

2. Бакланов, А. И. Новые горизонты космических систем оптико- электронного наблюдения земли высокого разрешения / А. И. Бакланов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2018. – Часть II, Т. 5, Вып. 4. – С. 14-27.

3. Потюпкин, А.Ю. Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов / А.Ю. Потюпкин, Н.С. Данилин, А.С. Селиванов // Ракетнокосмическое приборостроение и информационные системы. – 2017. – Т. 4. – Вып. 4. – С. 45-56.

4. Емельянов, А.А. Анализ и формирование показателей эффективности в задаче распределения потоков целевой информации при функционировании космических систем ДЗЗ / А.А. Емельянов, В.В. Малышев, А.В. Старков, Л.А. Гришанцева, К.И. Зубкова, Зай Яр Вин // Научно-технический вестник Поволжья. – 2019. –№8. – С. 28-31.

УДК 531.36, 629.7

Ким А.С.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СРЕДНЕГО КЛАССА С МНОГОРАЗОВЫМ РАКЕТНЫМ БЛОКОМ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ

Создание конкурентноспособных средств выведения полезных нагрузок в космос сегодня тесно связано с идеей создания частично многоразовых систем.

На рис. 1 представлены некоторые проекты ракет-носителей (РН) с возвращаемыми ракетными блоками и их текущие состояния (стадии разработки или эксплуатации).

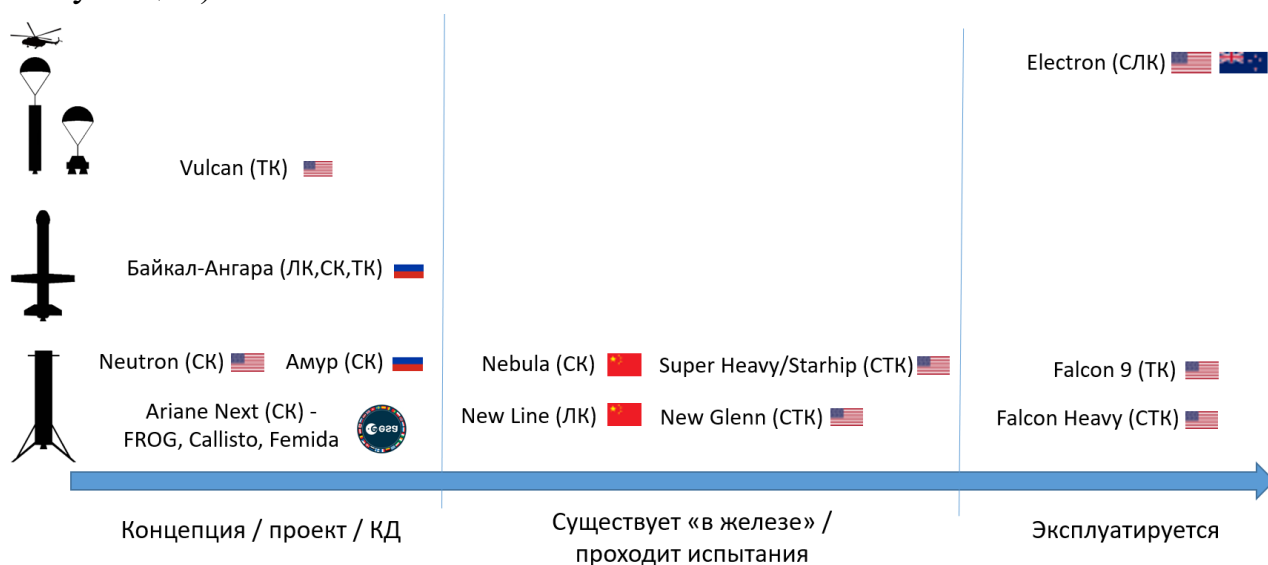


Рис. 1. Проекты многоразовых РН и их текущие стадии

Анализируя современные проекты ракет-носителей с многоразовыми элементами, можно сделать следующие выводы.

1. Все основные участники мирового рынка ведут разработки по направлению многоразовых ракет-носителей (РН).

2. Большинство проектов нацелено на возвращение блока первой ступени.

3. В подавляющем количестве проектов применяется реактивная схема с вертикальной посадкой.

4. Большинство проектов – это РН среднего класса.

5. Прослеживается тенденция использования модификаций многоразовых блоков для образования РН различных классов.

Отличительными особенностями проектов таких РН является наличие нескольких двигателей на блоке первой ступени, компоновка которых предусматривает размещение одного из них в центре и нескольких по периферии, выдвигаемые или раскрываемые посадочные опоры в хвостовой части блока, а также решетчатые рули и газовые сопла ориентации, установленные на верхнем отсеке возвращаемого ракетного блока.

При выборе топлива для многоразовой РН стоит отметить тенденцию применения в качестве пары «метан (сжиженный природный газ) – кислород» (далее СПГ), что обусловлено следующими качествами природного газа:

Стоимость. Природный газ – доступное и самое дешёвое сырьё.

Более высокий удельный импульс тяги. Обеспечивается прирост массы полезного груза на 5-10%, уменьшение стартовой массы РН на 20-25%.

Низкое содержание токсичных веществ в продуктах горения. СПГ по экологической чистоте уступает только водороду.

Сокращение продолжительности технологического цикла послеполётной очистки двигателя, что является важным для многоразовых ракетно-космических систем.

Охлаждающая способность. Облегчается задача создания надёжной камеры сгорания.

Газовая постоянная паров. При использовании СПГ имеется возможность создания двигателя по безгенераторной схеме.

Для хранения и заправки СПГ пригодна технология, освоенная для жидкого кислорода и других криогенных жидкостей.

Для определения основных проектных параметров РН и оптимизации её стартовой массы существует приближенная методика [1]. Причём конфигурация ракеты может быть любой: с последовательным, параллельным и смешанным соединением ракетных блоков. Однако этой методикой в том виде, в каком она

представлена в [1], нельзя воспользоваться для оптимизации стартовой массы ракеты с возвращаемыми ракетными блоками. В случае РН с многоразовым ракетным блоком (далее МРБ) не всё топливо из первой ступени расходуется на участке выведения - к моменту разделения в баках МРБ должно остаться достаточно топлива для возвращения и посадки.

Цель настоящей статьи - совершенствование существующей методики [1] для её применения к ракетам-носителям со спасаемым ракетным блоком первой ступени. Предлагаемая ниже методика применима к двухступенчатым ракетам-носителям с последовательным соединением ракетных блоков.

Суть модификации методики [1] заключается в использовании фиктивной массы конструкции ракетного блока первой ступени, которая представляет собой сумму масс конструкции ракетного блока и невыработанного топлива, необходимого для возвращения и мягкой посадки ракетного блока на поверхность Земли. Вводится также фиктивный коэффициент конструктивного совершенства $S_{1\text{фикт}}$ (см. далее). С помощью этих параметров удаётся составить модернизированное условие ограничений в задаче математического программирования по поиску минимальной стартовой массы ракеты и оптимального распределения масс по ракетным блокам.

Фиктивный коэффициент конструктивного совершенства определяется выражением

$$S_{1\text{фикт}} = \frac{m_{РБ_1}}{m_{РБ_1} - m_{Т\text{вывод}}} = \frac{m_{Кон_1} + m_{Т\text{вывод}}}{m_{Кон_1}} = \frac{m_{К_1} + m_{Т\text{возврат}} + m_{Т\text{вывод}}}{m_{К_1} + m_{Т\text{возврат}}},$$

где $m_{РБ_1}$ - масса полностью заправленного ракетного блока первой ступени;

$m_{Т\text{вывод}}$ - масса топлива ракетного блока первой ступени для вывода полезной нагрузки на заданную орбиту.

$m_{К_1}$ - масса конструкции пустого ракетного блока первой ступени (после выработки всего рабочего запаса топлива).

$m_{Т\text{возврат}}$ - масса (запас) топлива, необходимого для возврата ракетного блока.

$m_{Кон_1}$ - фиктивная масса конструкции ракетного блока первой ступени (масса блока на момент выработки топлива, расходуемого для только выведения полезной нагрузки).

Фиктивная масса конструкции ракетного блока учитывает, что в блоке остаётся топливо для манёвров при возврате многоразового блока, то есть

$$m_{Кон_1} = m_{К_1} + m_{Т\text{возврат}},$$

Число Циолковского для первой ступени в этом случае составит

$$z_1 = \frac{m_{01}}{m_{01} - m_{T \text{ вывод}}},$$

где m_{01} - стартовая масса ракеты.

Функция ограничений в задаче оптимизации будет несколько отлична от [1] и примет следующий вид:

$$V_X^{номп} - w_1 \ln \left(\frac{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2}{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2 - x_1 + \frac{m_{T \text{ возврат}}}{m_{ПН}}} \right) - w_2 \ln \left(\frac{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2}{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2 - x_2} \right) \leq 0,$$

где $V_X^{номп}$ - потребная характеристическая скорость для вывода РН на низкую опорную орбиту; w_1 и w_2 - удельные импульсы топлива и двигателей первой и второй ступеней соответственно.

Параметры оптимизации x_1 и x_2 представляют собой отношения массы топлива соответствующих ракетных блоков к массе полезной нагрузки.

Если в последней формуле выразить массу топлива для возврата ракетного блока $m_{T \text{ возврат}}$ через варьируемый параметр целевой функции x_1 , то получим функцию ограничений в виде

$$V_X^{номп} - w_1 \ln \left(\frac{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2}{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2 - x_1 + \frac{s_1 - s_{1 \text{ фикт}}}{s_{1 \text{ фикт}} (s_1 - 1)} x_1} \right) - w_2 \ln \left(\frac{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2}{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2 - x_2} \right) \leq 0. \quad (1)$$

Критерием оптимизации будет минимальное значение отношение стартовой массы к массе полезной нагрузки $p_0 \longrightarrow \min$ при наличии ограничений (2).

Целевая функция сохранит вид [1], то есть будет следующей

$$p_0 = 1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2. \quad (2)$$

Постановка задачи математического программирования будет следующей. Найти такие значения параметров x_1 и x_2 , при которых целевая функция (2) достигает минимума при наличии ограничивающей функции (1).

Все остальные процедуры по определению масс топлива, ракетных блоков, масс конструкции и стартовой массы ракеты не отличаются от оригинальной методики [1].

Таким образом, представлена модернизированная постановка задачи оптимизации массы ракетных блоков для её применения к ракетам-носителям со спа-

саемым ракетным блоком первой ступени. Методика применима к двухступенчатым РН с последовательным соединением ракетных блоков.

Библиографический список

1. Куренков, В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика: учеб. пособие / В. И. Куренков; под ред. А. Н. Кирилина. – Самара: СГАУ, 2011. –458 с.

УДК 629.78

Крестина А.В.

ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ УВОДА НАНОСПУТНИКА С ОРБИТЫ

В последние годы одним из основных направлений развития космической отрасли является развёртывание на низких околоземных орбитах многоспутниковых группировок, преимущественно состоящих из наноспутников [1]. В связи с этим проблема образования космического мусора привлекает к себе большое внимание научного сообщества. В данной статье рассматривается один из способов решения этой проблемы, а именно использование аэродинамических устройств для увода с орбиты малых космических аппаратов (МКА) nano-класса в конце срока их активного существования.

Предлагаются различные способы для решения проблемы увода отработавших спутников, в том числе использование аэродинамических устройств. Они относятся к классу пассивных систем увода, не требуют существенных запасов энергии на борту, просты в исполнении, а также обладают достаточно малой массой и не занимают большого объёма в сложенном виде. Всё это делает подобные системы наиболее подходящими средствами для увода МКА с орбиты. В результате оценки эффективности и выбора типа системы увода для МКА nano-класса [2] возникла необходимость в разработке надёжной и работоспособной конструкции аэродинамического устройства, которая сможет обеспечить наддув баллона и функционирование системы увода после столкновения с микрометеоритами.

В последние годы технология аэродинамического торможения была реализована в нескольких миссиях МКА, а отдельные компании и организации разрабатывают прототипы, которые становятся все более совершенными. Наиболее часто в существующих проектах [3] используется форма аэродинамического устройства в виде плоского паруса с различными вариантами конфигурации (рис. 1а, б, в).