

УДК 629.78

А.А. БЕЛИК, Ю.Г. ЕГОРОВ, В.М. КУЛЬКОВ, В.А. ОБУХОВ, Г.А. ПОПОВ*Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия***КОСМИЧЕСКАЯ ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА НА ОСНОВЕ
КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ
ДЛЯ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНЫХ ГРУЗОВ НА ГСО
ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ДНЕПР»**

Исследовались возможности создания и эффективности применения космических транспортных систем, использующих комбинацию двигателей большой и малой тяги для доставки полезных грузов с низкой начальной орбиты, формируемой РН типа «Днепр», на геостационарную орбиту. Приведены результаты проектно-баллистического анализа выведения КА с использованием ракетного двигателя твердого топлива и электроракетной двигательной установки на базе стационарных плазменных двигателей. Представлен вариант компоновочной схемы комбинированной двигательной установки. Получены результаты оценки энергомассовой эффективности космической транспортной системы.

космическая транспортная система, ракета-носитель, комбинированная двигательная установка, электроракетная двигательная установка, выведение на геостационарную орбиту

Введение

Ракета-носитель (РН) «Днепр» предназначена для выведения космических аппаратов (КА) на низкие опорные околоземные орбиты, а при использовании дополнительного разгонного блока – на средние и высокие орбиты, вплоть до геостационарной орбиты (ГСО), и межпланетные траектории.

Существенно увеличить энергетические возможности РН «Днепр» позволяет разгонный блок - автономный космический буксир (АКБ) [1]. АКБ оснащен ракетным двигателем на твердом топливе (РДТТ) тягой 112 кН и удельным импульсом тяги 2914 Нс/кг, а также компактным жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) тягой 4,5 кН и удельным импульсом тяги 3163,7 Нс/кг. При использовании схемы полета с гравитационным маневром вокруг Луны такая система позволяет вывести на ГСО КА массой около 200 кг.

Эффективность выведения КА на ГСО с помощью РН «Днепр» может быть повышена за счет замены жидкостной двигательной установки электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) на базе стационарных плазменных двигателей (СПД).

В России накоплен более чем 30-летний опыт применения СПД в системах коррекции орбиты геостационарных КА, а также в задачах довыведения КА в “точку стояния”. Впервые “полномасштабная” маршевая задача с применением СПД (PPS-1350) была решена Европейским космическим агентством в рамках программы SMART-1.

Применение СПД позволит повысить транспортную эффективность комплекса, состоящего из РН «Днепр» и предлагаемой космической транспортной системы (КТС).

1. Схема построения космической транспортной системы

Космическая транспортная система, показанная на рис. 1, включает в себя РДТТ (1), маршевую ЭРДУ (2), а также многоцелевой служебный модуль (МСМ) (3) с системой управления и другими служебными системами, включая солнечные батареи для питания ЭРДУ, бортовых систем и полезной нагрузки (ПН) (4) КА, размещенные в зоне ПН, ограниченной головным обтекателем с газодинамическим экраном (5).

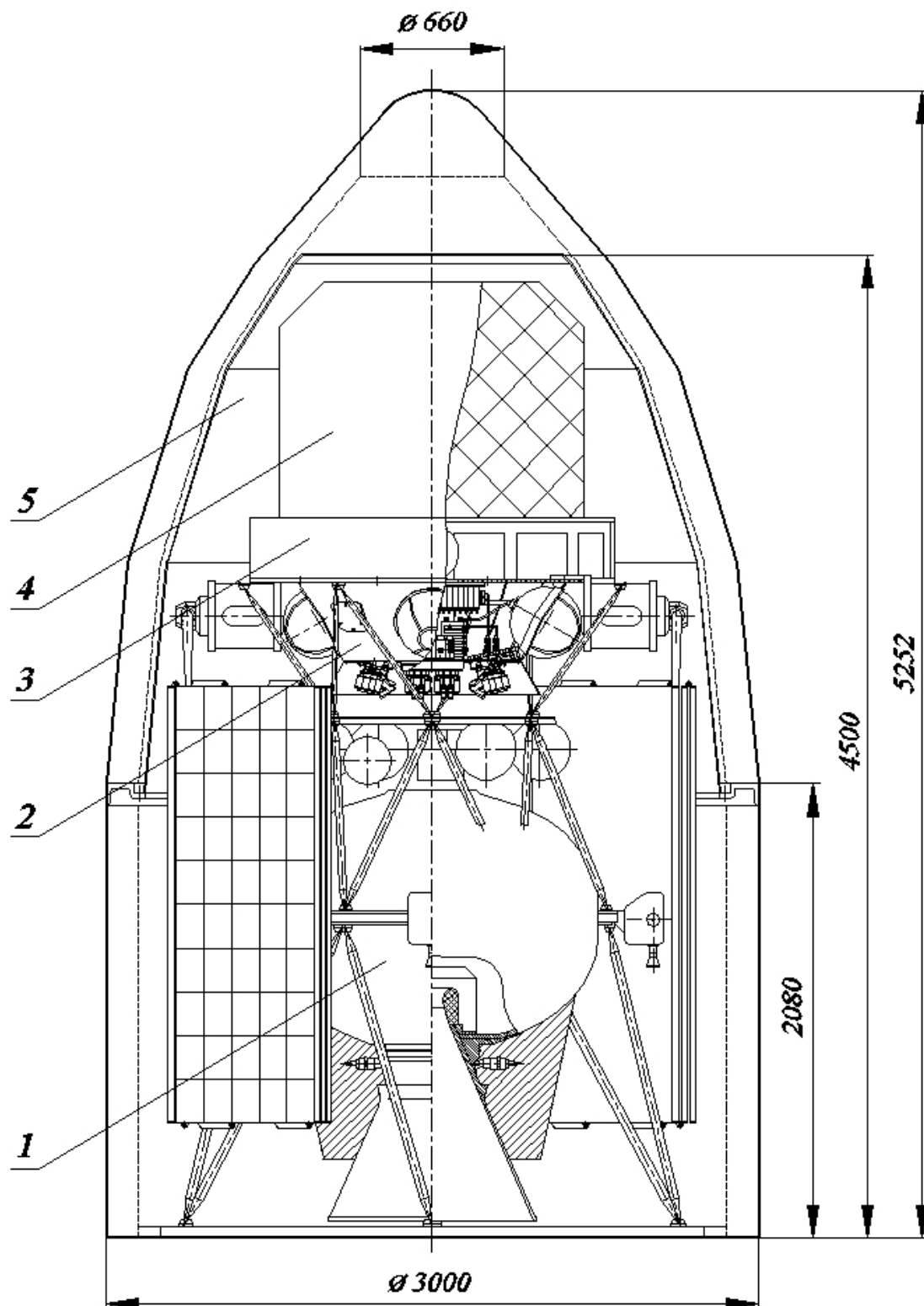


Рис. 1. Головная часть:
 1 – РДТТ;
 2 – маршевая ЭРДУ;
 3 – многоцелевой служебный модуль;
 4 – полезная нагрузка КА
 5 – газодинамический экран

2. Анализ схемы перелета на ГСО

Как и в работе [2], рассмотрим схему перелета на ГСО с использованием высокоэллиптической промежуточной орбиты. В этой схеме РН выводит КА на низкую начальную опорную орбиту, происходит отделение головного блока, в районе узла начальной орбиты включается РДТТ и космический комплекс, включающий КА, переводится на промежуточную переходную эллиптическую орбиту. Параметры промежуточной орбиты определяются энергомассовыми характеристиками РДТТ. На промежуточной орбите происходит отделение РДТТ и включение маршевой ЭРДУ по заданной программе полета. Траектория движения с ЭРДУ – многовитковая трехмерная спираль с медленно изменяющимися оскулирующими элементами (рис. 2) [2].

3. Проектно-конструкторские решения комбинированной двигательной установки

Для выведения КА на ГСО с использованием РН «Днепр» и КТС в составе последней в зависимости от располагаемой мощности рассматриваются двигатели СПД-100 или СПД-140.

Маршевая ЭРДУ, которая показана на рис. 3, в варианте с четырьмя двигательными моноблоками на базе СПД-140 содержит блок хранения ксенона 1, узлы крепления 2 к МСМ, а также не показанные блок подачи ксенона, систему питания СПД электрической мощностью и управления ими. Четыре двигательных моноблока 4 установлены в двухступенных карданных подвесах 3.

В течение полета маршевая ЭРДУ должна обеспечить суммарный импульс тяги, соответствующий характеристической скорости КА 3.3 км/с (суммарный импульс тяги – до 3.0 МН×с). Суммарный импульс тяги для обеспечения управления КА в полете ~ 0.15 МН×с (в пределах 5% от суммарного импульса тяги, необходимого для приращения скорости КА). Сухая масса ЭРДУ – около 100 кг. Мас-

са МСМ оценивается в 270 кг. Мощность солнечной энергоустановки составляет 7,5 кВт (мощность ЭРДУ около 6 кВт). При выведении на ГСО следует учитывать, что при многократном прохождении радиационных поясов Земли будет наблюдаться деградация солнечных батарей. В рассматриваемых вариантах построения ЭРДУ включает либо 4 двигателя СПД-140 (два основных, два резервных) или 8 двигателей СПД-100 (четыре основных, четыре резервных). При интеграции в составе КА ЭРДУ используется для коррекции рабочей орбиты (например, поддержания “точки стояния” геостационарного ИСЗ связи).

4. Анализ эффективности применения РН «Днепр» с космической транспортной системой, использующей ЭРД на базе СПД

Для схемы перелета с использованием высокоэллиптической переходной орбиты зависимости массы КА и времени выведения КА на ГСО от удельного импульса и тяги ЭРДУ при мощности 3 кВт/6 кВт/9 кВт приведены в таблице 1.

Таблица 1

Характеристики выведения КА на ГСО

Тяга, Н	Удельный импульс тяги, Нс/кг	Масса КА, кг	Время активного участка перелета с ЭРДУ, сут.
0,22/0,44/ 0,66	15800	795/745 /695	145/70/50
0,19/0,38/ 0,57	19000	820/770 /720	170/85/55
0,17/0,34/ 0,51	20300	830/780 /730	190/95/65
0,15/0,3/ 0,45	21000	835/785 /735	220/105/70
0,135/0,27 /0,405	21500	840/790 /740	230/115/80

Результаты проектно - баллистических исследований эффективности РН «Днепр» и космической транспортной системы на базе комбинированной двигательной установки (РДТТ и ЭРДУ мощностью 6 кВт) приведены в табл. 2.

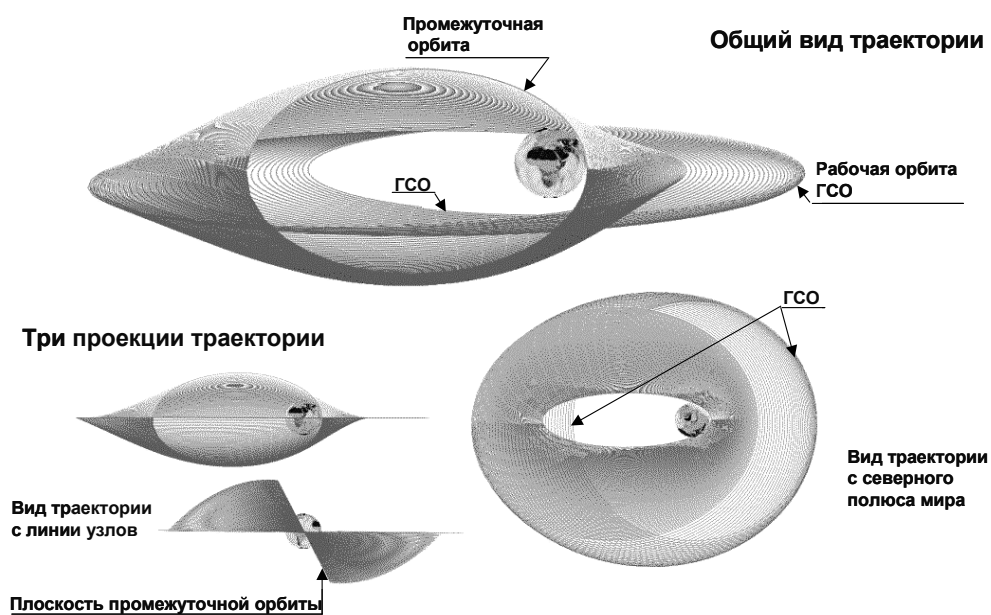


Рис. 2. Схема перелета на ГСО

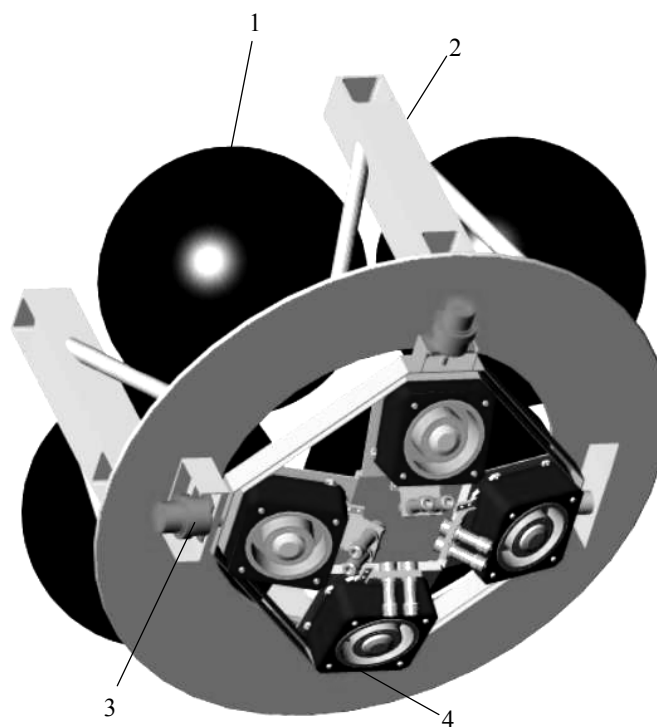


Рис. 3. Электроракетная двигательная установка:

- 1 - блок хранения ксенона;
- 2 - узлы крепления к МСМ;
- 3 - двухступенной карданный подвес;
- 4 - двигательный моноблок

Таблица 2

Проектно-баллистические
характеристики выведения на ГСО

Параметры опорной орбиты: высота орбиты, км	300
наклонение, град	64,5
Стартовая масса, кг	3600
Масса топлива РДТТ, кг	2100
Удельный импульс тяги РДТТ, Нс/кг	2914
Конечная масса РДТТ, кг	585
Начальная масса КА на переходной орбите, кг	915
Параметры переходной орбиты: высота перигея, км	300
высота апогея, км	45000
наклонение, град	64,5
Характеристическая скорость перелета с РДТТ, км/с	2,55
Удельный импульс тяги ЭРДУ, Нс/кг	19000
Характеристическая скорость перелета с ЭРДУ, км/с	3,3
Время активного участка перелета с ЭРДУ, сут.	85
Запас рабочего тела ЭРДУ (ксенона), кг	145
Масса КА на ГСО, кг	770
Масса ПН на ГСО, кг	400

Заключение

Проектно-баллистический и проектно-конструкторский анализ показал возможность создания КТС и применения в ней комбинированной двигательной установки для перевода КА с низкой опорной (вывод на которую обеспечивается РН) орбиты на ГСО с использованием высокоэллиптической промежуточной орбиты.

Комбинированная двигательная установка состоит из двух последовательно работающих ДУ: ракетного двигателя на твердом топливе и ЭРДУ на базе СПД-100 или СПД-140 мощностью от 3 до 9 кВт.

При мощности ЭРДУ 3 кВт минимальное время выведения 145 суток, при мощности 6 кВт – около 70 суток и при 9 кВт – 50 суток. При этом масса КА составляет 795, 745, 695 кг, соответственно.

С повышением удельного импульса ЭРДУ масса КА возрастает, но время выведения увеличивается. Так, при удельном импульсе 21,5 кНс/кг в том же диапазоне мощности ЭРДУ масса КА составляет 840, 790, 740, а время выведения – 230, 115 и 80 суток.

Выбор параметров энергоустановки и ЭРДУ должен определяться, исходя из эксплуатационных особенностей КА. Однако, основным результатом проведенного анализа является вывод о том, что применение ЭРДУ по сравнению с использованием буксира АКБ в его базовой комплектации позволяет удвоить массу полезной нагрузки и почти в четыре раза увеличить массу КА, доставляемого РН «Днепр» на ГСО.

Авторы выражают благодарность А.П. Свотину за полезные обсуждения.

Литература

1. Афанасьев И. Пятый пуск «Днепра» // Новости космонавтики. – 2005. – № 10. – С. 13-15.
2. Константинов М.С., Петухов В.Г., Попов Г.А. Применение СПД при выведении спутников на геостационарную орбиту с использованием ракетносителей легкого класса // Вестник двигателестроения. – 2003. – № 1. – С. 97-102.
3. Попов Г.А., Обухов В.А., Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Белик А.А. Проектные аспекты разработки и анализ эффективности применения ЭРД в качестве маршевых двигателей для решения транспортных задач в космосе // 1-я конференция ИАА-РАКЦ. – М., 2008. – С. 167-169.

Поступила в редакцию 30.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.П. Ким, Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики «НИИ ПМЭ», Москва.