

УДК 629.78

А.А. БЕЛИК, Ю.Г. ЕГОРОВ, В.М. КУЛЬКОВ, В.А. ОБУХОВ

НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Россия

АНАЛИЗ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОЙ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СРЕДНЕГО КЛАССА

Перспективным направлением в области межорбитальной транспортировки является разработка транспортной системы, использующей комбинацию двигателей большой и малой тяги для доставки полезных грузов с низкой начальной орбиты на высокие рабочие орбиты (вплоть до геостационарной орбиты). Проведены проектно-баллистические исследования характеристик выведения КА на ГСО с помощью двухступенчатой системы в составе ракет-носителей среднего класса (типа «Союз 2-1б», «Зенит-2СБ»), включающей разгонный блок (типа «Фрегат») и электроракетный транспортный модуль. Показано, что такая транспортная система позволяет выводить на ГСО полезный груз, сопоставимый по массе с полезным грузом, выводимым на ГСО при использовании ракет-носителей тяжелого класса с разгонными блоками на базе только химических двигателей.

Ключевые слова: *ракета-носитель среднего класса, разгонный блок, электроракетный транспортный модуль, электроракетная двигательная установка, выведение на геостационарную орбиту.*

Введение

Одним из путей повышения эффективности средств выведения и межорбитальной транспортировки является использование высокоэкономичных по расходу рабочего тела электроракетных двигательных установок. На настоящем этапе развития космической техники созданы предпосылки для разработки систем межорбитальной транспортировки (СМТ) с маршевыми ЭРД для осуществления энергоемких транспортных операций в околоземном пространстве, прежде всего, при выведении КА на геостационарную орбиту (ГСО). Проблема снижения стоимости выведения на ГСО и другие высокие рабочие орбиты, повышения эффективности проведения этой транспортной операции на сегодняшний день является весьма актуальной.

Анализ показывает, что оптимальным образом транспортная задача выведения на высокоэнергетические орбиты может быть решена с помощью комбинированной ракетной системы, включающей химическую и электроракетную ДУ (ЭРДУ). Тем самым обеспечивается повышение эффективности системы и приемлемое время выведения.

Одним из наиболее перспективных путей повышения массовой эффективности СМТ является разработка электроракетных транспортных модулей (ЭРТМ), оснащенных солнечной энергоустановкой и маршевой электроракетной двигательной установкой.

Схема выведения КА на ГСО

Рассматривается комбинированная схема полета, при которой после выведения КА на начальную круговую орбиту осуществляется доразгон КА с помощью разгонного блока до некоторой промежуточной эллиптической орбиты. На этой орбите происходит отделение разгонного блока, и дальнейшее выведение КА на геостационарную орбиту осуществляется с помощью электроракетной двигательной установки ЭРТМ. Такая схема выведения, имея значительные преимущества по массовой эффективности в сравнении с использованием только разгонных блоков и апогейных двигателей, должна рассматриваться с учетом ограничений по времени выведения и учитывать особенности управления КА в полете с помощью ЭРДУ.

Технический облик СМТ должен разрабатываться с учетом характеристик ракет-носителей среднего класса и разгонных блоков, применяемых для выведения КА на промежуточную орбиту. После выведения на рабочую орбиту, двигательную установку ЭРТМ предполагается использовать для коррекции орбиты КА (как по долготе, так и по наклонению), а систему электроснабжения – для энергообеспечения полезной нагрузки.

Характеристики РН «Союз 2-1б», «Зенит-2СБ» приведены в табл. 1, а характеристики разгонных блоков типа «Фрегат», «Фрегат-СБ» – в табл. 2 [1, 2].

Таблица 1
Характеристики РН «Союз 2-1б», «Зенит-2СБ»

Ракета-носитель	«Зенит-2СБ»	«Союз 2-1б»
Масса космического аппарата, выводимого на начальную орбиту M_0 , т	14	8,08
Высота начальной орбиты h_0 , км	200	200
Наклонение начальной орбиты i_0 , градус	51,4	51,6

Таблица 2
Характеристики РБ «Фрегат» и «Фрегат-СБ»

Разгонный блок	«Фрегат»	«Фрегат-СБ»
Масса общая при максимальной заправке, кг	6180	11600
Масса конечная, кг	930	950
– основного РБ		
– сбрасываемого блока баков	–	375
Компоненты топлива	АТ + НДМГ	
Удельная тяга, с	327 – 335	
Тяга, кгс	2000 ± 100	

Основным элементом ЭРДУ является стационарный плазменный двигатель (СПД) [3]. В табл. 3 приведены характеристики ЭРДУ на базе СПД.

Таблица 3
Характеристики ЭРДУ

Характеристика	Значение
Мощность ЭРДУ, кВт	9
Тяга ЭРДУ, Н	0,56
Удельная тяга, с	1650

Проектно-баллистический анализ

Для комбинированной схемы перелета на ГСО проектно-баллистическая задача заключается в нахождении оптимальных параметров промежуточной орбиты, при которых масса полезного груза на этой орбите была бы максимальна при заданном времени перелета.

Для нахождения параметров оптимальной промежуточной траектории был создан ряд методов, который позволил численно решить поставленную задачу [3, 4].

Используя эти методы для возможных вариантов параметров промежуточной орбиты, были получены:

- оптимальные значения этих параметров (рис. 1, 2);
- энергомассовые характеристики перелета КА на ГСО (табл. 4, 5 и рис. 3).

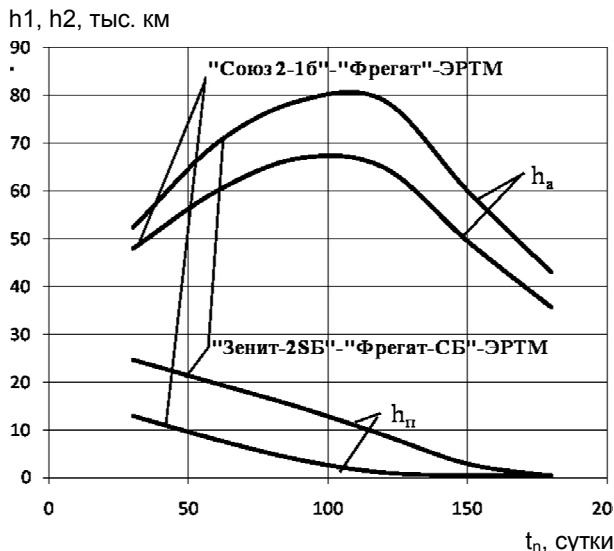


Рис. 1. Зависимость высоты апогея h_a и перигея h_p промежуточной орбиты от времени перелета t_n

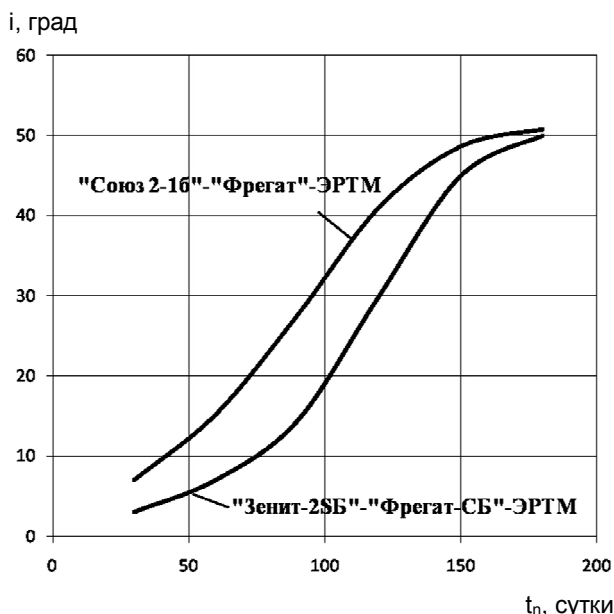


Рис. 2. Зависимость наклонения промежуточной орбиты i от времени перелета t_n

Таблица 4
Характеристики перелета на ГСО («Союз 2-1б»- «Фрегат»-ЭРТМ)

Время перелета, сутки	60	90	120
Характеристическая скорость в режиме большой тяги, км/с	3,8	3,3	3,0
Характеристическая скорость в режиме малой тяги, км/с	1,75	2,3	2,7
Масса рабочего топлива РБ, кг	5380	5075	4790
Масса рабочего тела (ксенона), кг	180	270	360
Масса КА на ГСО, кг	1680	1870	2100

Таблица 5

Характеристики перелета на ГСО
(«Зенит-2СБ»-«Фрегат-СБ»-ЭРТМ)

Время перелета, сутки	60	90	120
Характеристическая скорость в режиме большой тяги, км/с	4,1	3,6	3,4
Характеристическая скорость в режиме малой тяги, км/с	1,65	2,2	2,65
Масса рабочего топлива, кг			
– основного РБ	7050	7050	7050
– сбрасываемого блока баков	2350	1990	1690
Масса рабочего тела (ксенона), кг	180	270	360
Масса КА на ГСО, кг	2450	2720	2930

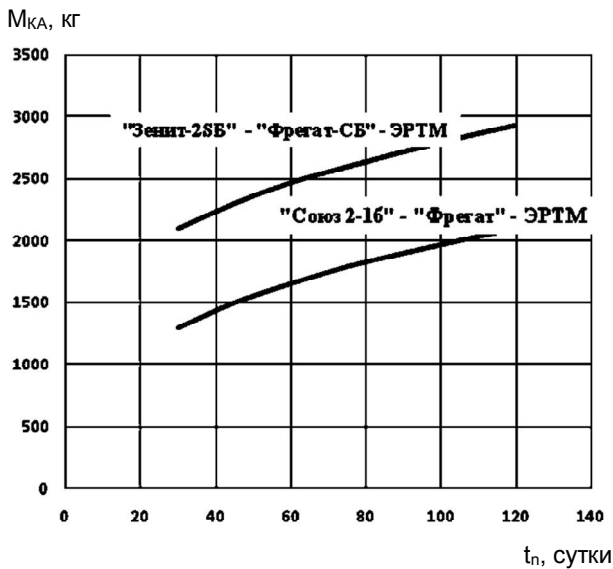


Рис. 3. Зависимость массы КА на ГСО от времени перелета t_n

Для сравнения, масса КА, выводимого на ГСО РН «Зенит-2СБ» с РБ «Фрегат-СБ» с космодрома «Байконур», составляет около 1800 кг [2], а при использовании РН «Союз 2-1б» с РБ «Фрегат» ~ 700 кг.

Описание конструкции и систем ЭРТМ

Транспортная система на основе комбинированной ДУ представляет собой двухступенчатую систему: разгонный блок и электроракетный транспортный модуль с электроракетной двигательной установкой.

Схема размещения блоков комбинированной двигательной установки представлена на рис. 4.

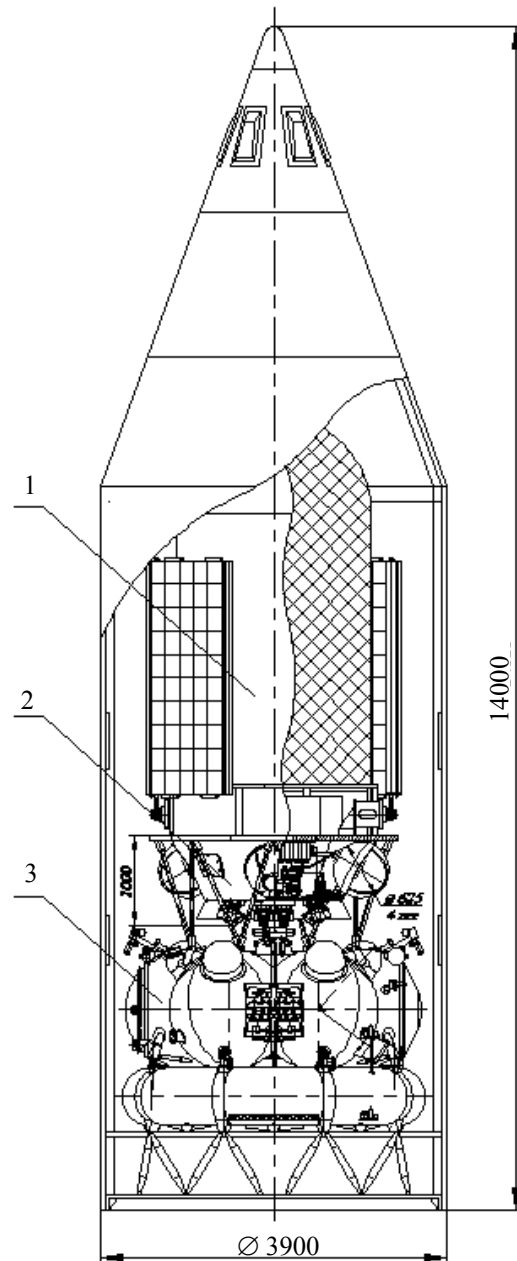


Рис. 4. Схема размещения блоков комбинированной двигательной установки
1 – космический аппарат;
2 – электроракетный транспортный модуль;
3 – разгонный блок «Фрегат-СБ»

Космический аппарат 1 выводится на ГСО с низкой орбиты ИСЗ, формируемой РН «Зенит-2СБ», с помощью маршевой двигательной установки РБ «Фрегат-СБ» 3 и электроракетной двигательной установки в составе ЭРТМ 2.

ЭРДУ предназначена для выполнения следующих функций:

- создания управляющей реактивной тяги при помощи электроракетных двигателей для перевода КА с промежуточной орбиты ИСЗ на ГСО;

– создания моментов сил вокруг трех осей КА при помощи электроракетных двигателей для управления положением КА относительно центра масс и для разгрузки двигателей-маховиков.

В состав ЭРДУ входят:

- четыре двигателя СПД-140 с приводами ориентации двигательных блоков, предназначенных для работы в маршевом режиме и режиме коррекции;
- баки с блоком подачи рабочего тела (ксенона);
- система преобразования и управления.

Набор задаваемой характеристической скорости производится путем работы двух двигателей СПД-140, остальные два двигателя являются резервными.

Схема расположения двигателей СПД-140 должна обеспечивать, с одной стороны, решение задачи поддержания точки стояния при полете КА с ЭРТМ на ГСО, и, с другой стороны, – выдачу импульса тяги в требуемом направлении на участке выведения с помощью ЭРДУ.

Заключение

В результате исследований сформирован проектный облик и определены основные технические характеристики космических транспортных систем на основе РБ и ЭРТМ, применяемых в сочетании с РН среднего класса для выведения КА на ГСО с использованием промежуточных орбит. Приведены результаты проектно-баллистического анализа выведения КА с комбинированной двигательной установкой в составе ракет-носителей среднего класса «Союз 2-1б», «Зенит-2СБ».

Разработан типовой состав космической транспортной системы, выбраны оптимальные схемы перелета и определены проектно-баллистические характеристики выведения КА на ГСО, разработана конструктивно-компоновочная схема ЭРТМ.

Показана эффективность использования комбинированной схемы выведения КА на ГСО. Для космической транспортной системы на базе РН «Союз 2-1б», РБ «Фрегат» и ЭРТМ масса КА, выводимого на ГСО, составляет 1680-2100 кг при времени выведения 60-120 суток. Это в 2-3 раза превышает возможности транспортной системы «Союз 2-1б» – «Фрегат» по выведению на ГСО.

Система на базе РН «Зенит-2СБ», РБ «Фрегат-СБ» и ЭРТМ обеспечивает выведение на ГСО КА массой 2500-2900 кг при времени выведения 60-120 суток. По сравнению с использованием системы «Зенит-2СБ»-«Фрегат-СБ» достигается увеличение массы КА, доставляемой на ГСО, на 40 – 60%. Такая транспортная система позволяет выводить на ГСО полезный груз, сопоставимый по массе с полезным грузом, выводимым на ГСО при использовании ракет-носителей тяжелого класса с разгонными блоками на базе только химических двигателей.

Литература

1. Афанасьев, И. О “Наземном старте” [Текст] / И. Афанасьев // *Новости космонавтики*. – 2005. – № 10. – С. 66-67.
2. Маринин, И. Наш метеоролог на геостационаре [Текст] / И. Маринин // *Новости космонавтики*. – 2011. – № 03. – С. 26-30.
3. Petukhov, V.G. *Spacecraft Insertion into High Working Orbits using Light-Class Launcher and Electric Propulsion* [Электронный ресурс] / V.G. Petukhov, M.S. Konstantinov // *17th International Symposium on Space Flight Dynamics. Proceedings. Vol. 2.* – Moscow, 2003. – Режим доступа: http://low-thrust.narod.ru/files/p16_3.pdf. – 30.04.2011 г.
4. Petukhov, V.G. *Easy Engineering Technique of Optimal Electric Propulsion Trajectory Estimation* [Текст] / V.G. Petukhov, M.S. Konstantinov // *IAC-06-C4.4.06.* – 2006. – 11 p.

Поступила в редакцию 30.04.2011

Рецензент: канд. техн. наук, начальник отдела В.Г. Петухов, НИИ прикладной механики и электродинамики ГОУ ВПО «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва.

АНАЛІЗ ПРОЕКТНО-БАЛІСТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБІНОВАНОЇ СХЕМИ ВИВЕДЕННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА НА ГЕОСТАЦІОНАРНУ ОРБИТУ З ВИКОРИСТАННЯМ РАКЕТ-НОСІЇВ СЕРЕДНЬОГО КЛАСУ

О.О. Белік, Ю.Г. Єгоров, В.М. Кульков, В.О. Обухов

Перспективним напрямком у галузі міжорбітального транспортування є розробка транспортної системи, що використовує комбінацію двигунів великої та малої тяги для доставки корисних вантажів від низької початкової орбіти на високі робочі орбіти (аж до геостационарної орбіти). Проведені проектно-балістичні дослідження характеристик виведення КА на ГСО за допомогою двухступенової системи у складі ракет-носіїв середнього класу (типа «Союз 2-1б», «Зеніт-2СБ»), яка включає розгінний блок (типа «Фрегат») та електро-ракетний транспортний модуль. Виявлено, що така транспортна система дозволяє виводити на ГСО корис-

ний вантаж, співставимий за масою з корисним вантажем, що виводиться на ГСО при застосуванні ракет-носіїв важкого класу з розгінними блоками на базі тільки хімічних двигунів.

Ключові слова: ракета-носій середнього класу, розгінний блок, електроракетний транспортний модуль, електроракетна рухова установка, виведення на геостационарну орбіту.

COMBINED SCHEMES OF INSERTION OF SPACECRAFTS INTO GEO USING MIDDLE-CLASS LAUNCHERS DESIGN-BALLISTIC ANALYSIS

A.A. Belik, Yu.G. Yegorov, V.M. Kulkov, V.A. Obukhov

Development of a transport system using a combination of high and low thrust engines for payloads delivery from a low initial orbit into high working orbits (up to the geostationary orbit) is a perspective direction in the field of interorbital transportation. Design-ballistic researches of characteristics of spacecrafts insertion into GSO by means of two-stage system as a part of middle-class launch vehicles (type “Soyuz 2-1b”, “Zenit-2SB”), including the booster (type “Fregat”) and the electric propulsion transport module, are carried out. It is shown, that such transport system allows to deliver on GSO a payload comparable on mass with a payload delivered on GSO by means of heavy-class launch vehicles with a boosters on basis of chemical engines.

Key words: middle-class launch vehicle, booster, electric propulsion transport module, electric propulsion system, insertion into geostationary orbit.

Белик Александр Александрович – канд. техн. наук, начальник сектора Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Егоров Юрий Григорьевич – ведущий конструктор Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Кульков Владимир Михайлович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, начальник отдела Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.

Обухов Владимир Алексеевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, заместитель директора Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)», Москва, Россия, e-mail: riame@sokol.ru.