ϕ	5,059	5,519	7,770	11,813
Y_ϕ	0	9,335	19,061	28,837
X_α	4,184	4,93	7,48	11,528
Y_α	-0,006	11,608	23,44	32,62
Погрешность Δx , %	17,3	10,7	3,7	2,41
Погрешность Δy , %	0	19,6	18,69	11,6

В исследованном диапазоне углов погрешность расчета сил является приемлемой.

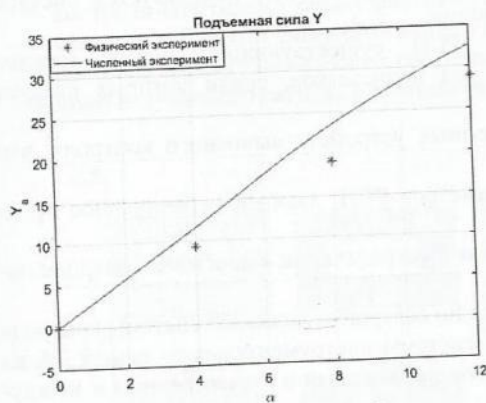


Рисунок 3 – Изменение подъемной силы



Рисунок 4 – Изменение силы лобового сопротивления

На втором этапе работы рассматриваются более приближенные к действительным модели для определения влияния органов управления на силовые характеристики. Органы управления и стабилизации, которые создают управляющие моменты, размещаются в носовой или кормовой части летательного аппарата, вдали от его центра масс. В расчётах исследуется влияние аэродинамических рулей на подъемную силу.