

УДК 629.76.023

С. Н. Конюхов¹, Н. М. Дронь², Л. Г. Дубовик²,
Л. Д. Журавлева², А. И. Кондратьев², С. Н. Кулагин²,
А. Н. Петренко², В. И. Стаценко², И. Н. Стаценко²

¹Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

²Дніпропетровський національний університет

**Перспективы использования универсальных
транспортных энергосиловых платформ
для энергоемких космических задач**

Надійшла до редакції 18.02.02

Розглядаються перспективи використання космічних універсальних транспортних енергосилових платформ (УТЕСП) на базі сонячних батарей та електрореактивних двигунів. Показано, що УТЕСП можуть бути використані для корекції орбіти та енергопостачання великих орбітальних станцій і виведення космічних апаратів з опорної орбіти на геостационарну. Наведені позитивні сторони використання УТЕСП і розглянуто балістичну ефективність засобу виведення космічних апаратів на геостационарну орбіту для РН «Зеніт», «Циклон» і «Маяк».

ВВЕДЕНИЕ

В ближнем и дальнем космосе с помощью универсальных транспортных энергосиловых платформ (УТЭСР) на базе солнечных батарей и электрореактивных двигателей может решаться ряд задач, в частности в ближнем космосе:

- коррекция орбиты и энергоснабжение больших орбитальных станций (БОС) [6];
- осуществление межорбитальных переходов, в том числе выведение космических аппаратов на геостационарную орбиту с низкой опорной орбиты [5];
- удержание космических аппаратов на рабочей орбите.

В дальнем космосе с помощью УТЭСР могут решаться маршевые задачи полетов к дальним планетам и увода в космос вредных продуктов производственной деятельности на Земле.

Соединение в одном комплексе УТЭСР функций обеспечения тягой и энергоснабжения космических объектов может дать новое качество — более эф-

фективное решение функциональных задач при лучших массогабаритных характеристиках и меньшей стоимости за счет объединения однотипных элементов и реализации оптимальных режимов управления.

КОРРЕКЦИЯ ОРБИТЫ И ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЕ БОЛЬШИХ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

На невысоких орбитах вследствие аэродинамического торможения космических объектов происходит постоянное снижение высоты орбиты, поэтому необходима постоянная ее коррекция. Для компенсации аэродинамического торможения, например, Международной космической станции (МКС) [3] необходимо проведение четырех сеансов коррекции орбиты в год с помощью ЖРДУ. Для обеспечения работы ЖРДУ необходимо доставлять на МКС четыре раза в год по 3 т ракетного топлива. За 10 лет на орбиту нужно доставить 120 т топлива и произвести 40 запусков грузового корабля. Эти

внушительные цифры говорят о серьезности проблемы удержания БОС на постоянной орбите. Применение ЭРДУ может обеспечить значительное снижение массы расходуемого топлива (до 10 раз) за счет высоких значений удельного импульса тяги. Однако для работы ЭРДУ необходима затрата электрической энергии. Оценки показывают, что для обеспечения постоянной коррекции орбиты МКС с помощью ЭРДУ необходима постоянная затрата мощности около 35 кВт. При дефиците электроэнергии на БОС вряд ли возможно наращивание солнечных батарей для обеспечения этих затрат.

Можно рассмотреть новое решение проблемы коррекции орбиты БОС. Представим себе космический аппарат, находящийся на некотором удалении от орбитальной станции и движущийся на этой же орбите впереди нее. Этот аппарат (назовем его «тяговый» КА) соединен с орбитальной станцией тросом и тянет ее за собой, обеспечивая поддержание орбиты БОС в заданных пределах [2]. На этом аппарате, кроме служебной аппаратуры, обеспечивающей его работу, имеется УТЭСП, в состав которой входит система энергоснабжения (СЭС) и ЭРДУ. УТЭСП обеспечивает выработку электрической энергии для питания ЭРДУ и служебной аппаратуры КА, а ЭРДУ создает тягу для коррекции орбиты БОС и «тягового» КА. Значение тяги может быть определено по методике [1], а по значению цены тяги определяется мощность СЭС для электропитания ЭРДУ.

Можно рассмотреть случай выработки на УТЭСП мощности, достаточной для электропитания ЭРДУ, аппаратуры КА и систем БОС. В этом случае «тяговый» КА соединяется с БОС кабель-тросом, по которому передается на БОС электрическая энергия и тяга.

В рассматриваемом случае это решение построенная космическая система будет иметь следующие положительные стороны:

- БОС за счет отсутствия солнечных батарей будет иметь лучшие моментные и жесткостные характеристики, что упростит ее управляемость и снизит стоимость;
- за счет применения на «тяговом» КА двухосной ориентации солнечных батарей (что более реально, чем на БОС) общая их площадь будет меньшей, чем на БОС, что снизит массу СЭС и ее стоимость;
- за счет отсутствия на БОС ЖРДУ исключается загрязнение поверхностей БОС, в том числе поверхностей оптических элементов, продуктами сгорания ракетного топлива;
- применение ЭРДУ обеспечит меньший расход рабочего тела для двигателей, что позволит

уменьшить число запусков грузовых кораблей, доставляющих топливо (рабочее тело ЭРДУ) до десяти раз.

ВЫВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ОПОРНОЙ ОРБИТЫ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ С ПОМОЩЬЮ УТЭСП

В настоящее время одним из основных средств выведения КА на геостационарную орбиту является тяжелый носитель «Протон», снабжаемый разгонным блоком с жидкостной ракетной двигательной установкой. С использованием разгонного блока 11С681 на геостационарную орбиту им выводятся КА массой до 2600 кг.

Однако РН «Протон» экологически «грязная» ракета, так как в ней используются токсичные компоненты АТ и НДМГ. Альтернативная ей экологически чистая РН «Зенит» использует кислород и керосин. С использованием разгонного блока РН «Зенит» может вывести на геостационарную орбиту КА массой до 1800 кг.

Интересным для задачи вывода КА на геостационарную орбиту является использование комбинированного разгонного блока, состоящего из ЖРДУ и УТЭСП. При этом большое время выведения при тенденции к увеличению времени активного существования КА до 10—15 лет уже не является ограничивающим фактором.

Представляет интерес также рассмотрение эффективности применения ЭРДУ на вновь разрабатываемых ракетах «Циклон-4» и «Маяк», являющихся РН меньшего класса, чем РН «Зенит».

Далее приводится оценка баллистической эффективности использования УТЭСП в комбинированных разгонных блоках упомянутых выше трех РН, т. е. определение возможной массы полезной нагрузки на геостационарной орбите при конкретных значениях параметров ЭРДУ (тяги, мощности, удельного импульса тяги).

Схема выведения КА на геостационарную орбиту состоит в следующем. РН с использованием разгонной ЖРДУ выводит на опорную орбиту ступень, включающую КА с УТЭСП. На опорной орбите включается ЭРДУ и производится выведение КА на геостационарную орбиту. Для различных РН высота и форма опорной орбиты различны. Также различными являются углы наклона плоскости начальной орбиты в зависимости от места старта. Может также отличаться схема маневра.

Рассмотрим выведение КА с помощью РН «Зенит», угол наклона плоскости орбиты 46.2° (старт с Байконура). Схема маневра следующая.

I этап. КА совместно с комбинированным разгонным блоком выводится на начальную орбиту высотой 200 км.

II этап. КА совместно с комбинированным разгонным блоком с помощью ЖРДУ переводится компланарно на круговую опорную орбиту (4000—6000 км).

III этап. КА совместно с УТЭСП переводится на геостационарную орбиту с поворотом плоскости орбиты.

Отличие схемы маневра при выведении КА с «Морского старта» заключается в отсутствии поворота плоскости орбиты.

Маневры при работе ЭРДУ оптимизированы из условия минимального расхода топлива на орбитальные переходы.

Были рассмотрены также способы выведения КА с помощью РН «Циклон-4» и «Маяк». Угол наклона плоскости орбиты составляет:

а) для выведения с помощью РН «Циклон-4» — 2° (старт с Бразильского космодрома Алякантара);

б) для выведения с помощью РН «Маяк» — 34° (старт с Южноафриканского полигона).

Схема маневра выведения принята раздельной и состоящей из четырех этапов.

I этап. КА совместно с комбинированным разгонным блоком выводится на начальную эллипти-

ческую орбиту с высотой перигея 150 км и апогея 35800 км.

II этап. КА совместно с комбинированным разгонным блоком включением апогейного ЖРДУ переводится на опорную эллиптическую орбиту с высотой перигея 400 км и апогея 35800 км.

III этап. КА совместно с УТЭСП с помощью ЭРДУ переводится с начального наклона орбиты до 0°;

IV этап. КА совместно с УТЭСП с помощью ЭРДУ переводится с орбиты с высотой перигея 400 км до высоты перигея 35800 км.

Маневры поворота плоскости орбиты и выхода на геостационарную орбиту с помощью ЭРДУ оптимизированы по критериям минимизации расхода рабочего тела и времени выведения. Так как эти критерии противоположны, расчеты проведены из условия отклонения массы топлива от оптимальной не более 20 %. Этот вариант является одним из возможных подходов к выбору оптимальной стратегии применения ЭРДУ для таких задач. С использованием реальных характеристик ЭРДУ различных типов (СПД, ДАС, ПИД) и СЭУ возможные варианты оптимизации будут разрабатываться существующей кооперацией исследователей и разработчиков в зависимости от особенностей конкретных задач.

Таблица 1. Эффективность универсальной энергосиловой платформы для различных ракет-носителей при выводе КА на геостационарную орбиту

Характеристика	Ракеты-носители, старт			
	«Зенит-2», Байконур	«Зенит 3SL», Морской старт	«Циклон-4», Алякантара	«Маяк», Южная Африка
Начальная орбита:				
тип	200		эллиптическая	эллиптическая
высота, км	46.2		150—35800	150—35800
наклонение, град			2.03	34
выводимая масса, кг			1700	2000
Опорная орбита:				
тип	круговая	эллиптическая	эллиптическая	эллиптическая
высота, км	4000	400—32000	400—35800	400—35800
наклонение, град	46.2	0	2.03	34
выводимая масса, кг	6860	5000	1680	1982
Характеристики УТЭСП:				
тяга, Н	1.25	9.0	0.32	0.5
удельный импульс, м/с	30000	25000	20000	30000
мощность, кВт	27	180	6.6	14
масса рабочего тела, кг	1273	320	206	183
полная масса, кг	3259	3450	530	946
Характеристики этапа выведения:				
масса рабочего тела, кг	1273	320	267	183
время, сут	424	25.6	162	228
конечная масса, кг	5587	4680	1550	1799
масса полезной нагрузки, кг	3600	1550	1310	1468

Критерием баллистической эффективности транспортного средства принята масса полезной нагрузки, т. е. масса служебной аппаратуры и аппаратуры целевого назначения КА на геостационарной орбите. Будем считать, что масса СЭС и УТЭСП не входит в массу полезной нагрузки. Однако система энергоснабжения на рабочей орбите может обслуживать аппаратуру КА, а образующийся запас по мощности позволит компенсировать падение эффективности СБ из-за их деградации. Некоторые результаты проведенных проработок приведены в табл. 1.

Анализируя данные таблицы, можно сделать следующие выводы.

1. РН «Зенит» с использованием комбинированного разгонного блока с УТЭСП может вывести на геостационарную орбиту полезную нагрузку, превышающую выводимую с помощью ЖРДУ на 1800 кг.

2. РН «Циклон» и «Маяк» могут вывести на геостационарную орбиту 1300—1470 кг полезной нагрузки, при этом с помощью ЖРДУ невозможно осуществить вывод сколь-нибудь значительной полезной нагрузки.

3. С использованием УТЭСП на геостационарной орбите (т. е. включая ее массу в массу полезной

нагрузки) например, для коррекции орбиты, эффективность комбинированного разгонного блока с УТЭСП увеличивается в 1.2—1.5 раза.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ БАЗА

В ГКБ «Южное» и Днепропетровском национальном университете имеется большой задел по разработке электрореактивных двигателей (ЭРД) различных типов — СПД, ДАС, ПИД. В НИИ энергетики Днепропетровского национального университета ведутся работы по созданию параметрического ряда модулей двигателей с замкнутым дрейфом электронов. Это наиболее перспективные ЭРД для обеспечения оптимальных решений широкого круга текущих и перспективных задач управления движением КА. В состав ряда входят модули стационарных плазменных двигателей Д-47, Д-60, Д-90, и одно- и двухступенчатые ДАС (двигатели с анодным слоем) Д-33, Д-50, Д-68, Д-100. Разработанные образцы этих двигателей позволяют перекрыть широкий диапазон тяги (20—100 мН) при удельном импульсе от 10000 до 25000 м/с. Рабочим веществом всех модулей является ксенон высокой чистоты [4].

Таблица 2. Характеристики ЭРД, разработанных в НИИ энергетики ДНУ

Тип двигателя	ш, мг/с	U _p , В	I _p , А	P, мН	N, Вт	C, Вт/мН	I, м/с	КПД
Д-50	2.1	300	2.0	38	618	16.3	18095	0.55
Д-100	7.95	300	8.7	136	2712	18.9	17107	0.43
Д-33	2.4	210	1.62	20	350	17.5	8333	0.24
Д-47	1.7	150	2.0	20	350	15.0	11000	0.3
Д-60	3.5	150	2.0	40	700	17.5	10700	0.35
Д-90	3.2	180	3.7	50	710	14.0	15600	0.45
Д-68	1.0	300	3.0	18	1000	45.0	25000	0.25
ПИД-200К	2.5			100	3000	30.0	40000	0.65
ПИД-360К	3.7			150	5300	35.3	50000	0.70

Таблица 3. Характеристики горизонтальных вакуумных камер

Наименование характеристики	Номер камеры				
	1	2	3	4	5
Рабочий объем камеры, м ³	32.5	4	2.3	1.1	0.27
Габаритные размеры камеры, м	3.5×8	∅ 1.25×3.7	∅ 1.1×3.5	∅ 1×1.4	∅ 0.7×0.7
Габаритные размеры вакуумной установки, м	5.15×8	3.7×2.3	3.5×3.25	1×2.55	1.34×1.68
Общий объем барокамеры, м ³	36.5	4	3	1.1	0.27
Размеры рабочего отсека, м	∅ 3.5×3.3	∅ 1.25×3.1	∅ 1.1×2.5	∅ 1×1.4	∅ 0.7×0.7
Размеры загрузочного люка, мм	900	900	500	1000	700
Размеры смотровых окон, мм	500	300	240	240	150
Рабочее давление (без натекания рабочего газа), мПа	3	3	7	7	7
Давление при натекании рабочего газа с массовым расходом 3 мг/с, мПа	13	—	27	27	—
Время достижения рабочего давления, ч	2	2	2	2	1.5

Для выполнения маршевых задач эффективными могут быть ЭРДУ на базе плазменно-ионного двигателя ПИД-200К, который может работать в диапазоне удельного импульса тяги от 30000 до 60000 м/с. В качестве рабочего тела для ПИД-200К и его модификаций может использоваться ксенон, щелочной металл цезий, комбинация рабочих тел ксенон—цезий и др.

Результаты проведенных испытаний показывают, что на основе разработанных двигателей могут быть созданы ЭРДУ для использования их в УТЕСП, не уступающие по основным параметрам зарубежным аналогам.

В табл. 2 приведены следующие характеристики двигателей: секундный расход m рабочего тела, разрядное напряжение U_p , ток разряда I_p , тяга P , потребляемая мощность N , цена тяги C , удельный импульс тяги J .

Кроме этого, в Днепропетровском национальном университете имеется экспериментальная база для исследований и отработки ЭРД, состоящая из пяти стендов с вакуумными камерами, характеристики которых приведены в табл. 3.

В состав стендов, помимо вакуумных камер с вакуумным оборудованием, входят системы электропитания и измерений параметров ЭРД в широком диапазоне. Некоторые стенды оборудованы системой измерения тяги в диапазоне от 0.01 до 1 Н с погрешностью, не превышающей 1.5 %.

1. Беляков А. И. Графоаналитический метод исследования движения космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1973.—С. 33.
2. Журавлева Л. Д., Кондратьев А. И., Стаценко И. Н. Новое решение проблемы управления движением и энергоснабжения больших космических орбитальных станций // Сб.

тезисов Первой украинской конференции по перспективному космическим исследованиям. — Киев: Национальное космическое агентство Украины, Ин-т космических исследований, 2001.—С. 41—42.

3. Международная космическая станция ISS: Информационно-аналитический обзор. — Киев: Национальное космическое агентство Украины, Ин-т космических исследований НАН и НКА Украины, 1998.—146 с.
4. Стаценко И. Н., Кондратьев А. И., Кулагин С. Н., Дубовик Л. Г. Состояние разработки ЭРД в НИИ энергетики ДНУ // Сб. тезисов Первой украинской конференции по перспективному космическим исследованиям. — Киев: Национальное космическое агентство Украины, Ин-т космических исследований, 2001.—С. 43—44.
5. Dron' N. M., Kondratyev A. I., Lyagushin S. F., Statsenko I. N. Space transportation system using electrical thruster // Proceeding of five Ukrain-Russian-China Symp. on Space Science and Technology, Kharbine, September, 2000.—P. 35—38.
6. Gladilin V. S., Grinchisin Y. L., Dranovski V. I., et al. Solar power satellite in composition of an orbital research complex // Proceeding of SPS-97, Conference Space Power Systems Energy and Space Humanity, Montreal, 1997.—P. 53—55.

PROSPECTS OF THE USE OF UNIVERSAL TRANSPORT POWER JET PROPULSION OF PLATFORMS

S. N. Konyukhov, N. M. Dron', L. G. Dubovik,
L. D. Zhuravleva, A. I. Kondrat'ev, S. N. Kulagin,
A. N. Petrenko, V. I. Statsenko, I. N. Statsenko

The prospects of the use of space universal transport power jet propulsion of platforms (UTPJPP) with solar batteries and electric jet propulsion are discussed. It is shown that the UTPJPP can be used for the correction of orbits and power supply of large orbital stations, as well as for the injection of space vehicles from the basic orbit into a geostationary one. Good aspects of the use of the UTPJPP are given and the ballistic efficiency of the injection of spacecrafts into a geo-stationary orbit in respect to the rocket vehicles «Zenit», «Cyclone», and «Mayak» is considered.