

2. По рекуррентним формулам (7) для двухузловых и вида (10) для многоузловых элементов вычисляются коэффициенты $\alpha_{1,j}$, $\beta_{i,j}$ ($j = 1, N$).

3. По формуле (11) вычисляется значение температуры в первом узле T_1 .

4. По рекуррентной формуле (6) вычисляются значения температуры в остальных расчетных узлах (T_j при $j = 2, N$).

Данный алгоритм является наиболее экономичным, поскольку не требует хранения полной матрицы коэффициентов разрешающей системы уравнений. Действия производятся только с ненулевыми элементами, за счет чего обеспечивается относительно малое время счета даже для СТР, содержащих большое количество структурных элементов. Это позволяет использовать алгоритм в качестве инструмента для проведения широкого вычислительного эксперимента по отработке СТР для КЛА различного назначения.

Библиографические ссылки

1. Дульнев Г. П. Методы расчета теплового режима приборов / Г. П. Дульнев, В. Г. Парфенов, А. В. Сигалов. – М.: Радио и связь, 1990. – 312 с.
2. Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов / В. В. Малоземов. – М.: Машиностроение, 1980. – 380 с.

Надійшла до редколегії 29.03.2013

УДК 624.074.43: 658.512.011.56(075.8)

Т. В. Куц

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

БАГАТОФУНКЦІОНАЛЬНІСТЬ ПАЛИВНИХ БАКІВ

Як цільова функція проектування використовується мінімум стартової маси. Одним із факторів, що впливають на кінцеву масу конструкції, є суміщення функцій кількох конструкцій в одній, або збільшення їхньої функціональності. Значна частина загальної маси конструкції припадає на паливні баки, а тому збільшення їхнього функціонального навантаження дозволяє зменшити стартову масу загалом.

Варіантом збільшення функціональності паливних баків може бути відмова від хвостового та перехідного відсіків з наданням їхніх функцій паливним бакам. Для об-

грунтування очікуваного зменшення маси конструкції ракети-носія був проведений порівняльний аналіз стандартної компоновки із запропонованою.

Ключові слова: функціональне навантаження, відсік, порівняльний аналіз, функціональність, паливні баки, компоновка, ракета-носії.

В качестве целевой функции проектирования используется минимум стартовой массы. Одним из факторов, что влияют на конечную массу конструкции, является соединение функций нескольких конструкций в одной, или увеличение их функциональности. Значительная часть общей массы конструкции приходится на топливные баки, и поэтому увеличение их функциональной нагрузки позволяет уменьшить стартовую массу в целом.

Вариантом увеличения функциональности топливных баков может быть отказ от хвостового и переходного отсеков с предоставлением их функций топливным бакам. Для обоснования ожидаемого уменьшения массы конструкции ракеты-носителя был проведен сравнительный анализ стандартной компоновки с предложенной.

Ключевые слова: функциональная нагруженность, отсек, сравнительный анализ, функциональность, топливные баки, компоновка, ракета-носитель.

As criterion function of designing the minimum of starting weight is used. One of factors that influence on final weight designs connection of functions of several designs in one, or increase in their functionality is. The significant part of a lump of a design is necessary on fuel tanks and consequently the increase in their functional loading allows to reduce starting weight as a whole.

Variant of increase in functionality of fuel tanks can be refusal of tail and transitive compartments with granting their functions to fuel tanks. For a substantiation of expected reduction of weight of a design the booster rocket has been lead the comparative analysis of standard configuration with offered.

Keywords: functional load compartment, comparative analysis, functionality, fuel tanks, layout booster.

Дослідження проводяться таким чином. Спочатку розраховують довжини змінених паливних баків.

Приймається, що довжина нижнього паливного бака (у даному випадку бака горючого) першого ступеня при утопленні двигунної установки збільшується на половину довжини двигунної установки першого ступеня:

$$\Delta l_1 = \frac{Lk_1}{2};$$

довжина бака окислювача першого ступеня збільшується на половину довжини двигунної установки другого ступеня (що видно з рис. 1,б):

$$\Delta l_2 = \frac{Lk_2}{2}.$$

Згідно з чим паливні баки першого ступеня будуть мати такі довжини:

$$l_{1Г} = l_{1Г}^* + \Delta l_1;$$

$$l_{10} = l_{10}^* + \Delta l_2.$$

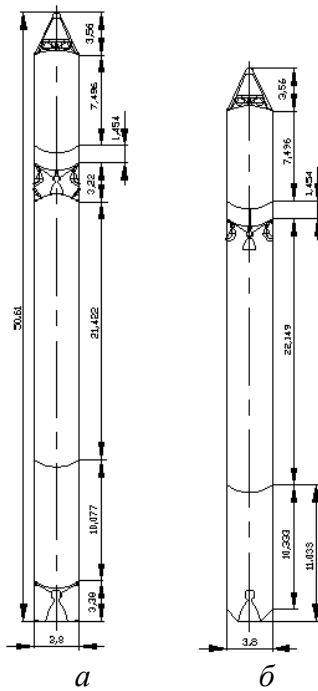


Рис. 1. Конструктивно-компоновальна схема ракети-носія:
 а – компоновка № 1;
 б – компоновка № 2

Далі проводився розрахунок висоти пластини для двигуна першого ступеня [2].

При установленні двигуна в бак горючого першого ступеня враховується той фактор, що тиск у сопловій частині двигуна має змінний характер (тиск змінюється від тиску в критичному перерізі сопла до майже атмосферного на зрізі сопла). Тому в деякому місці всередині сопла тиск буде дорівнювати тиску наддування в паливному баці. А в місці, де тиск у соплі вже менший за тиск наддування в баці, призведе до того, що ця частина сопла буде працювати на стійкість. Щоб цього не сталося, із зовнішньої сторони сопла ставиться металева пластинка.

Розрахунки довжини частини сопла, яка працює на стійкість, а, відповідно, і висоти пластини проводяться згідно з формулою:

$$V_1^2 + \frac{k}{k-1} \frac{P_1}{\rho_1} = V_2^2 + \frac{k}{k-1} \frac{P_2}{\rho_1},$$

де $P_2 = P_{кр}$.

Далі проводяться порівняльні розрахунки мас ракет-носіїв (РН).

Для порівняння мас двох РН беруться маси тільки тих елементів, конструкція та габарити яких відрізняються.

Отже, для бака горючого першого ступеня РН компоновки № 2 беруться маси таких елементів:

- нижнє конусне днище;
- частина циліндричної оболонки;
- нижній шпангоут, який з'єднує циліндричну частину з конічною частиною бака;
- нижній шпангоут, який з'єднує конічну частину бака з двигуном.

Для бака горючого першого ступеня РН компоновки № 1 беруться маси таких елементів:

- нижнє сферичне днище;
- хвостовий відсік;
- рама кріплення двигуна;
- нижній шпангоут, який з'єднує циліндричну оболонку зі сферичним днищем;
- торцевий шпангоут хвостового відсіку.

Спочатку проводяться розрахунки маси елементів бака горючого першого ступеня для компоновки № 2, використовуючи такі формули [1]:

$$\frac{PR}{\delta} \leq \sigma_B;$$

$$P_{\Gamma 1} = \rho_k g L n_x f_p;$$

$$M_{\text{шп}} = \delta \rho 2\pi R L;$$

$$F_{\text{шп}} = \frac{q l R}{\sigma_{0,2}};$$

$$M_{\text{шп}} = \rho 2\pi R F_{\text{шп}};$$

$$\frac{PR}{\delta_{\text{коп}} \cos 45^\circ} \leq \sigma_B;$$

$$T_p = 2\pi k E (\delta_{\text{коп}} \cos 45^\circ)^2;$$

$$M_{\text{коп}} = \rho \pi (R + R_{\text{коп}}) \frac{R - R_{\text{коп}}}{\cos 45^\circ} \delta_{\text{коп}};$$

$$p = k_c 0,92 E \frac{R_{\text{коп}}}{l_{\text{шп}}} \left(\frac{\delta_{\text{шп}}}{R_{\text{коп}}} \right)^{3/2} (\cos \gamma)^{3/2};$$

$$R_x = R_{\text{коп}} - l_h \operatorname{tg} \gamma;$$

$$M_{\text{шп}} = \rho \pi (R_x + R_{\text{коп}}) \frac{R_{\text{коп}} - R_x}{\cos(90 - \gamma)} \delta_{\text{шп}}.$$

Потім проводяться розрахунки маси для елементів бака горючого першого ступеня для компоновки № 1, використовуючи такі формули [1]:

$$P_{\Gamma 1} = \rho_k g L n_x f_p;$$

$$\frac{PR_{\text{сф}}}{2\delta} \leq \sigma_B;$$

$$M_{\text{н.дн}} = \rho \delta \pi \left(R_{\text{сф}} - \sqrt{R_{\text{сф}}^2 - R^2} \right).$$

Маса рами двигуна та маса хвостового відсіку беруться з раніше проведених розрахунків РН компоновки № 1.

Маса шпангоутів для РН компоновки № 1 береться зі статистики.

Для бака окислювача першого ступеня РН компоновки № 2 береться маса частини циліндричної оболонки.

Для бака окислювача першого ступеня РН компоновки № 1 беруться маси таких елементів:

- верхнє сферичне днище;
- перехідний відсік;
- верхній шпангоут.

Такі ж самі розрахунки проводяться для бака окислювача першого ступеня РН компоновки № 2 за формулами [1]:

$$\frac{PR}{\delta} \leq \sigma_B;$$

$$P_{Г1} = \rho_k g L n_x f_p;$$

$$M_{цшл} = \delta \rho 2\pi RL.$$

Також приводяться маси для елементів бака окислювача першого ступеня для компоновки № 1, розрахунки яких були проведені раніше: маса перехідного відсіку, маса верхнього шпангоута (зі статистики), маса верхнього сферичного днища (зі статистики) [3].

Після проведення масових розрахунків конструкцій ракет-носіїв двох компоновок № 1 та № 2 на міцність порівнювались маси двох ракет-носіїв (таблиця 1).

Таблиця 1

Зведення мас ракет-носіїв

Конструкція	Маса конструкції, кг		
	Компонувальна схема №1	Компонувальна схема № 2	ΔM
Бак «Г» I ступеня	862,805	770,111	92,694
Бак «О» I ступеня	238,936	119,612	119,324
Ракета-носіїв	1102	889,724	212,018

У результаті масових розрахунків було отримано, що в нульовому наближенні маса РН компоновки № 2 менша за масу РН компоновки № 1 на 212 кг.

Паливні баки можуть бути використані як баки з додатковими функціями хвостового або перехідного відсіку, що призводить не лише до зменшення загальної маси конструкції, але й дозволяє відмовитись від хвостового відсіку на першому ступені та перехідного на другому, з одночасним зменшенням кількості необхідного обладнання і числа технологічних операцій.

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. Прочность ракетных конструкций: *пособ. для студ. вузов* / [В. И. Моссаковский, В. И. Макаренко, П. И. Никитин и др.]. – М.: Высшая школа, 1990. – 359 с.
3. Лизин В. Т. Проектирование тонкостенных конструкций: *учебн. пособ. для вузов* / В. Т. Лизин, В. А. Пяткин. – Москва: Машиностроение, 1995. – 384 с.

Надійшла до редколегії 23.01.2013

УДК 629.764

А. К. Линник, А. А. Балдин

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ О СТОИМОСТНОЙ ИНЖЕНЕРИИ

Стаття присвячена проблемі зниження вартості виробів ракетно-космічної техніки. Досліджені існуючі підходи до вирішення цієї проблеми, обґрунтована необхідність їх удосконалення та доповнення. Запропоновано нетрадиційний підхід до вибору критеріїв проектування та конструювання, що базується на домінуванні економічної ефективності та моделюванні вартості. Запропоновано шлях вирішення задачі, сформульовано конкретний алгоритм вирішення.

Ключові слова: вартісна інженерія, вартість ракет-носіїв, моделювання вартості.

Статья посвящена проблеме снижения стоимости изделий ракетно-космической техники. Исследованы существующие подходы к решению этой проблемы, обоснована необходимость их совершенствования и дополнения. Предложен нетрадиционный подход к выбору критериев проектирования и конструирования, основанный на главенстве экономической эффективности и моделировании стоимости. Предложен путь решения задачи, сформулирован конкретный алгоритм решения.

Ключевые слова: стоимостная инженерия, стоимость ракет-носителей, моделирование стоимости.