

2. Семененко В. П. Инженерная методика расчета параметров трансзвуковой зоны полета ракеты-носителя // В. П. Семененко, П. В. Семененко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: *зб. науков. праць*. – Д.: Пороги, 2012. – Т. XIV. – С. 83–97.

Надійшла до редколегії 02.04.13

УДК 629.78

А. М. Чубаров

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

ВИБІР ОПТИМАЛЬНОГО ВАРІАНТА КОМПОНОВКИ ДОРОЗГІННОГО СТУПЕНЯ В ЗАЛЕЖНОСТІ ВІД ВІДНОСНИХ ЗАПАСІВ ПАЛИВА

Розроблена методика визначення параметрів та вибору оптимального варіанта компоновки дорозгінного ступеня в залежності від відносних запасів палива та маси корисного вантажу.

Ключові слова: компоновка, верхній ступінь, розгінний блок, проектування.

Разработана методика определения параметров и выбора оптимального варианта компоновки разгонной ступени в зависимости от относительных запасов топлива и массы полезного груза.

Ключевые слова: компоновка, верхняя ступень, разгонный блок, проектирование.

The method of calculation the parameters and choosing the best structural scheme for upper stages, depending of the relative fuel reserves and payload mass are proposed.

Keywords: structural scheme, upper stage, designing.

Вступ. Особливістю постановки задачі вибору оптимального варіанта компоновки дорозгінного ступеня є те, що прямий вибір оптимального варіанта компоновки в залежності від відносних запасів палива можливий лише для конкретного значення маси корисного вантажу.

Постановка задачі. Для того щоб отримати загальні рекомендації по вибору компоновки дорозгінного ступеня, вводиться припущення, що суха маса останнього залежить не лише від величини наслідуючого вантажу і абсолютних запасів палива, а, перш за все, від відносних запасів палива μ_p , які, в свою чер-

гу, залежать від енергетики, необхідної для переведення корисного вантажу з проміжної орбіти на робочу. Окрім того, від μ_n залежить стартова маса ДРБ, його суха маса i , відповідно, відносна суха маса конструкції. Для розробки рекомендацій вирішується зворотна задача розрахунку маси дорозгінного ступеня в залежності від абсолютних запасів палива.

Як паливо розглядались висококиплячі компоненти: окислювач – азотний тетраоксид, пальне – несиметричний диметилгідрозин, що подаються до двигуна за допомогою ТНА або ПНА.

Методи розв’язування та аналіз одержаних результатів. Постановка оптимізаційної задачі розрахунку маси паливних баків містить у собі такі складники.

1. *Проектні параметри* – це параметри, якими варіюють при пошуку оптимального рішення. До них належать геометричні розміри баків або паливного відсіку та параметри силових конструкцій.

2. *Вхідні параметри* – це параметри, що задаються на початку розрахунку. До них належать:

– внутрішній тиск у баках: $p_0 = 10$ атм. для бака окисника та $p_r = 7$ атм. для бака горючого;

– об’єм бака визначається з умови, що об’єм газової подушки складає 5% від об’єму бака:

– осьова стискаюча сила;

– механічні характеристики матеріалів. Для сферичних та торових оболонок, а також для розпорних шпангоутів використовується сплав АМгбМ; для циліндричних оболонок використовується сплав АМгбН.

3. *Критерій оптимізації*. Як критерій оптимізації виступає мінімальна маса конструкції баків або паливного відсіку. Математичні вирази визначення маси представлялись у вигляді розгорнутих масових рівнянь відсіку, які широко застосовуються під час проектування.

4. *Основні функціональні обмеження*: для даної задачі це співвідношення рівності заданого і розрахункового об’ємів, а також співвідношення міцності та стійкості конструкції.

5. *Додаткові обмеження*: для даної задачі – це геометричні обмеження на компоновку баків або паливного відсіку та технологічні обмеження:

$$\left\{ \begin{array}{l} M(\bar{R}, \bar{\delta}) \rightarrow \min \\ V_{\bar{o}}(\bar{R}) = V_{\bar{o}} \\ \bar{\sigma} \leq [\sigma] \\ R_n > 0 \\ \bar{\delta} \geq \delta_{\text{техн}} \end{array} \right. \quad (1)$$

Ферма під час польоту навантажується осьовою розтягуючою силою T , перерізуючою силою Q та згинальним моментом M . Осьова сила T визначалась з умови, що максимальне осьове перевантаження складає 6 одиниць, а перерізуюча сила Q та згинальний момент M з умови максимального поперечного перевантаження – 1,5 одиниці. Оскільки під час польоту виникають значні динамічні навантаження, для розрахунку був прийнятий коефіцієнт динамічності $k_d = 2$.

Розрахунки проводились у такій послідовності:

- приймалось число вузлів ферми n (цим значенням варіюємо для пошуку мінімального значення маси);
- визначалась довжина одного стрижня;
- визначались розрахункові зусилля для стрижня;
- для найбільших розтягуючого і стискаючого із зусиль вирішувалась оптимізаційна задача знаходження параметрів стрижня мінімальної маси;
- розраховувалась маса ферми.

Маса двигунної установки розраховувалась методом масштабування параметрів по існуючих аналогах, маса допоміжних систем оцінювалась за статистичними коефіцієнтами.

Після знаходження сумарної маси ДРБ для кожної зі схем розраховувались такі параметри:

- коефіцієнт використання об'єму;
- відношення маси палива до маси конструкції (масова якість конструкції);
- коефіцієнт сухої маси $\xi_{\text{сух}}$;
- коефіцієнт відносних запасів палива $\mu_{\text{п}}$;
- максимальна маса корисного вантажу, який може бути виведений на геостаціонарну орбіту за умови залишків незабору рівних 5%;
- надаване прирощення швидкості початковій масі корисного вантажу за умови залишків незабору, що становить 5%.

Аналіз і узагальнення отриманих даних за допомогою методів регресійного аналізу дало можливість розробити просту методику для вибору конструктивно-компоновочної схеми ДРБ та розрахунку його характеристик у першому наближенні, в залежності від відносних запасів палива та маси корисного вантажу. Приведена методика застосовується за умови обмеження на діаметр відсіку $D = 3$ м.

Послідовність розрахунку така:

- визначаємо необхідний об'єм палива за рівнянням:

$$M_{\text{кв}} = \left[\frac{k_{\text{н}}}{\mu_{\text{п}}} - \frac{\alpha_m(V_{\text{п}}) + 1}{\alpha_m(V_{\text{п}})} \right] \cdot \rho_{\text{п}} \cdot V_{\text{п}}, \quad (2)$$

де k_n – коефіцієнт, який враховує залишки незабору і показує, який відсоток палива фактично буде використаний;

$$\alpha_m(V_{\Pi}) = 3,021 \cdot \ln(2,394 \cdot V_{\Pi} - 0,137) + 0,062 \cdot V_{\Pi} + 1,836; \quad (3)$$

– визначаємо масу палива та суху масу конструкції:

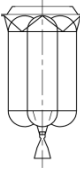
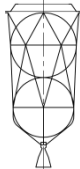


$$G_{\Pi} = \rho_{\Pi} \cdot V_{\Pi}, \quad (4)$$

$$G_{\text{сух}} = \frac{G_{\Pi}}{\alpha_m(V_{\Pi})}; \quad (5)$$

– обираємо оптимальний варіант компоновки в залежності від об'єму палива за такими таблицями:

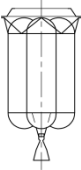




Таблиця 1

Вибір ККС дорозгінного блоку з пріоритетом мінімальної маси

$V_{\Pi}, \text{м}^3$	до 2,5	2,5 – 11	11 – 15	більше 15
Схема ДРБ				

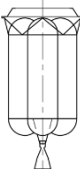



Таблиця 2

Вибір ККС дорозгінного блоку з пріоритетом щільності компоновки

$V_{\Pi}, \text{м}^3$	До 0,5	0,5 – 7	7 – 9	9 – 11	більше 11
Схема ДРБ					

Таблиця 3

Компромісний варіант вибору ККС дорозгінного блоку

$V_{\Pi}, \text{м}^3$	до 2,5	2,5 – 4	4 – 13	більше 13
Схема ДРБ				

Висновки. Результативна порівняльна характеристика різних типів компоновок паливних баків верхніх ступенів з конкретними рекомендаціями з їх

вибору в залежності від польотного завдання може бути зручним інструментом для вибору конструктивно-компонувальної схеми верхнього ступеня.

Бібліографічні посилання

1. Проектування та конструкція ракет-носіїв: *підручник* / В. В. Близниченко, Є. О. Джур, Р. Д. Краснікова, Л. Д. Кучма [та ін.]; *за ред. акад. С. М. Конюхова*. – Д.: ДНУ, 2007. – 504 с.
2. Линник А. К. Особливості проектно-конструкторської розробки верхніх ступенів: *навч. посібн.*/ А. К. Линник. – Д.: ДКБ «Південне», ДНУ, 2007. – 94 с.
3. Шевцов В. Ю. Проектування космічних апаратів: *конспект лекцій* / В. Ю. Шевцов. – Д.: РВВ ДНУ, 2008. – 100 с.

Надійшла до редколегії 15.04.2013