

УДК 629.76

Н. М. Дронь¹, Л. И. Кныш¹, А. И. Кондратьев¹,
Е. П. Журавель², С. И. Москалев², В. В. Толмачев²

¹Дніпропетровський національний університет

²Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

Проектно-баллистические характеристики решения двух космических транспортных задач с помощью универсальных транспортно-энергетических платформ

Надійшла до редакції 30.01.04

Наводиться методика розрахунку та визначено балістичні характеристики космічних апаратів, що мають у своєму складі універсальну транспортно-енергетичну платформу з електроракетними двигунами. Розв'язуються задачі виведення на геостаціонарну орбіту з використанням ракет-носіїв «Дніпро» та «Зеніт-2» і корекції орбіт великих орбітальних станцій типу МКС. Показано суттєву перевагу низьких колових опорних орбіт при розв'язуванні першої задачі та визначено енергомасові характеристики платформи для корекції орбіти великих орбітальних станцій.

ВВЕДЕНИЕ

Постоянное повышение требований к космическим энергетическим и двигательным установкам, вызванное усложнением поставленных полетных задач, неуклонно растущей конкуренцией на рынке космических услуг и самой логикой поступательного развития, обуславливает необходимость непрерывного совершенствования подобных систем, стимулирует поиск новых, нетрадиционных космических транспортных средств.

Одним из путей решения транспортных задач в космосе является начало полномасштабной эксплуатации в космосе универсальных транспортно-энергетических платформ (УТЭП) [3]. Применение УТЭП, функционирующих на базе солнечных батарей и имеющих в своем составе электроракетные двигательные установки (ЭРДУ), позволит улучшить энергетические и массовые характеристики космических аппаратов, что, в конечном счете, снизит стоимость их запуска и эксплуатации, улучшит экономические показатели.

Говоря об использовании УТЭП, прежде всего следует иметь в виду решение с их помощью трех

основных космических задач:

- осуществление межорбитальных околоземных перелетов, в том числе довыведение КА с опорной орбиты на более высокие, вплоть до геостационарной (ГСО);
- коррекция орбиты и энергоснабжение больших орбитальных станций типа Международной космической станции (МКС);
- выведение КА на отлетные траектории, а также на орбиты для полета к планетам Солнечной системы.

Здесь приведены результаты научно-исследовательских и проектных работ по оценке энергетических и массовых характеристик УТЭП для двух космических задач — выведение КА на ГСО с использованием ракет-носителей (РН) «Днепр» и «Зенит-2» и коррекции орбит больших орбитальных станций.

С одной стороны, столь различные задачи требуют разных подходов к их решению, но, с другой стороны, научные и проектно-конструкторские проблемы, возникающие при этом, тесно переплетаются.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И МЕТОДИКА РАСЧЕТА ЭНЕРГОМАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК УТЭП ПРИ ВЫВЕДЕНИИ КА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

Известно, что опорные орбиты, с которых может осуществляться перевод КА на геостационарную орбиту, могут классифицироваться по нескольким параметрам: высота апогея, эксцентриситет или высота перигея и наклонение.

Величина наклонения принимает лишь дискретные значения, определяемые допустимыми азимутами пусков для выбранного космодрома. Высота апогея напрямую связана с энергетическими возможностями используемых РН. На высоту же перигея накладываются существенные ограничения из-за аэродинамических потерь на начальном участке перехода. Необходимость учета величины этих потерь обусловлена тем фактом, что УТЭП достаточно долгое время будет находиться на орбите, близкой к опорной, — сказывается малая величина отношения тяги ЭРДУ, входящей в состав УТЭП, к суммарной массе транспортируемого КА (значительно меньше 1/1000) и время, необходимое для приведения КА в рабочее состояние после отделения от РН. Для орбит, близких к круговым, эта величина составляет около 400 км, для высокоэллиптических орбит — 200 км.

В отличие от импульсных переходов, при которых запас рабочего тела и время проведения маневра определяются лишь параметрами опорной и конечной орбит, переходы с применением двигателей малой тяги могут быть выполнены с использованием различного запаса рабочего тела и за разное время. Поэтому важнейшей задачей является нахождение наиболее приемлемых параметров опорных орбит и оптимального времени проведения маневра выведения космического аппарата на ГСО как с точки зрения энергетических, так и точки зрения технико-экономических характеристик.

В качестве энергетической характеристики для анализа была выбрана величина запаса характеристической скорости [2]. Известно, что эта величина зависит от отношения времени работы двигателя к общему времени проведения маневра. Численное решение уравнения движения [1] позволяет провести моделирование процесса орбитального маневрирования, задавшись наклонением орбиты и варьируя высотой апогея. В таблице приведена обобщенная информация о запасе характеристической скорости в зависимости от относительного времени работы двигательной установки для различных высот апогея. Наклонение при этом выбиралось равным 51°, высота перигея — постоянной и равной 200 км. Следует отметить, что результаты числен-

Запас характеристической скорости для перехода с опорной орбиты на геостационарную орбиту, м/с

Отношение времени работы ДУ ко времени перелета	Высота апогея, км				
	200	10000	20000	35800	90000
0.2	5515	3751	3125	2612	2390
0.3	5676	4040	3328	2740	2479
0.4	6048	4381	3606	2881	2545
0.5	6496	4696	3964	3078	2682
0.6	6940	5146	4217	3271	2802
0.8	7477	6204	5081	3949	3262
1	7660	6700	5951	4796	3958

ных расчетов характеристической скорости могут быть распространены на любой из используемых РН разработки ГКБ «Южное», в частности на «Зенит-2» и «Днепр».

Ключевым параметром, определяющим облик УТЭП, является мощность бортовой энергетической установки. Значение мощности определялось на основе формулы Циолковского, записанной в таком виде:

$$\Delta V = I_{SP} \cdot \ln \left[\frac{G_0 - \frac{N}{I_{SP} C_p} T \eta}{G_0} \right], \quad (1)$$

где ΔV — запас характеристической скорости, I_{SP} — удельный импульс, G_0 — масса КА с УТЭП на опорной орбите, N — мощность, потребляемая двигательной установкой во время работы, T — время перелета с опорной орбиты на ГСО, η — отношение времени работы двигателя ко всему времени перелета, C_p — цена тяги электроракетной двигательной установки.

По имеющимся тягово-энергетическим характеристикам ЭРДУ, находящихся в эксплуатации и в стадии отработки, по данным фирм-разработчиков была построена зависимость цены тяги от удельного импульса ЭРДУ. Эти данные были аппроксимированы квадратичной зависимостью для значений удельного импульса от 9500 до 20500 м/с и логарифмической зависимостью — от 20500 м/с и выше. Это дало возможность, применяя метод последовательных приближений, найти оптимальное значение удельного импульса двигательной установки, при котором обеспечивается максимальная масса полезного груза, доставляемого на орбиту. Под массой полезного груза понимается масса целевой аппаратуры КА, например для спутников связи это ретранслятор с обслуживающими его блоками оборудования.

На рис. 1 в качестве примера приведен график зависимости массы полезного груза от удельного импульса при использовании РН «Днепр» для раз-

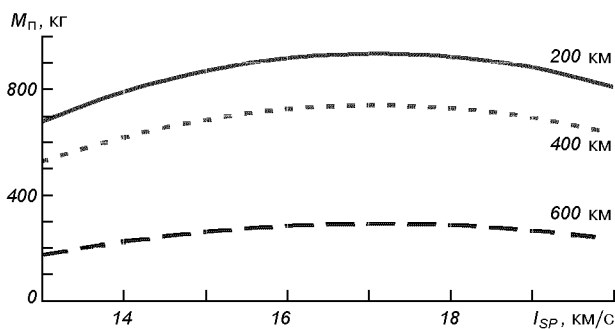


Рис. 1. Зависимость величины удельного импульса I_{SP} от массы полезного груза для КА с УТЭП и РН «Днепр» для разных высот H круговой орбиты

личных высот H круговых орбит и продолжительности маневра выведения 100 сут.

Определив цену тяги двигательной установки для принятого оптимального значения удельного импульса, а также задавшись временем перелета, можно найти мощность, потребляемую двигательной установкой во время работы, массу всех элементов УТЭП и массу полезного груза.

Масса элементов УТЭП определяется по соотношениям [1], в которых введены так называемые «весовые коэффициенты», полученные на основании накопленных в ГКБ «Южное» статистических данных о массе элементов служебной аппаратуры космических аппаратов.

На основе этих данных делается вывод о наиболее приемлемых параметрах опорных орбит и времени проведения маневра при использовании различных РН.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

На рис. 2 и 3 приведены зависимости массы M_n выводимого полезного груза от высоты круговой орбиты для РН «Днепр» и высоты круговой и эллиптических орбит при различных временных показателях для РН «Зенит-2». Исследования основывались на имеющихся статистических данных об энергетических возможностях этих носителей. Для РН «Днепр» — это круговые орбиты (от 200 до 900 км), а для РН «Зенит-2» — различные эллиптические орбиты, у которых высота апогея варьирует, а высота перигея постоянная и равная 200 км. Кривые, соответствующие времени выведения $T = 150, 200, 250$ и 300 сут, располагаются между кривыми для $T = 100$ и 350 сут.

Зависимость массы полезного груза от времени выведения показана на рис. 4 и 5. Кривые, соответ-

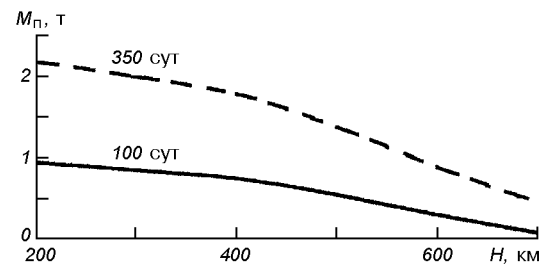


Рис. 2. Зависимость массы полезного груза от высоты круговой орбиты для РН M_n «Днепр»

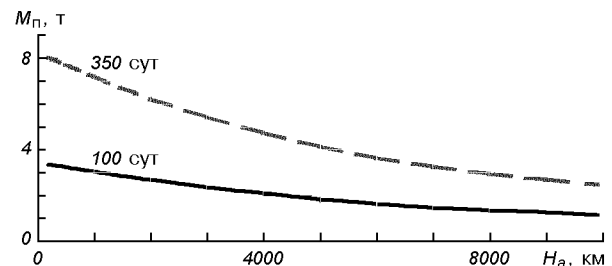


Рис. 3. Зависимость массы M_n полезного груза РН «Зенит-2» от высоты апогея H_a при постоянной высоте перигея 200 км для времени выведения $T = 100$ и 350 сут

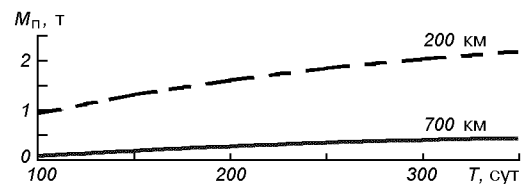


Рис. 4. Зависимость массы M_n полезного груза РН «Днепр» от времени выведения для высот круговой орбиты $H = 200$ и 700 км

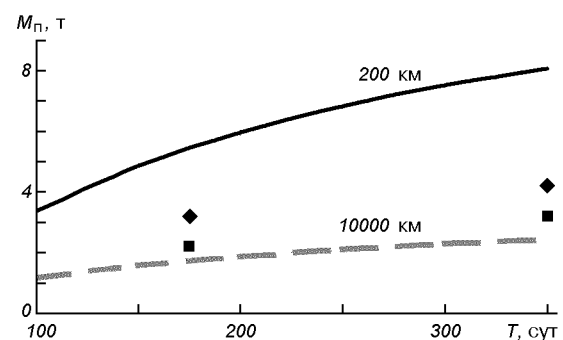


Рис. 5. Зависимость массы M_n полезного груза РН «Зенит-2» от времени T выведения для высот апогея $H_a = 200$ и 10000 км; квадратики и ромбики — данные для комбинированной двигательной установки (высоты $H_{кр} = 4000$ и 6000 км)

ствующие промежуточным круговым орбитам 300, 400, 500, 600 км для РН «Днепр» располагаются между кривыми, соответствующими предельным значениям 200 и 700 км. Графики, соответствующие высотам апогея H_a для РН «Зенит-2» от 500 до 9000 км, расположены между графиками для 200 и 10000 км. Кроме того, на рис. 5 для анализа и сравнения приведены точки, соответствующие случаю, когда для выведения КА применялась комбинированная двигательная установка, состоящая из двигателя на химическом топливе и ЭРДУ. Эти данные получены в результате выполнения совместной работы ГKB «Южное» и Днепропетровским национальным университетом по определению баллистических характеристик КА при использовании РН «Зенит-2» и комбинированного разгонного блока, состоящего из ЖРДУ 11С851 и ЭРДУ.

В качестве промежуточных выбирались круговые орбиты высотой 4000, 5000, 6000 км. На промежуточные орбиты КА выводятся работой ЖРДУ, после чего включается ЭРДУ и КА выводится на ГСО. Энергетические и массовые характеристики КА и ЭРДУ определялись по той же методике, которая приведена в п. 1. На графиках маркерами отмечены два наиболее типичных случая — для высоты круговой орбиты 4000 и 6000 км.

3. КОРРЕКЦИЯ ОРБИТ БОЛЬШИХ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

Одной из важнейших задач для больших орбитальных станций, функционирующих на сравнительно низких орбитах 300—500 км, является необходимость компенсации аэродинамического торможения, действующего на станцию. Коррекция орбиты с помощью электроракетной двигательной установки — наиболее перспективный вариант решения этой задачи. Эффект от использования ЭРДУ может быть существенно увеличен, если ее поместить на автономном, так называемом «тяговом» КА [3], в составе которого имеется УТЭП с энергоустановкой, обеспечивающей энергоснабжение как большой орбитальной станции, так и ЭРДУ со служебной аппаратурой.

Проведем оценку деградации орбиты на примере крупнейшей большой орбитальной станции — Международной космической станции в ее полной конфигурации.

По данным, полученным из сайтов [www.iss.nasa.gov, www.stk.agi.com], была построена зависимость высоты полета и полной орбитальной энергии (интеграл энергии) МКС от времени (рис. 6). Это дало возможность проанализировать

динамику деградации орбиты. Видно, что минимально допустимое значение (≈ 330 км) высота орбиты примет через три с половиной года. Именно этой величиной и определяется максимально допустимый интервал между маневрами по поддержанию орбиты станции. Значительная продолжительность этого интервала объясняется достаточно большим соотношением массы станции к площади ее поперечного сечения в режиме штатной эксплуатации (≈ 330 кг/м²).

Перевод станции массой 415 т с высоты 330 км на необходимую высоту 480 км за один маневр потребует такого импульса скорости, для обеспечения которого потребуется 10 т рабочего тела при удельной тяге двигателя 3500 м/с. Такими ресурсами не обладает ни одна из космических транспортных систем подобного назначения. Поэтому интервал между маневрами должен быть сокращен.

В первом приближении изменение высоты полета станции от времени можно аппроксимировать линейной зависимостью вида (рис. 6):

$$h(t) = h_0 - \delta h_1 \cdot t, \quad (2)$$

где h_0 — начальная высота, δh_1 — средняя скорость снижения.

Начальная высота принималась равной 483.1 км, а вычисленная скорость снижения — 67 м/сут. На основании соотношения (2) были определены затраты характеристической скорости на единичный маневр и среднегодовые затраты характеристической скорости в зависимости от временного интервала между маневрами. Из рис. 7 видно, что среднегодовые затраты характеристической скорости практически не зависят от интервала времени между маневрами поддержания орбиты и не превышают величины 13.7 м/с в год. Следовательно, интервал времени между маневрами определяется величиной импульса, который может быть обеспечен двигательной установкой за один маневр. Поэ-

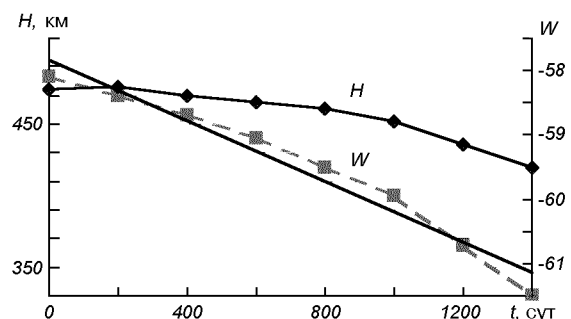


Рис. 6. Изменение со временем высоты H полета (квадратики и аппроксимационная прямая) и полной орбитальной энергии W

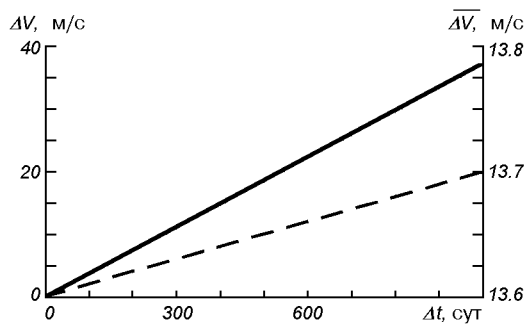


Рис. 7. Зависимость среднегодовых затрат $\overline{\Delta V}$ характеристической скорости и затрат ΔV характеристической скорости за один маневр поддержания орбиты МКС от длительности интервала времени Δt между проведением маневров

тому можно считать, что для поддержания высоты орбиты МКС требуются ежегодные затраты характеристической скорости $\Delta V = 13.7$ м/с.

Предельным случаем процесса поддержания орбиты является непрерывная работа двигательной установки для компенсации аэродинамического торможения. В этом случае тяга ЭРДУ будем минимальной и равной 190 мН. Это значение тяги с учетом принятых допущений является наименьшим из приемлемых и вычисляется по формуле

$$P = \frac{M\Delta V}{T_1}, \quad (3)$$

где P — тяга двигательной установки, M — масса станции, ΔV — годовые затраты характеристической скорости, T_1 — промежуток времени в один год.

В общем случае ЭРДУ работает не постоянно; ее тяга превышает минимальное значение и зависит от соотношения между временем полета станции и временем работы двигателя. Эта зависимость имеет вид

$$\frac{T_{1p}}{T_1} = \frac{M}{P \cdot T_1} \cdot \Delta V,$$

где T_{1p} — время работы двигательной установки за год.

Соотношение между временем полета станции и временем работы ЭРДУ в зависимости от тяги приведено на рис. 8.

По методике, приведенной в п. 1, оценим энергомассовые характеристики транспортно-энергетической платформы для коррекции орбиты большой орбитальной станции, принимая интервал времени между заправками УТЭП рабочим телом для ЭРДУ, равным 2 года, а удельный импульс тяги — 40000 м/с. В результате получаем полную массу УТЭП с рабочим телом примерно 900 кг, мощность

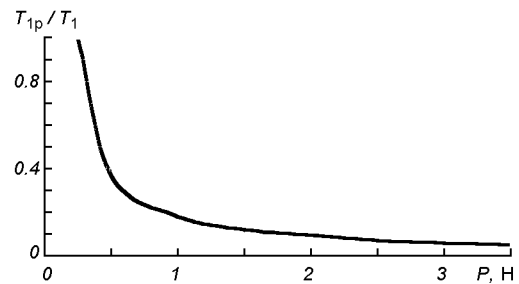


Рис. 8. Зависимость между относительным временем работы и тягой ЭРДУ

солнечной энергоустановки для питания ЭРДУ 5 кВт и массу рабочего тела (ксенона) 300 кг. В случае применения жидкостного ракетного двигателя с удельным импульсом 3000 м/с для коррекции орбиты большой орбитальной станции в течение двух лет работы понадобилось бы 4 т топлива.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы.

1. При выведении КА на геостационарную орбиту наиболее эффективными являются низкие круговые орбиты, которым следует отдавать предпочтение. Эффективность всех исследованных эллиптических орбит для РН «Зенит-2» ниже эффективности круговых в 3.3 раза.

2. С увеличением времени выведения на ГСО масса полезного груза увеличивается. При увеличении времени в 3.5 раза масса полезного груза увеличивается в 2 раза для РН «Днепр» и в 2.3 раза для РН «Зенит-2».

3. Для больших высот апогея (10000 км) в зависимости от времени выведения разброс массы полезного груза с изменением высоты апогея для РН «Зенит-2» составляет от 5.6 т до 2.2 т.

4. Для задачи выведения КА на ГСО комбинированная установка, включающая в себя двигатель на химическом топливе и ЭРДУ, проигрывает по эффективности системам с ЭРДУ.

5. При использовании УТЭП для коррекции орбит большой орбитальной станции среднегодовые затраты характеристической скорости практически не зависят от интервала времени между маневрами поддержания орбиты. Интервал времени между маневрами определяется лишь величиной импульса, который может быть обеспечен двигательной установкой за один маневр. По оценкам масса УТЭП с двухгодичной заправкой рабочего тела для обслу-

живания станции типа МКС составит 1 т, в то время как для корректирующего жидкостного ракетного двигателя понадобится 4 т топлива.

1. Журавель Е. П., Москалев С. И., Толмачев В. В. Особенности проектирования космических аппаратов с электрореактивным двигателем // Механика НАНУ и НКАУ: Ин-т техн. мех.—2001.—№ 1.—С. 161—166.
2. Инженерный справочник по космической технике / Под ред. А. В. Солодова. — М.: Воениздат, 1977.—431 с.
3. Конохов С. Н., Дронь Н. М., Дубовик Л. Г. и др. Перспективы использования универсальных транспортно-энергосиловых платформ для энергоемких космических задач // Космічна наука і технологія.—2003.—9, № 1.—С. 3—7.

PROJECT-BALLISTIC PARAMETERS OF SOLVING TWO SPACE TRANSPORT PROBLEMS WITH THE HELP OF UNIVERSAL TRANSPORT-POWER PLATFORMS

**N. M. Dron', L. I. Knysh, A. I. Kondratyev,
Ye. P. Zhuravel, S. I. Moskalyov, V. V. Tolmachov**

Calculation procedure is presented and ballistic parameters are determined for space vehicles including universal transport-power platform with electric thrusters. We solve the problems of putting space vehicles into geostationary orbit using «Dnieper» and «Zenith-2» launchers and of correction of orbits for great orbital stations of the ISS type. A considerable advantage of low circle reference orbits for solving the first problem is shown power-mass parameters of the platform for orbit correction of great orbital stations are determined.