

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ  
ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ  
МНОГОРАЗОВЫХ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ БУКСИРОВ  
С ЯДЕРНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ  
И ОДНОРАЗОВЫХ ХИМИЧЕСКИХ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ  
В ТРАНСПОРТНЫХ ОПЕРАЦИЯХ ПО ДОСТАВКЕ  
ПОЛЕЗНЫХ ГРУЗОВ НА ОКОЛОЛУННУЮ ОРБИТУ**

© 2016 г. Кувшинова Е.Ю., Акимов В.Н., Архангельский Н.И., Нестеров В.М.

ГНЦ РФ–ФГУП «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша» (Центр Келдыша)  
Ул. Онежская, 8, г. Москва, Российская Федерация, 125438, e-mail: kerc@elnet.msk.ru

*Предлагается подход к определению эффективности транспортной системы на базе многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной двигательной установкой большой мощности, который заключается в использовании нового критерия, определяющего условия максимальной эффективности применения многоразового межорбитального буксира. Предлагаемый критерий представляет собой разницу в затратах на программу полетов, выполняемую транспортной системой на базе многоразового межорбитального буксира и альтернативной ей транспортной системой на базе химических разгонных блоков с жидкостными ракетными двигателями при одинаковой суммарной массе полезного груза, доставленного на целевую орбиту. Эффективность применения нового критерия проиллюстрирована на примере решения задачи по доставке полезных грузов на низкую окололунную орбиту и выбора проектных параметров энергодвигательной установки многоразового межорбитального буксира.*

**Ключевые слова:** многоразовый межорбитальный буксир, ядерная энергоустановка, электроракетная двигательная установка, ядерная электроракетная двигательная установка.

**A COMPARATIVE ANALYSIS OF TECHNICAL  
AND ECONOMIC EFFICIENCY OF USING REUSABLE ORBITAL  
TRANSFER VEHICLES WITH NUCLEAR ELECTRICAL  
PROPULSION SYSTEM AND EXPENDABLE  
CHEMICAL-PROPULSION UPPER STAGES  
IN TRANSPORTATION OPERATIONS TO DELIVER  
PAYLOADS INTO LUNAR ORBIT**

Kuvshinova E.Yu., Akimov V.N., Arkhangelskiy N.I., Nesterov V.M.

*The State Scientific Centre of Russian Federation – Federal State Unitary Enterprise  
Research Centre named after M.V. Keldysh (Keldysh Research Centre)  
8 Onezhskaya str., Moscow, 125438, Russian Federation, e-mail: kerc@elnet.msk.ru*

*An approach is proposed for determining the efficiency of a transportation system based on a reusable orbital transfer vehicle with high-power nuclear propulsion system, which consists in using a new criterion defining the conditions for maximum efficiency of using the reusable orbital transfer vehicle. The proposed criterion is the difference between the costs of the program of missions carried out by a transportation system based on the reusable orbital transfer vehicle*

*and by an alternative transportation system based on chemical-propulsion upper stages with liquid-propellant engines at the same total mass of payloads delivered into the target orbit. The effectiveness of applying the new criterion is illustrated using as an example the problem of payload delivery in lunar orbit and selection of design parameters for the power and propulsion system of the reusable orbital transfer vehicle.*

**Key words:** reusable orbiter transfer vehicle, nuclear power system, electric propulsion system, nuclear electric propulsion system.



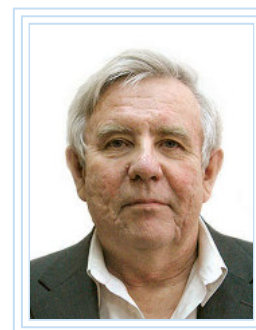
КУВШИНОВА Е.Ю.



АКИМОВ В.Н.



АРХАНГЕЛЬСКИЙ Н.И.



НЕСТЕРОВ В.М.

КУВШИНОВА Екатерина Юрьевна — кандидат технических наук, старший научный сотрудник Центра Келдыша, e-mail: [kerc@elnet.msk.ru](mailto:kerc@elnet.msk.ru)

KUVSHINOVA Ekaterina Yur'evna — Candidate of Science (Engineering), Senior research scientist at Keldysh Research Centre, e-mail: [kerc@elnet.msk.ru](mailto:kerc@elnet.msk.ru)

АКИМОВ Владимир Николаевич — начальник отдела Центра Келдыша, e-mail: [kerc@elnet.msk.ru](mailto:kerc@elnet.msk.ru)

AKIMOV Vladimir Nikolaevich — Head of Department at Keldysh Research Centre, e-mail: [kerc@elnet.msk.ru](mailto:kerc@elnet.msk.ru)

АРХАНГЕЛЬСКИЙ Николай Иванович — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник Центра Келдыша, e-mail: [kerc@elnet.msk.ru](mailto:kerc@elnet.msk.ru)

ARKHANGELSKIY Nikolay Ivanovich — Candidate of Science (Engineering), Lead research scientist at Keldysh Research Centre, e-mail: [kerc@elnet.msk.ru](mailto:kerc@elnet.msk.ru)

НЕСТЕРОВ Владимир Михайлович — кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заместитель начальника отдела Центра Келдыша, e-mail: [kerc@elnet.msk.ru](mailto:kerc@elnet.msk.ru)

NESTEROV Vladimir Mikhaylovich — Candidate of Science (Engineering), Senior research scientist, Deputy Head of Department at Keldysh Research Centre, e-mail: [kerc@elnet.msk.ru](mailto:kerc@elnet.msk.ru)

Одним из приоритетных направлений космической деятельности России на период до 2030 г. и дальнейшую перспективу является освоение Луны с созданием на ней постоянно действующей обитаемой лунной базы [1, 2].

Для строительства лунной базы необходимо обеспечить большие грузопотоки на окололунную орбиту, что потребует создания и введения в эксплуатацию принципиально новых эффективных средств межорбитальной транспортировки — многоразовых межорбитальных буксиров (ММБ) на базе ядерной электроракетной двигательной установки (ЯЭРДУ). В состав ЯЭРДУ в качестве источника электроэнергии входит ядерная энергоустановка (ЯЭУ) большой мощности,

а в качестве двигательной установки — электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) с удельным импульсом тяги, более чем на порядок превышающим удельные импульсы тяги современных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).

Транспортная система кроме ММБ включает в свой состав одноразовые ракеты-носители (РН) и вспомогательные разгонные блоки (РБ) для довыведения составляющих ММБ с низкой околоземной орбиты (НОО) на стартовую радиационно безопасную орбиту (РБО) высотой не менее 800 км.

В качестве возможной альтернативной транспортной системы рассматривается одноразовая транспортная система, создаваемая на базе РН и РБ.

Многоразовость использования ММБ определяет его модульное построение. ММБ включает в свой состав многоразовый основной и одноразовый сменный модули. Основной модуль (ОМ) состоит из энергодвигательной установки, приборно-агрегатного отсека и системы несущих ферм. Сменный модуль (СМ) состоит из приборно-агрегатного отсека, системы хранения и подачи рабочего тела ЭРДУ, а также включает в свой состав полезный груз (ПГ) и запас рабочего тела, необходимого для перелета ММБ с околоземной на окололунную орбиту и обратно.

Схема функционирования транспортной системы на основе ММБ с ЯЭРДУ в транспортных операциях «околоземная орбита – окололунная орбита – околоземная орбита» представлена на рис. 1.

Основной модуль вместе со вспомогательным РБ перед первым рейсом ММБ доставляется РН на НОО. Затем ОМ доводится вспомогательным РБ до стартовой РБО, где проводится отделение РБ от ОМ, с последующим затоплением РБ в мировом океане. Сменные модули доставляются на РБО с помощью РН и вспомогательного РБ перед каждым рейсом ММБ. После доставки ОМ и СМ на РБО производится их стыковка, тестирование всех систем, запуск ЯЭУ, и осуществляется перелет ММБ с РБО на окололунную орбиту. Здесь СМ, содержащий ПГ, отделяется от ОМ, который возвращается

обратно на РБО за очередным СМ с ПГ. Цикл транспортных операций ММБ «околоземная орбита – окололунная орбита – околоземная орбита» повторяется несколько раз в течение срока активного существования (САС) ММБ, который определяется ресурсом ЯЭРДУ. По исчерпанию ресурса ЯЭРДУ ММБ переводится на орбиту захоронения. По данным ряда исследований (например, [3]) прогнозируемый ресурс ионных ЭРД с ионно-оптической системой из углеродных материалов – не менее 100 000 ч.

### Выбор критерия эффективности

Начальный этап проектирования любой новой транспортной системы, в т. ч. и на основе ММБ с ЯЭРДУ, предполагает проведение системных исследований по выбору оптимальных проектных параметров энергодвигательной установки, обеспечивающих наиболее эффективное выполнение поставленной транспортной задачи. При исследовании транспортных систем используют ряд показателей (критериев) энергомассовой и стоимостной эффективности [4–6]. К числу таких критериев относятся:

- максимальная масса ПГ, доставленного на окололунную орбиту за САС ММБ ( $\max m_{\text{ПГ}}^{\text{САС}}$ );
- заданная масса ПГ, доставленного на окололунную орбиту за рейс ММБ;

### ЛУНА

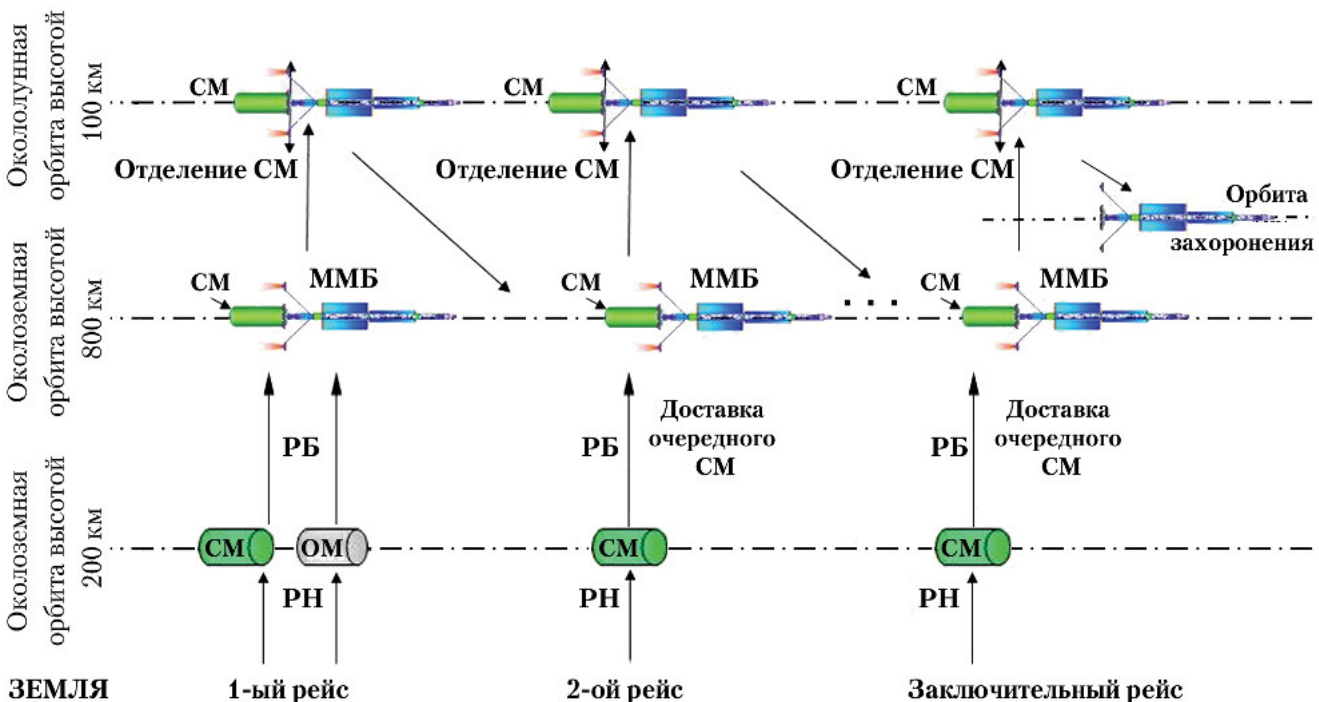


Рис. 1. Схема функционирования многоразовой транспортной системы на основе ММБ с ЯЭРДУ

Примечание. ОМ – основной модуль; СМ – сменный модуль с полезным грузом.

- заданный грузопоток в год;
- минимальная удельная стоимость ( $\min C_{уд}$ ) доставки ПГ на окололунную орбиту (отношение суммарных затрат на выполнение транспортных операций за САС ММБ к суммарной доставленной на окололунную орбиту массе ПГ).

Применительно к решению транспортной задачи по доставке ПГ на окололунную орбиту особенность предлагаемого подхода к определению эффективности транспортной системы на основе ММБ заключается в определении ожидаемого максимального экономического эффекта от использования ММБ по сравнению с транспортной системой на основе одноразовых РБ с ЖРД и условий его реализации (определение оптимальных проектных параметров ЯЭРДУ). Поэтому для оценки ожидаемого максимального экономического эффекта от использования ММБ по сравнению с одноразовыми РБ был предложен критерий сравнительной экономической эффективности  $\Delta C_{\Sigma}$ , определяемый разницей в стоимостях программ, выполняемых транспортными системами: ММБ с ЯЭРДУ ( $C_{\Sigma}^{ММБ}$ ) и РБ на основе ЖРД ( $C_{\Sigma}^{РБ}$ ), при одинаковой суммарной массе ПГ, доставленного на окололунную орбиту.

Общий вид критерия сравнительной экономической эффективности  $\Delta C_{\Sigma}$  применительно к решению задачи доставки ПГ на окололунную орбиту следующий:

$$\Delta C_{\Sigma} = C_{\Sigma}^{РБ} - C_{\Sigma}^{ММБ},$$

где  $C_{\Sigma}^{РБ} = (C_{РН} + C_{РБ})_{|m_{ПГ}^{РБ} = m_{ПГ}^{САС}}$ ;  $C_{РН}$  — затраты на выведение на НОО;  $C_{РБ}$  — затраты на транспортировку ПГ с НОО на окололунную орбиту высотой 100 км с помощью РБ на базе ЖРД;

$$C_{\Sigma}^{ММБ} = (C_{РН}^{ОМ} + C_{РБ}^{ОМ} + C_{изг}^{ОМ}) + n(C_{РН}^{СМ} + C_{РБ}^{СМ} + C_{РТ,уд} m_{РТ} + C_{изг,уд}^{ПАО,СМ} m_{ПАО}^{СМ}) + C_{обсл,уд} T_p n;$$

$$C_{изг}^{ОМ} = C_{изг,уд}^{ЯЭУ} N_{ЯЭУ} + C_{изг,уд}^{ЭРДУ} \eta_{СПУ} N_{ЯЭУ} + C_{изг,уд}^{ПАО,ОМ} m_{ПАО}^{ОМ} + C_{изг,уд}^{СНФ} m_{СНФ},$$

где  $C_{РН}^{ОМ}$ ,  $C_{РБ}^{СМ}$  — затраты на выведение ОМ и СМ на НОО;  $C_{РБ}^{ОМ}$ ,  $C_{РБ}^{СМ}$  — затраты на довыведение ОМ и СМ с НОО на РБО;  $C_{изг}^{ОМ}$  — стоимость изготовления основного модуля с ЯЭРДУ;  $C_{изг,уд}^{ЯЭУ}$ ,  $C_{изг,уд}^{ЭРДУ}$ ,  $C_{изг,уд}^{ПАО,ОМ}$ ,  $C_{изг,уд}^{СНФ}$  — удельные стоимости изготовления ЯЭУ, ЭРДУ с системой преобразования и управления, приборно-агрегатного отсека ОМ,

системы несущих ферм;  $N_{ЯЭУ}$  — электрическая мощность ЯЭУ;  $\eta_{СПУ}$  — коэффициент, учитывающий долю мощности, которая подается на ЭРДУ от мощности выдаваемой ЯЭУ;  $m_{ПАО}^{ОМ}$  — масса приборно-агрегатного отсека ОМ;  $m_{СНФ}$  — масса системы несущих ферм;  $C_{РТ,уд}$  — удельная стоимость рабочего тела с системой хранения и подачи рабочего тела ЭРДУ;  $m_{РТ}$  — масса рабочего тела;  $C_{изг,уд}^{ПАО,СМ}$  — удельная стоимость приборно-агрегатного отсека СМ с системой стыковки;  $m_{ПАО}^{СМ}$  — масса приборно-агрегатного отсека СМ с системой стыковки;  $C_{обсл,уд}$  — удельная стоимость работы управляющего комплекса в процессе управления ММБ;  $T_p$  — продолжительность транспортной операции ММБ «околоземная орбита – окололунная орбита – околоземная орбита»;  $n$  — количество транспортных операций (рейсов) за САС ММБ.

Затраты на опытно-конструкторскую разработку ЯЭРДУ в данной работе не учитывались, поскольку ЯЭРДУ может применяться в составе КА различного целевого назначения, в т. ч. и в составе ММБ.

Процесс оптимизации параметров ЯЭРДУ в составе ММБ заключался в определении сочетания искомым параметров  $\{I_{ЭРДУ}, N_{ЭРДУ}\}$ , обеспечивающих экстремум принятому критерию эффективности ( $\max m_{ПГ}^{САС}$ ,  $\max \Delta C_{\Sigma}$ ,  $\min C_{уд}$ ) при использовании полученной оценки величины характеристической скорости, необходимой на перелет, принятых исходных данных, соблюдении наложенных ограничений (на массу модулей ММБ, определяемую грузоподъемностью РН, на срок активного существования ММБ, определяемый ресурсом ЯЭРДУ) и допущений (постоянство тяги и удельного импульса тяги ЭРДУ в процессе транспортной операции, равенство величины набора характеристической скорости перелета по маршруту «околоземная орбита – окололунная орбита» и по маршруту «окололунная орбита – околоземная орбита»).

Необходимо отметить, что при решении оптимизационных задач с использованием предлагаемого критерия сравнительной экономической эффективности транспортных систем на основе ММБ можно определить не только максимальную величину ожидаемого экономического эффекта от его применения, но и оптимальные проектные параметры ММБ с ЯЭРДУ (массу ПГ, доставленного на окололунную орбиту в одном рейсе, суммарный грузопоток на окололунную орбиту за САС ММБ, продолжительность рейса, удельный импульс тяги ЭРДУ, электрическую мощность ЯЭУ).

**Определение оптимальных (рациональных) параметров ЯЭРДУ ММБ в транспортных операциях по доставке ПГ на окололунную орбиту**

Проведено сравнение транспортной системы доставки ПГ на окололунную орбиту с помощью ММБ с альтернативной (традиционной) системой на базе химических РБ. Для альтернативной транспортной системы при использовании тяжелых ракет-носителей грузоподъемностью на НОО 37,5...50 т в комплексе с одноразовыми РБ на базе ЖРД при транспортировке ПГ на окололунную орбиту рассматривалась двухпусковая схема. *Первым пуском* РН на НОО ( $H_{кр} = 200$  км,  $i = 51,7^\circ$ ) выводится ПГ с РБ на топливе АТ+НДМГ (РБ2), *вторым пуском* носителя – кислородно-водородный разгонный блок (РБ1). После стыковки связки ПГ+РБ2 и РБ1 на НОО включениями маршевой ДУ блока РБ1 комплекс выводится на промежуточную эллиптическую орбиту, где блок РБ1 отделяется, а блок РБ2 доводит ПГ на отлетную к Луне траекторию. Для варианта выполнения грузовых лунных миссий на базе средств выведения сверхтяжелого класса грузоподъемностью 80 т доставка ПГ на окололунную орбиту выполняется по однопусковой схеме.

Принятые в расчетах оценки массовых и стоимостных показателей РН и РБ представлены в табл. 1.

Таблица 1

**Оценки массовых и стоимостных показателей РН и РБ**

	На низкой опорной орбите		
$m_{ПГ}^{РН}$ , т	37,5	50,0	80,0
$C_{РН}$ , млрд руб.	4,5	5,0	10,0
Схема выведения	Двухпусковая: 1-ый пуск – РБ1; 2-ой пуск – РБ2+ПГ		Однопусковая: РБ+ПГ
	На окололунной орбите для альтернативной системы на основе РБ		
$m_{ПГ}^{РБ}$ , т	19,5	26,5	23,0
$C_{РБ}$ , млрд руб.	1,9*	2,1*	2,3**
$C_{уд}^{РБ}$ , тыс. руб./кг	~560	~450	~530

*Примечание.*  $m_{ПГ}^{РН}$  – масса ПГ, выводимая РН на НОО;  $C_{РН}$  – затраты на выведение на НОО;  $m_{ПГ}^{РБ}$  – масса ПГ, доставляемого на окололунную орбиту кислородно-водородным РБ;  $C_{РБ}$  – затраты на транспортировку ПГ с НОО на окололунную орбиту РБ;  $C_{уд}^{РБ}$  – удельная стоимость доставки ПГ на окололунную орбиту с помощью РБ; \* – затраты на РБ1+РБ2; \*\* – затраты на РБ.

При оценке стоимости пуска РН в качестве базовой величины использовались данные по стоимости пуска РН «Ангара-А5» в условиях серийного производства [7] с экстраполяцией этих данных на РН большей грузоподъемности (типа РН «Ангара-А5В» и «Ангара-А7В» грузоподъемностью 37,5 и 50,0 т, соответственно, и РН сверхтяжелого класса первого этапа грузоподъемностью 80 т на НОО).

Стоимость вспомогательного РБ (типа «Фрегат») для выведения модулей ММБ с НОО на РБО оценивалась на уровне ~500 млн руб.

Принятые в расчетах оценки массы ОМ для уровня удельной массы ЯЭУ среднесрочной перспективы и стоимости изготовления ОМ в зависимости от электрической мощности ЯЭУ приведены на рис. 2 и 3, соответственно.

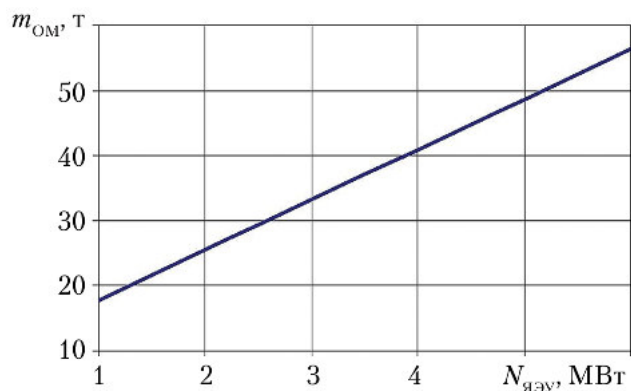


Рис. 2. Масса ОМ в зависимости от мощности ЯЭУ для уровня удельной массы ЯЭУ среднесрочной перспективы

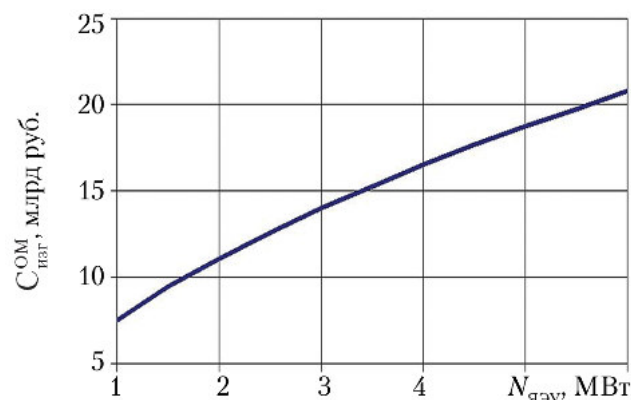


Рис. 3. Стоимость изготовления ОМ в зависимости от мощности ЯЭУ

Применение предлагаемого критерия эффективности ( $\max \Delta C_{\Sigma}$ ) в сравнении с другими используемыми критериями эффективности (минимальная удельная стоимость доставки ПГ ( $\min C_{уд}$ ) и максимальная суммарная масса ПГ, доставленного на окололунную орбиту за САС ММБ ( $\max m_{ПГ}^{САС}$ )) проиллюстрировано примером решения задачи по доставке

ПГ на окололунную орбиту транспортными системами на основе ММБ с ЯЭРДУ ( $N_{\text{ЯЭУ}} = 3,5$  МВт) и на основе кислородно-водородного РБ, использующими РН грузоподъемностью 50 т на НОО.

Результаты расчетных исследований представлены на рис. 4 в виде зависимостей суммарных стоимостей программ на доставку ПГ на окололунную орбиту рассматриваемыми транспортными системами от доставляемой ими на окололунную орбиту суммарной массы ПГ ( $m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}}$ ). Там же показана их абсолютная разница  $\Delta C_{\Sigma}$ .

На зависимостях  $C_{\Sigma}^{\text{ММБ}}(m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}})$  и  $\Delta C_{\Sigma}(m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}})$  рис. 4 выделены точки, соответствующие следующим энергомассовым и стоимостным критериям эффективности:

- минимуму удельной стоимости доставки ПГ ( $\min C_{\text{уд}}$ );
- максимуму суммарной массы ПГ, доставленного на окололунную орбиту за САС ММБ ( $\max m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}}$ );
- максимуму абсолютной разницы в затратах на программу полетов ( $\max \Delta C_{\Sigma}$ ).

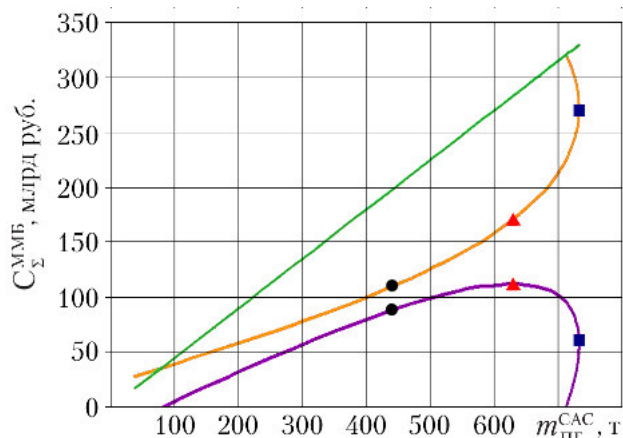


Рис. 4. Зависимости суммарных стоимостей программ доставки ПГ на окололунную орбиту ММБ и кислородно-водородным РБ от массы ПГ, доставленного на окололунную орбиту за САС ММБ, а также их абсолютная разница  $\Delta C_{\Sigma}$ :

—  $C_{\Sigma}^{\text{PB}}$ ; —  $C_{\Sigma}^{\text{ММБ}}$ ; —  $\Delta C_{\Sigma}$ ; ● —  $\min C_{\text{уд}}$ ; ▲ —  $\max \Delta C_{\Sigma}$ ; ■ —  $\max m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}}$

Примечание.  $N_{\text{ЯЭУ}} = 3,5$  МВт; РН грузоподъемностью 50 т на НОО; характеристики ММБ среднесрочной перспективы.

Каждой точке зависимости  $C_{\Sigma}^{\text{ММБ}}(m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}})$  соответствуют однозначно определенные значения параметров ЯЭРДУ и характеристик ММБ: удельного импульса тяги ЭРДУ; продолжительности рейса ММБ; массы ПГ, доставленного на окололунную орбиту в единичном рейсе и др. Масса ПГ за рейс  $m_{\text{ПГ}}^{\text{рейс}}$  и число рейсов  $n$  за САС ММБ зависят от удельного импульса тяги ЭРДУ  $I_{\text{ЭРДУ}}$ . В частности, при уменьшении  $I_{\text{ЭРДУ}}$  растет тяга ЭРДУ, уменьшается продолжительность одной

транспортной операции, при этом уменьшается величина массы ПГ за рейс  $m_{\text{ПГ}}^{\text{рейс}}$ . Поскольку масса ПГ за САС ММБ  $m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}} = m_{\text{ПГ}}^{\text{рейс}} n$ , эта величина достигает максимума при определенном количестве рейсов. Как видно из рис. 4, зависимость суммарной стоимости транспортных операций с помощью ММБ  $C_{\Sigma}^{\text{ММБ}}$  от суммарного грузопотока  $m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}}$  имеет существенно нелинейный характер, в отличие от аналогичной зависимости для  $C_{\Sigma}^{\text{PB}}$ , что и определяет наличие максимума величины  $\Delta C_{\Sigma} = C_{\Sigma}^{\text{PB}} - C_{\Sigma}^{\text{ММБ}}$ .

Параметры ЯЭРДУ и характеристики ММБ, соответствующие критериям  $\min C_{\text{уд}}$ ;  $\max \Delta C_{\Sigma}$  и  $\max m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}}$ , при  $N_{\text{ЯЭУ}} = 3,5$  МВт и грузоподъемности РН на НОО, равной 50 т, приведены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры ЯЭРДУ и характеристики ММБ, соответствующие критериям  $\min C_{\text{уд}}$ ,  $\max \Delta C_{\Sigma}$  и  $\max m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}}$

Характеристика	$\min C_{\text{уд}}$	$\max \Delta C_{\Sigma}$	$\max m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}}$
$I_{\text{ЭРДУ}}$ , м/с	124 545 (146%)	85 025 (100%)	53 740 (63%)
$T_{\text{р}}$ , сут	280 (165%)	170 (100%)	114 (67%)
Число рейсов за САС	13 (62%)	21 (100%)	32 (152%)
Грузопоток, т/год	44,0 (70%)	63,0 (100%)	73,3 (116%)
$m_{\text{ПГ}}^{\text{рейс}}$ , т	33,9 (113%)	30,0 (100%)	22,9 (76%)
$m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}}$ , т	440,4 (70%)	629,7 (100%)	732,8 (116%)
$\Delta C_{\Sigma}$ , млрд руб.	88,3 (79%)	112,1 (100%)	60,2 (54%)
$C_{\Sigma}^{\text{PB}} / C_{\Sigma}^{\text{ММБ}}$	1,8 (109%)	1,65 (100%)	1,22 (74%)
$C_{\text{уд}}$ , тыс. руб./кг	249,0 (92%)	271,4 (100%)	367,3 (135%)

Сравнительная эффективность транспортных операций с помощью ММБ и одноразовых РБ при одинаковом суммарном грузопотоке определяется числом рейсов ММБ за САС и соответствующим значением доставляемой массы ПГ за рейс  $m_{\text{ПГ}}^{\text{рейс}}$ , которые зависят от удельного импульса тяги ЭРДУ и мощности ЯЭУ, а также от грузоподъемности используемых РН.

Оптимизация параметров ЯЭРДУ  $\{I_{\text{ЭРДУ}}, N_{\text{ЭРДУ}}\}$  по различным критериям определяет различные показатели эффективности транспортных операций. При этом отношение суммарных затрат  $C_{\Sigma}^{\text{PB}}/C_{\Sigma}^{\text{ММБ}}$ , характеризующее сравнительную экономическую эффективность транспортных систем, по критерию  $\max m_{\text{ПГ}}^{\text{CAC}}$  составляет примерно 1,2. В то же время, при оптимизации по критерию  $\max \Delta C_{\Sigma}$  показатель сравнительной экономической

эффективности  $C_{\Sigma}^{РБ}/C_{\Sigma}^{ММБ}$  увеличивается до ~1,65 при снижении суммарного грузопотока всего на ~15% по сравнению с максимально возможным уровнем. Оптимизация по критерию  $\min C_{уд}$  нецелесообразна, поскольку при этом значительно снижается транспортная эффективность  $m_{ПГ}^{САС}$  (примерно на 30% по сравнению с вариантом использования критерия  $\max \Delta C_{\Sigma}$  и примерно на 40% по сравнению с вариантом использования критерия  $\max m_{ПГ}^{САС}$ ).

Также отличаются и условия обеспечения экстремума (оптимальные параметры ЯЭРДУ и характеристики ММБ) для сравниваемых критериев эффективности.

При использовании энергомассового критерия эффективности ( $\max m_{ПГ}^{САС}$ ) по сравнению с рекомендуемым критерием ( $\max \Delta C_{\Sigma}$ ) возрастают на ~15% грузопоток и выводимая на окололунную орбиту за САС масса ПГ; на ~25% — затраты на программу полетов; в 1,5 раза — число рейсов за САС (продолжительность рейса снижается на ~30%). При этом снижаются масса ПГ, выводимого на окололунную орбиту за рейс ММБ, на ~25%, и величина удельного импульса тяги ЭРДУ — на ~35%.

В свою очередь, при использовании стоимостного критерия эффективности ( $\min C_{уд}$ ) по сравнению с рекомендуемым критерием ( $\max \Delta C_{\Sigma}$ ) снижаются на ~30% грузопоток и выводимая на окололунную орбиту за САС масса ПГ; на ~20% — затраты на программу полетов; в 1,6 раза — число рейсов за САС (продолжительность рейса увеличивается на ~65%). При этом возрастает на ~25% масса ПГ, выводимого на окололунную орбиту за рейс, и в 1,5 раза — величина удельного импульса тяги ЭРДУ.

Иллюстрация применения предложенного критерия сравнительной экономической эффективности в задаче транспортировки ПГ на окололунную орбиту приведена для вариации грузоподъемности РН на НОО от 37,5 до 80 т. Нижняя граница рассматриваемого диапазона определена ожидаемым уровнем грузоподъемности тяжелой модификации РН «Ангара-А5В» с кислородно-водородной третьей ступенью, а верхняя — уровнем грузоподъемности, определенным для РН сверхтяжелого класса первого этапа. Необходимо отметить, что уровень грузопотока на окололунную орбиту определяется, главным образом, грузоподъемностью РН, которые выводят на НОО модули ММБ. Исследование влияния грузоподъемности РН в рассматриваемом диапазоне на параметры ЯЭРДУ было проведено при следующих условиях:

- рабочее тело ЭРД — ксенон;
- мощность ЯЭУ варьировалась в диапазоне 1...6 МВт;
- основной и сменный модули ММБ выводятся на НОО однотипными одноразовыми РН.

Затраты характеристической скорости, необходимой на перелет между околоземной и окололунной орбитами, рассчитывались согласно методике, приведенной в работе [8].

Выбор параметров ЯЭРДУ и характеристик ММБ проводился по критерию максимальной экономии затрат ( $\Delta C_{\Sigma}$ ) на транспортировку ПГ на окололунную орбиту при использовании ММБ с ЯЭРДУ по сравнению с транспортным средством на базе одноразовых РБ при одинаковой суммарной массе ПГ, доставленного на окололунную орбиту.

Для характеристик удельной массы ЯЭРДУ среднесрочной перспективы зависимости величины критерия эффективности  $\Delta C_{\Sigma}$  и суммарной массы ПГ, доставленного на окололунную орбиту, от мощности ЯЭУ и грузоподъемности РН приведены на рис. 5 и 6; от удельного импульса тяги ЭРДУ и грузоподъемности РН — на рис. 7 и 8.

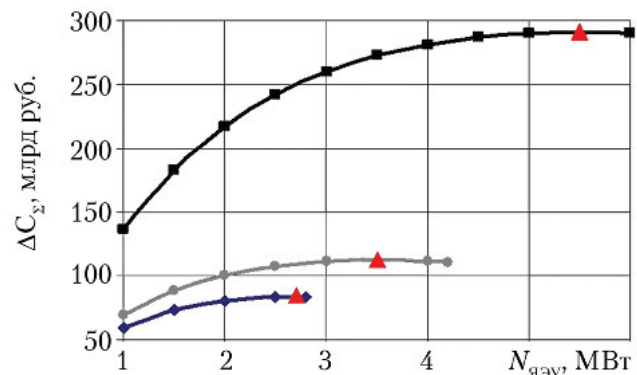


Рис. 5. Зависимости величины критерия эффективности  $\Delta C_{\Sigma}$  от мощности ЯЭУ и грузоподъемности РН

Примечание.  $\blacktriangle$  — оптимальные значения  $N_{ЯЭУ}$  по критерию  $\max \Delta C_{\Sigma}$ ;  $m_{ПГ}^{РН}$  —  $\blacksquare$  — 80 т;  $\bullet$  — 50 т;  $\blacklozenge$  — 37,5 т.

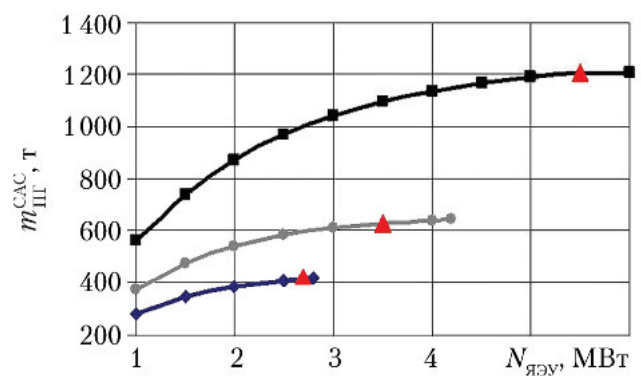


Рис. 6. Зависимости величины суммарной массы ПГ, доставленного на окололунную орбиту за САС ММБ, от мощности ЯЭУ и грузоподъемности РН

Примечание. См. рис. 5.

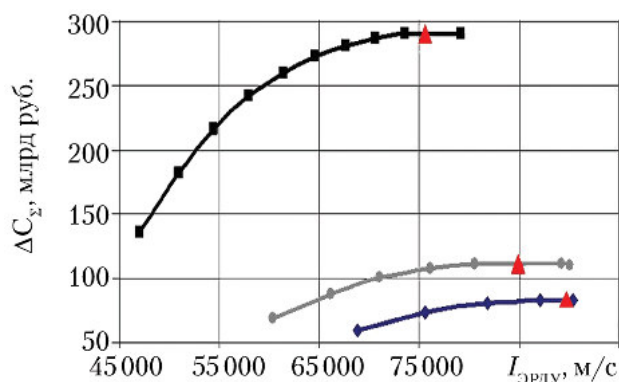


Рис. 7. Зависимости величины критерия эффективности  $\Delta C_{\Sigma}$  от удельного импульса тяги ЭРДУ и грузоподъемности РН

Примечание. См. рис. 5.  $\blacktriangle$  — оптимальные значения  $I_{\text{ЭРДУ}}$  по критерию  $\max \Delta C_{\Sigma}$ .

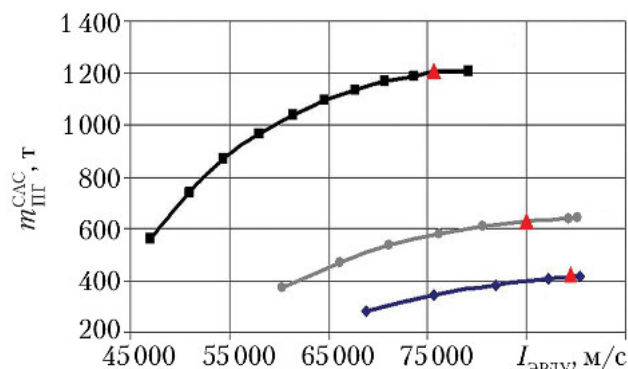


Рис. 8. Зависимости величины суммарной массы ПГ, доставленного на окололунную орбиту за САС ММБ, от удельного импульса тяги ЭРДУ и грузоподъемности РН

Примечание. См. рис. 7.

Из расчетных данных, представленных на рис. 5 и 7, следует, что зависимости  $\Delta C_{\Sigma}(N_{\text{ЯЭУ}}; m_{\text{ПГ}}^{\text{РН}})$  и  $\Delta C_{\Sigma}(I_{\text{ЭРДУ}}; m_{\text{ПГ}}^{\text{РН}})$  имеют пологий характер в окрестности оптимальных значений мощности ЯЭУ и удельного импульса тяги ЭРДУ.

Оптимальные значения  $\Delta C_{\Sigma}$  (в соответствии с рис. 5) достигаются при мощностях ЯЭУ, равных 2,8; 3,5 и 5,5 МВт при грузоподъемностях РН для выведения модулей ММБ 37,5; 50 и 80 т, соответственно.

Из зависимостей  $\Delta C_{\Sigma}(I_{\text{ЭРДУ}}, m_{\text{ПГ}}^{\text{РН}})$ , представленных на рис. 7, следует, что для вариантов использования РН с грузоподъемностями 37,5; 50 и 80 т оптимальные значения удельных импульсов тяги ЭРДУ (соответствующих экстремуму критерия эффективности  $\Delta C_{\Sigma}$ ) находятся в диапазоне 75 600...90 000 м/с.

Поскольку функции  $\Delta C_{\Sigma}(N_{\text{ЯЭУ}})$  и  $\Delta C_{\Sigma}(I_{\text{ЭРДУ}})$  (см. рис. 5 и 7) имеют весьма пологий характер в окрестности оптимума как по  $N_{\text{ЯЭУ}}$ , так и по  $I_{\text{ЭРДУ}}$ , то при выборе мощности ЯЭУ и удельного импульса тяги ЭРДУ для ММБ целесообразно перейти от оптимальных значений этих параметров к рациональным. Под рациональными значениями мощно-

сти ЯЭУ и удельного импульса тяги ЭРДУ понимаются такие значения, при которых отступление от их оптимальных величин в область меньших значений приводит к снижению значения критерия эффективности  $\Delta C_{\Sigma}$  не более чем на 5%. Переход на рациональные (меньшие) значения мощности ЯЭУ и удельного импульса тяги ЭРДУ приведет к снижению не только массовых, стоимостных и габаритных показателей ЯЭУ (и, соответственно, ОМ с ЯЭРДУ), но и упростит проблему создания ЯЭРДУ в целом. Снижение массовых и габаритных показателей ЯЭРДУ снижает также требования и к грузоподъемности РН, выводящих модули ММБ на НОО.

В частности, для вариантов использования РН грузоподъемностями 37,5; 50 и 80 т рациональные уровни мощности ЯЭУ составят 1,9; 2,4 и 3,7 МВт, соответственно.

### Заключение

В статье для начального этапа проектирования перспективной транспортной системы на основе многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной двигательной установкой, предназначенной для транспортировки ПГ на окололунную орбиту, предложен критерий сравнительной экономической эффективности, позволяющий выбирать оптимальные параметры ядерной электроракетной двигательной установки, обеспечивающие достижение максимального экономического эффекта по сравнению с использованием транспортной системы на основе одноразовых кислородно-водородных РБ. Применение транспортной системы на основе ММБ с оптимальными (рациональными) проектными параметрами ЯЭРДУ как с РН сверхтяжелого класса первого этапа с грузоподъемностью 80 т, так и для модифицированного варианта РН «Ангара-А5В» с грузоподъемностью 37,5 т на НОО позволит в 1,7 раза снизить затраты на реализацию программы полетов по сравнению с одноразовой транспортной системой, в состав которой входят те же самые РН и одноразовые кислородно-водородные РБ.

Показано, что при переходе от оптимальных параметров энергодвигательной установки многоразового межорбитального буксира, обеспечивающих максимум критерию сравнительной экономической эффективности  $\Delta C_{\Sigma}$ , к рациональным параметрам, при которых величина этого критерия эффективности снижается не более чем на 5%, можно снизить уровень требований к мощности ЯЭУ на ~30%.



## Список литературы

1. Основы государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу. Утверждены Президентом Российской Федерации от 19.04.2013 г. № Пр-906.
2. Государственная программа Российской Федерации «Космическая деятельность России на 2013–2020 гг.» Утверждена распоряжением Правительства Российской Федерации от 28.12.2012 г. № 2594-р.
3. Randolph T.M., Polk J.E. *An overview of the Nuclear Electric Xenon Ion System (NEXIS) Activity, AIAA 2004-3450, 40th Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2004.*
4. Косенко А.Б., Сиявский В.В. Оптимизация параметров многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной двигательной установкой // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 3. С. 140–152.
5. Легостаев В.П., Лопота В.А., Сиявский В.В. Перспективы и эффективность

применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 4–15.

6. Косенко А.Б., Сиявский В.В. Оценка удельной стоимости доставки полезного груза с поверхности Земли на орбиту назначения транспортной системой с многоразовым электроракетным буксиром // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С. 53–64.

7. Коротеев А.С., Мосолов С.В., Нестеров В.М., Елисеев И.О. О Российской системе средств выведения космических аппаратов // Полет. 2014. № 2. С. 3–13.

8. Кувшинова Е.Ю. Методика определения оптимальной траектории перелета с малой тягой между околоземной и окололунной орбитами. Электронный журнал «Труды МАИ». 03.09.2013. Вып. 68. Режим доступа: [www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=41742](http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=41742) (дата обращения 27.04.2016 г.). Статья поступила в редакцию 10.03.2016 г.

## Reference

1. *Osnovy gosudarstvennoi politiki Rossiiskoi Federatsii v oblasti kosmicheskoi deyatel'nosti na period do 2030 goda i dal'neishuyu perspektivu. Utverzhdeny Prezidentom Rossiiskoi Federatsii ot 19.04.2013 g. № Pr-906* [Fundamentals of the Russian Federation State Policy in the field of space activities for a period up to 2030 and long term. Approved by the Russian Federation President of 19.04.2013. Order No. 906].
2. *Gosudarstvennaya programma Rossiiskoi Federatsii «Kosmicheskaya deyatel'nost' Rossii na 2013–2020 gg.» Utverzhdena rasporyazheniem Pravitel'stva Rossiiskoi Federatsii ot 28.12.2012 g. № 2594-r.* [The Russian Federation State Program «Space Activities of Russia for 2013–2020». Approved by the Russian Federation Government Directive of 28.12.2012. Directive No. 2594].
3. Randolph T.M., Polk J.E. *An overview of the Nuclear Electric Xenon Ion System (NEXIS) activity, AIAA 2004-3450, 40th Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2004.*
4. Kosenko A.B., Sinyavskiy V.V. *Optimizatsiya parametrov mnogorazovogo mezhorbital'nogo buksira s yadernoi elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovkoi* [Optimizing parameters of a reusable interorbital tug with nuclear electrorocket propulsion system]. *Izvestiya RAN. Energetika, 2009, no. 3, pp. 140–152.*
5. Legostaev V.P., Lopota V.A., Sinyavskii V.V. *Perspektivy i effektivnost' primeneniya kosmicheskikh yaderno-energeticheskikh ustanovok i yadernykh elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok* [Prospects for and efficiency in application of space nuclear power plants and nuclear electrorocket propulsion systems]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 1, pp. 4–15.*
6. Kosenko A.B., Sinyavskii V.V. *Otsenka udel'noi stoimosti dostavki poleznogo gruzha s poverkhnosti Zemli na orbitu naznacheniya transportnoi sistemoi s mnogorazovym elektroraketnym buksirom* [Evaluation of the unit cost of the payload delivery from the Earth's surface to target orbit by the transportation system with a reusable electrorocket tug]. *Izvestiya RAN. Energetika, 2011, no. 3, pp. 53–64.*
7. Koroteev A.S., Mosolov S.V., Nesterov V.M., Eliseev I.O. *O Rossiiskoi sisteme sredstv vyvedeniya kosmicheskikh apparatov* [On the Russian system for spacecraft launch vehicles]. *Polet, 2014, no. 2, pp. 3–13.*
8. Kuvshinova E.Yu. *Metodika opredeleniya optimal'noi traektorii pereleta s maloi tyagoy mezhdu okolozemnoi i okololunnoi orbitami* [Procedures to determine the low-thrust optimal transfer trajectory between the near Earth and lunar orbits]. *Elektronnyi zhurnal «Trudy MAI», 03.09.2013, issue 68.* Available at: [www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=41742](http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=41742) (accessed 27.04.2016).