УДК 533.21 https://doi.org/10.15407/itm2024.02.026

**В. П. ГАЛИНСЬКИЙ**

# ФОРМУВАННЯ ВИХІДНИХ ДАНИХ ДЛЯ ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧ МАРШОВОГО РОЗРАХУНКУ НАДЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ РАКЕТ РІЗНОГО КОМПОНУВАННЯ

*Інститут технічної механіки*
*Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,*
*вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: itm12@ukr.net*

Надано загальний огляд складових елементів та компонувальних схем, що використовуються у надзвукових ракетах різного призначення. Компонування ракети задається у вигляді корпусу і набору елементів (крило, руль, стабілізатор, дестабілізатор, надбудова), що розміщені вздовж корпусу ракети. Метою цієї роботи є розробка єдиного підходу до завдання параметрів форми компонувань ракет незалежно від їх типу. Для компоновок ракет складної конфігурації пропонується використовувати підхід, у якому завдання форми корпусу ракети і додаткових елементів, що розміщуються на корпусі ракети, здійснюється незалежно. Прив'язка додаткових елементів ракетного компонування до корпусу ракети виконується параметрами функціонування. Використання параметрів функціонування пов'язує кожен додатковий елемент ракетного компонування з її корпусом, що дозволяє створити уніфікований спосіб завдання геометричних параметрів ракетних компоновок різної форми. Цей підхід розвивається у напрямку ускладнення форм елементів компонувань ракет з довільним розміщенням їх на корпусах ракет. Форма зовнішньої поверхні кожного елементу ракети задається в декартовій системі координат, що жорстко пов'язана з цим елементом.

Розроблено уніфікований підхід до завдання форми зовнішніх поверхонь різних елементів ракети. Відповідно до загальної схеми завдання геометричних параметрів елементів компонування ракети використовуються такі способи: аналітичний, формою в плані, формою в плані та поперечними профілями елемента по бортовій та кінцевій хорді. Для опису форми поверхні елемента вказується спосіб її завдання, кількість визначальних параметрів та значення цих параметрів.

При завданні вихідних даних компонування ракети необхідно встановити кількість додаткових елементів, що розміщуються на її корпусі. Для кожного елемента компонування задаються параметри, що визначають його форму, місце розташування на корпусі і кут його відхилення. Кожному елементу компонування відповідає свій набір вихідних даних. Цей набір даних складається з параметрів, що визначають форму цього елемента та параметрів його функціонування у складі компонування. Сформована структура стандартного файлу вихідних даних для завдань форм компонувань ракет.

***Ключові слова:*** *ракета, корпус, крило, орган керування, стабілізатор, дестабілізатор, надбудова, вихідні дані, надзвуковий плин.*

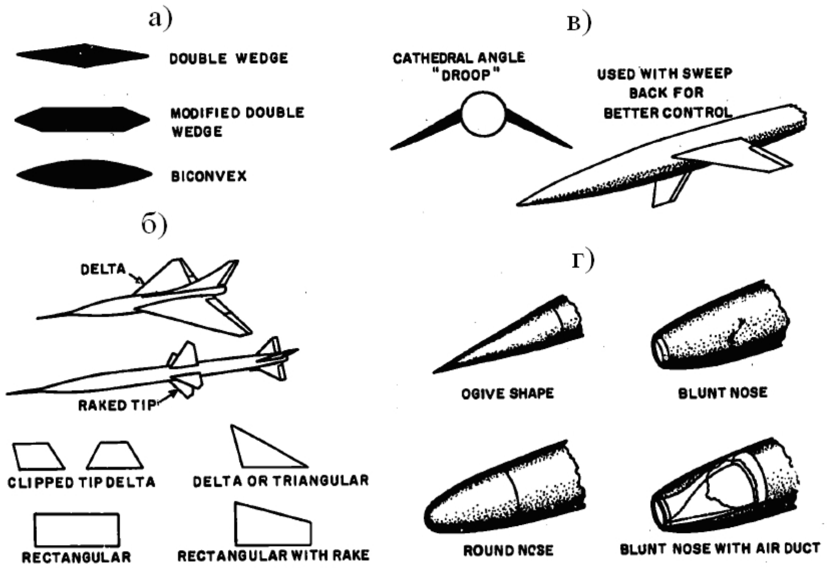
This paper gives a general overview of components and layouts used in supersonic rockets of different purposes. The rocket layout is specified as a structure and a set of components (a wing, a rudder, a stabilizer, a destabilizer, and a superstructure) arranged along the rocket structure. The goal of this work is to develop a unified approach to specifying the shape parameters of rocket layouts regardless of the rocket type. For complex-shape rocket layouts, the paper proposes an approach in which the shapes of the rocket structure and the additional components installed thereon are specified independently. The additional components of the rocket layout are bound to the rocket structure using operation parameters. The use of the operation parameters binds each additional component of the rocket layout to the rocket structure, thus offering a unified method for specifying the geometrical parameters of variously shaped rocket layouts. This approach is developed towards more complex shapes of rocket layout elements arbitrarily placed on rocket structures. The outside shape of each rocket component is specified in a Cartesian system of coordinates rigidly bound thereto.

A unified approach to specifying the outside shape of various rocket components is presented. According to the general scheme of specifying the geometrical parameters of rocket layout components, they are specified by three methods: analytically, by plan shape, and by plan shape with board and end chord profiles. To describe the outside shape of a component, the specification method and the number and the values of its key parameters are specified.

To specify rocket layout input data, one has to fix the number of additional components to be installed on the rocket structure. For each layout component, the parameters that define its shape, location on the rocket structure, and deflection angle are specified. To each layout component there corresponds an input data set of its own. The set consists of parameters that define the shape of the component and parameters of its operation as a part of the layout. A standard input data file for specifying rocket layout shapes is configured.

***Keywords:*** *rocket, structure, wing, control, stabilizer, destabilizer, superstructure, input data, supersonic flow.*

**Органи керування польотом ракети уздовж заданої траєкторії.** Стійкість польоту ракети уздовж заданої траєкторії є основною вимогою, що пред’являється до розробки і створення ракети [1]. Ефективний контроль траєкторії польоту вимагає безперебійної і точної роботи органів керування. Поверхні органів керування повинні мати найкращу можливу конфігурацію для передбачуваної швидкості польоту. Їх переміщення повинні здійснюватися з достатніми зусиллями для здобуття необхідного положення органу. На рис. 1 показані складові елементи, що використовуються в надзвукових ракетах [2]. Надзвукові оперення є симетричними в поперечному перетині і мають малу товщину (рис. 1, а), що задається як відношення максимальної товщини до довжини хорди профілю. Подвійний клин (double wedge) має найменший опір для заданої відносної товщини профілю, але в деяких компоновках його не використовують, тому що йому не вистачає підйомної сили. Модифікований подвійний клин (modified double wedge) має відносно низький опір (хоча його опір зазвичай вище, ніж в подвійного клину такої ж товщини) і підйомну силу вище, ніж у подвійного клину. Профіль Biconvex має на третину більше підйомну силу відносно подвійного клину при тому ж співвідношенні товщини. Це найкращий з трьох профілів, але він складний у виготовленні.




а) форми поперечних перетинів надзвукових оперень;
б) форми в плані надзвукових оперень;
в) V- образне розташування крил;
г) наконечники ракет

Рис. 1

Форма оперення в плані (рис. 1, б)) – це зазвичай дельта-модифікована форма (raked tip) або одна з форм прямокутного типу. Такі форми значно знижують очікувані ударнохвильові ефекти. Поєднання дельта-модифікованої форми і V-образного розташування крил на корпусі ракети покращує керування ракетою, оскільки між крилами знаходиться зона підвищеного тиску з більш стислим повітрям.

Для ракети найважливішими аеродинамічними коефіцієнтами є коефіцієнти сили опору і підйомної сили, а також коефіцієнти моментів тангажу, рискання і крену. Ці коефіцієнти характеризують міру досконалості компоновки ракети, стійкість і керованість її польоту.

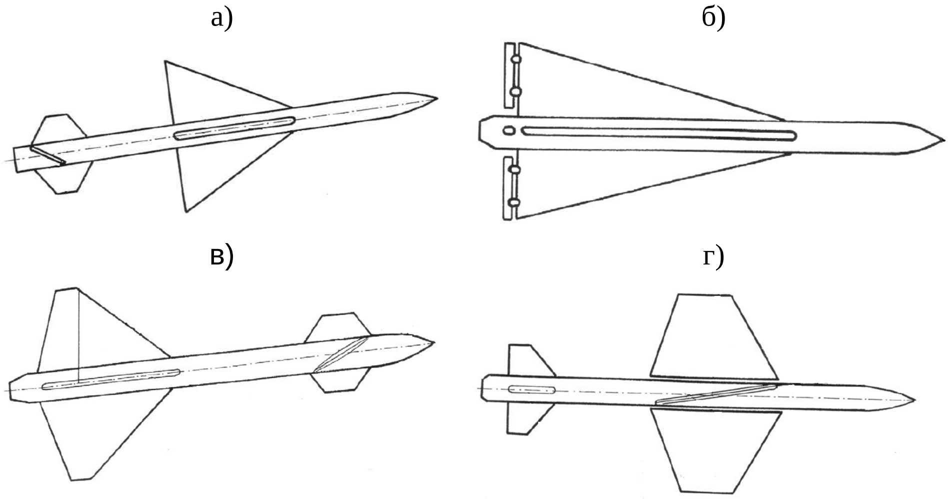
Сила опору та підйомна сила прямо пропорційні квадрату швидкості ракети і в значній мірі їх співвідношення визначає керованість ракети. Як правило, надзвукові ракети розробляються з урахуванням вимог щодо мінімізації опору. Компоновка ракети з меншим опором дозволяє використовувати ракетний двигун меншої потужності з меншою витратою пального. Результуюча економія об'єму і ваги може використовуватися для розширення діапазону польоту ракети, збільшення корисного навантаження, зменшення її загального розміру.

Загальний опір надзвукової ракети складається з опору корпусу, крила і оперення, а інший чинник, якого немає при дозвуковому польоті, взаємний вплив на опір окремих елементів ракети. На надзвукових швидкостях переваги криволінійних профілів більше не існує, а конструкції крила мають бути змінені в порівнянні з дозвуковими профілями. На опір крила впливає його відносна товщина, стрілоподібність, подовження, поперечний профіль. Опір крила може сильно змінюватися в кращу або гіршу сторону залежно від форми корпусу ракети, на якому воно встановлене. Оскільки опір пропорційний квадрату швидкості, то задача мінімізації опору компоновки стає першочерговою при збільшенні швидкості ракети.

Стійка підйомна сила, що дорівнює вазі ракети, тримає ракету на заданій висоті польоту. Додаткова підйомна сила має бути доступна для забезпечення маневрування ракети. Ракета має бути так розроблена, щоб необхідний рівень підйомної сили реалізовувався при мінімальному опорі. Для задовільного відгуку на керування, підйомна сила повинна плавно змінюватися залежно від кута атаки.

**Завдання параметрів форми поверхні елементів компонування ракети**. Основними елементами аеродинамічних компоновок ракет різного призначення є корпус, крило, органи стабілізації, кермові органи, дестабілізатори, короба, різні надбудови [2].

Види компоновок, що використовують різні способи аеродинамічного керування польотом ракети [3], наведено на рис. 2:




а) нормальна схема керування з відхиленням хвостового оперення;
б) схема «безхвостка» з відхиленням елеронів на кінцях крил;
в) схема «качка» з відхиленням дестабілізаторів;
г) схема з відхиленням крил

Рис. 2

а) нормальна схема (рис. 2, а)), в якій керування польотом здійснюється за рахунок відхилення хвостового оперення;

б) схема «безхвостка» (рис. 2, б)), в якій керування польотом здійснюється за рахунок відхилення елеронів, розташованих на кінцях крил;

в) схема «качка» (рис. 2, в), в якій керування польотом здійснюється за рахунок відхилення дестабілізаторів, розміщених в передній частині тіла перед центром мас ракети;

г) схема з відхиленням крил (рис. 2, г)), в якій керування польотом здійснюється за рахунок відхилення крил, що розташовані в середній частині ракети.

Аналітичний метод побудови геометричної моделі, яка може бути використана для проведення чисельних досліджень просторових течій для складних конфігурацій, представлений в [4]. Наведено аналітичні співвідношення, що використовуються для побудови складної геометрії корпусів, а також дано опис алгоритму побудови геометрії ізольованих крил змінної стрілоподібності по передній кромці з параболічним профілем та плоскою серединною поверхнею. Для побудови геометрії складових конфігурацій, таких як комбінація корпус+крило, описано алгоритм реалізації стикування складових елементів цієї геометрії.

У статті для компоновок ракет складної конфігурації пропонується використовувати підхід, у якому завдання форми корпусу ракети і додаткових елементів, розміщених на корпусі ракети, здійснюються незалежно. Для прив'язки додаткових елементів ракетного компонування до корпусу використовуються параметри їх функціонування. Використання параметрів функціонування пов'язує кожен додатковий елемент ракетного компонування з її корпусом, що дозволяє створити уніфікований спосіб завдання геометричних параметрів ракетних компоновок різної форми.

Незалежно від типів ракет використовується єдиний уніфікований підхід до завдання параметрів форми компонувань ракет:

– геометричних форм поверхонь компонування ракети – корпусу ракети та різних елементів компонування;

– параметрів розміщення елементів компонування на корпусі ракети.

Цей підхід розвивається у напрямку ускладнення форм корпусів і елементів компонувань ракет (крил, кермових органів, стабілізаторів, дестабілізаторів, надбудов) з довільним розміщенням їх на корпусах ракет.

Введемо праву декартову систему координат $Oxyz$ з початком в носику корпусу ракети т.$O$, віссю $Ox$, що спрямована уздовж корпусу ракети від носика до донного зрізу, площина $xOy$ лежить в площині симетрії ракети, вісь $Oy$ спрямована вгору, вісь $Oz$ доповнює систему координат до правої. З декартовою системою координат $Oxyz$ пов'язана циліндрична система координат $O\xi r\theta$, що використовується для завдання корпусу ракети. Початок цієї системи координат також знаходиться в носику корпусу, вісь $O\xi$ спрямована по осі корпусу від носика до донного зрізу, а меридіональна площина $\theta = 0$ збігається з нижньою напівплощиною симетрії тіла. Значення кута $\theta > 0$ відповідає повороту проти годинникової стрілки при спостереженні з носика тіла.

Для завдання форми кожного елементу ракети використовуються декартові системи координат $O'x'y'z'$, що жорстко пов'язані з цими елементами.

**Завдання параметрів форми корпусу надзвукової ракети.** Корпус ракети умовно можна розділити на наконечник і основну ділянку з хвостовиком. Основна ділянка корпусу ракети може складатися з комбінацій таких елементів: циліндри, зрізані конуса, оживала, ділянки з параболічною твірною. Завдання форми поверхні корпусу ракети здійснюється в основній циліндричній системі координат $O\xi r\theta$. Форма корпусу ракети визначається набором вихідних даних, який дозволяє визначати радіальну координату $r$ точки на поверхні корпусу і зовнішню нормаль $\vec{n}_b$ до поверхні корпусу в перерізах $\xi = \mathrm{const}$. Форма корпусу ракети може бути як вісесиметричною, так і без осьової симетрії. Як правило, в основному використовуються ракети з корпусами вісесиметричної форми.

Для завдання корпусу вісесиметричної форми використовується розбиття його вздовж осі $O\xi$ опорними перерізами $\xi_i = \mathrm{const}$ ($i = 1,2,...,N_\xi$, де $N_\xi$ – кількість перерізів розбиття). Опорний переріз $\xi = \xi_1$ відповідає перерізу кінця наконечника. Ділянки корпусу ракети, що обмежені сусідніми опорними перерізами $(\xi_{i-1}, \xi_i)$, можуть бути різних типів $Typ_i$. Для опису форми утворюючої поверхні корпусу ракети використовується три типи ділянок:

1) $Typ_i$ =1 – усічений конус (циліндр належить до цього типу);

2) $Typ_i$ =2 – оживало (задається дугою кола заданого радіусу);

3) $Typ_i$ =3 – парабола (використовується для гладкого сполучення ділянок, розташованих ліворуч і праворуч від ділянки, що розглядається).

Для кожного типу ділянки визначається свій набір параметрів, що використовуються для реалізації розрахункових співвідношень. Радіальна координата $r_i$ кінця ділянки завжди покладається першим параметром, що вводиться незалежно від типу ділянки. Так як ділянки різних типів описуються різною кількістю визначальних параметрів, то перед введенням параметрів ділянки має бути задана кількість параметрів, що вводяться на цій ділянці $N_{par}$.

Наведемо параметри, що вводяться для різних типів ділянок.

Для $Typ_i$ =1 задається один параметр ($N_{par}$ =1): $r_i$ – радіальна координата кінця ділянки.

Для $Typ_i$ =2 задаються чотири параметри ($N_{par}$ =4): $r_i$ – радіальна координата кінця ділянки; $R_0$ – радіус дуги оживала; $x_0$ – координата $x$ центра кола оживала; $y_0$ – координата $y$ центра кола оживала.

Для $Typ_i$ =3 задаються три параметри ($N_{par}$ =3): $r_i$ – радіальна координата кінця ділянки; $TgTe_1$ – тангенс кута нахилу утворюючої параболічної форми в опорному перерізі $\xi = \xi_{i-1}$; $TgTe_2$ – тангенс кута нахилу утворюючої параболічної форми в опорному перерізі $\xi = \xi_i$.

Наконечник корпусу ракети може бути гострим або затупленим. Як правило, затуплений наконечник задається сферичним сегментом радіуса $R_{sph}$. Для наконечника гострої форми визначається $R_{sph}$ =0. Використовуються три типи форми наконечників корпусу:

1) $Typ_1$ =1 – конічна ділянка (гострий або затуплений конус);

2) $Typ_1$ =2 – конічна ділянка – оживало;

3) $Typ_1$ =3 – конічна ділянка – парабола.

Введення даних в залежності від типу наконечника здійснюється таким чином.

а) Для наконечника типу $Typ_1$ =1 вводиться два параметри ( $N_{par}$ =2): $r_1$ – радіальна координата кінця наконечника; $R_{sph}$ – радіус сферичного затуплення.

Якщо $R_{sph}$ =0, тоді тангенс кута нахилу поверхні гострого конуса дорівнює $\mathrm{tg}\theta_1 = r_1/\xi_1$ і $r(\xi) = \xi \cdot \mathrm{tg}\theta_1$.

Якщо $R_{sph}$ > 0, тоді для розрахунку форми поверхні затупленого конуса використовуються співвідношення:

– для сферичного сегмента

$$r(\xi) = \sqrt{\xi(2R_{sph} - \xi)}\,, \text{ якщо } \xi \le \xi_c\,; \tag{1}$$

– для конічної ділянки

$$r(\xi) = r_c + (\xi - \xi_c)\,\mathrm{tg}\theta_1\,, \text{ якщо } \xi > \xi_c\,, \tag{2}$$

де $\xi_c = R_{sph}(1 - \sin\theta_1)$, $r_c = R_{sph}\cos\theta_1$ – координати точки сполучення сферичного сегмента з конічною ділянкою.

Кут сполучення $\theta_1$ сфери з конусом обчислюється в такий спосіб.

Якщо початок основної ділянки конус $\xi_1 \le \xi \le \xi_2$ ($Typ_2$ =1), який гладко сполучається з наконечником, то кут сполучення $\theta_1$ знаходиться зі співвідношення

$$\mathrm{tg}\theta_1 = (r_2 - r_1)/(\xi_2 - \xi_1)\,.$$

Якщо початок основної ділянки $\xi_1 \le \xi \le \xi_2$ не конус чи наконечник сполучається з основною ділянкою корпусу не гладко, тоді використовуються умови гладкого сполучення в точці $(\xi_c, r_c)$

$$\mathrm{tg}\theta_1 = (r_1 - r_c)/(\xi_1 - \xi_c)\,. \tag{3}$$

Використовуючи співвідношення (3) і вирази $\xi_c$ та $r_c$ з (2), отримуємо рівняння для визначення кута сполучення $\theta_1$

$$\mathrm{tg}\theta_1\left(\xi_1 - R_{sph}(1 - \sin\theta_1)\right) = r_1 - R_{sph}\cos\theta_1\,. \tag{4}$$

Записуючи рівняння (4) щодо $\mathrm{tg}\theta_1$ з використанням виразів $\cos\theta_1 = 1\Big/\sqrt{1 + \mathrm{tg}^2\theta_1}$ та $\sin\theta_1 = \mathrm{tg}\theta_1\Big/\sqrt{1 + \mathrm{tg}^2\theta_1}$ , отримуємо неявне рівняння

$$F(tg\theta_1) = \mathrm{tg}\theta_1\left(\xi_1 - R_{sph}\right) + R_{sph}\sqrt{1 + \mathrm{tg}^2\theta_1} - r_1 = 0\,. \tag{5}$$

Трансцендентне рівняння (5) вирішується ітераційне методом Ньютона

$$\mathrm{tg}\theta_1\big|^{n+1} = \mathrm{tg}\theta_1\big|^{n} - \frac{F\left(\mathrm{tg}\theta_1\big|^{n}\right)}{F'\left(\mathrm{tg}\theta_1\big|^{n}\right)}$$

з використанням виразу похідної

$$F'(\mathrm{tg}\theta_1) = \xi_1 - R_{sph}\left(1 - \frac{\mathrm{tg}\theta_1}{\sqrt{1+\mathrm{tg}^2\theta_1}}\right),$$

де $n$ – номер ітерації.

За початкове наближення $\mathrm{tg}\theta_1\big|^0$ можна брати $(r_1 - R_{sph})/(\xi_1 - R_{sph})$.

б) Для наконечника типу $Typ_1$=2 вводяться три параметри ($N_{par}$ =3): $r_1$ – радіальна координата кінця наконечника; $R_{sph}$ – радіус сферичного сегмента; $\mathrm{tg}\theta_2$ – тангенс кута сполучення з основною ділянкою корпусу.

Якщо $R_{sph}$ =0, то параметри $R_0$, $x_0$, $y_0$ перераховуються з умови гладкого сполучення наконечника з основною ділянкою корпусу для заданого значення тангенса кута сполучення $\mathrm{tg}\theta_1$ з використанням співвідношень

$$x_0^2 + y_0^2 = R_0^2,\ (\xi_1 - x_0)^2 + (r_1 - y_0)^2 = R_0^2;\ \mathrm{tg}\theta_1 = -\frac{\xi_1 - x_0}{r_1 - y_0}. \qquad (6)$$

Для тангенса кута сполучення $\mathrm{tg}\theta_1$ =0 маємо

$$R_0 = \frac{\xi_1^2 + r_1^2}{2r_1};\ \ x_0 = \xi_1;\ y_0 = r_1 - R_0;\ \mathrm{tg}\theta_0 = -x_0/y_0.$$

Для визначення тангенса кута сполучення $\mathrm{tg}\theta_1$ >0 із (6) маємо співвідношення

$$\xi_1^2 - 2\xi_1 x_0 + r_1^2 - 2r_1 y_0 = 0;\ y_0 = r_1 + \frac{\xi_1 - x_0}{\mathrm{tg}\theta_1}. \qquad (7)$$

Підставляючи друге співвідношення з (7) для $y_0$ до першого співвідношення, отримуємо рівняння для $x_0$

$$\xi_1^2 - 2\xi_1 x_0 + r_1^2 - 2r_1\left(r_1 + \frac{\xi_1 - x_0}{\mathrm{tg}\theta_1}\right) = 0.$$

Координата $x_0$ центра кола знаходиться із співвідношення

$$x_0 = \frac{\xi_1^2 - r_1^2 - 2r_1\xi_1/\mathrm{tg}\theta_1}{2(\xi_1 - r_1/\mathrm{tg}\theta_1)}.$$

Координата $y_0$ центра кола визначається з другого співвідношення (7), а радіус кола $R_0$ обчислюється з першого співвідношення (6).

Координата $r(\xi)$ та похідна $r'(\xi)$ на наконечнику оживальної форми розраховуються при $R_{sph}$ =0 за співвідношенням:

$$r(\xi) = y_0 + \sqrt{R_0^2 - (\xi - x_0)^2},\ r'(x) = -\frac{\xi - x_0}{r - y_0}\ \text{для}\ 0 < \xi \le \xi_1. \qquad (8)$$

Тангенс кута нахилу утворює поверхні наконечника в носику корпусу обчислюється так $\mathrm{tg}\theta_0 = -x_0/y_0$ .

Якщо $R_{sph} > 0$, тоді для розрахунку форми сферично затупленого оживала використовуються:

– для сферичного сегмента – співвідношення (1);

– для оживальної ділянки – співвідношення (8).

Координати точки $(\xi_c, r_c)$ гладкого сполучення сферичної та оживальної ділянок знаходяться зі співвідношень

$$r_c = -\frac{y_0(R_{sph} - \xi_c)}{(x_0 - R_{sph})}.$$

Координата $\xi_c$ точки сполучення ( $0 < \xi_c \le R_{sph}$ ) виходить з розв'язання трансцендентного рівняння $F(\xi_c) = 0$

$$F(\xi_c) = y_0 + \sqrt{R_0^2 - (\xi_c - x_0)^2} - \sqrt{\xi_c(2R_{sph} - \xi_c)} = 0 .$$

Неявне рівняння $F(\xi_c) = 0$ вирішується ітераційне методом Ньютона

$$\xi_c^{n+1} = \xi_c^n - F'(\xi_c^n)/F(\xi_c^n),$$

де $n$ – номер ітерації;

$$F'(\xi) = -\frac{(\xi - x_0)}{\sqrt{R_0^2 - (\xi - x_0)^2}} - \frac{R_{sph} - \xi}{\sqrt{\xi(2R_{sph} - \xi)}} .$$

Як початкове наближення $\xi_c^0$ обирається $R_{sph}$ .

в) Для наконечника типу $Typ_1$=3 вводяться чотири параметри ( $N_{par}$ =4): $r_1$ – радіальна координата кінця наконечника; $R_{sph}$ – радіус сферичного сегмента; $TgTe_1$ – тангенс кута нахилу $\theta_1$ утворюючої параболічної форми в перерізі сполучення $\xi_c = R_{sph}(1 - \sin\theta_1)$; $TgTe_2$ – тангенс кута нахилу $\theta_2$ утворюючої параболічної форми в опорному перерізі $\xi = \xi_1$ .

Для реалізації монотонної зміни похідної $r'(\xi)$ на ділянці $(0, \xi_1)$ використовуються дві параболи, які гладко сполучаються на цій ділянці в деякій точці $(\bar{\xi}, \bar{r})$.

Вищеописаний спосіб завдання поверхні корпусу ракети дозволяє описати широкий клас використовуваних ракет.

Якщо корпус ракети має не вісесиметричну форму, то для завдання форми корпусу складної просторової форми використовується інший підхід [5]. У цьому підході крім розбиття корпусу ракети вздовж осі $O\xi$ опорними перерізами $\xi_i = \mathrm{const}$, використовується апроксимація поперечного контуру поверхні корпусу у цих перерізах наборами ліній різного виду (прямий відрізок, дуга кола, дуга еліпса). Форма поверхні корпусу між опорними перерізами в залежності від координати $\xi$ обчислюється лінійною інтерполяцією у меридіональних площинах $\theta = \mathrm{const}$.

Аналогічна математична модель для опису поверхні корпусу та крила літального апарата літакової конфігурації використовувалася в [6], яка задавалася у двох видах: зверху – у площині $xOy$ та профілями – у площинах $xOz$ . Поперечні перерізи апроксимувалися простими лініями – прямими, кривими другого порядку, кубічними параболами, еліпсами. З різних елементів кривих з використанням умов гладкості контуру в точках зрощення складається крива поперечного перерізу. У фіксованому положенні елемент поверхні визначається координатами початку відліку, нахилом контрольних кривих та кінцем відліку. Елемент поверхні не фіксується в фіксованому перерізі, а натомість безперервно визначається вздовж деякої частини поверхні, тому граничні умови для елемента перерізу поверхні знаходяться вздовж кривих, що визначають початок, кінець і нахил кривих у контрольних точках.

**Завдання параметрів форми елементів компонування ракети**. Компонування ракети крім форми корпусу відрізняються додатковими елементами та їх розташуванням на корпусі ракети. Для завдання форми поверхні елемента компонування ракети використовується система декартових координат $O'x'y'z'$ , яка пов’язана з цим елементом. Для кожного елемента компоновки ракети використовується своя система декартових координат. Форма поверхні елемента компонування ракети задається в декартовій системі координат $O'x'y'z'$ , пов’язаної з цим елементом, такими способами:

1) аналітичними формулами;
2) формою в плані для тонкого елемента плоскої форми;
3) формою в плані та поперечними профілями елемента по бортовій та кінцевій хорді.

При опису форми поверхні елемента необхідно вказати спосіб її завдання, кількість визначальних параметрів та значення цих параметрів.

А) Для реалізації аналітичного способу завдання поверхонь елементів створюється набір підпрограм, в які передаються значення параметрів, що використовуються в розрахункових формулах. Цей набір підпрограм, що реалізують розрахункові співвідношення для аналітичного завдання форм поверхонь елементів, може постійно розширюватися. Ці підпрограми мають бути впорядковані за номерами. Тоді для розрахунку форми поверхні елемента, заданого аналітичним способом, необхідно вказати: $Typ_E$ = 1 – спосіб розрахунку (аналітичний); $N_{sub}$ – номер підпрограми, що використовується; $X_c$ – координата $x'$ положення осі $O'z'$, навколо якої відхиляється руль; $N_{par}$ – кількість параметрів, що використовуються у розрахункових формулах; $Par_E$ – впорядкований масив значень параметрів, що використовуються.

Б) Другий спосіб, в якому завдаються поверхні нескінченно тонких плоских елементів формою в плані ($Typ_E$ =2), реалізований в [7]. Для завдання форми в плані нескінченно тонкого плоского елемента використовуються характерні точки з координатами $\left(x'_i, z'_i\right)$ в площині $y'=0$ ($i=1,...,N_{xz}$), де $N_{xz}$ – кількість заданих характерних точок, у якості яких зручно використовувати кутові точки кромок елемента. Наприклад, форма у плані трикутного елемента задається трьома кутовими точками $N_{xz}$ =3, а чотирикутного елемента – чотирма кутовими точками $N_{xz}$ =4. При апроксимації криволінійної ділянки кромки елемента кількість характерних точок має бути більшою за дві.

Форма поверхні консолі задається в правій декартовій системі координат $O'x'y'z'$, жорстко пов'язаній з нею. При цьому задаються такі геометричні параметри форми консолі:

а) $N_{xz}$ – кількість опорних точок, що вводяться для завдання форми консолі у плані;

б) $x'_j$, $j = 1..N_{xz}$ – масив координат $x'$ опорних точок;

в) $z'_j$, $j = 1..N_{xz}$ – масив координат $z'$ опорних точок.

Масиви координат $x'_j$ та $z'_j$ опорних точок формуються від передньої до задньої точки на бортовій хорді консолі.

На поверхні корпусу ракети може бути розташовано кілька тонких плоских консолей різної форми у плані. Так як форма кількох консолей, розміщених на поверхні корпусу ракети, як правило, буде однаковою, то для виключення повторного завдання однакових форм консолей зручно вводити набір форм консолей із різними геометричними параметрами. При завданні умов функціонування кожної консолі буде використовуватися посилання на відповідний порядковий номер із введеного набору форм.

Для вибору форми консолі використовується параметр $N_{form}$ (номер форми), який відповідає порядковому номеру форми консолі для заданого набору з декількох форм. Умови функціонування консолі визначають вихідне положення консолі на корпусі ракети, що задається поздовжньою координатою $z_0^*$, меридіональним кутом $\theta_0^*$ і кутом відхилення $\delta$ консолі щодо його вихідного положення. Поворот консолі здійснюється навколо осі $O'z'$.

Консолі, що розташовані на корпусі ракети, повинні бути впорядковані, починаючи з 1-го і закінчуючи номером $N_R$, де $N_R$ – кількість заданих консолей. Зручно впорядковувати номери консолей вздовж потоку, хоча їх можна було б упорядкувати й іншим чином. Головне, що кожна консоль повинна мати свій порядковий номер, бо яким чином проводиться їх упорядкування не має значення. Потім задаються параметри, що характеризують функціонування кожної консолі.

Прив'язка консолі до корпусу ракети здійснюється наступним чином: для заданих $z_0^*$ і $\theta_0^*$ обчислюються параметри форми корпусу ракети, $b = r\left(z_0^*, \theta_0^*\right)$, $b_z = r'_z\left(z_0^*, \theta_0^*\right)$ і $\beta = \mathrm{arctg}(b_z)$ – кут нахилу утворюючої корпусу ракети до осі $Oz$ у перерізі $z = z_0^*$.

Таким чином, основними параметрами функціонування консолі, що задаються, є:

а) $N_{form}$ – порядковий номер форми із введеного набору форм консолей;

б) $z_0^*$ – перетин розміщення консолі вздовж осі корпусу ракети (у метрах);

в) $\theta_0^*$ – меридіональна площина, в якій знаходиться площина консолі (у градусах);

г) $\delta$ – кут повороту консолі (у градусах) навколо осі $O'z'$, $\delta > 0$ якщо при спостереженні з вершини осі обертання $O'z'$ поворот консолі відбувається проти годинникової стрілки.

В) У третьому способі завдання поверхні ($Typ_E$ =3) елемент компонування ракети визначається формою в плані і поперечними профілями по бортовій і кінцевій хорді. Для завдання форми поверхні елемента в плані, як і в другому способі, використовуються характерні точки з координатами $\left(x'_i, z'_i\right)$ в площині $y' = 0$ ($i = 1,...,N_{xz}$), де $N_{xz}$ – кількість заданих характерних точок. Як характерні точки зручно використовувати кутові точки на кромках елемента. При розрахунку форми контуру поверхні елемента у плані використовується лінійна апроксимація між характерними точками.

Поперечні профілі елемента по бортовій хорді $y'_b = f_b\left(x'\right)$ при $z' = 0$ і кінцевій хорді $y'_k = f_k\left(x'\right)$ при $z' = z'_k$ задаються характерними точками $\left(x'_j, y'_j,\quad j = 1,...,N_{xy}\right)$ нижнього і верхнього контурів профілю. Кількість характерних точок $N_{xy}$ на бортовій та кінцевій хордах збігається. На рис. 3 надано приклад завдання поверхні стрілоподібного крила з використанням такого способу. Поверхня елемента формується із плоских майданчиків, показаних на рис. 3 на формі у плані, обмежених сусідніми прямими лініями, що з'єднують характерні точки з однаковими номерами бортового та кінцевого контурів профілів. Для поперечного профілю задається радіус затуплення, який дорівнює нулю у разі загостреного профілю.


Рис. 3

Якщо профіль крила симетричний щодо площини $x'O'z'$, то задаються координати опорних точок тільки для верхнього профілю $\left(x'^u_i, y'^u_i\right)$, а опорні точки нижнього профілю $\left(x'^d_i, y'^d_i\right)$ визначаються, виходячи з умови симетрії. Для симетрично розташованих опорних точок на верхньому та нижньому контурі профілю виконуються умови: $x'^d_i = x'^u_i$, $y'^d_i = -y'^u_i$.

При завданні поверхні елемента формою в плані та поперечними профілями по бортовій та кінцевій хорді необхідно вказати: *Typ_E = 3* – спосіб розрахунку (задається форма в плані та поперечні профілі по бортовій та кінцевій хорді елемента); $x_c$ – координата $x'$ положення осі $O'z'$, навколо якої може відхилятися площина елемента; $N_{xz}$ – кількість характерних точок, що вводяться для завдання форми в плані; Ar_X_pan – масив координат $x'_i$ ($i = 1,...,N_{xz}$) характерних точок; Ar_Z_pan – масив координат $z'_i$ ($i = 1,...,N_{xz}$) характерних точок; Sim_pan – ознака симетричності профілів; $R_1$, $R_2$, $R_3$ – радіуси затуплення передньої, бічної та задньої кромок елемента (три числа), негативне значення радіуса затуплення $R_k$ ($k$ =1,2,3) відповідає за модулем половині висоти торцевого затуплення; $N_{xy}$ – кількість характерних точок, що вводяться для завдання поперечних профілів по бортовій та кінцевій хорді елемента; $Ar\_Xu1\_pan$ – масив координат $x'_j$ ($j = 1,...,N_{xy}$) характерних точок вздовж профілю по бортовій хорді; $Ar\_Yu1\_pan$ – масив координат $y'_j$ ($j = 1,...,N_{xy}$) характерних точок вздовж профілю по бортовій хорді; $Ar\_Xu2\_pan$ – масив координат $x'_j$ ($j = 1,...,N_{xy}$) характерних точок вздовж профілю по кінцевій хорді; $Ar\_Yu2\_pan$ – масив координат $y'_j$ ($j = 1,...,N_{xy}$) характерних точок вздовж профілю по кінцевій хорді.

Очевидно, що для третього способу завдання поверхні елемента суттєво збільшується набір вихідних даних у порівнянні з другим способом завдання.

Таким чином для опису форми поверхні елемента необхідно вказати спосіб її завдання, кількість визначальних параметрів та значення цих параметрів.

**Завдання вихідних даних для компонування ракети**. Для опису компонування ракети необхідно встановити кількість додаткових елементів, що розміщуються на її корпусі. Для кожного елемента компонування задаються параметри, що визначають його форму, місце розташування на корпусі і кут його відхилення.

Кожному елементу компонування відповідає свій набір вихідних даних. Цей набір даних складається з параметрів, що визначають форму цього елемента та параметрів його функціонування у складі компонування. Маючи на увазі, що кілька органів можуть мати однакову форму поверхні (наприклад, хвостові стабілізатори), будемо задавати набір вихідних даних для всіх розглянутих форм поверхонь елементів, розміщених на корпусі ракети. Тоді для конкретного елемента компонування достатньо вказати лише порядковий номер форми з заданого набору форм поверхонь елементів. Прив'язка елемента до компонування ракети здійснюється завданням $N_p$ параметрів його функціонування. Мінімальний набір параметрів функціонування елемента складається з $N_p$ =4 параметрів:

– $N_{form}$ – порядкового номера форми поверхні додаткового елемента компонування у заданому наборі форм;

– $x_0^*$ – координати перерізу розміщення початку декартової системи координат $O'x'y'z'$, в якій задається форма поверхні елемента, щодо початку основної циліндричної системи координат $Oxr\theta$, пов'язаної з корпусом ракети;

– $\theta_0^*$ – кута меридіональної площини циліндричній системи координат $Oxr\theta$, в якій знаходиться площина $x'O'y'$ декартової системи координат $O'x'y'z'$, що пов'язана з елементом;

– $\delta^*$ – кута, на який відхиляється площина $x'O'y'$ декартової системи координат $O'x'y'z'$, яка спочатку розміщена в меридіональній площині $\theta = \theta_0^*$ циліндричної системи координат $Oxr\theta$.

Співвідношення, що пов'язують основну $Oxyz$ та місцеву $O'x'y'z'$ декартові системи координат, мають вигляд:

$$
\begin{aligned}
x &= z_0^* - y'\sin\beta + (x'\cos\delta - z'\sin\delta)\cos\beta;\\
y &= -[b + y'\cos\beta + (x'\cos\delta - z'\sin\delta)\sin\beta]\cos\theta_0^* -\\
&\quad -(z'\cos\delta + x'\sin\delta)\sin\theta_0^*;\\
z &= [b + y_0\cos\beta + (x'\cos\delta - z'\sin\delta)\sin\beta]\sin\theta_0^* -\\
&\quad -(z'\cos\delta + y'\sin\delta)\cos\theta_0^*,
\end{aligned}
\qquad (9)
$$

де $b$ – радіальна координата поверхні корпусу ракети, $\beta$ – кут нахилу утворюючої поверхні корпусу к осі $O\xi$.

Радіальна координата поверхні корпусу ракети $b$ і кут нахилу $\beta$ утворюючої поверхні корпусу к осі $O\xi$ розраховуються з використанням відповідних значень параметрів $z_0^*$, $\theta_0^*$ і $\delta$ для елемента компонування ракети, що розглядається.

Співвідношення (9) використовуються для знаходження декартових координат точок на поверхнях елементів компонування.

Перехід від декартових координат системи $Oxyz$ до циліндричних координат системи $O\xi r\theta$ здійснюється за формулами

$$
\xi = x, \quad r = \sqrt{x^2 + y^2}, \quad \arctan\theta = -x/z .
$$

Формули зворотного переходу від циліндричної системи координат $O\xi r\theta$ до зв’язаної декартової системи координат $O'x'y'z'$ мають вигляд:

$$
\begin{aligned}
x' &= \left[\left(\xi - z_0^*\right)\cos\beta + \left(r\cos\left(\theta - \theta_0^*\right) - b\right)\sin\beta\right]\cos\delta - r\sin\left(\theta - \theta_0^*\right)\sin\delta;\\
y' &= \left(r\cos\left(\theta - \theta_0^*\right) - b\right)\cos\beta - \left(\xi - z_0^*\right)\sin\beta;\\
z' &= -\left[\left(\xi - z_0^*\right)\cos\beta + \left(r\cos\left(\theta - \theta_0^*\right) - b\right)\sin\beta\right]\sin\delta - r\sin\left(\theta - \theta_0^*\right)\cos\delta.
\end{aligned}
\qquad (10)
$$

Співвідношення (9), (10) використовуються при розрахунках координат точок на поверхні та векторів нормалі і дотичних векторів поверхні елемента компонування ракети, що розглядається.

**Структура файлу вихідних даних**. З використанням вищевказаного підходу загальна схема завдання геометричних параметрів компонування ракети виглядає наступним чином. Задаються:

1) ім’я файлу з параметрами форми корпусу ракети;

2) кількість файлів $N_f$ із параметрами форм елементів, що вводяться;

3) $N_f$ імен файлів із параметрами форм елементів;

4) кількість елементів компонування $N_e$, розміщених на корпусі ракети;

5) кількість параметрів функціонування $N_p$ елемента компонування;

6) $N_e$ рядків, що містять $N_p$ значень параметрів ($N_{form}, x_0^*, \theta_0^*, \delta^*$) функціонування кожного елемента компонування.

Якщо формування файлів с параметрами форми корпусу ракети і її елементів може мати досить складний вигляд, то формування файлу вихідних даних для повного компонування ракети виконується досить просто. Слід також зазначити, що файли, які використовуються для завдання форм корпусу ракети і її елементів, не залежать один від одного.

Елементи компонування ракети, що розміщенні на корпусі, програмно упорядковуються уздовж корпусу ракети. Це робиться при реалізації алгоритму маршового розрахунку надзвукового обтікання компонувань ракет різного призначення, оснащених органами керування і стабілізації. Упорядкування елементів компонування по номерах вздовж корпусу ракети виконується відповідно до наступного правила:

а) елемент компонування з меншою координатою передньої кромки $\xi_{kp}$ має менший номер;

б) серед елементів з однаковими координатами $\xi_{kp}$ менший номер має той елемент, у якого кутова координата $\theta_{kp}$ розміщення на корпусі ракети менша.

Таким чином, усі елементи компонування ракети програмно впорядковуються по координатах $\xi$ і $\theta$ відповідно до їх розміщення вздовж корпусу ракети.

**Висновки**. Запропоновано єдиний підхід до завдання параметрів форми компонувань ракет незалежно від їх типу. Для компоновок ракет складної конфігурації пропонується використовувати підхід, у якому завдання форми корпусу ракети і додаткових елементів, що розміщуються на корпусі ракети, здійснюються незалежно. Прив'язка додаткових елементів ракетного компонування до корпусу ракети виконується за допомогою параметрів функціонування. Використання параметрів функціонування пов'язує кожен додатковий елемент ракетного компонування з її корпусом, що дозволяє створити уніфікований спосіб завдання геометричних параметрів ракетних компоновок різної форми.

Цей підхід розвивається у напрямку ускладнення форм елементів компонувань ракет з довільним розміщенням їх на корпусах ракет. Форма кожного елемента ракети задається в декартовій системі координат $O'x'y'z'$, яка жорстко пов'язана з цим елементом. Розроблено уніфікований підхід до завдання форми зовнішніх поверхонь різних елементів ракети. Отримані розрахункові співвідношення, що використовуються для розрахунку геометричних параметрів корпусу ракети і всіх елементів її компонування.

Для опису компонування ракети необхідно встановити кількість додаткових елементів, що розміщуються на її корпусі. Для кожного елемента компонування задаються параметри, що визначають його форму, місце розташування на корпусі і кут його відхилення. Кожному елементу компонування відповідає свій набір вихідних даних. Цей набір даних складається з параметрів, що визначають форму цього елемента та параметрів його функціонування у складі компонування. Сформована структура стандартного файлу вихідних даних для завдання форми компонування ракети.

Дослідження виконані за рахунок фінансування за бюджетною програмою «Підтримка розвитку пріоритетних напрямків наукових досліджень (КПК ВК 6541230) на 2023 – 2024 роки».

1 *Cronvich L. L.* Missile aerodynamics. Johns Hopkins APL Technical Digest. 1983. V. 4, No. 3. P. 175–186.
2 Principles of Guided Missiles and Nuclear Weapons. Washington: Bureau of Naval Personnel, 1966. Rep. NAVPERS-10784-A. 371 p.
3 *Liptak P., Jozefek M.* Moments Having Effect on a Flying Missile. Science&Military. 2010. No. 1. P. 51–57.
4 *Волков В. Ф.* Геометрическое моделирование сложных конфигураций применительно к задачам аэродинамики. Вычислительные методы и программирование. 2001. Т. 2. С. 112–122.

5 *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Маршевые алгоритмы расчета термогазодинамических процессов в прямоточных воздушно-реактивных двигателях, интегрированных с летательным аппаратом, с учетом пространственных эффектов. Вестник двигателестроения. 2019. № 2. С. 14–21.
6. *Шевелев Ю. Д., Сызранова Н. Г., Андрущенко В. А., Михалин В. А.., Максимов В. А.* Решение задач проектирования летательных аппаратов на многопроцессорных вычислительных комплексах. Математическое моделирование. 2007. Т. 19, № 5. С. 25–38.
7. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Численное моделирование сверхзвукового обтекания ракет-носителей, оснащенных тонкими органами управления и стабилизации. Космическая наука и технология. 2017. Т. 23, № 5. С. 33–43. https://doi.org/10.15407/knit2017.05.033

Отримано 22.05.2024,
в остаточному варіанті 12.06.2024