

ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МНОГОРАЗОВОГО МЕЖОРБИТАЛЬНОГО БУКСИРА НА ОСНОВЕ ЯДЕРНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БОЛЬШИХ ГРУЗОПОТОКОВ ПРИ ОСВОЕНИИ ЛУНЫ

© 2013 г. Косенко А.Б., Синявский В.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: post@rsce.ru

Приведены разработанные математические модели и результаты оптимизации параметров многоразового межорбитального буксира типа «Геркулес» на основе ядерной электроракетной двигательной установки с использованием в качестве целевой функции суммарной массы полезного груза, доставленного с орбиты Земли на орбиту Луны за время эксплуатации многоразового межорбитального буксира, определяемого ресурсом ядерной энергоустановки, и удельной стоимости доставки с Земли на орбиту Луны единицы массы полезного груза. В качестве оптимизируемых параметров рассмотрены электрическая мощность, удельный импульс, тяга, масса ядерной электроракетной двигательной установки и время рейса, а также количество рейсов многоразового межорбитального буксира для обеспечения заданного грузопотока.

Ключевые слова: Луна, многоразовый межорбитальный буксир, оптимизация, удельная стоимость, электроракетная двигательная установка, ядерная энергетическая установка.

TECHNICAL AND ECONOMIC EFFICIENCY OF EMPLOYING A REUSABLE SPACE TUG BASED ON A NUCLEAR ELECTRIC PROPULSION SYSTEM TO SUPPORT INTENSIVE CARGO TRAFFIC FOR LUNAR EXPLORATION

Kosenko A.B., Sinyavskiy V.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper describes math models and parameter optimization results for a reusable Hercules-type space tug based on a nuclear electric propulsion system using as its objective function the total mass of the payload delivered from Earth orbit to lunar orbit over the space tug life determined by the life of the nuclear power unit, and unit cost of delivering from Earth to lunar orbit a unit of payload mass. Considered as parameters to be optimized are electrical power, specific impulse, thrust, propulsion system mass, and time in transit, as well as the number of trips the tug has to make to support the specified cargo traffic.

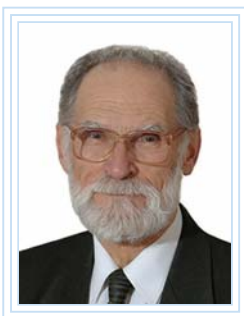
Key words: Moon, reusable space tug, optimization, unit cost, electrical propulsion, nuclear power unit.



КОСЕНКО А.Б.

КОСЕНКО Александр Борисович — ктн, начальник службы РКК «Энергия», e-mail: aleksandr.kosenko@rsce.ru

KOSENKO Alexander Borisovich — Candidate of Science (Engineering), Head of service at RSC Energia



СИНЯВСКИЙ В.В.

СИНЯВСКИЙ Виктор Васильевич — дтн, профессор, научный консультант РКК «Энергия», e-mail: viktor.sinyavsky@rsce.ru

SINYAVSKIY Victor Vasilyevich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Scientific consultant at RSC Energia

Перспективным направлением развития космонавтики является освоение Луны с созданием обитаемых лунных баз с соответствующей инфраструктурой, орбитальной лунной посещаемой станции, добывающе-перерабатывающих комплексов с мощной энергетикой [1]. Одной из первоочередных задач является создание эффективной транспортной системы для доставки грузов, в том числе неделимых, большой массы (до 30 т) с орбиты Земли на орбиту Луны. По оценкам, на первом этапе освоения Луны потребуется грузопоток с орбиты Земли 700...800 т и затем при эксплуатации базы — ежегодно более 400 т [1].

Одним из важнейших способов повышения эффективности транспортных операций в космосе является многоразовое использование элементов транспортной системы. Ядерные электроракетные двигательные установки (ЯЭРДУ) позволяют создать многоразовый межорбитальный буксир (ММБ) и тем самым повысить эффективность многозвенной космической транспортной системы.

Состав и структура многоразового межорбитального буксира

Рассмотрим космическую транспортную систему, использующую последовательно одноразовые тяжелые ракеты-носители (РН), одноразовые малые разгонные блоки (РБ) и ММБ на основе ЯЭРДУ. Транспортная система предназначена для обеспечения регу-

лярных грузопотоков с Земли на заданную целевую орбиту. В ее составе предусмотрено наличие многоразового транспортного аппарата — ММБ и грузового контейнера (ГК) с полезным грузом (ПГ), доставляемым ММБ со стартовой радиационно-безопасной орбиты (РБО) высотой не менее 800 км на целевую орбиту, в качестве которой в работе рассматривается окололунная орбита высотой 100 км.

Многоразовый межорбитальный буксир представляет собой транспортный космический летательный аппарат нового поколения, использующий для создания тяги электроракетную двигательную установку (ЭРДУ). Применение ЭРДУ во многом основано на таком преимуществе электроракетных двигателей (ЭРД) по сравнению с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД), как существенно более высокий удельный импульс за счет более высокой скорости истечения рабочего тела из ускорительного канала ЭРД. Данная особенность ЭРД позволяет снизить массу рабочего тела, необходимого для доставки ПГ на целевую орбиту, и тем самым повысить массу ПГ.

Использование ЭРДУ требует наличия бортового источника энергии большой мощности. В настоящей работе рассматривается ММБ, имеющий в качестве бортового источника энергии ядерную энергетическую установку (ЯЭУ) с субмегаваттным или мегаваттным уровнем электрической мощности [2].

Транспортный комплекс на основе ММБ на орбите высотой не менее 800 км собирается из двух модулей — энергетического (ЭМ) и грузового (ГМ) (рис. 1).

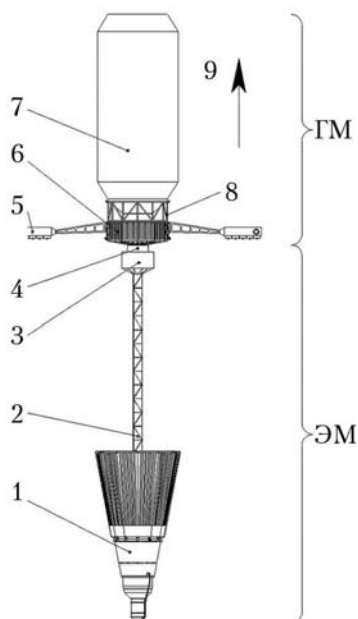


Рис. 1. Общий вид ММБ: ЭМ — энергетический модуль; ГМ — грузовой модуль; 1 — ЯЭУ; 2 — ферма системы отведения (трос системы безударного раскрытия и силовые кабели не показаны); 3 — приборно-агрегатный отсек (ПАО); 4 — стыковочное устройство; 5 — секции ЭРД; 6 — отсек ЭРД с системой хранения и подачи рабочего тела (СХП); 7 — ГК с ПГ; 8 — узел разделения ММБ и ГК; 9 — направление вектора силы тяги

В состав энергетического модуля входят:

- ЯЭУ, включающая в себя: термоэмиссионный ядерный реактор, преобразовательный блок, систему управления реактором, систему многократного запуска, систему охлаждения реактора с холодильником-излучателем на тепловых трубах;
- приборно-агрегатный отсек, где размещается ряд служебных систем ММБ: система управления бортовым комплексом, электроника системы управления движением и навигации, аппаратура и агрегаты системы стыковки, систем радиосвязи, телеметрии, обеспечения теплового режима и т.д.;
- система отведения ЯЭУ для дистанцирования установки от остальных систем и агрегатов ММБ с целью снижения ее негативного влияния (ионизирующих излучений реактора);
- стыковочное устройство для стыковки модулей и сборки ММБ в рабочее состояние на околоземной орбите.

Грузовой модуль включает в себя:

- грузовой контейнер с ПГ, представляющий собой отдельный отсек. В ряде случаев ПГ может представлять собой конструктивно законченный отсек, предназначенный для использования в составе крупногабаритного

космического или напланетного комплекса, в таком случае ГК не применяется. В связи с тем, что в работе оптимизируются массо-энергетические характеристики силовых агрегатов ММБ, ПГ рассматривается со стороны единственного параметра — массы;

- агрегатный отсек ЭРДУ, модуль ЭРДУ, где размещаются тяговые модули с ЭРД, электроника и элементы СХП рабочего тела ЭРДУ. Предполагается, что СХП с запасом рабочего тела (ксенон) на один рейс ММБ выводится на околоземную орбиту в составе одного ГМ вместе с ЭРДУ и ГК с ПГ;
- узел разделения ПГ и ММБ, представляющий собой шпангоуты ММБ и ГК, соединенные пироболтами, а также набор толкателей, отделяющих ГК от ММБ после подрыва пироболтов.

Постановка задачи оптимизации ММБ

Применительно к транспортным операциям по регулярной доставке ПГ с орбиты Земли на орбиту Луны при помощи ММБ с ЯЭРДУ повышение эффективности транспортной системы будет обеспечено при снижении удельной стоимости транспортировки единицы массы ПГ относительно традиционных средств. Это требование может быть трансформировано в задачу определения параметров ММБ и его основных составляющих, при которых будет доставлено максимальное количество груза на рабочую орбиту за весь срок эксплуатации буксира.

В процессе решения задачи учитывались следующие требования и ограничения:

- ограниченность срока службы ЯЭУ и тяговых модулей ЭРДУ (принято, что ресурс ЯЭУ по существующей литий-ниобиевой технологии составляет пять лет, что в настоящее время считается обоснованным [3], а ресурс ЭРД типа ДАС (двигатель с анодным слоем) — порядка года, что подтверждено экспериментально [4]);
- эксплуатация ЯЭУ и, следовательно, ММБ возможна лишь на орбитах выше радиационно-безопасной, которая по современным представлениям не должна быть ниже 800 км. Поэтому первый пуск ЯЭУ проводится на этой орбите, кроме того ММБ на основе ЯЭРДУ обратный (порожний) рейс завершает также выше этой орбиты;
- доставка контейнера с ПГ на РБО высотой 800 км обеспечивается тяжелой РН, стартовой с космодрома Байконур, с разгонным блоком на основе химических ракетных двигателей;
- принимается так называемая двухпусковая схема развертывания транспортного

комплекса (ММБ с ПГ), т.е. до начала эксплуатации двумя пусками РН (одного типа или двух) на РБО доставляются два модуля (ЭМ и ГМ), которые после стыковки образуют готовый к эксплуатации транспортный комплекс — заправленный топливом ММБ со стыкованным ПГ. Масса каждого модуля должна соответствовать возможностям РН по доставке ПГ на стартовую орбиту (РБО высотой 800 км);

- запас рабочего тела ЭРДУ рассчитывается из условия обеспечения перелета РБО—окололунная орбита высотой 100 км—РБО с одной заправкой на околоземной орбите. Общая масса заправляемого рабочего тела предусматривает затраты на управление и резервный запас.

Двухпусковая схема разворачивания ММБ и его многократное применение предполагают особую компоновку узлов и агрегатов. Учитывая разные ресурсы ЯЭУ и ЭРД (ресурс ЭРД меньше, чем ЯЭУ), рассматривается следующий вариант компоновки выводимых модулей. Первый — ЯЭУ, а также система отведения ее от ЭРДУ и система стыковки модулей. Второй — заправленная топливом ЭРДУ, система стыковки, система отведения ПГ от ЭРДУ и контейнер с ПГ.

Задача оптимизации параметров ММБ сводится к следующим шагам:

- оптимизация параметров ММБ по критерию максимума массы ПГ, доставляемого на орбиту назначения за весь срок эксплуатации буксира;
- увязка оптимальных параметров ММБ с характеристиками РН;
- определение оптимального диапазона грузоподъемности РН для данной транспортной системы;
- выбор оптимальных параметров ЯЭУ и ЭРДУ для определенного диапазона грузоподъемности РН.

Максимальная эффективность транспортной системы достигается за счет оптимального согласования параметров всех систем ММБ для выполнения транспортной задачи с большими годовыми грузопотоками.

Оптимизация параметров ММБ по критерию максимума суммарной массы ПГ на целевой орбите заключается также в определении оптимальных значений двух условно независимых параметров — продолжительности перелета на целевую орбиту и уровня мощности ЯЭУ, которые позволяют выявить оптимальные значения удельного импульса и тяги ЭРДУ, масс ЯЭУ, ЭРДУ, рабочего тела и доставляемого ПГ, продолжительности и количества рейсов и др.

Энергомассовая модель ММБ на основе ЯЭРДУ

Исследования эффективности транспортной системы выполнялись с использованием разработанной энергомассовой модели ММБ на основе термоэмиссионной ЯЭУ типа «Геркулес» мощностью сотни и несколько тысяч киловатт и ЭРДУ на основе ЭРД типа ДАС единичной мощностью 25...50 кВт и ресурсом до одного года [5].

Целевой функцией оптимизационной задачи является суммарная масса ПГ, доставляемого на орбиту Луны за весь срок эксплуатации ММБ, определяемая как произведение количества рейсов на массу ПГ, доставляемого за один рейс.

С использованием результатов работ [5, 6] были получены необходимые формулы, определяющие зависимость массы ПГ $m_{ПГ}$, количества рейсов, удельного импульса ЭРДУ $I_{ЭРДУ}$ от двух параметров — мощности ЯЭУ $N_{ЯЭУ}$ и продолжительности перелета к Луне T_1 .

Масса ПГ, доставляемая за один рейс, определялась по формуле

$$m_{ПГ} = \frac{(1 - \alpha - \xi_1 \xi_2) m_0 - m_{ЯЭУ} - m_{ЭРДУ}}{(1 - \xi_1)},$$

где α — эмпирический коэффициент, отражающий соотношение массы конструкции к стартовой массе ММБ, его значение на основе анализа концептуальных проектов ММБ может быть принято равным 0,02...0,05; $m_{ЯЭУ}$, $m_{ЭРДУ}$, m_0 — массы ЯЭУ, ЭРДУ и стартовая масса ММБ соответственно;

$$\xi_1 = (1 + k_{СХП})(1 + \lambda)(1 + \delta_{упр}) \left[1 - \exp \left(- \frac{V_x}{I_{ЭРДУ}} \right) \right];$$

$$\xi_2 = 2 - (1 + \delta_{упр}) \left[1 - \exp \left(- \frac{V_x}{I_{ЭРДУ}} \right) \right],$$

здесь λ — коэффициент резерва рабочего тела, который может быть принят равным 0,05...0,1; $\delta_{упр}$ — коэффициент, учитывающий дополнительные затраты рабочего тела на управление движением и стабилизацию ММБ, который может быть принят равным 0,10...0,15; $k_{СХП}$ — коэффициент, определяющий массу системы хранения и подачи рабочего тела в долях от массы заправляемого рабочего тела, обычно принимают равным 0,1 [6]; V_x — затраты характеристической скорости для спиральных траекторий при полетах с двигателями малой тяги для перелета на орбиту Луны; $I_{ЭРДУ}$ — удельный импульс ЭРДУ.

Удельный импульс и тяга ЭРДУ рассчитывались по следующим формулам:

$$I_{уд} = \frac{2N_{ЭРДУ}\eta_{ЭРДУ}T_1}{m_0V_x} + \frac{V_x}{2};$$

$$P_{ЭРДУ} = \frac{2N_{ЭРДУ}\eta_{ЭРДУ}}{I_{уд}},$$

где T_1 – продолжительность прямого рейса; $N_{ЭРДУ}$ и $\eta_{ЭРДУ}$ – мощность и КПД ЭРДУ, с учетом работы [4] можно принять $\eta_{ЭРДУ} = 0,65$,

причем $N_{ЭРДУ} = \frac{N_{ЯЭУ}}{1+k_{сн}}$,

здесь $k_{сн}$ – коэффициент затрат энергии на собственные нужды ЯЭУ, а также потерь мощности при передаче от ЯЭУ к ЭРДУ (обычно $k_{сн} = 0,1$ [7]); $N_{ЯЭУ}$ – электрическая мощность ЯЭУ.

Массы ЯЭУ и ЭРДУ определялись как

$$m_{ЯЭУ} = \gamma_{ЯЭУ}N_{ЯЭУ};$$

$$m_{ЭРДУ} = \gamma_{ЭРДУ} \frac{N_{ЯЭУ}}{1+k_{сн}},$$

где $\gamma_{ЯЭУ}$ и $\gamma_{ЭРДУ}$ – удельные массы ЯЭУ и ЭРДУ, кг/кВт,

$$\gamma_{ЯЭУ} = \frac{A}{BN_{ЯЭУ} + C} + D,$$

здесь A, B, C, D – эмпирические коэффициенты, полученные на основе обработки данных проектов термоэмиссионных ЯЭУ мощностью 10 кВт...5 МВт ($A = 51,43$ кг; $B = 0,01$; $C = 0,35$ кВт; $D = 4,85$ кг/кВт).

Масса топлива на один рейс (туда и обратно) определялась по формуле

$$m_T = (1+\lambda)(1+\delta_{упр}) \left[1 - \exp\left(-\frac{V_x}{I_{ЭРДУ}}\right) \right] \times \\ \times \left\langle m_0 \left\{ 2 - (1+\delta_{упр}) \left[1 - \exp\left(-\frac{V_x}{I_{ЭРДУ}}\right) \right] \right\} - m_{ПГ} \right\rangle.$$

Продолжительность рейса T_p определялась как сумма времени, затраченного на прямой T_1 , обратный T_2 рейсы и на стыковочные и расстыковочные операции на околоземной и окололунной орбитах $T_{орб}$ ($T_{орб}$ принималось равным 7 сут):

$$T_p = T_1 + \left(I_{уд} - \frac{V_x}{2} \right) \frac{m_{02}V_x}{2N_{ЭРДУ}\eta_{ЭРДУ}} + T_{орб},$$

где m_{02} – начальная масса «порожного» буксира при старте с окололунной орбиты, опреде-

ляемая выражением

$$m_{02} = m_0 - m_{ПГ} - (1+\delta_{упр})m_{Т1},$$

здесь $m_{Т1}$ – масса топлива, затраченная маршевой ЭРДУ в прямом рейсе.

Количество рейсов ММБ – это целое число, поэтому невозможно решить задачу оптимизации простым дифференцированием целевой функции, и функция зависимости количества рейсов от мощности ЯЭУ является кусочно-линейной. Наличие разрывов в данной зависимости определяет кусочный характер функции зависимости суммарной массы ПГ, доставляемого МБ на орбиту Луны за весь срок эксплуатации. Поэтому решение задачи оптимизации мощности ЯЭУ по критерию максимума суммарной массы ПГ возможно только численными методами.

При создании расчетной программы в среде *MathCAD* реализовано допущение, что последний рейс учитывается в общем количестве при условии, что ПГ доставлен на орбиту Луны. При этом в расчет не принималось условие возвращения МБ на орбиту Земли из последнего рейса.

Результаты оптимизации параметров ММБ

Прежде всего необходимо отметить, что имеет место узкий оптимум в зависимости суммарной массы ПГ при вариации мощности ЯЭУ и продолжительности перелета на целевую орбиту (рис. 2).

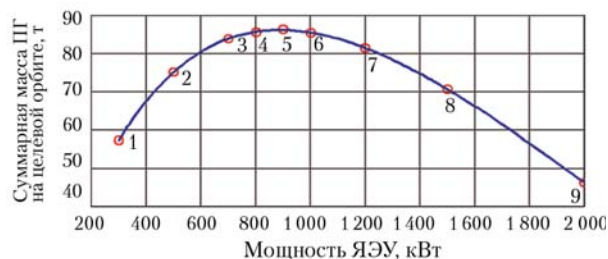


Рис. 2. Зависимость максимальной суммарной массы ПГ, доставляемого на окололунную орбиту за весь ресурс ЯЭУ, от мощности установки: о – расчетные значения; точкам соответствуют оптимальные значения затрат времени перелета на окололунную орбиту: 1 – 354; 2 – 219; 3 – 181; 4 – 153; 5 – 152; 6 – 150; 7 – 147; 8 – 142; 9 – 136 сут

Влияние стартовой массы ММБ на оптимальные параметры ЯЭУ, ЭРДУ и ММБ.

Формирование стартовой массы готового к рейсу ММБ осуществляется стыковкой находящегося на РБО энергомодуля (фактически ЯЭУ) с доставленными на эту орбиту для очередного рейса заправленной топливом ЭРДУ и ПГ. Доставка ЭРДУ и ПГ может быть осуществлена как одним пуском РН, так и несколькими с последующими стыковками. Поэтому интересен вопрос о влиянии стартовой массы ММБ на

оптимальные параметры ЯЭУ, ЭРДУ и ММБ. На рис. 3 применительно к широкому диапазону значений стартовой массы ММБ (10..60 т на РБО) приведены зависимости оптимальных значений мощности ЯЭУ, удельного импульса ЭРДУ, тяги ЭРДУ, суммарной массы ПГ, доставляемого на орбиту Луны, продолжительности рейса от массы ГМ на стартовой орбите 800 км.

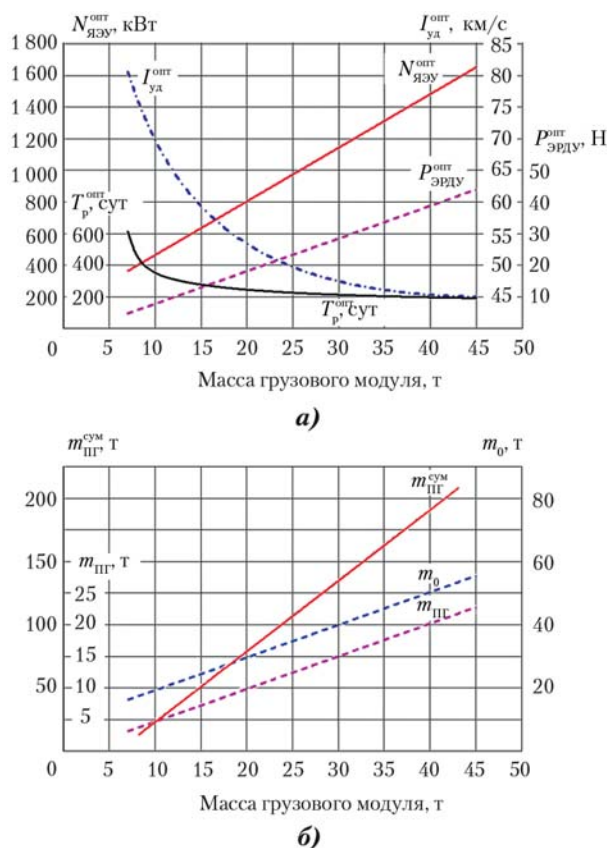


Рис. 3. Графики зависимости параметров ММБ от массы ГМ: а – оптимальных значений мощности ЯЭУ, удельного импульса и тяги ЭРДУ, продолжительности рейса от массы ГМ на РБО; б – массы ПГ, доставляемого ММБ на орбиту Луны ($m_{ПГ}$ – за один рейс, $m_{ПГ}^{сум}$ – за весь срок эксплуатации буксира), и стартовой массы ММБ m_0

Учитывая, что масса ЯЭУ зависит от ее ресурса, была выполнена оценка зависимости стартовой массы ММБ от ресурса ЯЭУ (3–10 лет) и массы грузового модуля. Анализ результатов показал, что m_0 почти линейно зависит как от значения ресурса, так и от массы грузового модуля $m_{ГМ}$. Принимая, что множество точек в пространстве, имеющих координаты ($m_0, m_{ГМ}, \tau_{ЯЭУ}$), в первом приближении образуют плоскость, выражение для стартовой массы ММБ может быть записано в виде:

$$m_0 = k_1 m_{ГМ} + k_2 \tau_{ЯЭУ} + k_3,$$

где $\tau_{ЯЭУ}$ – ресурс ЯЭУ; k_1, k_2, k_3 – некоторые эмпирические коэффициенты. При принятых исходных данных $k_1 = 1,23; k_2 = 0,3; k_3 = 4,4$. Погрешность определения стартовой массы

ММБ при помощи полученного эмпирического выражения относительно принятых исходных данных не превышает 2,5%.

Влияние грузоподъемности ракет-носителей на оптимальные параметры ЯЭУ, ЭРДУ и показатели эффективности ММБ. Полученные значения оптимальных параметров в широком диапазоне значений стартовой массы ММБ позволяют трансформировать их в зависимость оптимальных параметров ЯЭУ и ЭРДУ от грузоподъемности основной РН, доставляющей с помощью РБ на основе ЖРД модуль с полезным грузом на РБО, т.е. получить оптимальные значения параметров ЯЭУ и ЭРДУ при использовании конкретных РН.

На основе анализа энергетических возможностей РН «Протон-М» с РБ типа «Фрегат» для доставки ПГ на РБО и предположения о том, что перспективные средства выведения будут обладать не меньшей эффективностью, чем существующая РН, было принято, что грузоподъемность РН на РБО равна 85% от грузоподъемности на низкую околоземную орбиту вне зависимости от используемого РБ на основе ЖРД.

Расчетная программа для определения оптимальных параметров ЯЭУ, ЭРДУ и показателей эффективности ММБ была доработана в соответствии с использованием в качестве исходных данных грузоподъемности конкретных РН. Были получены оптимальные значения основных параметров ММБ при использовании существующей РН «Протон-М», перспективных РН «Ангара-А5» этого же класса, а также РН «Ангара-А7» более тяжелого класса с повышенной грузоподъемностью (на низкой орбите, равной 200 км, – 35 т, на РБО – 29–30 т), а также перспективной РН грузоподъемностью ~ 60 т на низкую околоземную орбиту (условно «РН-60»). Результаты расчета оптимальных параметров ММБ для обеспечения транспортных операций между околоземной и окололунной орбитами (ресурс ЯЭУ и ММБ – пять лет) для указанных РН представлены в табл. 1.

Применение РН более тяжелого класса, чем РН «Протон-М», повышает эффективность использования ММБ в программе обеспечения больших грузопотоков с околоземной на окололунную орбиту. Так, при увеличении грузоподъемности РН на РБО с 18–19 т (существующая РН «Протон-М») до 50–51 т (перспективная РН, рассчитанная на 60–65 т), оптимальная мощность термоэмиссионной ЯЭУ увеличивается с 0,8 до 1,7 МВт, удельный импульс снижается с 60,6 до 42,5 км/с и соответственно суммарная масса ПГ увеличивается в 3,9 раза, продолжительность рейса сокращается с 9 до 6 месяцев, масса ПГ за один рейс увеличивается с 9,7 до 26,3 т (в 2,7 раза).

Оптимальные параметры ЯЭУ, ЭРДУ и ММБ при использовании различных РН

Характеристики	«Протон-М»	«Ангара-А5»	«Ангара-А7»	«РН-60»
Грузоподъемность РН, т	22	24,5	35	60
Масса модуля ММБ на РБО, т	18,7	20,2	29,7	51
Стартовая масса ММБ, т	28,9	30,7	42,4	68,6
Оптимальная мощность ЯЭУ, МВт	0,8	0,8	1,1	1,7
Оптимальный удельный импульс, км/с	60,6	51,8	47,8	42,5
Оптимальная тяга ЭРДУ, Н	15	18	28	48
Масса ЯЭУ, т	8,7	8,9	10,5	13,4
Масса ЭРДУ («сухая»), т	1,3	1,5	2,2	3,6
Масса рабочего тела, т	7	8,6	12,3	21,3
Масса ПГ за один рейс, т	9,7	9,5	14,6	26,3
Суммарная масса ПГ, т	67,6	75,8	131,7	262,9
Продолжительность рейса, сут	275	239	211	189
Количество рейсов	7	8	9	10

Простые соотношения для проектных оценок ММБ на основе ЯЭРДУ

В результате аппроксимации большого массива данных по каждому из оптимизируемых параметров были получены следующие эмпирические формулы для проектных оценок характеристик ММБ с ресурсом пять лет от массы грузового модуля $m_{ГМ}$ (фактически, от грузоподъемности $m_{ПГ}^{PH} = m_{ГМ}/0,85$ существующих или перспективных тяжелых и сверхтяжелых РН):

$$\left\{ \begin{aligned} m_0 &= k_{11} m_{ГМ} + k_{12}; \\ N_{ЯЭУ}^{опт} &= k_{21} m_{ГМ} + k_{22}; \\ I_{уд}^{опт} &= k_{31} \ln(m_{ГМ}) + k_{32} (m_{ГМ})^{0,5} + k_{33}; \\ P_{ЭРДУ}^{опт} &= k_{41} m_{ГМ} + k_{42}; \\ T_p^{опт} &= k_{51} (m_{ГМ})^{-0,5} + k_{52} \exp(-m_{ГМ}) + k_{53}; \\ m_{ПГ} &= k_{61} m_{ГМ} + k_{62}; \\ m_{ПГ}^{сум} &= k_{71} m_{ГМ} + k_{72}, \end{aligned} \right.$$

где $N_{ЯЭУ}^{опт}$, $I_{уд}^{опт}$, $P_{ЭРДУ}^{опт}$, $T_p^{опт}$ – оптимальные мощность ЯЭУ, удельный импульс и тяга ЭРДУ, продолжительность рейса соответственно; $m_{ПГ}^{сум}$ – суммарная масса полезного груза; k_{ij} – некоторые эмпирические коэффициенты, значения которых следующие: $k_{11} = 1,3$ т; $k_{12} = 5$ т; $k_{21} = 55,5$ кВт/т; $k_{22} = 58,6$ кВт; $k_{31} = -23,4$ км/с; $k_{32} = 3,6$ км/(с·т^{0,5}); $k_{33} = 103,2$ км/с; $k_{41} = 1,8$ Н/т; $k_{42} = -5,2$ Н; $k_{51} = 552,9$ сут·т^{0,5}; $k_{52} = 35\ 985$ сут; $k_{53} = 35,8$ сут; $k_{61} = 0,5$; $k_{62} = -0,1$ т; $k_{71} = 8,3$; $k_{72} = -40,5$ т.

Влияние ресурса ЯЭУ на показатели эффективности ММБ

Влияние увеличения ресурса на итоговые технические показатели (суммарная масса ПГ на целевой орбите, оптимальная мощность ЯЭУ и др.) связано с увеличением удельной массы ЯЭУ из-за снижения энергонапряженности реактора (с увеличением габаритов активной зоны), увеличением толщины теневой радиационной защиты и дополнительным резервированием систем и агрегатов. На рис. 4 приведены значения суммарной массы ПГ на целевой орбите в зависимости от мощности ЯЭУ для значений ресурса ЯЭУ три, пять и десять лет соответственно (стартовая масса ММБ $m_0 = 33$ т).

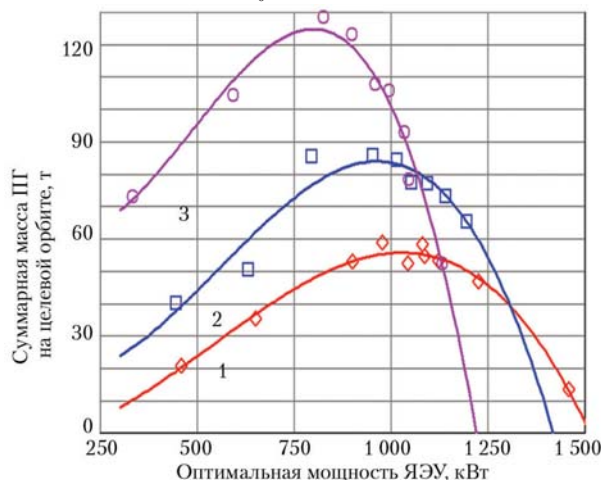


Рис. 4. Зависимость максимальной суммарной массы ПГ от мощности ЯЭУ при различных значениях ее ресурса: 1 – три года; 2 и 3 – пять и десять лет соответственно; о, □, ◇ – расчетные точки

Увеличение ресурса ЯЭУ, естественно, приведет к увеличению суммарной массы ПГ на целевой орбите. Однако с увеличением ресурса будет происходить увеличение массы ЯЭУ, вследствие чего масса ПГ на борту ММБ снижается. При неизменных энергетических параметрах и, следовательно, времени перелета, темпы увеличения суммарной массы ПГ на целевой орбите будут отставать от темпов увеличения ресурса ЯЭУ.

Обращает на себя внимание тот факт, что увеличение расчетного значения ресурса ЯЭУ с пяти до десяти лет (при этом вдвое увеличивается срок эксплуатации ММБ) в конечном итоге не приводит к двукратному увеличению суммарной массы ПГ, доставляемого на целевую орбиту ММБ (оно составляет примерно 50%).

Таким образом, увеличение ресурса ЯЭУ не приводит к ожидаемому эффекту увеличения суммарной массы ПГ, однако позволяет снизить оптимальное значение мощности ЯЭУ ММБ. Так, для стартовой массы ММБ, равной 33 т, увеличение ресурса ЯЭУ с пяти до десяти лет позволит уменьшить электрическую мощность ЯЭУ с 950–1 000 до 700–800 кВт. Примечательно, что снижение мощности при этом не приводит к уменьшению массы ЯЭУ, которая увеличивается с 9,6 т (пять лет) до 10,3 т (десять лет).

Оптимизация параметров ММБ при доставке неделимых грузов большой массы

В рамках программы освоения Луны актуальной задачей является построение лунной базы и формирование ее инфраструктуры из неделимых модулей. Это требует доставки на окололунную орбиту неделимых грузов большой массы (в соответствии с работой [1] — до 30 т). Рассмотрим задачу выведения таких тяжелых объектов на окололунную орбиту при помощи перспективной «РН-60», способной доставить на низкую околоземную орбиту 60–70 т.

Применение такой РН при оптимальных параметрах ММБ позволит доставлять на орбиту Луны за один рейс до 26 т. Изменение настроек силовых агрегатов ММБ (мощность ЯЭУ, удельный импульс и тяга ЭРДУ) даст возможность доставить за один рейс ПГ массой 30 т.

Введение ограничения по массе полезного груза позволит получить иной ряд оптимальных параметров ММБ, при которых на орбиту Луны за время эксплуатации буксира доставляется максимальная масса ПГ (с учетом введенного ограничения). Результаты расчета для ММБ при перелетах между околоземной и окололунной орбитами без ограничения по массе ПГ и с ограничением за один рейс приведены в табл. 2.

Таблица 2

Сравнительные параметры ММБ при перелетах между околоземной и окололунной орбитами без ограничения по массе ПГ за один рейс и с ограничением (30 т)

Характеристики	Оптимальные параметры	Значения при ограничениях по массе ПГ (30 т)	Значения при дополнительных ограничениях по мощности (1 МВт)
Грузоподъемность РН, т	60	60	60
Масса модуля ММБ на РБО, т	51	51	51
Стартовая масса ММБ, т	70,1	70,1	70,1
Оптимальная мощность ЯЭУ, МВт	1,65	1,65	1
Оптимальный удельный импульс, км/с	45,2	54,8	39
Оптимальная тяга ЭРДУ, Н	43	36	30
Масса ЯЭУ, т	15,6	15,6	11,8
Масса ЭРДУ («сухая»), т	3,5	3,1	3,1
Масса рабочего тела, т	20,9	17,2	22,5
Масса ПГ за один рейс, т	26	30	30
Суммарная масса ПГ, т	442	420,6	390,8
Продолжительность рейса, сут	219	263	284
Количество рейсов (при ресурсе 10 лет)	17	14	13

Доставка за один рейс буксиром с ЯЭРДУ полезного груза массой 30 т влечет за собой увеличение, по сравнению с оптимальными значениями, удельного импульса ЭРД до 54,8 км/с (на 21%) и продолжительности рейса на 1,5 месяца (на 20%). При этом снизится общее количество рейсов. Снижение суммарной массы ПГ незначительно — менее 5%.

Введение дополнительного ограничения по уровню мощности ЯЭУ, например в 1 МВт (вместо 1,65 МВт), приводит к снижению суммарной массы ПГ на 12% и уменьшению удельного импульса ЭРДУ на 16%. За счет увеличения продолжительности перелета снижается количество рейсов и, как следствие, количество пусков РН. Эти факторы (снижение мощности ЯЭУ и сокращение количества пусков РН), возможно, способны удешевить реализацию подобной программы.

Сравнение эффективности ММБ на основе ЯЭРДУ с эффективностью одноразовых буксиров на основе ЖРД

Решение обеспечения доставки на орбиту Луны ПГ с использованием РН класса «Протон-М» при годовом грузопотоке до 100 т/год с использованием одноразовых буксиров на основе ЖРД (РБ ДМ-03, РБ «Бриз-М») и ММБ на основе ЯЭРДУ показало, что в первом случае потребуется 60–70 пусков РН класса «Протон-М», а во втором — только 13 (рис. 5).

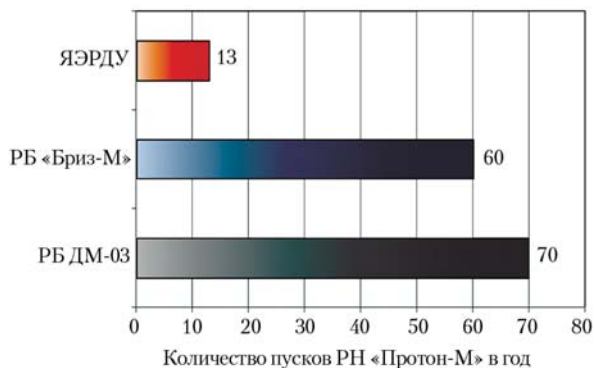


Рис. 5. Результаты анализа ежегодной потребности в РН для обеспечения годового грузопотока в пределах 100 т/год с околоземной на окололунную орбиту при использовании или ММБ, или РБ на основе ЖРД

Анализ влияния КПД ЭРДУ на показатели эффективности ММБ

Представляют интерес результаты, полученные при значении КПД ЭРДУ, равного 0,65. В то же время необходимо было исследовать влияние значения КПД ЭРДУ на оптимальные параметры ЯЭРДУ и эффективность многоразового межорбитального буксира.

Результаты расчета оптимальных параметров ММБ при изменении КПД ЭРДУ от 0,5 до 0,7 для стартовой массы ММБ, равной 33 т (РН класса «Протон-М»), приведены в табл. 3.

Таблица 3

Оптимальные параметры ММБ при различных значениях КПД ЭРДУ

Параметры	КПД ЭРДУ		
	0,5	0,65	0,7
Оптимальная мощность ЯЭУ, МВт	1	1	1
Удельный импульс, км/с	59,9	56,2	53,7
Тяга ЭРДУ, Н	14,6	20	22,8
Масса рабочего тела, т	8	8,5	8,9
Продолжительность перелета на окололунную орбиту, сут	208	151	132
Полная продолжительность рейса, сут	323	238	211
Количество рейсов	6	8	9
Масса ПГ за рейс, т	11,3	10,8	10,2
Суммарная масса ПГ, т	67,5	86,1	92

Данные табл. 3 свидетельствуют о том, что увеличение КПД приводит к уменьшению оптимального значения удельного импульса и к увеличению тяги ЭРДУ, что, в свою очередь, приводит к уменьшению массы ПГ, доставляемого за рейс. Однако за счет увеличения тяги сокращается продолжительность рейсов, что увеличивает их количество. В результате рост КПД приводит к увеличению суммарной массы ПГ, доставляемого ММБ в течение ресурса.

Следует отметить практически полную независимость оптимального уровня мощности ЯЭУ от КПД ЭРДУ.

Экономическая модель оценки эффективности использования ММБ на основе ЯЭРДУ

В общем виде полные затраты, связанные с разработкой, изготовлением и доставкой ПГ на целевую орбиту с помощью транспортной системы с использованием ММБ, могут быть представлены в виде [7]

$$C = C_{изг}^{ЭМ} + nC_{изг}^{ГМ} + C_{д}^{ЭМ} + nC_{д}^{ГМ} + C_{КИК}^{МБ} + nC^T, (*)$$

где $C_{изг}^{ЭМ}$ — стоимость изготовления энергетического модуля; $C_{изг}^{ГМ}$ — стоимость изготовления ГМ (за вычетом стоимости ПГ), фактически это стоимость изготовления ЭРДУ и ПАО; $C_{д}^{ЭМ}$, $C_{д}^{ГМ}$ — стоимости доставки энергетического и грузового модулей на опорную орбиту; $C_{КИК}^{МБ}$ — затраты на управление буксиром в полете; C^T — стоимость топлива; n — количество рейсов буксира за период эксплуатации, определяемый ресурсом ЯЭУ.

Выражение (*) позволяет оценить суммарные затраты на доставку ПГ на окололунную орбиту с использованием ММБ. Отметим, что, как и в работах [5, 8], рассматривается вариант дозаправки ММБ на околоземной стартовой орбите (800 км). Формула (*) освобождена от стоимостных оценок ПГ, поскольку в рамках создания и развития лунной базы предполагается транспортировка разных ПГ с существенно различающейся удельной стоимостью единицы массы.

Для интеграции описанной выше технической модели в экономическую слагаемые стоимости можно выразить через удельные стоимости и технические характеристики ММБ:

$$C_{изг}^{ЭМ} = k_{ЭМ} \overline{C}_{изг}^{ЯЭУ} N_{ЯЭУ};$$

$$C_{изг}^{ГМ} = C_{ПАО} + \overline{C}_{изг}^{ЭРДУ} \frac{N_{ЯЭУ}}{(1+k_{сн})};$$

$$C_{д}^{ГМ} = \overline{C}_{д}^{РН} m_{ГМ}; \quad C_{д}^{ЭМ} = \overline{C}_{д}^{РН} m_{ЭМ};$$

$$C_{КИК}^{МБ} = \overline{C}_{КИК}^{МБ} \tau_{ЯЭУ}; \quad C^T = \overline{C}^T m_T,$$

где $\overline{C}_{изг}^{ЯЭУ}$ – удельная стоимость изготов-

ления ЯЭУ; $\overline{C}_{изг}^{ЭРДУ}$ – удельная стоимость изготовления ЭРДУ (без рабочего тела); $C_{ПАО}$ – стоимость изготовления приборно-агрегатного

отсека; $\overline{C}_{д}^{РН}$ – удельная стоимость выведения груза на РБО (будет отличаться для различ-

ных РН); $\overline{C}_{КИК}^{МБ}$ – удельная стоимость работы командно-измерительного комплекса (КИК) в

процессе управления буксира; \overline{C}^T – удельная стоимость рабочего тела; $k_{ЭМ}$ – коэффициент, определяющий соотношение между стоимостью изготовления ЯЭУ и энергетического модуля, включающего также, помимо ЯЭУ, систему отведения ЯЭУ от ЭРДУ и систему стыковки (значение $k_{ЭМ}$ может быть принято в пределах 1,1...1,15); $m_{ЭМ}$ – масса энергетического модуля.

В связи с различием информации о стоимости пусков эксплуатируемых РН было выполнено усреднение стоимости пусков [7]. С учетом допущений по грузоподъемности РН на орбиту высотой 800 км (85% от грузоподъемности на низкую опорную орбиту) и стоимости РБ для довыведения груза на эту орбиту (20% от стоимости пуска РН) была получена зависимость удельной стоимости выведения груза с поверхности Земли (с космодрома Байконур) на орбиту высотой 800 км от массы ГМ на этой орбите (рис. 6).

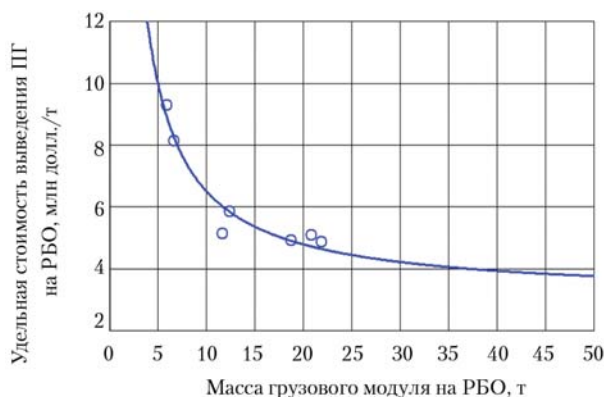


Рис. 6. Зависимость удельной стоимости выведения ПГ на орбиту высотой 800 км от массы грузового модуля: о – расчетные точки усредненных значений

Введение принятых допущений позволяет пролонгировать имеющиеся данные о стоимости выведения ПГ на низкую орбиту в направлении расширения диапазона выводимых масс и увеличения высоты орбиты и получить следующую эмпирическую формулу для удельной стоимости выведения:

$$\overline{C}_{д}^{РН} = 34,1 \frac{1}{m_{ПГ}^{РН}} + 3,1.$$

Разработка и эксплуатация многоразовой транспортной космической системы (МТКС) является масштабным и длительным проектом и предполагает регулярные затраты не только на управление транспортными КА, но и на производство отсеков ЭРДУ, их заправку рабочим телом, выведение ГМ.

Продолжительность эксплуатации ММБ и интервалы между рейсами предполагают проведение работ по созданию ГМ (в части изготовления отсеков ЭРДУ) в различные временные периоды, что обуславливает различия в стоимости изготовления отсеков из-за инфляции.

Удельная стоимость доставки единицы массы ПГ с поверхности Земли на орбиту назначения (окололунную орбиту) с учетом капитальных затрат и фактора времени определяется выражением:

$$\overline{C}_{\Sigma} = \frac{C + \frac{1}{n_{МБ}} (E_{п} \tau_{ЯЭУ}) K (1+E)^{(\tau_0 + \tau_k)}}{m_{ПГ}^{СМ}},$$

где

$$C = C_{изг}^{ЭМ} (1+E)^{(\tau_0 + \tau_{изг}^{ЭМ})} + C_{д}^{ЭМ} (1+E)^{\tau_0} +$$

$$+ \sum_{i=1}^n \left[C_{изг}^{ГМ} (1+E)^{(\tau_0 + (i-1)T_p + \tau_{изг}^{ГМ})} + \right.$$

$$+ \left. \sum_{i=1}^n \left[C_{д}^{ГМ} (1+E)^{(\tau_0 + (i-1)T_p)} + \right. \right.$$

$$\left. \left. + \sum_{i=1}^n \left[C^T (1+E)^{(i-1)T_p} + C_{КИК}^{МБ} (1+E)^{(\tau_0 + \frac{1}{2} \tau_{ЯЭУ})} \right]; \right.$$

E_H — нормативный коэффициент сравнительной эффективности капитальных затрат, который может быть принят равным 0,15; E — норма приведения, которая может быть принята равной 0,03–0,05 (для цен в долларах); K — требуемые капитальные затраты, включая расходы на проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР); τ_0 — временной интервал до старта ММБ; $\tau_{изг}^{ЭМ}$, $\tau_{изг}^{ГМ}$ — интервалы времени между точкой приложения затрат на изготовление энергетического и грузового модулей соответственно и их стартом в составе ММБ; τ_K — интервал времени между точкой приложения капитальных затрат и стартом первого ММБ; $n_{МБ}$ — количество буксиров (энергетических модулей) в серии (для заданного годового грузопотока).

Капитальные (первоначальные) затраты K учитывались в размере десяти- и двадцатикратной стоимости ЯЭУ с увеличением стоимости отработки при необходимости повышения ресурса ЯЭУ.

Таким образом, приведенная экономико-математическая модель представляет собой сумму всех затрат, связанных с разработкой, изготовлением, развертыванием и эксплуатацией ММБ, отнесенных к суммарной массе ПГ, доставляемого на целевую орбиту (у Луны) за весь срок эксплуатации ММБ. В уравнениях увязаны показатели, характеризующие массовые и мощностные характеристики ММБ, параметры целевой орбиты с технико-экономическими показателями ММБ, что позволяет на ранних стадиях проектирования для заданных характеристик ММБ оценить экономическую эффективность.

Удельная стоимость доставки полезного груза с Земли на целевую орбиту

С помощью описанной модели выполнен анализ удельной стоимости доставки ПГ на окололунную орбиту с помощью ММБ с учетом и без учета капитальных затрат и затрат на НИОКР по ЯЭУ с приведением к текущему моменту времени. Графики зависимости удельной стоимости доставки от стартовой массы ММБ на орбите 800 км представлены на рис. 7. Отметим, что наблюдаемые «колебания» значений удельной стоимости в зависимости от стартовой массы ММБ связаны с тем, что учитывались целочисленное количество рейсов и количество находящихся в эксплуатации ММБ, необходимых для обеспечения заданного годового грузопотока (100 т/год).

С учетом оценки перспектив создания рассматриваемого ММБ (не менее 10 лет), в качестве примера был проведен расчет затрат

на момент запуска первого ММБ в 2025 году. Тем не менее при расчетах принимался пессимистический вариант применения ММБ с использованием средств выведения, обладающих характеристиками существующих в настоящее время РН «Протон-М», а также разрабатываемой РН «Ангара-А5».

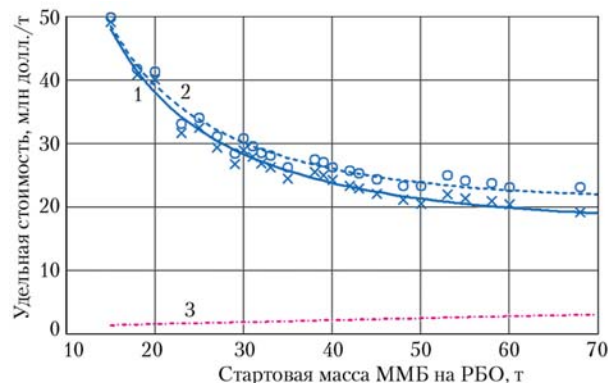


Рис. 7. Зависимость удельной стоимости доставки ПГ на окололунную орбиту от стартовой массы ММБ на РБО высотой 800 км: 1 — без учета капитальных затрат, затрат на НИОКР и организацию производства; 2 — с учетом капитальных затрат, затрат на НИОКР и организацию производства; 3 — удельные капитальные затраты, затраты на НИОКР и организацию производства; о, x — расчетные точки

Удельная стоимость доставки полезного груза с Земли на орбиту Луны в зависимости от мощности ЯЭУ. Поскольку основным параметром буксира является мощность ЯЭУ, была определена также зависимость удельной стоимости доставки ПГ на окололунную орбиту $C_{уд}$ от мощности ЯЭУ (рис. 8). Вертикальными линиями обозначены рассматриваемые характеристики для разных РН.

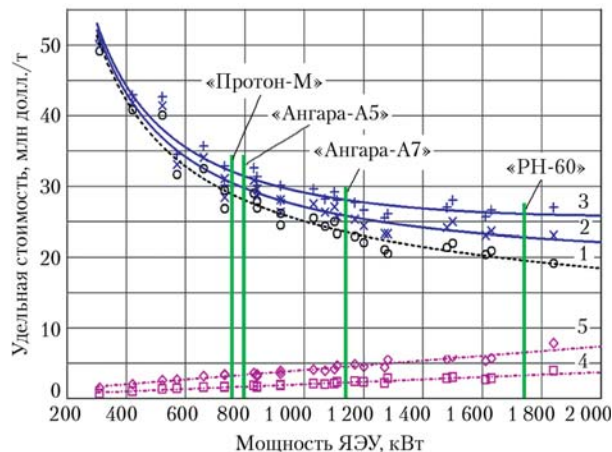


Рис. 8. Зависимость удельной стоимости доставки полезного груза с Земли на окололунную орбиту от мощности ЯЭУ: 1 — удельная стоимость без учета затрат на НИОКР и капитальных затрат; 2, 3 — полная удельная стоимость доставки при уровне затрат на НИОКР и капитальных затрат, равном десяти- и двадцатикратной стоимости изготовления ЯЭУ соответственно; 4, 5 — удельные затраты на НИОКР и капитальные затраты при десяти- и двадцатикратной стоимости изготовления ЯЭУ соответственно; о, x, +, □, ◇ — расчетные точки

Таблица 4

Расчетные значения с погрешностью примерно 10% могут быть аппроксимированы функцией вида

$$C_{уд}(N_{ЯЭУ}) = b_1 \frac{1}{N_{ЯЭУ}} + b_2 N_{ЯЭУ} + b_3,$$

где b_i — эмпирические коэффициенты, значения которых определяются в зависимости от исходных данных. При создании ММБ на основе ЯЭРДУ типа «Геркулес» с термоэмиссионной ЯЭУ для b_i получены следующие значения: $b_1 = 10,9$ (МВт×тыс. долл.)/кг; $b_2 = 0,6$ тыс. долл./ (кг×МВт); $b_3 = 15,6$ тыс. долл./кг.

Таким образом, увеличение оптимального уровня мощности примерно с 1 МВт (РН «Протон-М») до 1,8-2 МВт (если увеличить грузоподъемность РН) при выбранных исходных данных и допущениях приводит к заметному снижению удельной стоимости транспортировки ПГ с Земли на окололунную орбиту. Удельная стоимость при этом снизится с примерно с 30 до 22–26 тыс. долл./кг в зависимости от капитальных затрат и затрат на НИОКР. Дальнейшее увеличение уровня мощности вряд ли целесообразно.

Составляющие затрат на транспортировку полезного груза. Разработанная модель позволяет оценить затраты на основные элементы ММБ: создание ЯЭУ, ЭРДУ, на доставку модулей ММБ на монтажную орбиту, на услуги контрольно-измерительного комплекса (управление полетом и контроль), на закупку рабочего тела (ксенона), а также расходы на разработку и испытания (НИОКР) и капитальные затраты на создание необходимой инфраструктуры производственных и исследовательских комплексов.

В табл. 4 показана структура затрат на один ММБ, снаряженный на один рейс (без учета капитальных затрат и затрат на НИОКР); на создание единичного ММБ и его эксплуатацию в течение срока, определяемого ресурсом ЯЭУ; на создание и эксплуатацию флота из восьми ММБ, обеспечивающих годовой грузопоток в размере 100 т/год при использовании РН «Протон-М».

Результаты выполненных исследований показали, что при принятых исходных данных затраты на средства выведения (РН+РБ) составляют ~50% в структуре затрат на осуществление единичного полета буксира на окололунную орбиту и обратно (без учета капитальных затрат и затрат на НИОКР) и возрастают до 58% в структуре затрат на создание транспортной системы из восьми буксиров, обеспечивающей грузопоток на окололунную орбиту 100 т/год (500 т в течение пяти лет).

Структура затрат (в процентах) на транспортную систему на основе ММБ с ЯЭРДУ

Структура затрат	Единичный рейс одного ММБ	Эксплуатация одного ММБ в течение 5 лет	Эксплуатация флота из восьми ММБ в течение 5 лет
Ядерная энергетическая установка	36	6	9
Электроракетная двигательная установка	12	16	22
Средства выведения (РН + РБ на основе ЖРД)	50	41	58
Контрольно-измерительный комплекс	1	1	2
Рабочее тело	1	2	3
НИОКР (разработка и проектирование)	—	34	6

Стоимость производства ЯЭУ, составляя до 36% стоимости одного ММБ, снижается до 9% в структуре затрат на создание транспортной системы из восьми ММБ. Затраты на рабочее тело даже при использовании дорогого ксенона незначительны — 1–3%.

Таким образом, применительно к перспективным задачам обеспечения больших грузопотоков с использованием небольшого флота ММБ на основе ЯЭРДУ типа «Геркулес» относительная стоимость затрат на изготовление ЯЭУ (с учетом затрат на разработку) невелика и не превышает 10%. Дальнейшее снижение стоимости доставки ПГ на целевую орбиту может быть достигнуто:

- созданием более эффективных и дешевых средств выведения (РН и РБ на основе жидкостных ракетных двигателей);
- работами с целью снижения стоимости создания ЭРДУ (применительно к ММБ), в том числе разработкой систем, обеспечивающих возможность многократного использования приборно-агрегатных отсеков ЭРДУ с проведением регламентных работ на монтажных орбитах со сменой тяговых модулей с ЭРД, а также с орбитальной дозаправкой ММБ рабочим телом.

Сравнение удельных стоимостей доставки ПГ ММБ и буксиром на основе ЖРД. Для сравнения экономической эффективности транспортных систем рассчитана удельная стоимость доставки ПГ с помощью РБ на основе ЖРД. Стоимость РБ принималась в пределах 15% от стоимости пуска РН «Протон-М». Стоимость выведения ПГ

на РБО с помощью РН «Протон-М» с учетом принятых допущений оценивается около 85 млн долл. Удельная стоимость доставки ПГ на окололунную орбиту с помощью РБ на основе ЖРД составила 51,9 тыс. долл/кг, что в 2,6 раза выше удельной стоимости доставки при помощи ММБ с ЯЭРДУ.

Выводы

Таким образом, в космических транспортных задачах обеспечения больших грузопотоков более высокой технической и экономической эффективностью, чем при использовании РБ на основе ЖРД, будут обладать ММБ типа «Геркулес» на основе термоэмиссионных ЯЭУ. При прочих равных условиях применение ММБ обеспечивает: доставку «неделимого» груза в два–три раза большей массы; снижение удельной стоимости в два и более раз; сокращение в четыре–семь раз количества пусков РН при одной и той же суммарной массе ПГ. Эффективность использования ММБ повышается при увеличении грузоподъемности единичной РН с 20 до 60–70 т.

Примерно такую же эффективность ММБ на основе ЯЭРДУ следует ожидать при обеспечении больших грузопотоков на геостационарную орбиту, точки Лагранжа системы Земля–Луна.

Список литературы

1. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под науч. ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК «Энергия», 2011.
2. Синявский В.В. О работах РКК «Энергия» имени С.П.Королева в области создания ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок большой мощности // Сб. Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П. Коро-

лева. Сер. 12. Вып. 1–2. Королев: РКК «Энергия», 2007. С. 8–19.

3. Семенов Ю.П., Романов С.Ю., Соколов Б.А. и др. Результаты работ РКК «Энергия» по ядерным энергетическим и электроракетным двигательным установкам для решения транспортно-энергетических задач в космосе // Сб. Ядерная энергетика в космосе. М.: Изд-во НИКИЭТ, 2005. Т. 1. С. 52–67.

4. Агеев В.П., Баканов Ю.А., Елфимов Ф.И. и др. Электроракетная двигательная установка мощностью 150 кВт для космического буксира // Сб. Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П.Королева. Сер. 12. Вып. 2–3. Королев: РКК «Энергия», 1996. С. 237–250.

5. Косенко А.Б., Синявский В.В. Оптимизация параметров многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной двигательной установкой // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 3. С. 140–152.

6. Евдокимов Р.А., Синявский В.В., Соколов Б.А. О выборе удельного импульса электроракетной двигательной установки и влиянии его величины на эффективность выполнения транспортных операций в космосе // Сб. Ядерная энергетика в космосе. М.: Изд-во НИКИЭТ, 2005. Т. 2. С. 198–211.

7. Косенко А.Б., Синявский В.В. Экономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки при обеспечении больших грузопотоков между орбитами Земли и Луны // Сб. Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П. Королева. Сер. 12. Вып. 3. Королев: РКК «Энергия», 2009. С. 49–70.

8. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Легостаев В.П. и др. Электроракетный транспортный аппарат для обеспечения больших грузопотоков в космосе // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 118–123.

Статья поступила в редакцию 23.04.2013 г.