

МЕТОДИКА ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ МОДИФИКАЦИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С МОДУЛЬНЫМ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ III СТУПЕНИ

Крючков М.Д.

Корпорация «Московский институт теплотехники»,
Березовая аллея, 10, Москва, 127273, Россия
e-mail: max_finger@mail.ru

Статья поступила в редакцию 06.10.2020

Рассмотрена задача оптимизации параметров модификации ракеты-носителя (РН) с ракетным двигателем твердого топлива (РДТТ) с разгонным блоком (РБ) III ступени модульного типа. Приведены алгоритм и результаты комплексной оптимизации параметров модификации РН и параметров модулей РБ III ступени. Используется статистический метод двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации РН и РБ III. Применение метода позволяет определить рациональные параметры модификации РН и заменяемых подсистем, учесть влияние особенностей проектно-конструкторских решений подсистем (модулей РБ III) на характеристики модификации РН.

Ключевые слова: ракета-носитель модульного типа, разгонный блок модульного типа, параллельное выведение космических аппаратов, метод двухуровневой согласованной оптимизации.

Введение

Первые запуски космических аппаратов (КА) происходили по схеме *одна ракета — один аппарат*. С уменьшением массы и габаритов космических аппаратов стало возможно попутное выведение нескольких КА на одном носителе, для этого применяют разгонные блоки.

Большинство современных РБ как отечественного, так и иностранного производства осуществляют последовательное разведение КА на заданные орбиты. Большинство разрабатываемых в мире РБ оснащаются жидкостными ракетными двигателями [11—14, 17—20] — эта схема имеет оптимальные энергетические возможности. В то же время твердотопливные разгонные блоки также разрабатываются и активно используются [15, 16].

В ряде случаев, при выведении малого КА, для его функционирования требуется какая-то нестандартная целевая орбита. В таких случаях приходится либо заказывать отдельный запуск на РН сверхлегкого класса (что значительно увеличивает стоимость запуска), либо по несколько лет дожидаться попутного запуска на носителе среднего или тяжелого класса (с меньшей стоимостью за килограмм попутной полезной нагрузки).

Ряд работ свидетельствует о появлении интереса к созданию модульных разгонных блоков, обеспечивающих индивидуальное разведение КА на заданные орбиты [9, 10].

При комплексной оптимизации параметров модификации РН с модульным РБ III ступени и параметров модуля РБ III ступени (далее — модуля РБ III) — одного из ее составных элементов, используется двухуровневая схема управления разработкой, формируется и двухуровневая проектная модель. Такой подход позволяет адекватно описать процесс оптимизации параметров сложной технической системы в конструкторском бюро, когда проводится согласованная оптимизация параметров модификации РН (в целом) на верхнем уровне управления разработкой и оптимизация параметров модулей РБ III — заменяемых подсистем (частей) — на нижнем уровне управления разработкой.

Применение статистического метода двухуровневой согласованной оптимизации позволяет учесть влияние особенности проектно-конструкторских и технологических решений, используемых для подсистем — модулей РБ III, на характеристики модификации РН без расширения про-

ектной модели верхнего уровня (за счет ее направленной адаптации, уточнения весовых коэффициентов), одновременно дает возможность определить изменение функциональных связей при оптимизации параметров модулей РБ III (заменяемых подсистем на нижнем уровне разработки)

Рассматривается случай, когда модификация РН формируется на основе базовой ракеты космического или военного назначения. Проводится замена РБ III базовой ракеты на новый модульный РБ III (рис. 1). Конструктивно-компоновочная схема модификации РН с РБ III модульного типа включает базовые РБ I, II ступени с двигательными установками (ДУ) РДТТ и пакет модулей РБ III с ДУ РДТТ. Для коррекции траектории и повышения точности выведения на модулях РБ III могут дополнительно использоваться корректирующие разгонные блоки (КРБ).

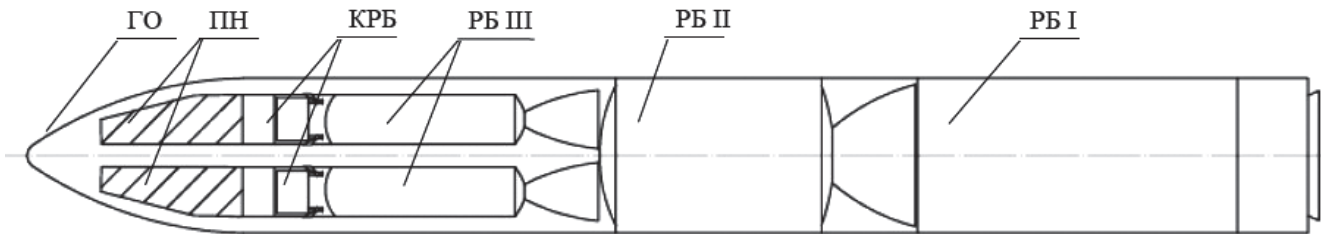


Рис. 1. Конструктивно-компоновочная схема РН с РБ III ступени модульного типа

РБ I и РБ II заимствуются от базовой ракеты без изменений; модули РБ III разрабатываются заново; массовые, габаритные и другие характеристики полезной нагрузки (ПН) (малых космических аппаратов) и КРБ – заданы. Заданы также ограничения по максимальным габаритам модификации РН.

В таком случае задача оптимизации параметров модификации РН (на верхнем уровне управления разработкой) может быть сформулирована следующим образом: определить параметры заменяемых подсистем Π_3 такие, чтобы модификация РН выполняла транспортную операцию и стартовая масса РН была минимальна, т.е.

$$M_0 (\Pi_3, \varphi(t), \beta(t_{пр}), \Pi_3) \rightarrow \min;$$

$$\Gamma_{\max} (\Pi_3, \varphi(t), \beta(t_{пр}), \Pi_3) \leq \Gamma^{\text{зад}(i-1)};$$

$$m_{\text{пн}} = m_{\text{пн}}^{\text{зад}(i-1)};$$

$$\Gamma_{\text{пн}} = \Gamma_{\text{пн}}^{\text{зад}(i-1)};$$

$$W(\Pi_3, \beta(t_{пр})) \geq W^{\text{зад}(i-1)};$$

$$C(\Pi_3, \beta(t_{пр})) \leq C^{\text{зад}(i-1)}; \tag{1}$$

$$M_{\text{РБ I}}, M_{\text{РБ II}}, J_1, J_2, \Gamma_{\text{РБ I}}, \Gamma_{\text{РБ II}} - \text{зад};$$

$$t_{\text{пр}} = t_{\text{пр}}^{\text{зад}};$$

$$\beta(t_{\text{пр}}) - \text{зад};$$

$$\varphi(t) - \text{зад};$$

$$\Pi_3 = (N, \mu_3, t_3, J_3, \Pi_{\text{ккс}})^T,$$

где M_0 – стартовая масса РН;

Π_3 – вектор выбираемых проектных параметров модуля РБ III;

$\varphi(t)$ – закон изменения угла тангажа;

$\beta(t_{\text{пр}})$ – вектор определяющих параметров – статистических коэффициентов массовых, геометрических и других уравнений;

Γ_{\max} – габаритные размеры модификации РН;

$m_{\text{пн}}$ – масса полезной нагрузки;

$\Gamma_{\text{пн}}$ – габаритные размеры полезной нагрузки;

W – вероятность выполнения целевой задачи;

C – суммарные затраты на разработку и производство модификации РН заданной номенклатуры;

$t_{\text{пр}}$ – год реализации проекта создания модификации РН;

μ_3 – относительная масса топлива III ступени;

t_3 – время работы III ступени;

J_3 – эффективное значение удельного импульса III ступени;

$\Pi_{\text{ккс}}$ – параметры конструктивно-компоновочной схемы;

«зад» – заданные параметры.

Рассматриваемая задача проектирования РН с модульным РБ III является многокритериальной и многопараметрической. Существует несколько

методов решения многокритериальных задач [3, 8]. В настоящей работе используется метод ограничений.

Особенностью записанной проектной задачи является также то, что при поиске рационального решения одновременно учитывается изменение вектора определяющих параметров $\beta(t_{пр})$ — коэффициентов массовых и геометрических соотношений. Значения последних зависят от проектно-конструкторских решений для модулей РБ III ($\mu_i, t_3, J_3, P_{ккс}$). Модель двухуровневой согласованной оптимизации [1, 2, 6, 7] позволяет описать процедуру взаимоувязанного решения задачи оптимизации параметров модификации РН (на i -м уровне) и задачи оптимизации параметров модуля РБ III — по существу взаимоувязанной (согласованной) оптимизации параметров целого (модификации РН) и частей (модулей РБ III). При оптимизации параметров модуля РБ III на $(i+1)$ -м (нижнем) уровне управления разработкой формируются детальные модели модуля РБ III, рассматривается задача проектирования в следующей постановке:

$$\begin{aligned}
 m_{рб3}^{(i+1)}(P_y; \beta^{(i+1)}(t_{пр})) &\rightarrow \min; \\
 \Gamma_{рб3}^{\max}(P_y; \beta^{(i+1)}(t_{пр})) &\leq \Gamma_{рб3}^{\text{зад}(i)}; \\
 J_{уд}(P_y; \beta^{(i+1)}(t_{пр})) &\geq J_{уд}^{\text{зад}(i)}; \\
 \omega^{(i+1)} &= \omega^{\text{зад}(i)}; \\
 t^{(i+1)} &= t^{\text{зад}(i)}; \\
 \rho_T &= \rho_T^{\text{зад}(i)}; \\
 D_{\max}^{(i+1)} &= D_{\max}^{\text{зад}(i)}; \\
 P_y &= (P_{ккс \text{ ДУ}i}, P_{\text{мат ДУ}}, D, P_N, l_y, y_a),
 \end{aligned} \tag{2}$$

где $m_{рб3}^{(i+1)}$ — масса двигателя модульного РБ III степени, определяемая на $(i+1)$ -м уровне управления разработкой;

$\Gamma_{рб3}^{\max}$ — функция, определяющая габаритные решения модуля РБ III;

$J_{уд}$ — функция, определяющая удельную тягу ДУ модуля РБ III;

$\omega^{(i+1)}$ — масса топлива ДУ модулей РБ III;

$t_N^{(i+1)}$ — время работы ДУ модулей РБ III;

ρ_T — плотность твердого топлива ДУ модулей РБ III;

P_y — вектор проектных параметров модулей РБ III на $(i+1)$ -м уровне разработки (где $P_{ккс \text{ ДУ}i}$ — параметры, характеризующие конструктивно-компоновочную схему двигателя, определяющие число сопел и конструкцию соплового аппарата и органов управления, форму корпуса двигателя и особенности конструктивных решений (сборный, сварной, полусварной, кокон, полукокон); $P_{\text{мат ДУ}}$ — параметры конструкционных материалов составных элементов ДУ; P_N — номинальное давление в камере ДУ; D — внешний диаметр ДУ; y_a — степень расширения сопла ДУ; l_y — относительная длина «утопленной» части сопла).

Важно отметить, что в этом случае функциональные и параметрические ограничения определяются при решении задачи (1) на верхнем уровне управления разработкой.

Схема организации двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации РН (i -й уровень детализации) и оптимизации параметров модулей РБ III ($(i+1)$ -й уровень детализации) приведена на рис. 2.

На $(i+1)$ -м уровне проводится детальное описание объекта (модуля РБ III) по сравнению с i -м уровнем детализации, причем векторы выбираемых параметров P^i и $P^{(i+1)}$ не должны содержать одинаковых элементов. С позиции организации, это отвечает необходимому принципу непересекаемости решений, принимаемых на различных уровнях управления разработкой. В иерархических системах управления, кроме указанного принципа непересекаемости решений, необходимо также выполнение принципа централизации, согласно которому решения верхнего уровня задают (определяют) область решений на $(i+1)$ -м уровне управления разработкой [2, 6, 7].

При реализации метода двухуровневой согласованной оптимизации происходит уточнение модели верхнего уровня по данным, полученным на нижнем уровне, что позволяет повысить точность расчетов. При реализации такого подхода важно обеспечить согласование проектных решений на i -м и $(i+1)$ -м уровнях управления разработкой. Условие согласования решений может быть записано в следующем виде:

$$\Delta m = \left| m_{рб3}^i(\bullet) - m_{рб3}^{i+1}(\bullet) \right| \leq \Delta m^{\text{зад}}, \tag{3}$$

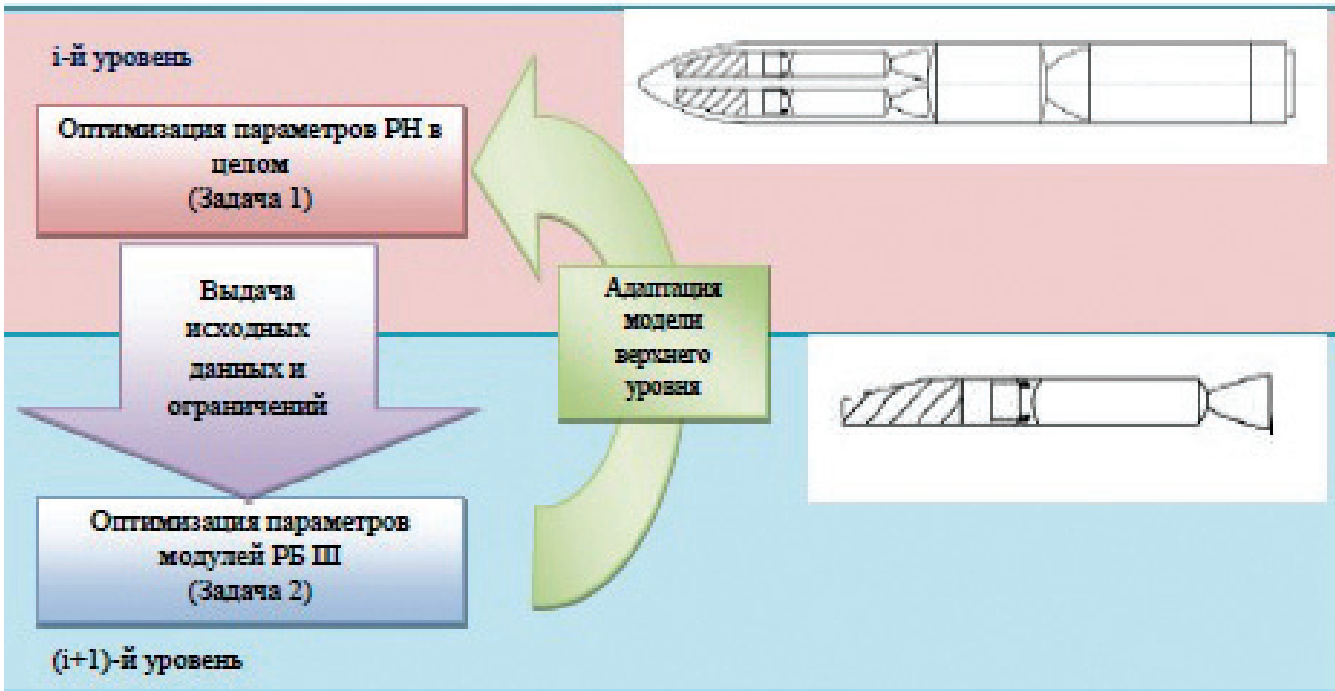


Рис. 2. Схема организации двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации РН и модуля РБ III

где $m_{рб3}^i(\bullet)$, $m_{рб3}^{i+1}(\bullet)$ — массы модуля РБ III ступени, определяемые на i -м и $(i+1)$ -м уровнях управления разработкой соответственно [2, 7].

Задача двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации РН и параметров модулей РБ III может быть записана следующим образом:

$$\Delta M_0 = |M_0^i(\bullet) - M_0^{i+1}(\bullet)| \leq \Delta M_0^{зад}, \quad (4)$$

где $M_0^i(\bullet)$, $M_0^{i+1}(\bullet)$ — массы РН в целом, определяемые на i -м и $(i+1)$ -м уровнях управления разработкой соответственно [2].

Алгоритм двухуровневой согласованной оптимизации приведен на рис. 3.

При решении проектной задачи для модификации РН с модульным РБ III характеристическая скорость РН рассчитывается из соотношения:

$$V_{ki} = K_{аэп} \cdot J_{1_i} \cdot \ln(1 / (1 - \mu_i)) - \Delta V_{gi}, \quad (5)$$

где J_{1_i} — эффективное значение удельного импульса i -й ступени;

ΔV_{gi} — потери скорости на гравитацию;

K_{ai} — коэффициент, учитывающий потери скорости на преодоление аэродинамического сопротивления и противодействие атмосферы.

Статистические коэффициенты, а также значения углов траектории могут уточняться при численном интегрировании уравнений движения.

При выбранной конструктивно-компоновочной схеме формируется весовая модель РН, содержащая приведенное весовое уравнение для определения начальных масс ступеней [3].

Для РН с РБ ступени III модульного типа применяются следующие соотношения: для ступени III:

$$m_{03} = \frac{m_{пн}}{1 - \mu_{Т3}(1 + \alpha_3)}, \quad (6)$$

где m_{03} — стартовая масса модуля РБ III;

α_3 — весовой коэффициент основных элементов конструкции модуля РБ III (весовой коэффициент двигательной установки, относительная масса двигательной установки, весовой коэффициент элементов конструкции). На начальном этапе разработки коэффициенты модели определяются по данным прототипов.

Для ступени II:

$$m_{02} = \frac{Nm_{03}}{1 - \mu_{Т2}(1 + \alpha_2)}, \quad (7)$$

где m_{02} — стартовая масса РБ ступени II;

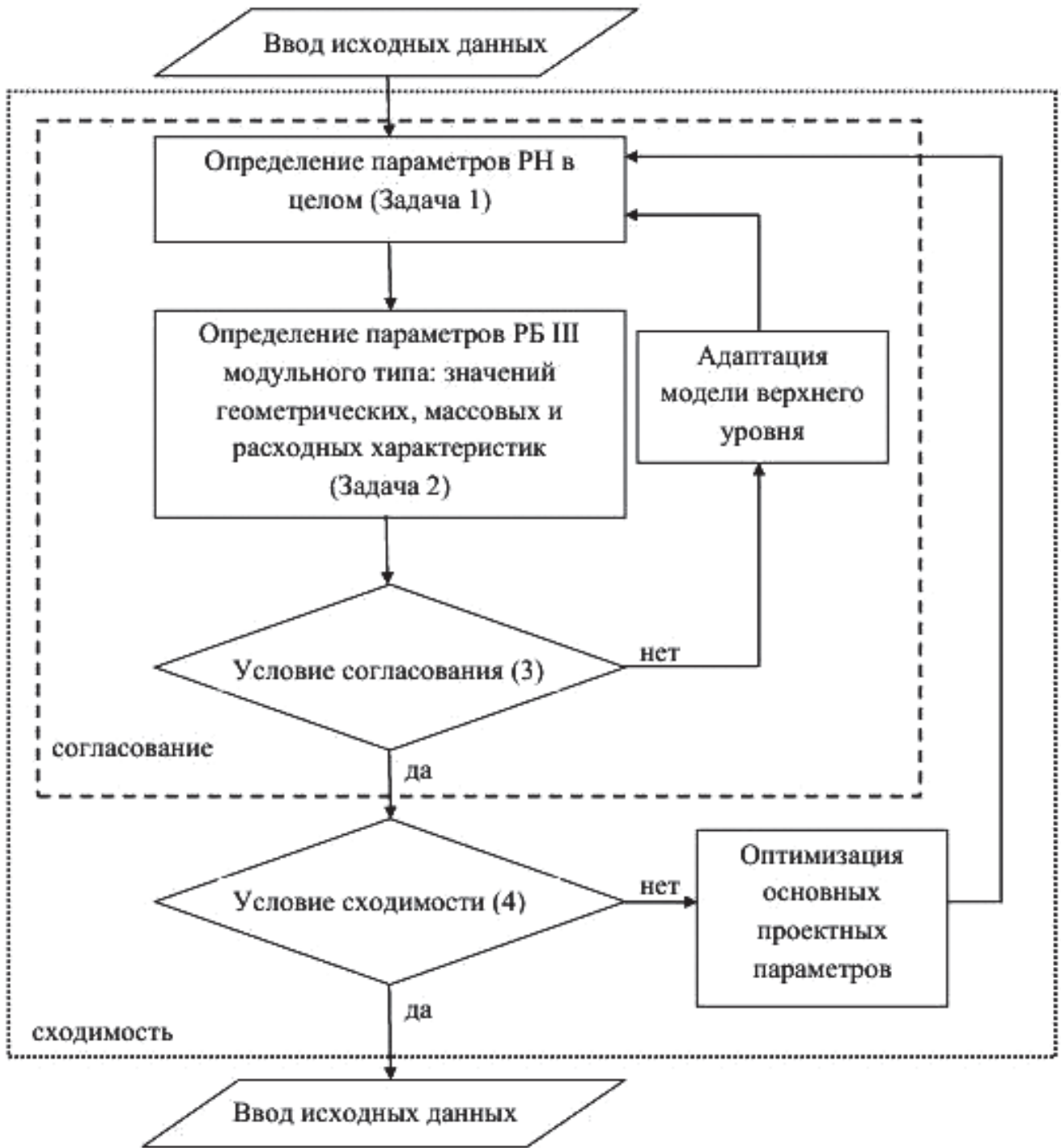


Рис. 3. Алгоритм двухуровневой согласованной оптимизации

α_2 — весовой коэффициент основных элементов конструкции РБ ступени II; для ступени I:

$$m_{01} = \frac{m_{02}}{1 - \mu_{Т1}(1 + \alpha_1)}. \quad (8)$$

Обозначения аналогичны принятым выше.

Масса ступеней РН определяется как сумма масс входящих в ее состав элементов:

$$m_{03} = m_{пн} + \omega_3^{РДТТ} + m_{ДУ3}^{РДТТ} + m_{cy} + m_{co3};$$

$$m_{02} = Nm_{03} + \omega_2^{РДТТ} + m_{ДУ2}^{РДТТ} + m_{co2};$$

$$m_{ДУi}^{РДТТ} = \alpha_i \omega_i^{РДТТ};$$

$$\omega_i^{РДТТ} = \mu_{Ti} \cdot m_{0i}; \tag{9}$$

$$m_{cy} = m_{cy}^{зад} = f(\sigma, \beta(t_{пр}));$$

$$m_{coi} = m_{coi}^{зад};$$

$$m_{co2} = 17\pi D_2 l_{co2} + k_2 N D_2,$$

где $\omega_i^{РДТТ}$ — масса топлива ДУ с РДТТ;

m_{0i} — начальная масса ступени;

$m_{ДУi}^{РДТТ}$ — масса конструкции ДУ;

m_{coi} — масса переходных отсеков и деталей общей сборки (задается по статистическим данным по заменяемым подсистемам и уточняется при детализации на $(i+1)$ -м уровне управления разработкой);

m_{cy} — масса аппаратуры системы управления (задается исходя из возможностей разработчика системы управления к моменту создания РН и требований по точности выведения);

$m_{пн}$ — масса полезной нагрузки модуля РБ III;

μ_i — относительная масса топлива i -й ступени;

m_{co2} — масса соединительного отсека ступени II, во внутреннем объеме которого располагаются модули РБ III;

l_{co2} — длина соединительного отсека ступени II;

D_2 — диаметр ступени II;

k_2 — статистический коэффициент.

При проведении расчетов на $(i+1)$ -м уровне происходит декомпозиция подсистем РН. Масса ДУ определяется как сумма масс входящих в ее состав элементов:

- массы ДУ ступени, состоящей из:
 - силового корпуса («кокона»);
 - закладных фланцев;
 - крышки воспламенительного устройства;
 - защитно-крепящих покрытий;
 - «юбок» (вмотанных в органопластиковый корпус ДУ соединительных элементов);
- массы сопловой части, состоящей из:
 - облицовки сопла;
 - входной части сопла;
 - корпуса раструба;
 - корпуса входной части;
- массы остальных элементов:
 - органов управления;
 - бортовой кабельной сети;
 - защитных кожухов и несущих отсеков.

Основные соотношения для расчета масс составных элементов представлены в [4, 5].

Ниже приведены результаты исследования процесса согласования проектных решений при реализации двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации РН и модуля РБ III.

В модельном примере рассматривается модификация РН с модульными РБ III стартовой массой 50 т и при $N = 4$ модуля с массой ПН каждого, равной 250 кг.

Результаты согласования проектных решений приведены в таблице.

Итерация	α_3	ω_3 , кг	M_{03}^i , кг	$M_{03}^{(i+1)}$, кг	Δm , кг	M_0 , кг
1	0,144	857	123,4	110,6	12,8	48120
2	0,129	1023	132,0	128,9	3,1	48824
3	0,126	1035	130,4	129,7	0,7	48907
4	0,125	1037	129,9	129,6	0,3	48918
5	0,125	1037	129,6	129,6	0	48918

На рис. 4 представлен график зависимости массы модуля РБ III от номера итерации, на рис. 5 — график зависимости Δm от номера итерации.

Как видно, условие согласования проектных решений на i -м и $(i+1)$ -м уровне управления разработкой для модификации РН с РБ III ступени модульного типа выполняется ($\Delta m \rightarrow 0$) при ограниченном числе итераций. За счет направленной адаптации проектной модели модификации РН с модульным РБ III основные характеристики модуля РБ III сходятся, обеспечивая повышение точности определения m_{03} — РБ III и M_0 — модификации РН на 10,4%.

Выводы

Использование метода многоуровневой согласованной оптимизации при формировании облика перспективной РН с РБ III ступени модульного типа позволяет найти рациональное проектное решение и учесть особенности проектно-конструкторских решений, применяемых для подсистем. При этом проектные модели верхнего уровня не перетяжеляются громоздкими вычислениями, связанными с необходимостью расчета изменяющихся характеристик всех подсистем, что позволяет оперативно проводить расчеты ракеты-носителя в целом. За счет направленной адаптации

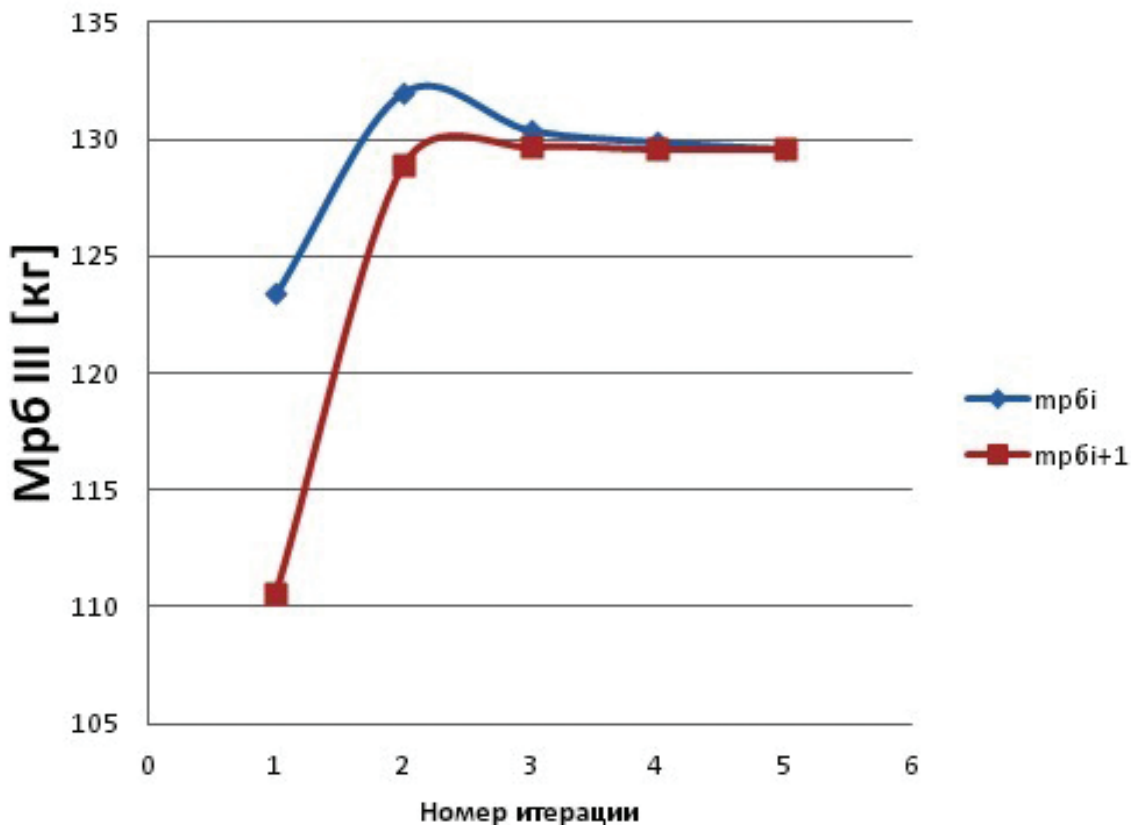


Рис. 4. Зависимость массы модуля РБ III от номера итерации

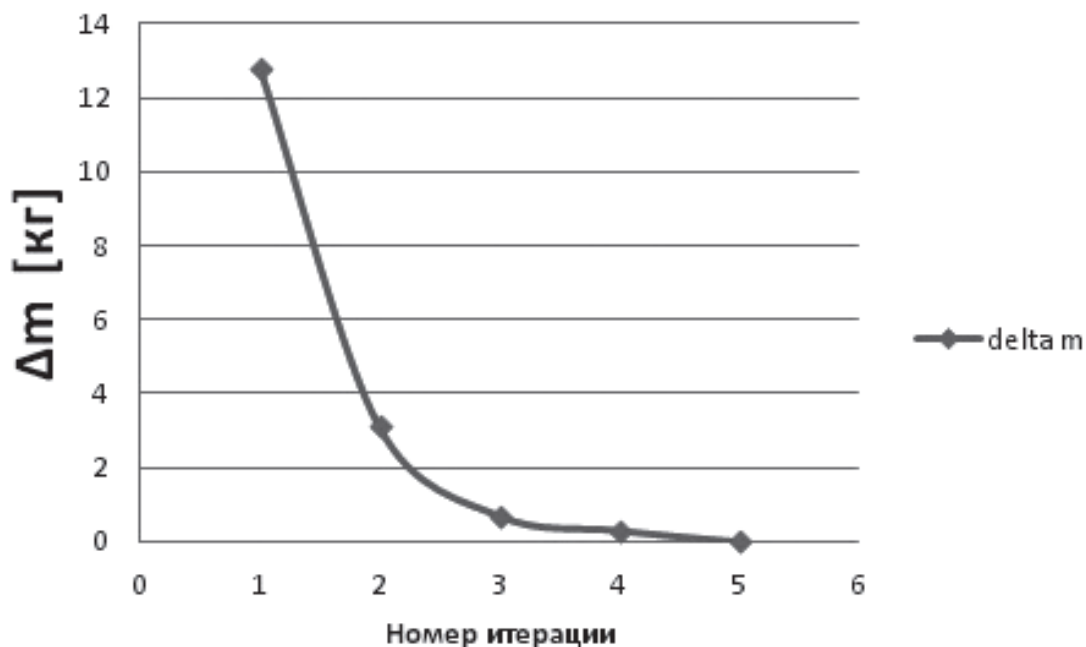


Рис. 5. Зависимость Δm от номера итерации

ции проектной модели модификации РН обеспечивается согласование проектного решения для РН и модуля РБ III, на 10,4% повышается точ-

ность оценки массовых характеристик РБ III модульного типа.

Библиографический список

1. *Матвеев Ю.А.* Методы исследования модификаций при разработке летательных аппаратов: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ, 1992. — 61 с.
2. *Матвеев Ю.А.* Оптимизация процесса разработки летательного аппарата при двухуровневой схеме управления реализацией проекта // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 3. С. 92-100.
3. *Щеверов Д.Н., Матвеев Ю.А.* Проектирование и управление разработкой летательных аппаратов: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ, 1993. — 80 с.
4. *Николаев Ю.Н., Панин С.Д., Соломонов Ю.С., Сычев М.П.* Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет: В 2-х ч. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 1998. Ч. I. — 104 с.
5. *Николаев Ю.Н., Панин С.Д., Соломонов Ю.С., Сычев М.П.* Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет: В 2-х ч. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. Ч. II. — 140 с.
6. *Ламзин В.В., Матвеев Ю.А.* Двухуровневая модель принятия проектных решений при разработке космической системы ДЗЗ и факторы неопределенности // Полет. 2012. № 1. С. 40-45.
7. *Сидельникова О.В., Матвеев Ю.А.* Анализ конструкторско-технологических решений подсистем перспективных летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 1. С. 27-32.
8. *Тарасов Е.В., Юфа Д.И.* Методы принятия решений при многофакторной неопределенности в проектных исследованиях летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2007. Т. 14. № 1. С. 3-12.
9. *Гимадиев Р.Р., Евсеев И.В., Копылов О.А.* Космическая головная часть для группового запуска спутников. Патент RU 2428358 С1. Бюлл. №25, 10.09.2011.
10. *Соломонов Ю.С., Смазнов А.Н., Первов А.Ю.* и др. Головная часть космической ракеты-носителя и способ выведения космических аппаратов. Патент RU 2698838 С1. Бюлл. №25, 30.08.2019.
11. *Villanueva F.M., Linshu H., Dajun X.* Small Solid Propellant Launch Vehicle Mixed Design Optimization Approach // Journal of Aerospace Technology and Management. 2014. Vol.6. No. 3, pp. 291-300. DOI: 10.5028/jatm.v6i3.333
12. *Donahue B., Sigmon S., Cooper D.* The NASA SLS Development and Mission Opportunities // 2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition (17-19 September 2018, Orlando, FL). Paper 10.2514/6.2018-5236.
13. Delta IV Payload Planners Guide United Launch Alliance, 2007.
14. Atlas V Launch Services User's Guide. United Launch Alliance, 2010.
15. Ariane 5 User's Manual. Arianespace, 2011
16. START-1 Space Launch System, Volume I: User's Handbook. Moscow Institute of Heat Engineering, 2002.
17. *Sippel M., Lang A., Dumont E.* Advanced Technology Upper Stages for Future Launchers // 61st International Astronautical Congress (Prague, 2010). IAC-10-D2.3.1, <https://core.ac.uk/download/pdf/11144967.pdf>
18. *Behruzi P., Dodd C., Netter G.* Future Propellant Management Device Concepts for Restartable Cryogenic Upper Stages // 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (08-11 July 2007; Cincinnati, OH). AIAA 2007-5498. DOI: 10.2514/6.2007-5498
19. *Van Foreest A., Sippel M., Atanassov U.* Launcher Pre-Design VENUS (VEga New Upper Stage) // Complete Analysis Configurations A – F, Issue 1, DLR internal report, SART TN-002/2008.
20. *Wisse M., Obermaier G., Dumont E., Ruwwe T.* Venus — conceptual design for Vega new upper stage // 62nd International Astronautical Congress (Cape Town, SA. 2011). IAC-11-D2.3.4.

PARAMETERS OPTIMIZATION TECHNIQUE FOR THE CARRIER ROCKET WITH MODULAR BOOSTER BLOCK MODIFICATION

Kryuchkov M.D.

Corporation "Moscow Institute of Heat Engineering",
10, Berezovaya Alley, Moscow, 127273, Russia
e-mail: max_finger@mail.ru

Abstract

Most of the existing launch vehicles are being equipped with booster blocks, performing sequential spacecraft deployment into a specified orbit. However, a scheme with individual spacecraft leading-out by the last, modular, launch vehicle stage is possible as well.

As experience shows, when creating a launch vehicle with solid propellant rocket engines, borrowing of a number of elements is the case.

The problem statement can be formulated as follows: find such a vector of the basic design parameters so that the launch vehicle launch mass will be minimal, and a number of restrictions herewith, namely by the payload mass, size, the borrowed elements parameters will be met.

The task of a launch vehicle with modular stage III booster block (BB III) designing is:

- multi-criteria;
- multi-parametric.

The method of constraints is used to solve a multi-criteria problem.

The problem feature consists in the fact that while searching for the rational design solution, concurrently changes the vector of the determining parameters (mass and geometric ratios coefficients, which values depend on the design solutions for the BB III modules). Various approaches to the problem solution are possible.

The article presents a two-level coordinated optimization method.

When implementing the two-level coordinated optimization method, the upper-level model is being refined according to the lower-level data, which allows increasing the calculations accuracy without resorting to the excessive expansion of design models. The control parameters (design parameters) at the $(i + 1)$ -th level are being selected so as to ensure a more detailed description of the object compared with the i -th level of detailing, the vectors of the parameters, being selected at different levels, at that should not contain the same elements. The great attention herewith is paid to the agreement assessing of the

design solutions at both i -th and $(i + 1)$ -th levels of the development management.

A study on the model example was performed for the launch vehicle with a solid propellant engine of about 50 tons launch mass, with every module weight of 250 kg.

The presented graphs demonstrate the process of design solutions coordination at the i -th and $(i + 1)$ -th levels of development management.

The two-level matched optimization method allows finding a rational solution without significant expansion of the design models.

Keywords: modular-type launch vehicle, modular-type booster block, spacecraft parallel leading-out, two-level coordinated optimization method.

References

1. Matveev Yu.A. *Metody issledovaniya modifikatsii pri razrabotke letatel'nykh apparatov* (Methods for modifications studying in the spacecraft development), Moscow, MAI, 1992, 61 p.
2. Matveev Yu.A. Optimization of the process of developing aircraft with two-level system management of project implementation. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no 3, pp. 92-100.
3. Shcheverov D.N., Matveev Yu.A. *Proektirovanie i upravlenie razrabotkoi letatel'nykh apparatov* (Flying vehicles design and management of development), Moscow, MAI, 1993, 80 p.
4. Nikolaev Yu.N., Panin S.D., Solomonov Yu.S., Sychev M.P. *Osnovy proektirovaniya tverdotoplivnykh upravlyaemykh ballisticheskikh raket. V 2-kh chastyakh* (Fundamentals of solid-propellant guided ballistic missiles design. In 2 parts), Moscow, MGTU im. N.E. Baumana, 1998. Part I, 104 p.
5. Nikolaev Yu.N., Panin S.D., Solomonov Yu.S., Sychev M.P. *Osnovy proektirovaniya tverdotoplivnykh upravlyaemykh ballisticheskikh raket. V 2-kh chastyakh* (Fundamentals of solid-propellant guided ballistic missiles design. In 2 parts), Moscow, MGTU im. N.E. Baumana, 2000. Part II, 140 p.
6. Lamzin V.V., Matveev Yu.A. *Polet*, 2012, no. 1, pp. 40-45.
7. Sidelnikova O.V., Matveev Yu.A. Complex analysis constructional and technical decisions of perspective

- flying machine subsystem. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 1, pp. 27-32.
8. Tarasov E.V., Yupha D.I. Decision making techniques under multiple-factor uncertainty for design analysis of flying vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2007, vol. 14, no 1, pp. 3-12.
 9. Gimadiev R.R., Evseev I.V., Kopylov O.A. *Patent RU 2428358 C1*, 10.09.2011.
 10. Solomonov Yu.S., Smaznov A.N., Pervov A.Yu. et al. *Patent RU 2698838 C1*, 30.08.2019.
 11. Villanueva F.M., Linshu H., Dajun X. Small Solid Propellant Launch Vehicle Mixed Design Optimization Approach. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2014, vol.6, no. 3, pp. 291-300. DOI: 10.5028/jatm.v6i3.333
 12. Donahue B., Sigmon S., Cooper D. The NASA SLS Development and Mission Opportunities. *2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition (17-19 September 2018, Orlando, FL)*. Paper 10.2514/6.2018-5236.
 13. *Delta IV Payload Planners Guide United Launch Alliance*, 2007.
 14. *Atlas V Launch Services User's Guide. United Launch Alliance*, 2010.
 15. *Ariane 5 User's Manual. Arianespace*, 2011
 16. *START-1 Space Launch System, Volume I: User's Handbook*. Moscow Institute of Heat Engineering, 2002.
 17. Sippel M., Lang A., Dumont E. Advanced Technology Upper Stages for Future Launchers. *61st International Astronautical Congress (Prague, 2010)*. IAC-10-D2.3.1, <https://core.ac.uk/download/pdf/11144967.pdf>
 18. Behruzi P., Dodd C., Netter G. Future Propellant Management Device Concepts for Restartable Cryogenic Upper Stages. *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (08-11 July 2007; Cincinnati, OH)*. AIAA 2007-5498. DOI: 10.2514/6.2007-5498
 19. Van Foreest A., Sippel M., Atanassov U. Launcher Pre-Design VENUS (VEga New Upper Stage). *Complete Analysis Configurations A-F*, Issue 1, DLR internal report, SART TN-002/2008.
 20. Wisse M., Obermaier G., Dumont E., Ruwwe T. Venus - conceptual design for Vega new upper stage. *62nd International Astronautical Congress (Cape Town, SA. 2011)*. IAC-11-D2.3.4.