

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССОВО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СООТНОШЕНИЙ ДЛЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО РЯДА МОДИФИКАЦИЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

©2011 Д. А. Баранов², В. Д. Еленев¹

¹ Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

² ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Рассмотрен метод, позволяющий решить задачу рационального распределения чисел Циолковского по ступеням и определить соответствующие массово-энергетические соотношения для параметрического ряда модификаций ракеты-носителя, в котором ступени формируются из универсальных ракетных блоков. Решение задачи сводится к общей задаче нелинейного программирования. Метод описан для варианта двухступенчатого ракеты-носителя, но может быть распространён и на варианты с большим количеством ступеней.

Ракета-носитель, универсальный ракетный блок, параметрический ряд, массово-энергетические соотношения, оптимизация, числа Циолковского, унификация.

Введение

На современном этапе ракеты-носители (РН) проектируются в виде модульной структуры (параметрического ряда модификаций), собираемой из универсальных модулей (ракетных блоков – РБ) и обеспечивающей вывод на заданную орбиту полезных нагрузок с различными массами.

Так, например, РН Русь-М может иметь четыре модификации: Русь-МС (средний класс), Русь-МП (средний класс повышенной грузоподъёмности), Русь-МТ-35 (тяжёлый класс), Русь-МТ-50 (тяжёлый класс), которые позволяют вывести на низкую опорную орбиту полезную нагрузку массой соответственно 6,5, 24, 33–36, 53–54 тонны.

На модификации Русь-МС на первой ступени используется универсальный ракетный блок (УРБ), который является также основой для создания «жёсткой» связки из трёх блоков для Русь-МП (рис. 1), из четырёх – для Русь-МТ-35 и из пяти – для Русь-МТ-50.

Вторые ступени ракеты-носителя также унифицированы и имеют три модификации, причём в качестве РБ второй ступени Русь-МТ-50 используется УРБ первой ступени.

При проектировании таких РН необходимо решить задачу выбора оптимальных массово-энергетических соотношений параметров РБ с учётом планируемого количества запусков на орбиту каждой из модификаций.

В основу такого решения может быть положен подход, основанный на выборе оптимального распределения чисел Циолковского по ступеням.

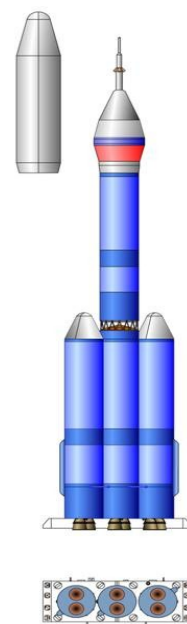


Рис. 1 Русь-МП

Определение чисел Циолковского для заданной модификации

Рассмотрим многоступенчатую РН с последовательным соединением ступеней. Будем считать заданной массу полезной нагрузки m_{nn} . Необходимо определить минимальную стартовую массу РН и оптимальное распределение чисел Циолковского (топлива) по РБ.

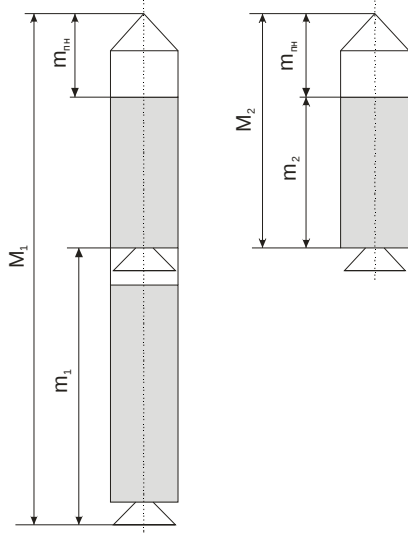


Рис. 2. Основные массовые характеристики двух-ступенчатой РН

Начальную массу РН (рис. 2) представим в виде:

$$M_0 = M_1 = \sum_{i=1}^N m_i + m_{nn}, \quad (1)$$

где

m_i – начальная масса i -го РБ,

N – количество ступеней.

Для i -й ступени ($i=2, \dots, N-1$) будет справедливо следующие соотношение:

$$M_i = m_i + M_{i+1}, \quad (2)$$

где M_i – начальная масса i -й ступени, m_i – начальная масса РБ i -й ступени.

Для последней (N -й ступени) выражение (2) будет иметь вид:

$$M_N = m_N + m_{nn}.$$

Относительная масса полезной нагрузки определяется как:

$$P_{nn} = \frac{M_1}{m_{nn}} = \frac{M_1}{M_2} \frac{M_2}{M_3} \dots \frac{M_{N-1}}{M_N} \frac{M_N}{m_{nn}} \quad (3)$$

или

$$P_{nn} = \prod_{i=1}^N p_i, \quad (4)$$

где

p_i – относительная масса полезной нагрузки i -ой ступени.

Из известного соотношения [1]:

$$\frac{z_i - 1}{z_i} = \frac{s_i - 1}{s_i} \frac{p_i - 1}{p_i}$$

следует

$$p_i = z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i}. \quad (5)$$

Здесь

$$z_i = \frac{M_i}{M_i - m_{топли}} \quad \text{– числа Циолковского;}$$

$$s_i = \frac{m_{констр} + m_{топли}}{m_{констр}} \quad \text{– конструктивные}$$

характеристики, определяющие степень совершенства конструкций;

$m_{констр}$, $m_{топли}$ – соответственно масса сухой конструкции и масса топлива i -го РБ.

С учётом (5) выражение (4) перепишем в виде:

$$P_{nn} = \prod_{i=1}^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i}. \quad (6)$$

Условием оптимальности распределения чисел Циолковского по ступеням будет:

$$P_{nn} = f(z_1, z_2, \dots, z_N) = \prod_{i=1}^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i} \rightarrow \min \quad (7)$$

при обеспечении равенства потребной и располагаемой характеристической скоростей:

$$V_x^{номп} = V_x^{расп}.$$

Здесь

$V_x^{номп}$ – скорость, определяемая из условия выполнения поставленной задачи (например, вывод полезной нагрузки на опорную орбиту);

$V_x^{расп}$ – идеальная скорость, которая может быть достигнута в пустоте:

$$V_x^{расп} = u_1 \ln z_1 + \dots + u_N \ln z_N = \sum_i u_i \ln z_i,$$

где

u_i – скорость истечения продуктов горения двигательной установки (ДУ) i -го РБ.

Данная задача может быть решена методом множителей Лагранжа и формулируется следующим образом:

найти минимум функции

$$F(z_1, z_2, \dots, z_N) = f(z_1, z_2, \dots, z_N) + l j(z_1, z_2, \dots, z_N) \quad \text{®} \quad \min, \quad (8)$$

при ограничении

$$j(z_1, z_2, \dots, z_N) = V_x^{nomp} - \sum_i^N u_i \ln z_i = 0. \quad (9)$$

Здесь

$F(z_1, z_2, \dots, z_N)$ – обобщённая функция Лагранжа;

l – множитель Лагранжа.

Необходимым условием экстремума функции (8) является:

$$\frac{\partial F}{\partial z_i} = 0, \quad i = 1, \dots, N,$$

$$\frac{\partial F}{\partial l} = 0$$

или

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial F}{\partial z_i} &= \frac{\partial}{\partial z_i} \left(\prod_i^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i} + l (V_x^{nomp} - \sum_i^N u_i \ln z_i) \right) = 0, \\ i &= 1, \dots, N, \\ \frac{\partial F}{\partial l} &= \frac{\partial}{\partial l} \left(\prod_i^N z_i \frac{s_i - 1}{s_i - z_i} + l (V_x^{nomp} - \sum_i^N u_i \ln z_i) \right) = 0. \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

С учётом (6) систему уравнений (10) запишем в виде:

$$P_{nn} \frac{s_i}{z_i(s_i - z_i)} - l \frac{u_i}{z_i} = 0, \quad (11)$$

$$i = 1, \dots, N,$$

$$(V_x^{nomp} - \sum_i^N u_i \ln z_i) = 0. \quad (12)$$

Преобразовав (11) к виду

$$P_{nn} \frac{s_i}{z_i(s_i - z_i)} = l \frac{u_i}{z_i}, \quad i = 1, \dots, N$$

и разделив i -ое уравнение ($i=2, \dots, N$) на первое, получим:

$$\frac{s_i z_1 (s_1 - z_1)}{s_1 z_i (s_i - z_i)} = \frac{u_i z_1}{u_1 z_i}, \quad i = 2, \dots, N$$

и далее

$$z_i = s_i \left(1 - \frac{u_1}{u_i} + \frac{u_1 z_1}{u_i s_1} \right), \quad i = 2, \dots, N. \quad (13)$$

Подставив (13) в (12) получим трансцендентное уравнение:

$$V_x^{nomp} = \sum_i^N u_i \ln \left[s_i \left(1 - \frac{u_1}{u_i} + \frac{u_1 z_1}{u_i s_1} \right) \right]. \quad (14)$$

Для учёта потерь характеристической скорости, связанных с движением в плотных слоях атмосферы и особенностями работы двигательной установки, введём в уравнение (14) дополнительный коэффициент α ($\alpha \geq 0$) и запишем его в виде:

$$(1 + \alpha) V_x^{nomp} = \sum_i^N u_i \ln \left[s_i \left(1 - \frac{u_1}{u_i} + \frac{u_1 z_1}{u_i s_1} \right) \right]. \quad (15)$$

Решение этого уравнения при заданных значениях s_i позволяет определить (например, методом Ньютона-Рафсона) оптимальное значение z_1 и далее, из (13), вычислить оставшиеся z_i , $i=2, \dots, N$.

Для двухступенчатой ракеты-носителя уравнение (15) примет вид:

$$(1 + \alpha) V_x^{nomp} = u_1 \ln z_1 + u_2 \ln \left[s_2 \left(1 - \frac{u_1}{u_2} + \frac{u_1 z_1}{u_2 s_1} \right) \right]. \quad (16)$$

Определение чисел Циолковского для параметрического ряда модификаций РН

Очевидно, что для всего параметрического ряда модификаций РН числа Циолковского не будут строго оптимальными. Поэтому в дальнейшем при выборе наивыгоднейшего решения будем использовать термин «рациональные числа Циолковского».

Для случая, когда ракетный блок первой ступени (РБ1) представляет собой «жёсткую» связку из нескольких УРБ, его масса будет больше, чем сумма масс составляющих его УРБ на величину, характеризующую массу узлов крепления, до-

полнительной системы управления и др. В конечном итоге, это приведёт к снижению значения конструктивной характеристики РБ1 относительно значения конструктивной характеристики УРБ:

$$s_{1i}^* = g_i s_{УБ},$$

где $g_i < 1$ – коэффициент, учитывающий дополнительные массы в связке универсальных блоков.

Решим задачу (8), (9) для каждой модификации, также как и для оригинальной РН, и определим соответствующие оптимальные значения чисел Циолковского и относительные массы полезной нагрузки:

$$\left. \begin{aligned} \{z_{11}^{opt}, z_{21}^{opt}\} &= \operatorname{argmin} F(z_{11}, z_{21}), p_{nn1}^{opt}; \\ \{z_{12}^{opt}, z_{22}^{opt}\} &= \operatorname{argmin} F(z_{12}, z_{22}), p_{nn2}^{opt}; \\ &\dots \\ \{z_{1n}^{opt}, z_{2n}^{opt}\} &= \operatorname{argmin} F(z_{1n}, z_{2n}), p_{nnn}^{opt}; \end{aligned} \right\} (17)$$

где

n – количество модификаций параметрического ряда РН.

Множество значений $\{p_{nn1}^{opt}, p_{nn2}^{opt}, \dots, p_{nnn}^{opt}\}$ характеризует собой некоторый «идеальный» вариант РН, к которому следует стремиться, но который невозможно реализовать на практике из-за использования универсальных РБ, образующих ступени РН.

Пусть некоторые заданные значения чисел Циолковского $\{z_{11}, z_{21}\}, \{z_{12}, z_{22}\}, \dots, \{z_{1n}, z_{2n}\}$ соответственно определяют значения $p_{nn1}, p_{nn2}, \dots, p_{nnn}$

$$\begin{aligned} &\text{Введём функцию} \\ \Phi(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= \\ &= \sqrt{\sum_i^n (p_{nni}^{opt} - p_{nni})^2}, \end{aligned} \quad (18)$$

значение которой будет равно нулю только для «идеального» варианта. Для реальной задачи значение функции (18) целесообразно минимизировать, используя при этом дополнительные ограничения задачи.

Таковыми ограничениями задачи будут ограничение (9); ограничения, связывающие массовые характеристики РБ1 первой ступени и образующие его универсальные

блоки, а также однотипных РБ2 второй ступени. При допущении, что все модификации ракеты-носителя рассчитываются на вариант выведения полезной нагрузки на единую опорную орбиту, в качестве массовых характеристик, входящих в ограничения задачи, целесообразно выбрать массу топлива РБ1:

$$m_{T1} = k_i \cdot m_{УБ}, \quad (19)$$

где

m_{T1} – масса топлива РБ первой ступени,

$m_{УБ}$ – масса топлива УРБ первой ступени,

k_i – количество УРБ, входящих в РБ.

Из (19) определим

$$m_{УБ} = \frac{m_{T1}}{k_i}.$$

Очевидно, что массы топлива УРБ должны быть равными для всех модификаций:

$$m_{УБ}^1 = m_{УБ}^2 = \dots = m_{УБ}^n. \quad (20)$$

Для модификаций (например, с номерами i и j), в которых используются универсальные РБ второй ступени, также необходимо учесть ограничения вида:

$$m_{T2}^i = m_{T2}^j,$$

где m_{T2}^i и m_{T2}^j соответственно массы топлива i -го и j -го РБ.

При выбранных значениях чисел Циолковского используемые массовые характеристики модификаций РН могут быть определены следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} p_{nni} &= \frac{M_{1i}}{m_{nn}}, M_{1i} = p_{nni} m_{nn}, \\ m_{T1i} &= \frac{z_{1i} - 1}{z_{1i}} M_{1i}, m_{K1i} = \frac{1}{s_{1i}^* - 1} m_{T1i}, \\ M_{2i} &= M_{1i} - m_{T1i} - m_{K1i}, \\ m_{T2i} &= \frac{z_{2i} - 1}{z_{2i}} M_{2i}, m_{K2i} = \frac{1}{s_{2i} - 1} m_{T2i}. \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

Поскольку количество запусков для различных модификаций может отличаться, то в (18) это целесообразно учесть введением соответствующего коэффициента C_i .

Рассматриваемый метод может быть сведён к общей задаче нелинейного про-

граммирования, которая формулируется следующим образом:

найти минимум функции

$$\Phi(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = \sqrt{\sum_i^n C_i (p_{mi}^{opt} - p_{mi})^2} \rightarrow \min \quad (22)$$

при ограничениях:

$$\begin{aligned} j_j(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= \\ &= (1 + a) V_x^{nomp} - \sum_{i=1}^2 u_{ij} \ln z_{ij} = 0, \\ j &= 1, \dots, n, \\ j_{n+j}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= \\ &= m_{ТУБ}^j - m_{ТУБ}^{j-1} = 0, \quad j = 2, \dots, n; \\ j_{2n-1+r}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= \\ &= m_{T2}^r - m_{T2}^{r-1} = 0, \quad r = 2, \dots, p; \\ j_{2n+p-2+r}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= \\ &= m_{T2}^r - m_{T2}^{r-1} = 0, \quad r = p+1, \dots, n; \end{aligned} \quad (23)$$

где

$\{l_1, \dots, l_p\}, \{l_{p+1}, \dots, l_n\}$ – множества однотипных РБ2 соответственно первого и второго вида,

p – количество однотипных РБ2 первого вида.

Для случая, когда в качестве РБ2 используется УРБ первой ступени (как это реализовано в проекте РН Русь-МТ-50), необходимо добавить ограничения:

$$\begin{aligned} j_{3n-2+r}(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= \\ &= m_{T2}^r - m_{ТУБ}^1 = 0, \quad r = p+1, \dots, n. \end{aligned} \quad (24)$$

Как показывают предварительные исследования, при решении задачи возможны случаи, когда область допустимых значений проектных параметров, образованная ограничениями (23) и (24), представляет собой пустое множество. Для исключения такого варианта первое ограничение в (23) целесообразно записать в виде:

$$\begin{aligned} j_j(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) &= \\ &= (1 + a) V_x^{nomp} - \sum_i^2 u_{ij} \ln z_{ij} \leq 0, \quad (25) \\ j &= 1, \dots, n. \end{aligned}$$

Очевидно, что ограничение (25) обеспечивает некоторый запас по располагаемой характеристической скорости.

Как правило, при проектировании новой РН известны характеристики уже существующей или создаваемой вновь ДУ. Поэтому необходимо также оценить возможность реализации проекта с учётом используемых ДУ. Это можно сделать по сравнению располагаемой t_i и минимально-допустимой заданной t_i^* тяговооружённости РН:

$$t_i = \frac{M_{li}}{T_{\Sigma i}} \geq t_i^*,$$

где $T_{\Sigma i}$ – суммарная тяга ДУ на уровне Земли.

Решение модельной задачи

Для оценки работоспособности предлагаемого метода рассмотрим решение задачи, в которой параметрический ряд РН состоит из трёх модификаций (табл. 1).

Таблица 1

Модификация	B ₁	B ₂	B ₃
Масса полезной нагрузки, т	7.0	24.0	35.0
Конструктивная характеристика УРБ	11	11	11
Конструктивная характеристика РБ2	9	10	10
Вариант РБ2	1	2	2
Скорость истечения продуктов горения ДУ РБ1, м/с	3100	3100	3100
Скорость истечения продуктов горения ДУ РБ2, м/с	3520	4540	4540
Потребная характеристическая скорость, м/с	8030	8030	8030
Количество универсальных блоков на РБ1	1	3	5
Коэффициент, учитывающий снижение значения конструктивной характеристики РБ1, относительно значения конструктивной характеристики УРБ g_i	1	0.96	0.96
Коэффициент, учитывающий потери характеристической скорости a_i	0.1	0.1	0.1
Коэффициент, учитывающий планируемое количество запусков	65	25	10

Задачу распределения чисел Циолковского без учёта унификации разгонных блоков РН решим методом Ньютона-Рафсона с использованием выражения (16).

Получим следующие массово-энергетические характеристики для «идеального» случая:

$$B_1: z_{11}=3.83, z_{21}=3.80,$$

$$B_2: z_{12}=1.97, z_{22}=4.40,$$

Таблица 2

Модификация	M_1 (кг)	M_2 (кг)	m_{t1} (кг)	m_{t2} (кг)	m_{k1} (кг)	m_{k2} (кг)
B ₁	218 341	40 950	161 265	30 178	16 126	3 772
B ₂	370 923	169 546	183 070	130 992	18 307	14 555
B ₃	540 929	247 255	266 977	191 029	26 698	21 225

Задачу нелинейного программирования (22) при ограничениях (23) с учётом (25) решим методом Нелдера и Мида. Поскольку этот метод относится к группе методов безусловной оптимизации, то учёт ограничений задачи будем осуществлять с помощью метода штрафных функций:

$$\left. \begin{aligned} F(z_{11}, z_{21}, z_{12}, z_{22}, \dots, z_{1n}, z_{2n}) = \\ = \sqrt{\sum_i C_i (p_{nni}^{opt} - p_{nni})^2} + \sum_{j=1}^3 b d_j g_j^2 + \\ + \sum_{j=1}^3 b h_j g_{3+j}^2 \rightarrow \min, \end{aligned} \right\} \quad (26)$$

где $b=400000$ (значение выбрано в соответствии с рекомендацией [2]),

$$d_j = \begin{cases} 1, & \text{если } g_j \neq 0, \\ 0, & \text{если } g_j \leq 0, \end{cases} \quad j = 1, \dots, 3,$$

$$g_j = (1 + a) V_x^{nomp} - \sum_i u_{ij} \ln z_{ij},$$

$$j = 1, \dots, 3,$$

$$h_j = \begin{cases} 1, & \text{если } \text{abs}(g_{3+j}) \neq 0, \\ 0, & \text{если } g_{3+j} = 0, \end{cases} \quad j = 1, \dots, 3.$$

Таблица 3

Модификация	M_1 (кг)	M_2 (кг)	m_{t1} (кг)	m_{t2} (кг)	m_{k1} (кг)	m_{k2} (кг)
B ₁	225 250	55 195	154 595	42 840	15 459	5 355
B ₂	576 788	64 490	463 784	36 441	48 513	4 049
B ₃	940 233	86 404	772 974	46 263	80 855	5 140

Решение задачи при учёте всех ограничений даёт следующие результаты:

$$B_1: z_{11}=3.09, z_{21}=4.92,$$

$$B_2: z_{12}=5.23, z_{22}=2.46,$$

$$B_3: z_{13}=6.10, z_{23}=2.06$$

$$B_3: z_{13}=1.97, z_{23}=4.40.$$

Относительные массы полезной нагрузки модификаций РН имеют значения:

$$p_{nn1}^{opt} = 31.19, \quad (p_{11}=5.33, p_{21}=5.85),$$

$$p_{nn2}^{opt} = 15.46, \quad (p_{12}=2.19, p_{22}=7.06),$$

$$p_{nn3}^{opt} = 15.46, \quad (p_{13}=2.19, p_{23}=7.06).$$

Массовые характеристики модификаций РН для «идеального» случая представлены в таблице 2.

$$g_{3+j} = m_{TVB}^{j+1} - m_{TVB}^j = 0, \quad j = 1, 2,$$

$$g_5 = m_{T2}^2 - m_{T2}^3 = 0.$$

Решение оптимизационной задачи (26) без учёта ограничений на унификацию РБ второй ступени для модификаций B₂ и B₃ даёт следующие рациональные значения проектных параметров:

$$B_1: z_{11}=3.19, z_{21}=4.47,$$

$$B_2: z_{12}=5.10, z_{22}=2.30,$$

$$B_3: z_{13}=5.62, z_{23}=2.15$$

при значении целевой функции $F(Z)=56.61$.

Относительные массы полезной нагрузки модификаций РН для этого случая имеют значения:

$$p_{nn1}^{rac} = 32.18, \quad (p_{11}=4.08, p_{21}=7.89),$$

$$p_{nn2}^{rac} = 24.03, \quad (p_{12}=8.94, p_{22}=2.69),$$

$$p_{nn3}^{rac} = 26.86, \quad (p_{13}=10.88, p_{23}=2.47).$$

Массовые характеристики для данного варианта модификаций РН представлены в таблице 3.

при значении целевой функции $F(Z)=94.00$.

При этом относительные массы полезной нагрузки модификаций РН имеют значения:

$$p_{nn1}^{pac} = 37.78, (p_{11}=3.92, p_{21}=9.65),$$

$$p_{nn2}^{pac} = 27.66, (p_{12}=9.39, p_{22}=2.94),$$

$$p_{nn3}^{pac} = 30.58, (p_{13}=13.11, p_{23}=2.33),$$

а интересующие массовые характеристики – значения, представленные в таблице 4.

Таблица 4

Модификация	M_1 (кг)	M_2 (кг)	m_{t1} (кг)	m_{t2} (кг)	m_{k1} (кг)	m_{k2} (кг)
B ₁	264 457	67 538	179 017	53 812	17 902	6 726
B ₂	663 896	70 669	537 050	42 002	56 177	4 667
B ₃	1 070 386	81 669	895 084	42 002	93 628	4 667

Сравнение вариантов решения задачи показывает, что создание параметрического ряда модификаций РН с использованием универсальных ракетных блоков первой и второй ступени обеспечивается при значительном увеличении стартовой массы РН по сравнению с «идеальным» случаем (например, для модификации B₃ это 1 070 386 кг. (табл. 4) по сравнению с 540 929 кг. (табл. 2)) и может быть целесообразным только при условии экономической эффективности, оценка которой проводится по существующим методикам, учитывающим количество и стоимость запусков, стоимость проектов и другие показатели.

С использованием рассмотренного метода могут быть решены и другие проектные задачи, например, с учётом ограничений на области падения отработанных РБ первых ступеней, ограничений на начальную тяговооруженность РН.

Таким образом, предлагаемый метод прост в реализации и позволяет на ранних этапах проектирования оценить массово-энергетические соотношения для параметрического ряда модификаций ракеты-носителя при различных ограничениях.

Библиографический список

1. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) [Текст]: учебное пособие для студентов вузов / под ред. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 2005. – 375 с.
2. Изон, Фентон. Сравнение численных методов оптимизации для инженерного проектирования [Текст] / Фентон Изон // Конструирование и технология машиностроения. -1974. – т.96. – №1. – С. 99–105.

DETERMINATION OF MASS-POWER PROPORTIONS FOR PARAMETRIC RANGE OF LAUNCH VEHICLE MODIFICATIONS

©2011 D. A. Baranov², V. D. Yelenev¹

¹ Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

² FSUE SRPSRC «TsSKB-Progress»

Let's consider the method allowing to solve the problem of rational distribution of Tsiolkovsky's numbers in stages and define the appropriate mass-power proportions for the parametric range of launch vehicle modifications where the stages are shaped from the universal rocket units. The problem solution converges to the general task of non-linear programming. The method is described for a version of a two-stage launch vehicle. But it can be easily applied to the versions with a great number of stages.

Launch vehicle, universal rocket unit, parametrical range, mass-power proportions, optimization, Tsiolkovsky numbers, unification.

Информация об авторах

Баранов Дмитрий Александрович – заместитель генерального конструктора по средствам выведения – директор программы «Союз в ГКЦ». ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС». Область научных интересов: проектирование ракет-носителей. E-mail: Dimitri.Baranov@samspace.ru.

Еленев Валерий Дмитриевич – доктор технических наук, профессор кафедры летательных аппаратов, декан факультета заочного обучения. Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: автоматизация проектирования летательных аппаратов. E-mail: astra@ssau.ru.

Baranov Dmitrii Aleksandrovich – deputy chief designer of launch vehicles, «Soyuz in Kourou» program director. FSUE SRPSRC «TsSKB-Progress». Area of research: launch vehicle designing. E-mail: Dimitri.Baranov@samspace.ru.

Yelenev Valerii Dmitrievich – doctor of Sciences, professor of aircraft construction department, dean of correspondence education faculty. Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). Area of research: aircraft designing automation. E-mail: astra@ssau.ru.