

Теоретичні дослідження аеродинамічних характеристик снарядів з урахуванням їхніх специфічних особливостей руху в повітряному середовищі

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ»

Запропоновано аеродинамічне дослідження з визначенням раціональної форми снаряда спеціального призначення. Розглянуто вплив форми головної частини та окремих конструктивних елементів на характер зміни коефіцієнта сили лобового опору в трансзвуковому і надзвуковому діапазонах швидкостей.

Ключові слова: центр мас, активна фаза руху, оживальна головна частина, тіло обертання, умови статичної стійкості, турбулентний шар

Вступ

Для забезпечення необхідної дальності польоту експериментального снаряда, стійкості та виконання ряду інших тактико-технічних вимог, обумовлених особливостями його активної фази руху і дії по цілі, має бути здійснено відповідне аеродинамічне конструювання, під яким розуміють раціональний вибір розмірів, зовнішніх форм і взаємного положення окремих конструктивних елементів з урахуванням певних обмежень.

Таким чином, завданням аеродинамічного дослідження є визначення раціональної форми снаряда спеціального призначення, що має обмежену дистанцію гарантованого виведення з ладу цілі, вивчення впливу його форми головної частини і окремих конструктивних елементів, а також обертання щодо поздовжньої осі на характер зміни коефіцієнта сили лобового опору в трансзвуковому і надзвуковому діапазонах швидкостей [1].

При цьому особливе значення має створення і відпрацювання технології проектування снаряда, основаної на методах числового моделювання аеродинамічних процесів обтікання його поверхні й експериментальних методах визначення аеродинамічних характеристик літального апарата, що вільно летить. На кінцевому етапі проектування необхідне проведення експериментальних стрільб з метою отримання даних про адекватність прийнятої розрахункової схеми.

Методика розрахунку

Для визначення положення центру мас снаряда його необхідно розділити на елементарні складові частини і знайти координати центру мас кожної з них. Таким чином, експериментальний зразок вражаючого елемента можна поділити на головну і циліндричну частини. Оскільки снаряд являє собою тіло обертання з поздовжньою віссю симетрії, то для спрощення розрахунків можна замінити його складові частини плоскими фігурами. Схему поділу вражаючого елемента подано на рис. 1.

Однак слід урахувати, що експериментальний снаряд має внутрішню порожнину, яка вчиняє помітний вплив на становище його центру мас. З метою подальшого спрощення розрахунків необхідно розглядати тільки ту частину фігури, яка розташована над віссю ОХ. Крім того, оскільки снаряд симетричний щодо цієї осі, то координата центру мас $Y_c = 0$.

Таким чином, для знаходження положення центру мас снаряда необхідно визначити тільки координату X_c . Але для цього попередньо обчислюються площі F_i і положення центрів мас X_i кожної складової елементарної фігури, а потім – статичний момент загальної фігури відносно осі ОУ [2,3], що визначається як

$$S_y = \sum_{i=1}^n F_i x_i. \quad (1)$$

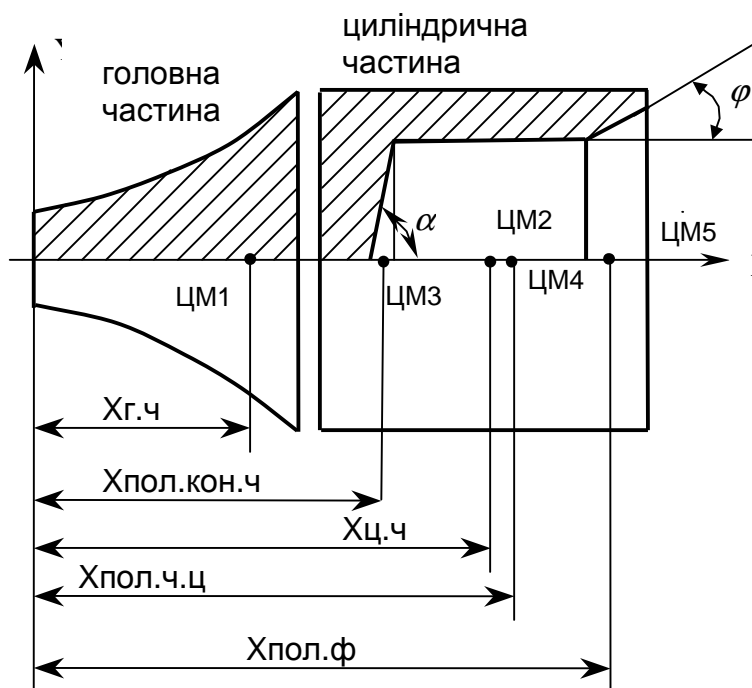


Рис. 1. Схема поділу снаряда на прості тіла: ЦМ1 - центр мас головної частини; ЦМ2 - центр мас циліндричної частини; ЦМ3 - центр мас конічної частини порожнини; ЦМ4 - центр мас циліндричної частини порожнини; ЦМ5 - центр мас задньої фаски порожнини

Тоді

$$x_c = \frac{\sum_{i=1}^n F_i x_i}{\sum_{i=1}^n F_i}. \quad (2)$$

З урахуванням порожнини всередині снаряда становище його центру мас визначається як

$$x_c = \frac{F_{з.ч} x_{з.ч} + F_{ц.ч} x_{ц.ч} - \sum_{i=1}^n F_{пол.i} x_{пол.i}}{F_{з.ч} + F_{ц.ч} - \sum_{i=1}^n F_{пол.i} x_{пол.i}}. \quad (3)$$

Для головної частини снаряда, враховуючи рівняння його твірної, площа і положення центру мас плоскої фігури, обмеженою цією кривою, будуть визначені залежностями

$$F_{г.ч} = \int_0^{l_{г.ч}} y(x) dx \quad \text{при } y(x) = r_0 + l_{г.ч} \left(\frac{x}{R_{ож}} \right)^2,$$

$$F_{г.ч} = r_0 l_{г.ч} + \frac{l_{г.ч}^4}{3R_{ож}^2}; \quad (4)$$

$$x_{г.ч} = \frac{\int_0^{l_{г.ч}} x \sqrt{1 + y'^2(x)} dx}{\int_0^{l_{г.ч}} x \sqrt{1 + y'(x)} dx} \quad \text{при } y' = \frac{r_0 l_{г.ч}}{R_{ож}^2} x,$$

$$x_{г.ч} = \frac{R_{ож}^2 (1 + A^2) \sqrt{1 + A^2}}{3l_{г.ч} (A \sqrt{1 + A^2} + \ln |A + \sqrt{1 + A^2}|)}, \quad (5)$$

де $A = \frac{2l_{г.ч}^2}{R_{ож}^2};$

$l_{г.ч}$ - довжина головної частини, мм;

$R_{ож}$ - радіус кривизни ввігнутої оживальної головної частини, мм.

Площа і положення центру мас прямокутної частини плоскої фігури (циліндричної частини снаряда) визначаються так:

$$F_{ц.ч} = \frac{D_m}{2} l_{ц.ч}, \quad (6)$$

де D_m - діаметр провідної частини снаряда (міделя), мм;

$l_{ц.ч}$ - Довжина циліндричної частини, мм,

$$x_{ц.ч} = L - \frac{l_{ц.ч}}{2}, \quad (7)$$

де L - загальна довжина снаряда, мм.

Внутрішня порожнина снаряда є складною поверхнею, утвореною в результаті свердління циліндричної частини снаряда. Повторюючи контур різального інструмента, вона складається з конічної частини з кутом при вершині порядку $118 \dots 120^\circ$ і циліндричної частини. Крім того, в підставі порожнини під кутом $15^\circ \dots 20^\circ$ виконано фаску глибиною до $2,5 \dots 3,0$ мм. Таким чином, площа плоскої фігури цієї порожнини становить

$$F_{пол} = F_{пол.ц.ч} + F_{пол.кон.ч} + F_{пол.ф} \quad (8)$$

де $F_{пол.ц.ч}$ - площа плоскої фігури циліндричної частини, мм^2 ;

$F_{пол.кон.ч}$ - площа плоскої фігури конічної частини, мм^2 ;

$F_{\text{пол.ф.}}$ - площа плоскої фігури задньої фаски, мм².

Площі й положення центрів мас цих елементарних фігур визначаються за певними формулами.

Для циліндричної частини порожнини

$$F_{\text{пол.ц.ч}} = \frac{d_{\text{пол.}}}{2} l_{\text{пол.ц.ч}}, \quad (9)$$

де $d_{\text{пол.}}$ - діаметр порожнини, мм;

$l_{\text{пол.ц.ч}}$ - глибина порожнини, мм.

Положення центра мас цієї частини

$$x_{\text{пол.ц.ч}} = L - \frac{l_{\text{пол.ц.ч}}}{2}, \quad (10)$$

Для конічної частини порожнини

$$F_{\text{пол.кон.ч}} = \frac{d_{\text{пол.}}^2}{8 \operatorname{tg} \alpha}, \quad (11)$$

де α - половина кута при вершині конуса, град.

Положення центру мас цієї частини

$$x_{\text{пол.кон.ч}} = L - l_{\text{пол.ц.ч}} - \frac{d_{\text{пол.}}}{6 \operatorname{tg} \alpha}. \quad (12)$$

Для задньої фаски

$$F_{\text{пол.ф}} = \frac{l_{\text{ф.}}^2 \operatorname{tg} \varphi}{2}, \quad (13)$$

де $l_{\text{ф.}}$ - глибина задньої фаски, мм;

φ - кут задньої фаски, град.

Положення центру мас цієї частини

$$x_{\text{пол.ф}} = L - \frac{l_{\text{ф.}}}{3}. \quad (14)$$

Підставляючи вирази (4) - (14) в рівняння (3), можна визначити положення центру мас експериментального снаряда з увігнутою оживальною головною частиною.

Положення центру тиску снаряда визначається за допомогою емпіричного виразу для коефіцієнта центру тиску тіла обертання [4–6]. У загальному випадку цей вираз має вигляд

$$C_{у.д} = \frac{x_{у.д}}{L} = \frac{2\left(\bar{S}_d - \frac{W_n}{W_y}\right) + C \frac{2}{\pi} \left(\lambda_n - \frac{\lambda_m^2}{\lambda_n}\right) \alpha}{2\bar{S}_d + C \frac{4}{\pi} (\lambda_y + \lambda_{хв}) \alpha}, \quad (15)$$

де $\bar{S}_d = \frac{D_d^2}{D_m^2}$ - відносна площа донного зрізу снаряда;

D_d - діаметр донного зрізу снаряда, мм;

W_n - об'єм снаряда, мм³;

W_y - об'єм циліндра діаметром D_m і довжиною L , мм³;

C - коефіцієнт, що залежить від того, буде прикордонний шар турбулентним або ламінарним; для ламінарного шара при числах $R = 5 \cdot 10^2 \dots 2 \cdot 10^5$ він приблизно дорівнює 1,0 ... 1,2, для турбулентного шара 0,3 ... 0,4 (для наближених обчислень $C = 1,2$);

$\lambda_n = \frac{L}{D_m}$ - подовження снаряда;

$\lambda_{з.ч} = \frac{l_{з.ч}}{D_m}$ - подовження головної частини снаряда;

$\lambda_{хв} = \frac{l_{хв}}{D_m}$ - подовження хвостової частини снаряда;

$\lambda_y = \frac{l_{у.ч}}{D_m}$ - подовження циліндричної частини снаряда;

α - кут атаки (нутації), рад.

Цей вираз спрощується в разі відсутності у вражаючого елемента хвостової частини що звужується і при кутах атаки $\alpha = 0^\circ$. Спрощений вираз має вигляд

$$C_{у.д} = 1 - \frac{W_n}{W_y}, \quad (16)$$

Знаходження положення центру мас і центру тиску снаряда дозволяє сформулювати умови статичної стійкості [7] наступним чином:

$x_{у.м} - x_{у.д} < 0$ - снаряд статично стійкий;

$x_{у.м} - x_{у.д} > 0$ - снаряд статично не стійкий;

$x_{у.м} - x_{у.д} = 0$ - знаходиться в стані байдужої рівноваги.

При цьому вважається, що некеровані снаряди є добре стабілізованими, якщо вони мають запас статичної стійкості, що дорівнює $YS = 8 \dots 15$ % [4, 8, 9]. Запас статичної стійкості визначається у відсотках зі співвідношення

$$YS = \frac{|x_{ц.м} - x_{ц.д}|}{L} \cdot 100\%. \quad (17)$$

Виходячи з формул (15) і (16), для визначення положення центру тиску і наближеної оцінки маси снаряда необхідно знайти його об'єм.

Висновки

1. Під час численних аеродинамічних досліджень експериментального снаряда було підтверджено вибір його форми. Снаряд являє собою тіло обертання з увігнутою оживальною головною частиною і циліндричною головною частиною з плоским донним зрізом і внутрішньою порожниною. Така конструкція найбільшою мірою задовольняє вимоги скорочення дальності польоту за рахунок збільшення впливу сили лобового опору при трансзвукових і надзвукових швидкостях польоту.
2. У результаті досліджень було встановлено, що вплив пасків на величину загального коефіцієнта опору незначний, через невелике подовження провідної частини снаряда і характер сполучення з головною частиною вони (паски) практично постійно знаходяться в зоні зниженого тиску.
3. У зв'язку з цим для уточнення отриманих в ході числового моделювання даних необхідно проведення експериментальних досліджень.

Список літератури

1. Paolo Fontano. Tres Haute Vitesse // Magazine "Magnum". – 1996. – №1. – Р. 32–39.
2. Писаренко, Г. С. Справочник по сопротивлению материалов [Текст] / Г. С. Писаренко, А. П. Яковлев, В. В. Матвеев – К.: Наукова думка, 1975. – 704 с.
3. Пискунов, Н. С. Дифференциальное и интегральное исчисления [Текст] / Н.С. Пискунов. – М.: Наука, 1985. – 432 с.
4. Мельников, А. П. Курс газогидродинамики [Текст] / А. П. Мельников, Н. А. Сычёв, Н. Ф. Филиппов – Л.: ЛВИКА, 1968. – 746 с.
5. Аэродинамика ракет [Текст] / Краснов Н. Ф., Кошевой В. Н., Данилов А.Н., В. Ф. Захарченко– М.: Высш. шк., 1968. – 678 с.
6. Сахно, А. Г. Аэродинамические характеристики тел вращения [Текст] / А.Г. Сахно– Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", 1975. – 76 с.
7. Газодинамические основы внутренней баллистики [Текст] / С. А. Бетехтин, А. М. Виноцкий, М. С. Горохов и др. – М.: Оборонгиз, 1957. – 384 с.
8. Краснов, Н. Ф. Аэродинамика тел вращения [Текст] / Н. Ф. Краснов. – М.: Машиностроение, 1964. – 572 с.
9. Дмитриевский, А. А. Внешняя баллистика [Текст] / А. А. Дмитриевский – М.: Машиностроение, 1974. – 479 с.

Рецензент: д. т. н., проф., зав. каф. Логвінков С.М., Харківський національний економічний університет ім. С. Кузнеця, Харків.

Поступила у редакцію 01.09.2014

Теоретические исследования аэродинамических характеристик снарядов с учетом их специфических особенностей движения в воздушной среде

Предложено аэродинамическое исследование с определением рациональной формы снаряда специального назначения. Рассмотрено влияние формы головной части и отдельных конструктивных элементов на характер изменения коэффициента силы лобового сопротивления в трансзвуковых и сверхзвуковых диапазонах скоростей.

Ключевые слова: центр масс, активная фаза движения, оживальная главная часть, тело вращения, условия статической устойчивости, турбулентный слой

Theoretical studies of the aerodynamic characteristics of shells in accordance with their specific features of movement in the air

Aerodynamic study of the definition of a rational form of projectile special purpose has been suggested. Influence of the shape of head and individual components and character of changes in the coefficient of drag forces in the transonic and supersonic speed ranges were considered.

Keywords: center of mass, the active phase of the movement, the main ogival part, body rotation, the conditions of static stability, the turbulent layer