

## ВЫБОР БАЛЛИСТИЧЕСКИХ СХЕМ ПОЛЁТА И ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ТРАНСПОРТНОГО МОДУЛЯ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК НА ОКОЛОЗЕМНЫЕ ОРБИТЫ

© 2020

**В. В. Салмин** доктор технических наук, профессор, директор НИИ космического машиностроения;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru)

**А. А. Кветкин** аспирант;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[emancipee163@yandex.ru](mailto:emancipee163@yandex.ru)

**А. С. Русских** аспирант;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru)

В работе поставлена задача повышения эффективности транспортных операций в космосе. Для этого проведено исследование возможности создания космической транспортной системы с комбинированной двигательной установкой, включающей химический разгонный блок и электроракетный транспортный модуль, способной выполнить заданный диапазон космических маневров. Проводится расчёт проектно-баллистических характеристик перелёта, отыскание оптимальной программы выведения космического аппарата с малой тягой. Предложена методика определения проектных параметров космической транспортной системы и формирования её проектного облика. Рассчитаны основные проектные характеристики, а также сформирован проектный облик электроракетного транспортного модуля в среде РТС Steo Parametric. По результатам работы можно сделать вывод о возможности создания космической транспортной системы с заданными параметрами.

*Космическая транспортная система; комбинированная схема выведения; химический разгонный блок; электроракетный транспортный модуль*

---

**Цитирование:** Салмин В.В., Кветкин А.А., Русских А.С. Выбор баллистических схем полёта и формирование проектного облика электроракетного транспортного модуля для выведения полезных нагрузок на околоземные орбиты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 58-69. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-58-69

### Введение

В настоящее время проблема повышения эффективности транспортных операций в космосе выходит на первый план. Одним из способов решения данной проблемы является использование электроракетного транспортного модуля (ЭРТМ), способного выполнить широкий диапазон задач по доставке полезных нагрузок на удаленные орбиты. Применение ЭРТМ в составе космической транспортной системы (КТС) и схемы выведения с комбинацией двигателей большой и малой тяги позволяет увеличить массу выводимых ею полезных грузов на орбиту, снижая тем самым стоимость пусковых услуг, а также повысить надёжность выведения. В настоящее время активно развивается применение ЭРДУ для задач довыведения КА на геостационарную орбиту. В отечественной космонавтике примером могут послужить схемы выведения КА «Экспресс-АМ5» и «Экспресс-АМ6» [1]. Одними из первых зарубежных КА, использующих ЭРДУ для довыведения, стали аппараты на платформе Boeing 702 [2; 3].

## 1. Задача системного проектирования

Космическая транспортная система является сложной технической системой. На первом уровне иерархии выделяются крупные подсистемы: космическая головная часть (КГЧ), ракетно-технический комплекс и наземный комплекс управления. В общем виде в состав КГЧ входит:

- головной обтекатель (ГО);
- полезная нагрузка (ПН);
- электроракетный транспортный модуль (ЭРТМ);
- химический разгонный блок (ХРБ);
- переходный отсек.

В свою очередь, ЭРТМ можно представить состоящим из подсистем двух уровней иерархии и элементов:

- конструкция;
- бортовые обеспечивающие системы:
  - бортовой радиотехнический комплекс;
  - двигательная система с исполнительными органами;
  - система обеспечения теплового режима;
  - система электропитания;
  - антенно-фидерная система и др.;
- бортовой комплекс управления:
  - система ориентации и управления движением;
  - система управления бортовыми системами.

Для снижения затрат средств и времени на разработку КТС в ее составе предполагается максимально возможное использование уже разработанных и серийно выпускаемых изделий. Это ракетно-технический комплекс и наземный комплекс управления, переходный отсек и разгонный блок, головной обтекатель. Таким образом, для разработки КТС недостающим звеном является лишь ЭРТМ, для формирования проектного облика которого необходимо получить проектные параметры.

Комбинированная схема межорбитального перелёта предполагает использование на первом этапе химического разгонного блока для формирования промежуточной орбиты, а на втором ЭРТМ для доведения орбиты до целевой. В качестве целевой может рассматриваться любая достаточно удалённая от начальной орбита, отличающаяся от неё по величине большой полуоси, наклонению и эксцентриситету. Например, по такой схеме выводятся на геостационарную орбиту космические аппараты, построенные на базе космических платформ «Экспресс».

Для космической транспортной системы можно определить круг задач, для которого она способна выполнить каждую из них с минимальной степенью неоптимальности по основному критерию эффективности – относительной массе полезной нагрузки. В работе рассматривается проблема выведения на орбиты КА типа «Меридиан», «Арктика-М», «Глонасс-К1» и «Глонасс-К2» с помощью ракеты-носителя (РН) типа «Союз-2», ХРБ типа «Волга» и ЭРТМ, включающего электроракетную двигательную установку.

## 2. Проектно-баллистические параметры перелёта и управление вектором тяги

Сформулируем задачу определения параметров ЭРТМ, позволяющих сформировать рабочую орбиту с заданными характеристиками из определенного диапазона. Исходными данными для решения проектной задачи служат параметры начальных и рабочих орбит, диапазон масс выводимых полезных грузов (табл. 1), предельное

значение продолжительности маневра довыведения ПН – 200 суток. Предполагается, что РН формирует низкую орбиту выведения высотой порядка 200 км. Затем ХРБ типа «Волга» осуществляет перевод ЭРТМ вместе с ПН на промежуточную эллиптическую орбиту, дальнейшее довыведение осуществляется ЭРТМ с помощью электроракетных двигателей (ЭРД).

При выведении космического аппарата с применением электроракетных двигателей возникает проблема отыскания оптимального закона управления. Методика оптимизации баллистических параметров перелёта при комбинированной схеме выведения с применением приближённо-оптимального метода сформирована на основе результатов, изложенных в работе [4].

Таблица 1. Параметры КА и их рабочих орбит

Полезная нагрузка	Масса, кг	Характеристики целевой орбиты
Глонасс-К1	935	$i = 64,8^\circ, H = 19400$ км
Глонасс-К2	1800	
Меридиан	2100	$i = 62,8^\circ, H_{II} = 500$ км, $H_A = 40000$ км
Арктика	2100	$i = 63^\circ, H_{II} = 1000$ км, $H_A = 40000$ км

Масса ЭРТМ включает массу конструкции, массу энергетической установки, массу двигательной установки, массу системы подачи и хранения рабочего тела (СПХ), массу самого рабочего тела (ксенона). Стартовую массу орбитального блока (ОБ) можно представить как сумму масс отдельных систем:

$$M_0 = M_K^{ХРБ} + M_{ТЭ}^{ХРБ} + M_{Э}^{ЭРДУ} + M_{Д}^{ЭРДУ} + M_{СПХ}^{ЭРДУ} + M_T^{ЭРДУ} + M_K^{ЭРДУ} + M_{ПН}, \quad (1)$$

где  $M_0$  – начальная масса ОБ;  $M_K^{ХРБ}$  – масса конструкции ХРБ (сухая масса);  $M_{ТЭ}^{ХРБ}$  – масса топлива ХРБ;  $M_{Э}^{ЭРДУ}$  – масса источника и преобразователя энергии ЭРДУ;  $M_{Д}^{ЭРДУ}$  – масса двигательной установки электроракетной двигательной установки (ЭРДУ);  $M_{СПХ}^{ЭРДУ}$  – масса системы подачи и хранения рабочего тела ЭРДУ;  $M_T^{ЭРДУ}$  – масса рабочего тела ЭРДУ;  $M_K^{ЭРДУ}$  – масса корпуса ЭРТМ, прочих элементов и систем ЭРТМ;  $M_{ПН}$  – масса полезной нагрузки.

Для космических аппаратов с двигателями малой тяги характерна большая длительность перелёта. Учитывая эту особенность, наиболее часто для описания движения таких КА используются модели движения в оскулирующих или равноденственных элементах орбит. В данной работе для удобства будет использоваться модель в оскулирующих элементах, где ускорение от работающей ЭРДУ рассмотрено как возмущающее.

В реальных схемах на первом этапе (дальнего наведения) КА приводится в некоторую область параметров целевой орбиты  $Q$  по большой полуоси, эксцентриситету, наклонению и долготе стояния. На втором этапе точного наведения устраняются ошибки первого этапа. Поэтому перед интегрированием будем задавать фиксированные конечные значения эксцентриситета и наклонения, соответствующие требуемой точности решения задачи.

Запишем выражения для компонент реактивного ускорения в орбитальной системе координат:

$$\begin{aligned} T_r &= \delta a \cos \lambda \cos \psi, \\ S_r &= \delta a \sin \lambda \cos \psi, \\ W_r &= \delta a \sin \psi. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь  $a$  – модуль полного реактивного ускорения;  $\delta$  – функция включения-выключения двигателей ( $\delta = \{0, 1\}$ );  $\lambda$  – угол между проекцией вектора тяги на мгновенную плоскость орбиты и трансверсалью  $\vec{T}$  ( $\lambda \in [0^\circ; 180^\circ]$ );  $\psi$  – угол между проекцией вектора тяги на мгновенную плоскость местного горизонта и трансверсалью  $\vec{T}$  ( $\psi \in [-90^\circ; 90^\circ]$ ) (рис. 1).

В дальнейшем будем считать, что на теневых участках траектории двигатели отключены. Управлениями являются углы ориентации вектора тяги  $\lambda, \psi$ .

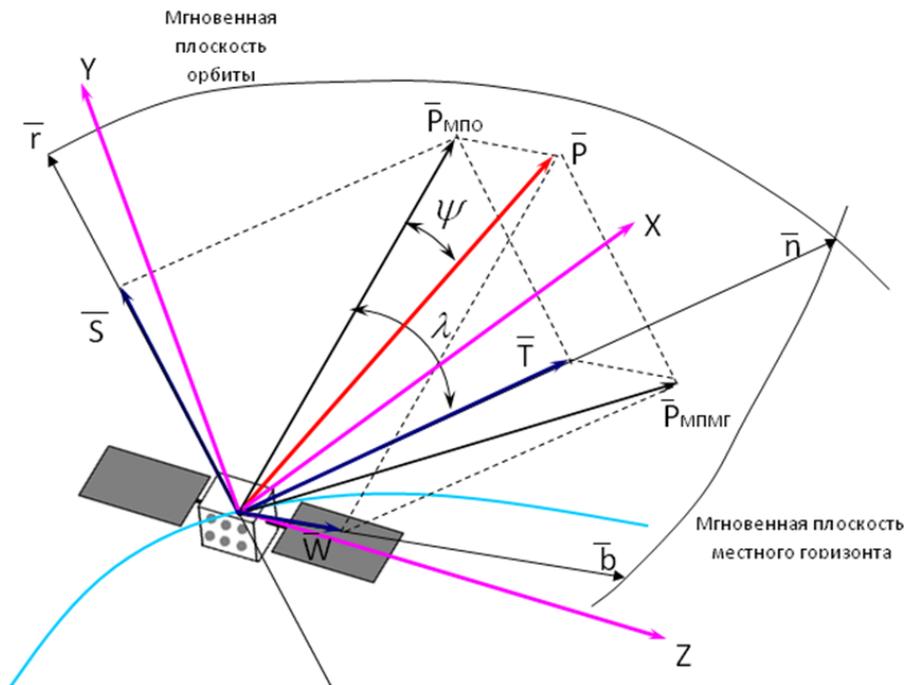


Рис. 1. Углы ориентации вектора тяги, компоненты реактивного ускорения в орбитальной системе координат

Решение задачи оптимального управления элементами орбиты в строгой постановке, вытекающей из формализма Лагранжа – Понтрягина, связано с большими вычислительными трудностями, кроме того, на первый план выходит проблема сходимости и единственности решения, устойчивости алгоритма решения краевой задачи. С учётом вышеописанных трудностей исходная задача расширялась до задачи локальной оптимизации, подробное решение которой приведено в работе [4].

В соответствии с принципом взаимности в теории оптимального управления вариационная задача о минимуме продолжительности динамического маневра с фиксированными граничными условиями эквивалентна задаче минимизации обобщённой невязки по отклонениям терминальных значений компонент вектора состояния при фиксированной продолжительности маневра [5].

Для оценки моторного времени перелёта конечные условия на переменные  $\omega, \Omega, u$  не накладываются.

Введём терминальный критерий в виде квадратичного функционала, представляющий собой сумму квадратов невязок по большой полуоси, эксцентриситету и наклонению орбиты, умноженные на соответствующие им постоянные весовые (неопределённые) коэффициенты:

$$I = \Delta x_K^T \alpha \Delta x_K \rightarrow \min . \quad (3)$$

Здесь

$$\Delta x_K = [\Delta A, \Delta e, \Delta i]^T, \quad \Delta A = A(t) - A_k, \quad \Delta e = e(t) - e_k, \quad i = i(t) - i_k,$$

$$\alpha = [\alpha_{ij}] = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & 0 & 0 \\ 0 & \alpha_{22} & 0 \\ 0 & 0 & \alpha_{33} \end{bmatrix}, \quad \sum \alpha_{ij} = 1,$$

где  $\alpha_A = \alpha_{11}$ ,  $\alpha_e = \alpha_{22}$ ,  $\alpha_i = \alpha_{33}$  – весовые коэффициенты (элементы диагональной матрицы) по большой полуоси, эксцентриситету и наклонению соответственно.

Локально-оптимальными управлениями в дальнейшем будем называть такие управления  $\tilde{u}(t, x)$ , которые минимизируют не функционал динамической задачи  $I$  (интегральный), а подынтегральное выражение, то есть производную  $\frac{dI}{dt}$  в каждый момент времени. Если подынтегральное выражение не меняет знака и представляет собой монотонную функцию, описанная постановка эквивалентна исходной [5].

Результатом поиска максимума  $\frac{dI}{dt} = \frac{dI}{dt}(\lambda(t), \psi(t))$  по двум переменным являются аналитические выражения для углов ориентации вектора тяги  $\lambda$  и  $\psi$ , где  $\psi$  – угол отклонения тяги от мгновенной плоскости орбиты,  $\lambda$  – угол между проекцией вектора тяги на плоскость орбиты и трансверсалью [4]. Полученный закон управления  $\tilde{\psi}(t), \tilde{\lambda}(t)$  имеет достаточно простую структуру и позволяет провести расчёт динамического манёвра без процедуры решения краевой задачи.

Как следует из (3), от значений весовых коэффициентов  $\alpha_A, \alpha_e, \alpha_i$  зависит скорость изменения большой полуоси, эксцентриситета и наклонения орбиты. За счёт подбора значений весовых коэффициентов можно добиться одновременности выполнения конечных условий.

### 3. Результаты расчёта проектных характеристик ЭРТМ

В результате итерационной процедуры оптимизации показано, что для выведения полезных нагрузок, указанных в табл. 1, ЭРТМ имеет проектные характеристики, представленные в табл. 2.

Указанный ЭРТМ способен сформировать диапазон эллиптических рабочих орбит с высотой перигея от 500 до 25000 км и апогея до 40000 км за время от 60 до 190 суток, а также круговых с высотой до 20000 км. Массы выводимых на рабочую орбиту ПН при этом составляют от 900 до 2100 кг.

Таблица 2. Проектные параметры ЭРТМ

Параметр	Значение
Сухая масса ЭРТМ, кг, в том числе:	500
- масса энергоустановки, кг	170
- масса ЭРДУ, кг	30
- масса СПХ, кг	59,8
- масса конструкции, кг	210
- вспомогательные системы, кг	30,2
Масса рабочего тела, кг	до 850 кг
Количество работающих ЭРД СПД-140	3
Полная тяга, мН	870
Удельный импульс, с	1770
Площадь солнечных батарей, м <sup>2</sup>	63,3
Мощность энергоустановки, кВт	15

В ходе проектно-баллистических расчётов были найдены параметры переходной орбиты, формируемой РБ, потребные запасы рабочего тела ЭРТМ, время перелёта, зависимости орбитальных параметров от времени.

Для выведения КА «Глонасс – К1» потребные запасы рабочего тела составили 296 кг, при времени перелёта 62 дня. Для КА «Глонасс-К2», за счёт большей массы аппарата, затраты рабочего тела и время выведения возросли, и составили 463 кг и 107 суток соответственно.

Практически одинаковые значения масс и параметров целевых орбит КА «Меридиан» и «Арктика» определяют схожие результаты расчёта. Для данного типа аппаратов время перелёта лежит в пределах 191-192 дней, а затраты рабочего тела составляют 828-830 кг.

Характер изменения орбитальных параметров в общем случае определяется характеристиками начальной и конечной орбиты. В качестве начальной орбиты, формируемой разгонным блоком, выбрана эллиптическая, с высотой перигея равной 350 км. Высота апогея зависит от массы выводимой полезной нагрузки и лежит в интервале 2800 – 4800 км. Для рассмотренных в работе полезных нагрузок наклонение целевой орбиты обеспечивается на участке полёта РН. Зависимости орбитальных параметров по времени полёта получены на основе моделирования, с использованием приближённо-оптимального закона управления [4].

При перелёте КА типа «Глонасс-К2» прослеживается монотонный рост величины большой полуоси, замедляющий свою скорость на последних 10 сутках полёта. Эксцентриситет орбиты линейно уменьшается, с увеличением скорости изменения также на последних 10 сутках.

При перелёте КА типа «Арктика», «Меридиан» замечен рост величины большой полуоси, прекращающийся к 170 суткам. Можно отметить, что эксцентриситет орбиты незначительно увеличивается в первой половине полёта со значительным возрастанием скорости в период 120-130 суток, которая далее остаётся неизменной до окончания перелёта.

Результаты баллистических расчётов показывают, что полученная космическая транспортная система с ЭРТМ способна доставлять существующие космические аппараты на их рабочие орбиты.

Для орбит системы «Глонасс» был проведён дополнительный анализ возможности выведения максимальной ПН при полной заправке модуля ЭРТМ рабочим телом. Полученные энергетические возможности обеспечивают доставку на целевую орбиту массы, сопоставимой с тремя КА типа «Глонасс-К1», либо одним тяжёлым навигационным спутником массой 3400 кг. Время перелёта относительно случая выведения «Глонасс-К2» увеличивается со 106,9 до 193,6 суток.

Масса КА в 2100 кг на рабочей орбите аппаратов «Арктика» и «Меридиан» является максимальной для созданного ЭРТМ с заправкой рабочего тела в 850 кг. Увеличение энергетических характеристик в данном случае можно добиться путём установки дополнительных ёмкостей с рабочим телом. Так, при установке одного дополнительного шар-баллона, вмещающего 140 кг рабочего тела, масса ПН на целевой орбите возрастает до 2500 кг, с ростом времени перелёта со 191,7 до 226,0 суток.

Учитывая высокую эффективность транспортных операций в космическом пространстве с использованием электроракетных двигателей, рассмотрена возможность использования баллистической схемы с многократным использованием ЭРТМ для целевой орбиты системы «Глонасс», состоящей из следующих этапов:

- выведение ЭРТМ с ПН на промежуточную орбиту;
- перелёт на целевую орбиту;
- возвращение ЭРТМ на орбиту встречи со следующей ПН;
- выведение ПН на РН типа «Союз-2» с запасом рабочего тела на орбиту встречи с ЭРТМ;
- стыковка ПН и ЭРТМ, перелёт на целевую орбиту.

Многократная схема позволяет доставлять ПН массой до 2500 кг на орбиту системы «Глонасс» с периодичностью в 180 суток. Со второго пуска РН ожидается повышение экономической эффективности выведения за счёт многократного использования ЭРТМ. При этом, учитывая малую массу груза на переходной орбите при втором пуске, для доставки его на данную орбиту можно ограничиться только РН без использования ХРБ типа «Волга».

#### **4. Проектный облик ЭРТМ**

На основе полученных характеристик формируется облик ЭРТМ в виде электронной модели. Электронная модель предназначена для решения следующих задач:

- рассмотрение различных вариантов построения двигательной установки;
- проработка размещения приборов и агрегатов;
- проработка схемы монтажа основных трасс бортовой кабельной сети;
- проработка возможности использования транспортного модуля с ХРБ «Волга» – соединение через проставку-переходник;
- размещение ЭРТМ под головным обтекателем.

Для решения двух последних задач дополнительно создаются габаритные модели составных частей КГЧ головного обтекателя, полезной нагрузки, ХРБ типа «Волга», переходного отсека (рис. 2).

ЭРТМ состоит из адаптера ПН и двух отсеков – приборного и энергодвигательного. Его проектный облик представлен на рис. 3.



Рис. 2. Состав космической транспортной системы с КА «Глонасс-К1»

Приборный отсек служит для размещения приборов и антенн служебных систем. Корпус приборного отсека представляет собой шестигранный каркас, закрытый со всех сторон сотопанелями, на которые устанавливаются приборы.

Энергодвигательный отсек предназначен для размещения объединённой двигательной установки (ОДУ), энергетической установки и солнечных батарей транспортного модуля. Обеспечивает тягу и электроснабжение транспортного модуля.

Адаптер ПН предназначен для конструкторской и функциональной связи полезной нагрузки с транспортным модулем. На него устанавливается космический аппарат с устройством отделения. Адаптер ПН представляет собой конструкцию из фермы и обшивки и обеспечивает переход от шестигранного корпуса ЭРТМ к цилиндрическому шпангоуту, на который устанавливается устройство отделения ПН.

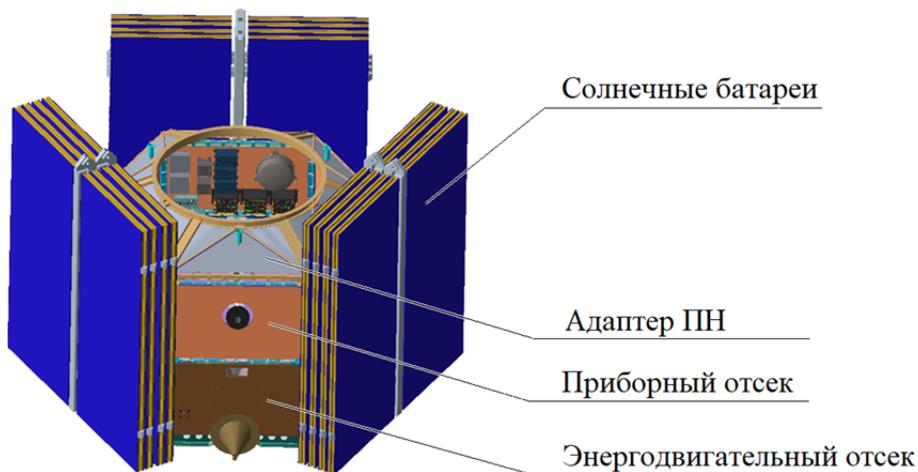
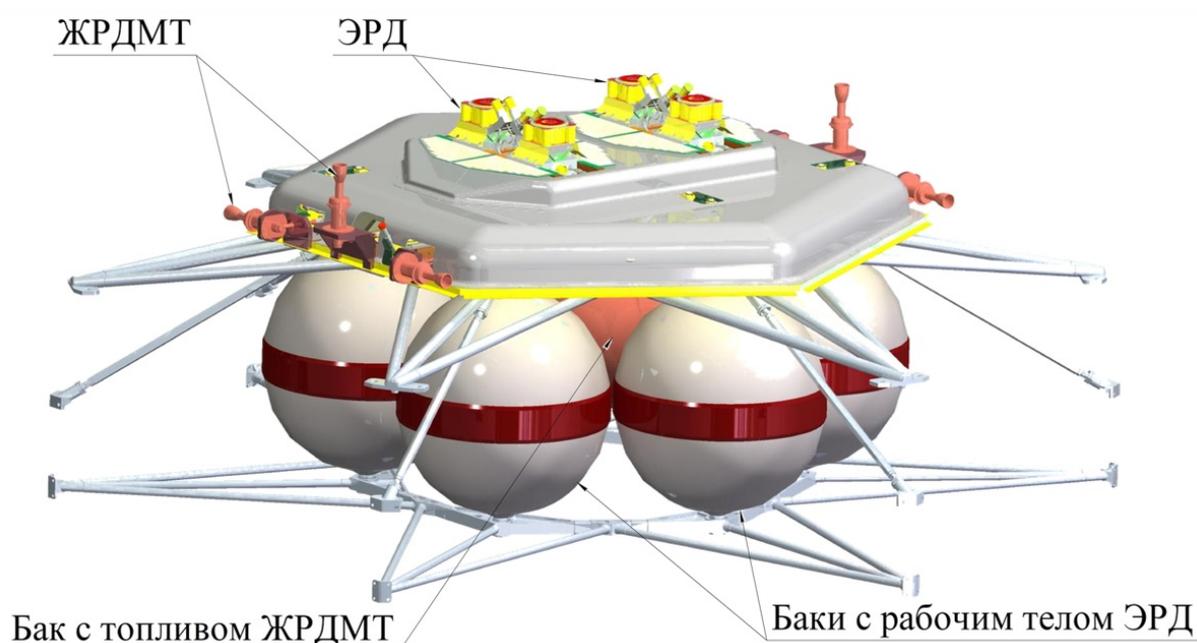


Рис. 3. Состав ЭРТМ

Корпус ЭДО по конструкции аналогичен корпусу приборного отсека. На внутренних поверхностях панелей и приборной раме располагаются приборы, а на наружной – СБ.

Основное пространство энергодвигательного отсека занимает объединённая двигательная установка, состоящая из ЭРДУ и дополнительной двигательной установки (ДДУ). ОДУ функционально является исполнительным органом системы управления движением ЭРТМ.

ДДУ предназначена для создания тяги, воздействующей на центр масс ЭРТМ или создающей управляющие моменты вокруг его центра масс. В её состав входят шесть жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) (рис. 4), баллоны с гидразином и гелием для обеспечения вытеснительной подачи гидразина к ЖРДМТ.



*Рис. 4. Объединённая двигательная установка*

ЭРДУ предназначена для доведения КА на заданную орбиту и увод ЭРТМ с орбиты по истечении срока эксплуатации. Она включает четыре ЭРД СПД-140 и СПХ.

СПХ предназначена для хранения и подачи рабочего тела в ЭРД и включает в себя шесть баллонов для хранения рабочего тела, трубопроводы с клапанами, дросселирующими устройствами, теплообменниками-газификаторами и редукторами для подачи ксенона с необходимыми характеристиками (температурой, давлением и расходом) в ЭРД, а также датчики давления и предохранительный клапан.

СБ предназначены для преобразования электромагнитной энергии солнечного излучения в электрическую энергию и являются первичным источником электроэнергии в период эксплуатации изделия на орбите, включая участок выведения.

Система обеспечения теплового режима (СОТР) в совокупности с элементами конструкции ЭРТМ предназначена для обеспечения в процессе лётной эксплуатации заданного теплового режима элементов конструкции и приборно-агрегатного оборудования. Данная СОТР относится к пассивному типу. Электронагреватели СОТР используются для местного обогрева элементов ЭРТМ. Радиаторы с контурными тепловыми трубами обеспечивают локальный забор подводимого к ним тепла через контактные

поверхности панелей, транспортировку и последующее излучение его с отдельных радиационных панелей в окружающее космическое пространство.

Экранно-вакуумная теплоизоляция обеспечивает сведение к минимуму теплообмена поверхностей ЭРТМ с окружающим космическим пространством.

Для формирования проектного облика ЭРТМ использовалось программное обеспечение PTC Creo Parametric [6].

PTC Creo Parametric – система автоматизированного проектирования, представляющая расширяемое и совместимое параметрическое решение для максимально эффективной разработки инноваций, повышения качества 3D-конструкций изделий и ускорения вывода изделий на рынок. Это программное средство помогает быстро разрабатывать очень качественные и точные цифровые модели. Более того, надёжные цифровые модели являются полностью ассоциативными. Любые внесенные в изделие изменения приводят к комплексному обновлению моделей и чертежей.

Это программное обеспечение позволяет группам конструкторов создавать, анализировать, просматривать и максимально использовать проекты изделий на последующих этапах с помощью средств 2D CAD, 3D CAD, параметрического и прямого моделирования.

### Заключение

В работе поставлена задача создания космической транспортной системы для доставки полезных грузов на различные удаленные целевые орбиты. Для повышения эффективности решения данной задачи предложен вариант создания КТС на основе электроракетного транспортного модуля, выполняющего довыведение полезной нагрузки с переходной орбиты на целевую. Для снижения стоимости выведения предлагается формировать состав КТС с максимальным заимствованием разработанных и серийно выпускаемых изделий, а именно РН типа «Союз-2» и ХРБ типа «Волга».

Показано, что задача создания КТС, способной выполнять заданный диапазон маневров в космическом пространстве, может быть успешно решена. Получены основные проектные и баллистические характеристики перелёта для различных полезных грузов.

Создана электронная модель ЭРТМ, с помощью которой решены задачи формирования проектного облика, компоновки внутреннего пространства. Для оценки возможности размещения ЭРТМ с полезной нагрузкой и ХРБ типа «Волга» в зоне полезного груза головного обтекателя сформирована габаритная электронная модель КГЧ.

### Библиографический список

1. Булынин Ю.Л., Попов В.В., Яковлев А.В. Результаты баллистического обеспечения запуска на геостационарную орбиту спутника «ЭкспрессАМ5» // Сб. тезисов докладов 19-й Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (29 июня-6 июля 2014 г., Анапа, Краснодарский край, Россия). М.: Изд-во МАИ, 2014. С. 256-262.

2. Goebel D., Polk J., Sandler I., Mikellides I., Brophy J., Tighe W., Chien K. Evaluation of 25-cm XIPS thruster life for deep space mission application // Proceedings of the 31th International Electric Propulsion Conference (September, 20-24, 2009, Ann Arbor, Michigan, USA).

3. Clark S. Boeing's first two all-electric satellites ready for launch. <https://spaceflightnow.com/2015/03/01/boeings-first-two-all-electric-satellites-ready-for-launch/>

4. Салмин В.В., Петрухина К.В., Кветкин А.А. Расчёт приближённо-оптимальных перелётов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // *Космическая техника и технологии*. 2019. № 4 (27). С. 94-108. DOI: 10.33950/spacetechn-2308-7625-2019-4-94-108

5. Моисеев Н.Н. *Элементы теории оптимальных систем*. М.: Наука, 1975. 526 с.

6. Салмин В.В., Петрухина К.В., Сафронов С.Л., Русских А.С., Ключин Д.И., Надеев Н.А., Рахмеева В.Р., Тулупов С.А. Формирование проектного облика космической транспортной системы, включающей химический разгонный блок и электроракетный транспортный модуль, в среде Creo Elements/Pro // Сб. материалов V Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (V Козловские чтения). Т. 1. Самара: СамНЦ РАН, 2017. С. 108-116.

## CHOICE OF MISSION TRAJECTORY PLANS AND CONCEPTUAL DESIGN OF ELECTRICAL PROPULSION MODULE FOR LAUNCHING PAYLOADS INTO CIRCUMTERRESTRIAL ORBITS

© 2020

**V. V. Salmin** Doctor of Science (Engineering), Full Professor, Director of the Research Institute of Space Engineering;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru)

**A. A. Kvetkin** Postgraduate Student;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[emancipee163@yandex.ru](mailto:emancipee163@yandex.ru)

**A. S. Russkikh** Postgraduate Student;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[sputnik@ssau.ru](mailto:sputnik@ssau.ru)

The problem of increasing the efficiency of transport operations in space is currently coming to the fore. In the context of this problem, we investigated the possibility of developing a space transportation system including a chemical upper stage and an electric propulsion transport module capable of performing a specified range of space maneuvers. Electric propulsion module design was carried out for a given range of target orbits and payload mass with the provision of restrictions on the flight time. Calculation of the ballistic characteristics of the flight is performed and an optimal program of placing a low-thrust vehicle into orbit is defined. A procedure for defining the design parameters of a space transportation system and its conceptual design is proposed. The conceptual design of the space transportation system and the electric propulsion module were formed in the PTC Creo Parametric environment. On the basis of the results of the work, it can be concluded that it is possible to create a space transportation system with given parameters.

*Space transportation system; combined propulsion system; chemical upper stage; electric propulsion module*

---

*Citation:* Salmin V.V., Kvetkin A.A., Russkikh A.S. Choice of mission trajectory plans and conceptual design of electrical propulsion module for launching payloads into circumterrestrial orbits. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 58-69. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-58-69

### References

1. Bulynin Yu.L., Popov V.V., Yakovlev A.V. Rezul'taty ballisticheskogo obespecheniya zapuska na geostatsionarnuyu orbitu sputnika «EkspressAM5». *Sb. tezisov dokladov 19-y Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii «Sistemnyy Analiz, Upravlenie i Navigatsiya» (June 29-July 6, 2014, Anapa, Russia)*. Moscow: MAI Publ., 2014. P. 256-262. (In Russ.)

2. Goebel D., Polk J., Sandler I., Mikellides I., Brophy J., Tighe W., Chien K. Evaluation of 25-cm XIPS thruster life for deep space mission application. *Proceedings of the 31th*

*International Electric Propulsion Conference (September 20-24, 2009, Ann Arbor, Michigan, USA).*

3. Clark S. Boeing's first two all-electric satellites ready for launch. Available at: <https://spaceflightnow.com/2015/03/01/boeings-first-two-all-electric-satellites-ready-for-launch/>

4. Salmin V.V., Petrukhina K.V., Kvetkin A.A. Calculation of suboptimal high-elliptical orbit to geostationary orbit transfers for spacecraft with low thrusters. *Space Engineering and Technology*. 2019. No. 4 (27). P. 94-108. (In Russ.). DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-4-94-108

5. Moiseev N.N. *Elementy teorii optimal'nykh system* [Elements of the theory of optimal systems]. Moscow: Nauka Publ., 1975. 526 p.

6. Salmin V.V., Petrukhina K.V., Safronov S.L., Russkikh A.S., Klyushin D.I., Nadeev N.A., Rakhmeeva V.R., Tulupov S.A. Formirovanie proektnogo oblika kosmicheskoy transportnoy sistemy, vklyuchayushchey khimicheskiiy razgonnyy blok i elektroraketnyy transportnyy modul', v srede Creo Elements/Pro. *Sb. materialov V Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aktual'nye Problemy Raketno-kosmicheskoy Tekhniki» (V Kozlovskie Chteniya)*. V. 1. Samara: SamNTs RAN Publ., 2017. P. 108-116. (In Russ.)