

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ, ВКЛЮЧАЮЩЕЙ ХИМИЧЕСКИЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК «ДМ» И ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ МОДУЛЬ

© 2022

А. С. Русских начальник отдела;
Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
имени С.П. Королёва, г. Королёв;
anton.russkikh@rsce.ru

В. В. Салмин доктор технических наук, профессор,
директор НИИ космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
sputnik@ssau.ru

Статья посвящена разработке методики проектирования космической транспортной системы, обладающей по сравнению с традиционными схемами выведения более высокими характеристиками массы выводимой полезной нагрузки на высокоэнергетические орбиты, включая геостационарную, реализуемой путём систематизации проектных расчётов и предложений по рациональному конструированию межорбитальных аппаратов с комбинированной двигательной установкой, и разработке алгоритма создания электронной модели межорбитального транспортного аппарата в системе автоматизированного проектирования РТС Сгео. Рассмотрены алгоритмы расчёта проектных параметров электроракетного транспортного модуля и баллистических параметров перелёта космического аппарата на целевую орбиту. Предложена методика формирования проектного облика электроракетного транспортного модуля на основе полученных проектных параметров. В системе трёхмерного моделирования разработана электронная модель электроракетного модуля, отображающая его конструктивное исполнение в соответствии с полученными проектными параметрами и удовлетворяющая конструктивным требованиям, накладываемым другими составными частями космической транспортной системы. Предложенная методика позволяет проектировать космическую транспортную систему, в состав которой входит разгонный блок и электроракетный транспортный модуль, предназначенную для реализации комбинированной схемы выведения полезной нагрузки.

Космическая транспортная система; межорбитальный транспортный аппарат; химический разгонный блок; электроракетный транспортный модуль; электроракетная двигательная установка; система трёхмерного моделирования; нисходящее проектирование

Цитирование: Русских А.С., Салмин В.В. Проектирование космической транспортной системы, включающей химический разгонный блок «ДМ» и электроракетный транспортный модуль // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 66-75. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-66-75

Введение

В связи с географическим положением для России актуальна проблема повышения массы выводимых полезных грузов в космос, т.к. её космодромы расположены далеко от экватора. Космический аппарат (КА) выводится с минимальными энергетическими затратами на орбиту, наклонение которой соответствует географической широте космодрома. Наиболее критична широта космодрома при выведении на геостационарные орбиты (ГСО), лежащие в плоскости экватора. На них размещают спутники связи и ретрансляторы телепередач, то есть, прежде всего, коммерческие КА. Космодром для запуска геостационарных спутников должен располагаться в более низких широтах. В этом отношении лучшие места занимают европейский космодром Куру, расположенный на широте около 5 град; бразильский космодром Алякантара с широтой всего 2,2 град и плавучий космодром «Морской старт», который может вести за-

пуски прямо с экватора. При старте с экватора ракета-носитель (РН) сразу получает дополнительную скорость 465 м/с в направлении на восток, обусловленную вращением Земли (для Плесецка величина этой дополнительной скорости равна 211 м/с, для Байконура – 315 м/с) [1]. Применение схемы выведения с комбинацией двигателей большой и малой тяги позволяет в более продолжительные, но приемлемые сроки, вывести на орбиту полезную нагрузку (ПН) большей массы по сравнению с традиционными схемами.

В таких науко- и трудоёмких отраслях как космическое машиностроение огромную роль в создании конкурентоспособной продукции играет применение компьютерных технологий для проектировочных расчётов, инженерного анализа, разработки и выпуска конструкторской документации и, в конечном счёте, налаживания производства. Целью применения компьютерных технологий является сокращение сроков проектирования, конструирования и производства ракетно-космической техники, а также повышение качества выпускаемых изделий.

В связи с вышесказанным возникает необходимость разработки методики проектирования космической транспортной системы (КТС) с химическим разгонным блоком (ХРБ) и электроракетным транспортным модулем (ЭРТМ) с применением систем автоматизированного проектирования (САПР).

Космическая транспортная система с комбинированной двигательной установкой

Процесс выведения полезной нагрузки (ПН) на орбиту состоит из активных и пассивных этапов. На активном этапе движение космического аппарата обеспечивает работа двигателей, создающих реактивную силу тяги, а на пассивных этапах движение космического аппарата происходит по инерции.

Реактивная сила тяги F , получаемая при истечении в единицу времени массы \dot{m} со скоростью u , равна $\dot{m}u$. Ускорение, приобретаемое КА массой μ в результате этого, составит $a = \dot{m}u/\mu$. Следовательно одно и то же ускорение можно сообщить как при большом расходе \dot{m} и малой скорости истечения u , так и наоборот: при малом расходе, но большой скорости истечения.

Основным по затратам мощности является этап выведения КА с поверхности планеты (например, Земли) на некоторую основную или промежуточную орбиту.

Для КА, выведенных на орбиту, как правило, нужны двигатели малой тяги, мощность которых может измеряться немногими киловаттами и даже единицами ватт. Но при этом они должны обеспечивать большие скорости истечения. Наиболее универсальными и простыми двигателями, удовлетворяющими этим требованиям, являются электроракетные двигатели (ЭРД).

Для повышения эффективности выведения полезной нагрузки целесообразно использовать комбинированную схему, сочетающую в себе достоинства как манёвров с большой тягой (малое время перелёта), так и с малой тягой (большая масса полезной нагрузки).

В случае использования такой схемы выведение происходит в два этапа:

- на первом этапе ХРБ формирует промежуточную орбиту;
- на втором этапе ЭРТМ производит довыведение полезной нагрузки с промежуточной орбиты до целевой.

В данной работе предлагается следующая комбинированная схема перелёта на целевую орбиту: с помощью ХРБ осуществляется двухимпульсный компланарный переход с низкой околоземной орбиты на промежуточную орбиту, после чего ХРБ отде-

ляется, а затем с использованием ЭРТМ осуществляется некомпланарный переход с промежуточной орбиты на целевую.

Космическая транспортная система является сложной технической системой, которая представляет собой целостную многоуровневую подсистему сложной смешанной системы на техническом структурном уровне. При проектировании сложной технической системы необходимо определить, какими характеристиками должны обладать оптимальные компоненты системы.

Для снижения затрат средств и времени на разработку КТС в её 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 путём оптимизации комбинированной схемы выведения.

Алгоритм и анализ результатов решения задачи оптимизации параметров перелёта и проектных параметров межорбитального транспортного аппарата

Для определения проектных параметров ЭРТМ, необходимых для формирования его проектного облика, будем считать его частью сложного КА, состоящего из разгонного блока, ЭРТМ и полезной нагрузки – КА с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ). Связку ХРБ с ЭРТМ будем называть межорбитальным транспортным аппаратом (МТА).

Оптимизация комбинированных схем перелётов заключается в выборе параметров баллистической схемы b , управлений вектором тяги $z(t)$, траекторий динамического манёвра $x(t)$ и проектных параметров межорбитального транспортного аппарата p , удовлетворяющих условию экстремума выбранного главного критерия.

Алгоритм решения многокритериальной задачи оптимизации баллистических параметров перелёта и проектных параметров МТА предполагает три этапа.

На первом этапе на основе перебора параметров баллистической схемы b (большой полуоси и эксцентриситета промежуточной орбиты) с заданным шагом производится моделирование каждого расчётного варианта. В плоскости параметров «время перелёта – масса полезной нагрузки» строится множество решений π_1 . Далее применяется метод рабочих характеристик ($M_{\text{ПН}} = \text{fixe}$, $T_2 = \text{var}$) и исходное множество решений π_1 сужается до множества Парето $\pi_2 \subset \pi_1$, которое является верхней границей множества π_1 . На третьем этапе решается задача параметрической оптимизации, то есть выбора оптимальных проектных параметров электроракетного транспортного модуля (мощности энергоустановки, площади солнечных батарей, типа и количества электроракетных двигателей, массы рабочего тела и т.д.). Оптимизация тяги, скорости истечения ЭРД не проводится, так как используется уже спроектированный ЭРД. Более подробно оптимизация баллистических схем перелёта описана в работе [2].

Рассмотрим КТС, в состав которой входят РН «Ангара-А5», РБ «ДМ», ЭРТМ и которая используется для выведения ПН на ГСО. Исходные данные для расчётов параметров космической транспортной системы приведены в табл. 1

Для формирования множества решений будем варьировать параметры промежуточной орбиты и количества электроракетных двигателей. Полученные результаты представлены в табл. 2. Зависимость массы ПН от времени перелёта показана на рис. 1.

Таблица 1. Исходные данные для расчётов параметров космической транспортной системы

Начальная масса КА, кг	24500
Масса рабочего запаса топлива ХРБ, кг	18991
Конечная (сухая) масса ХРБ, кг	3377
Тяга двигателя ХРБ, Н	50000
Удельная тяга двигателя ХРБ, с	356
Тяга одного ЭРД (СПД-140), мН	280/170
Удельный импульс ЭРД, с	1700/2800
Потребляемая мощность одного ЭРД, кВт	4,5/4,8
Масса одного ЭРД, кг	8,5
Режим работы ЭРДУ в тени Земли	не выкл.
Удельная масса энергоустановки, кг/кВт	10
Удельная масса системы подачи и хранения рабочего тела	0,10
Относительная масса конструкции КА (после отделения РБ ДМ-03)	0,20
Высота начальной орбиты, км	200
Наклонение начальной орбиты, град.	51,5

Таблица 2. Результаты расчётов параметров космической транспортной системы

Варьируемые параметры									
Количество рабочих ЭРД	8			12			16		
	16000	24000	32000	16000	24000	32000	16000	24000	32000
Большая полуось промежуточной орбиты, км	16000	24000	32000	16000	24000	32000	16000	24000	32000
Эксцентриситет промежуточной орбиты	0,6	0,7	0,8	0,6	0,7	0,8	0,6	0,7	0,8
Баллистические параметры перелёта									
Время перелёта, сут.	268	204	181	179	136	122	134	102	92
Моторное время, сут.	268	204	181	179	136	122	134	102	92
Время пребывания КА в радиационных поясах Земли, сут.	101	93	74	76	42	49	49	38	32
Время пребывания в тени Земли, сут.	4,96	2,35	1,67	4,45	3,67	4,54	5,16	4,47	3,11
Период обращения, ч	23,934								
Количество витков	458	244	189	305	163	128	229	122	96
Характеристическая скорость, км/с	5,53	5,08	5,02	5,54	5,08	5,08	5,53	5,08	5,11
Проектные параметры перелёта									
Масса КА на промежуточной орбите, кг	11018	9005	8065	11018	9005	8065	11018	9005	8065
Масса энергоустановки, кг	360	360	360	540	540	540	720	720	720
Масса ЭРДУ, кг	102	102	102	153	153	153	204	204	204
Масса системы подачи и хранения рабочего ЭРДУ, кг	311	237	210	311	237	212	311	237	213
Масса рабочего тела ЭРДУ, кг	3111	2366	2096	3112	2366	2119	3110	2366	2127
Масса конструкции, кг	2204	1801	1613	2204	1801	1613	2204	1801	1613
Масса полезной нагрузки, кг	4930	4139	3684	4698	3909	3429	4469	3679	3189
Полная тяга, мН	2240	2240	2240	3360	3360	3360	4480	4480	4480
Начальное ускорение, мм/с ²	0,203	0,249	0,278	0,305	0,373	0,417	0,407	0,497	0,555
Площадь солнечных батарей, м ²	130	130	130	196	196	196	261	261	261

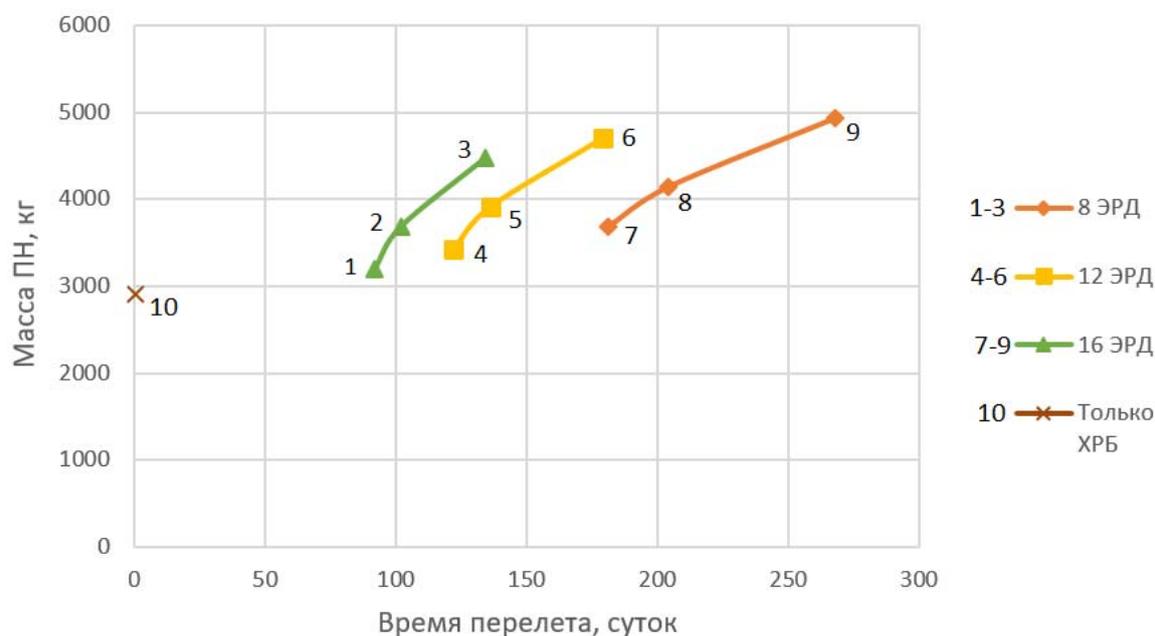


Рис. 1. Зависимость массы полезной нагрузки от времени перелёта

При использовании РН тяжёлого класса или РН «Ангара-А5» с РБ ДМ масса полезной нагрузки, доставляемой на геостационарную орбиту, при реализации традиционной трёхимпульсной схемы выведения составляет порядка 2900 кг. В случае же использования ЭРТМ на этапе довыведения КА с промежуточной орбиты на ГСО массу ПН можно увеличить до 3200-4900 кг при средней продолжительности перелёта 90-270 суток.

Формирование проектного облика космической транспортной системы в системе трёхмерного моделирования

Космическая транспортная система включает множество составных частей (СЧ): космодром, комплекс управления, ракета-носитель, переходный отсек, орбитальные средства выведения, полезная нагрузка и её адаптер, головной обтекатель. Для реализации комбинированной схемы перелёта в состав КТС в качестве орбитальных средств выведения должны быть включены ХРБ и ЭРТМ.

Для снижения затрат и сроков проектирования КТС предлагается использовать в её составе как можно больше уже спроектированных СЧ и как можно меньше проектируемых вновь. Анализируя состав КТС, приведённый выше, приходим к выводу, что проектировать вновь необходимо лишь ЭРТМ, а все остальные СЧ заимствовать. В данной статье рассматривается КТС, в составе которой предполагается использование РН «Ангара-А5» и ХРБ «ДМ».

Состав необходимых систем ЭРТМ включает бортовой комплекс управления, систему электроснабжения, систему обеспечения теплового режима, двигательную установку.

Конструктивно-силовая схема ЭРТМ предлагается состоящей из двух отсеков: энергодвигательного и приборного. В энергодвигательном отсеке размещаются агрегаты системы электроснабжения и объединённой двигательной установки (ОДУ), состоящей из маршевой ЭРДУ и дополнительной двигательной установки ориентации и стабилизации.

Корпус отсеков представляет собой шестигранную призму, выполненную из композиционных материалов. Силовая конструкция состоит из алюминиевой рамы, облицованной трёхслойными панелями толщиной 20 мм. На внутренних поверхностях боковых сотовых панелей располагаются служебное приборное оборудование и аккумуляторные батареи, на наружной – солнечные батареи (СБ). На нижней панели ОДУ располагается основная часть агрегатов объединённой двигательной установки (электрореактивные двигатели, баллоны с ксеноном и гидразином, арматура и жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ)).

ЭРДУ создаёт маршевую тягу транспортного модуля и состоит из нескольких тяговых модулей (ТМ), включающих ЭРД типа СПД-140.

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

Агрегаты и приборы, необходимые для работы ЭРДУ, размещаются на панели ОДУ. Заправочные и контрольные горловины, предохранительные клапаны и электрические соединители выведены на отдельные платы и доступны для наземного обслуживания и контроля в течение всего цикла наземной подготовки.

Дополнительная двигательная установка функционально является исполнительным органом бортового комплекса управления ЭРТМ и состоит из шести ЖРДМТ, работающих на гидразине; топливного бака; шар-баллона с газом наддува и др.

Система обеспечения теплового режима (СОТР) относится к пассивному типу, поддерживает тепловой режим элементов конструкции ЭРТМ и условия для нормального функционирования приборно-агрегатного оборудования в диапазонах гарантированных рабочих температур. Функционально к СОТР относятся тепловые трубы, радиаторы и электронагреватели.

Система электроснабжения предназначена для обеспечения электроэнергией на постоянном токе бортового оборудования ЭРТМ и включает в себя панели солнечных батарей, аккумуляторные батареи и преобразователи электроэнергии.

Бортовой комплекс управления обеспечивает выполнение программы полёта, работу ОДУ, навигационных приборов и передачу телеметрической информации.

Модель КТС предназначена для подробного анализа состава, основных узлов и отражает детальную проработку вариантов конструктивного построения КТС.

Структура электронной модели отображает конструктивное деление на отдельные сборочные единицы в соответствии с изложенными выше конструкцией, составом и устройством приборно-агрегатного оборудования.

Как было отмечено выше, вновь проектируемой составной частью КТС является только ЭРТМ. Структура модели ЭРТМ представлена на рис. 2.

Модель ЭРТМ создана с использованием методики нисходящего проектирования, когда изделие разрабатывается сначала как концептуальная модель, а затем, в процессе проектирования, постепенно развивается в полноценную модель с деталями и подбороками. При нисходящем проектировании основная информация о геометрии изделия содержится в модели каркаса. Изменение геометрии каркаса управляет геометрией всей сборки. На базе одного каркаса может быть проработано несколько вариантов комплектации изделия.

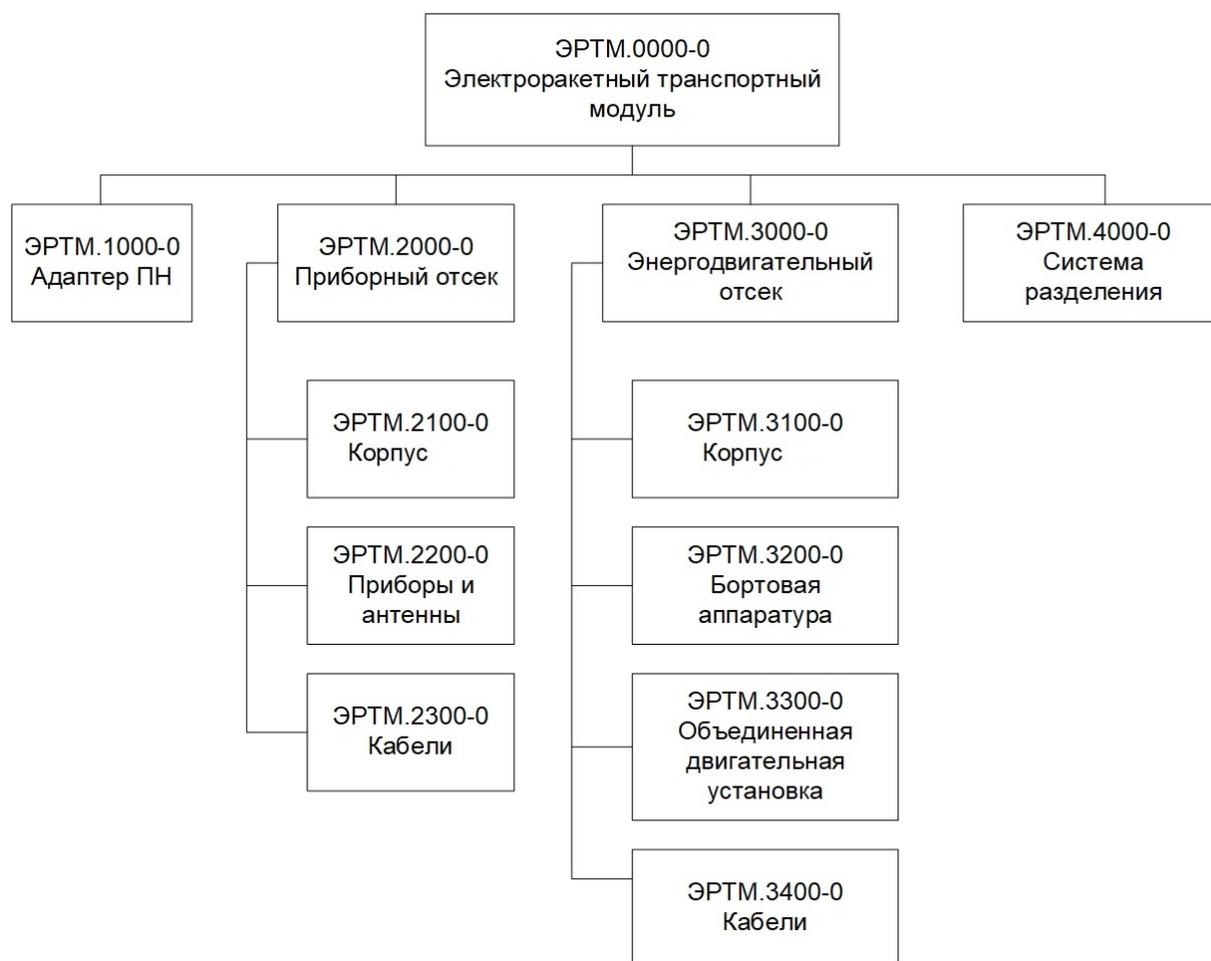


Рис. 2. Структура модели электроракетного транспортного модуля

Для формирования проектного облика ЭРТМ использовалось программное обеспечение PTC Creo. PTC Creo – система автоматизированного проектирования, представляющая расширяемое и совместимое параметрическое решение для максимально эффективной разработки, повышения качества конструкций изделий и сокращение сроков ввода изделий в эксплуатацию. Это программное средство помогает быстро разрабатывать очень качественные и точные цифровые модели. Более того, надёжные цифровые модели являются полностью ассоциативными. Любые внесённые 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.

Применительно к системе автоматизированного проектирования PTC Creo модели мастер-геометрии представляют собой каркасные модели. Данные из мастер-геометрии верхнего уровня передаются на нижестоящий уровень и дополняются уточняющей геометрией, позволяя, таким образом, сформировать полную концептуальную схему проектируемого изделия. Заключительным этапом является создание реальных конструкторских моделей деталей и узлов со ссылками на мастер-геометрию и выпуск комплекта конструкторской документации на изделие.

В файлах мастер-геометрии проектантов и конструкторов можно заложить данные для разных модификаций изделия. Так как большая часть элементов и компонен-

тов изделия будет одинаковая в разных модификациях, то работа по созданию новой модификации значительно упростится [3].

Следуя предложенной методике создания электронной модели, в PTC Creo разработана модель мастер-геометрии, в которую заложены конструктивные ограничения, накладываемые другими СЧ КТС (зона конструкции ПН под головным обтекателем, стыковочные интерфейсы ХРБ «ДМ» и др.). Были созданы мастер-геометрии отсеков и солнечных батарей (СБ), которые затем наполнялись детальными моделями узлов и агрегатов. Разработанная электронная модель ЭРТМ представлена на рис. 3.

На рис. 4 представлена модель головной части с верхней ступенью РН космической транспортной системы с химическим разгонным блоком и электроракетным транспортным модулем.

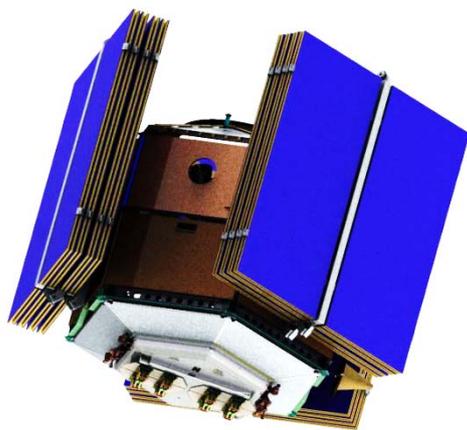


Рис. 3. Модель электроракетного транспортного модуля (солнечные батареи сложены)



Рис. 4. Модель головной части с верхней ступенью ракеты-носителя космической транспортной системы

Заключение

Представлена методика проектирования космической транспортной системы с химическим разгонным блоком и электроракетным транспортным модулем в системе трёхмерного моделирования PTC Creo, реализующая комбинированную схему выведения полезной нагрузки на околоземные орбиты. Введение в состав космической транспортной системы электроракетного транспортного модуля позволяет увеличить массу выводимой полезной нагрузки, что особенно важно в связи с постоянно растущей массой геостационарных космических аппаратов.

Проведены расчёты проектных параметров электроракетного транспортного модуля и баллистических параметров перелёта на различные орбиты, а также разработаны электронные модели космической транспортной системы в среде трёхмерного модели-

рования РТС Сгео. Для создания электронной модели определены конструкция, состав и принципы построения бортовых систем космической транспортной системы. Модель разработана с учётом ограничений, накладываемых составными частями космической транспортной системы (размещение под головным обтекателем, стыковочные интерфейсы и т.д.).

Разработанная методика может быть использована для проектирования КТС с ХРБ и ЭРТМ, реализующей комбинированную схему выведения и предназначенной для решения широкого круга транспортных задач в околоземном пространстве.

Библиографический список

1. Захаров А. Космодромы – «ключ на старт». <https://www.vokrugsveta.ru/vs/article/2902/>
2. Петрухина К.В., Салмин В.В. Оптимизация баллистических схем перелётов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги // Известия Самарского научного центра РАН. 2010. Т. 12, № 4. С. 186-201.
3. Филатов А.Н. Разработка методов и моделей параллельного нисходящего проектирования ракетно-космической техники в едином информационном пространстве предприятия. Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2014. 16 с.
4. 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

METHODOLOGY OF DESIGNING A SPACE TRANSPORT SYSTEM INCLUDING A “DM” CHEMICAL UPPER STAGE AND AN ELECTRIC ROCKET TRANSPORT MODULE

© 2022

- A. S. Russkikh** Head of Department;
S.P. Korolyov Rocket and Space Corporation “Energia”,
Korolyov, Moscow Region, Russian Federation;
anton.russkikh@rsce.ru
- 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

The article is devoted to the development of a methodology for designing a space transport system that has, in comparison with traditional injection scenarios, higher characteristics of the mass of the payload to be launched into high-energy orbits, including a geostationary one. The method is implemented by the systematization of design calculations and proposals for the rational design of interorbital vehicles with a combined propulsion system and the development of an algorithm for creating an electronic model of an interorbital vehicle in an automated designing PTC Creo system. The article considers algorithms for calculating the design parameters of the electric rocket transport module and ballistic parameters of the spacecraft flight to the target orbit. A method of forming conceptual design of an electric rocket transport module based on the obtained design parameters is also proposed. An electronic model of an electric rocket module was developed in a three-dimensional modeling system. The model displays the structural design of the module in accordance with the

design parameters obtained and satisfies the design requirements imposed by other components of the space transport system. The proposed method makes it possible to design a space transport system that includes a DM upper stage and an electric rocket transport module designed to implement a combined payload injection scenario.

Space transport system; interorbital transport vehicle; chemical upper stage; electric rocket transport module; electric rocket propulsion system; three-dimensional modeling system; top-down design

Citation: Russkikh A.S., Salmin V.V. Methodology of designing a space transport system including a “DM” chemical upper stage and an electric rocket transport module. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 66-75. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-66-75

References

1. Zakharov A. *Kosmodromy – «klyuch na start»* [Cosmodromes – «the key to start»]. Available at: <https://www.vokrugsveta.ru/vs/article/2902/>
2. Petrukhina K.V., Salmin V.V. Optimization of flights ballistic schemes between non-coplanar orbits by means of the combination of high and low thrust engines. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2010. V. 12, no. 4. P. 186-201. (In Russ.)
3. Filatov A.N. *Razrabotka metodov i modeley parallel'nogo niskhodyashchego proektirovaniya raketno-kosmicheskoy tekhniki v edinom informatsionnom prostranstve predpriyatiya. Avtoref. dis. ... kand. tekhn. nauk* [Development of methods and models of parallel top-down design of rocket and space equipment in the single information space of an enterprise: Extended abstract of dissertation Candidate of Science (Engineering)]. Samara, 2014. 16 p.
4. 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. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-58-69