

О ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ БАЗИРОВАНИЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МНОГОРАЗОВЫХ ЯДЕРНЫХ БУКСИРОВ

© 2017 г. Архангельский Н.И., Акимов В.Н., Елисеев И.О., Кувшинова Е.Ю.

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

Проведен проектно-баллистический анализ влияния параметров вспомогательных разгонных блоков и формируемых ими эллиптических орбит базирования для много-разового межорбитального буксира на основе ядерной энергоустановки и электроракет-ной двигательной установки мегаваттного класса на эффективность его применения в задаче доставки полезных грузов на геостационарную орбиту. Показано, что в срав-нении с вариантом круговой радиационно безопасной орбиты высотой $H_{кр} = 800$ км применение эллиптических орбит базирования в сочетании с использованием вспомога-тельных разгонных блоков на базе кислородно-водородных жидкостных ракетных дви-гателей позволяет улучшить энергомассовые показатели эффективности многоразового буксира, а также увеличить экономию затрат от его применения по сравнению с наи-более эффективными средствами межорбитальной транспортировки традиционного типа — одноразовыми кислородно-водородными разгонными блоками.

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

ON THE ADVANTAGES OF EMPLOYING ELLIPTICAL STAGING ORBITS TO IMPROVE THE EFFICIENCY OF USING REUSABLE NUCLEAR SPACE TUGS

Arkhangelskiy N.I., Akimov V.N., Eliseev I.O., Kuvshinova E.Yu.

*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**

A trajectory design analysis has been conducted to demonstrate the effect of parameters of auxiliary orbital transfer stages and of elliptical staging orbits that they establish for a reusable space tug based on a nuclear power system and a megawatt-class electrical propulsion system on the efficiency of its application to the task of delivering payloads into the geostationary orbit. It has been demonstrated that, as compared with the option of a circular nuclear safe orbit with the altitude of $H_{кр} = 800$ km, the use of elliptical staging orbits in combination with auxiliary orbital transfer stages based on oxygen-hydrogen liquid rocket engines makes it possible to improve energy and mass performance of the reusable space tug, as well as to make greater cost savings through its application in comparison with the most efficient conventional vehicles for orbital transfer — the expendable oxygen-hydrogen upper stages.

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



АРХАНГЕЛЬСКИЙ Н.И.



АКИМОВ В.Н.



ЕЛИСЕЕВ И.О.



КУВШИНОВА Е.Ю.

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

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

АКИМОВ Владимир Николаевич — начальник отдела Центра Келдыша, e-mail: kerc@elnet.msk.ru

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

ЕЛИСЕЕВ Игорь Олегович — кандидат технических наук, начальник сектора Центра Келдыша, e-mail: kerc@elnet.msk.ru

ELISEEV Igor Olegovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Subdepartment at Keldysh Research Centre, e-mail: kerc@elnet.msk.ru

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

KUVSHINOVA Ekaterina Yurievna — Candidate of Science (Engineering), Senior research scientist at Keldysh Research Centre, e-mail: kerc@elnet.msk.ru

Введение

Представляемая работа является продолжением исследования [1] по выбору параметров эллиптической орбиты базирования (ОБ) для многоразовых межорбитальных буксиров (ММБ) на основе ядерной энергоустановки и электроракетной двигательной установки (ЯЭРДУ). Было показано, что использование высокоэллиптической ОБ может рассматриваться как средство повышения безопасности применения ММБ с ЯЭРДУ для задач доставки полезных грузов (ПГ) на геостационарную (ГСО) и окололунную орбиты, обеспечивающее снижение на два порядка продолжительности пребывания буксира в зоне интенсивного загрязнения техногенным космическим «мусором». При этом может быть существенно увеличена суммарная масса ПГ ($m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$), доставляемых на ГСО и окололунную орбиту за срок активного существования (САС) ММБ, что достигается за счет сокращения продолжительности и, соответственно, увеличения числа рейсов буксира за САС. Наряду с этим может быть значительно (в 3...5 раз) снижен

расход ксенона в расчете на единицу массы ПГ, выводимого буксиром на данные целевые орбиты.

Вместе с тем в работе [1] было получено, что применение для ММБ с ЯЭРДУ энергоемких высокоэллиптических ОБ (вместо традиционно рассматриваемой круговой радиационно безопасной ОБ высотой $H_{\text{кр}} = 800$ км [2, 3]) может приводить к существенному снижению массы ПГ, выводимого на целевую орбиту в единичном рейсе буксира — $m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}}$, что обусловлено низким удельным импульсом тяги двигательной установки (ДУ) вспомогательного химического разгонного блока (ХРБ), используемого для доставки к буксиру на ОБ полезного груза и запаса ксенона на очередной рейс.

Представленное исследование было сфокусировано на оценке возможности и условий использования для ММБ с ЯЭРДУ энергоемких эллиптических ОБ с целью повышения эффективности его применения как по энергомассовым показателям (с одновременным увеличением масс $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$ и $m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}}$), так и по стоимостным критериям. В связи с этим было рассмотрено применение

в комплексе с ММБ ЯЭРДУ ряда вариантов вспомогательных ХРБ с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) на различных компонентах топлива с целью выбора параметров эллиптической ОБ, характеристик буксира и ХРБ, обеспечивающих более высокую, по сравнению с опорным вариантом, эффективность доставки ПГ на целевую орбиту при выполнении условия обеспечения резкого (на порядок и более) снижения времени пребывания буксира и ПГ в зоне интенсивного загрязнения техногенным космическим «мусором».

В качестве опорного варианта ОБ для ММБ с ЯЭРДУ была принята круговая радиационно безопасная орбита высотой $H_{кр} = 800$ км. Исследовался переход к эллиптическим ОБ с различными значениями высот апогея $H_{ап}$ и перигея $H_{п}$, а также угла наклона орбиты i при выполнении условия $H_{п} \geq 800$ км.

Исследование выполнено на примере задачи по доставке ПГ с космодрома «Восточный» на ГСО.

Общие положения и исходные данные, принятые для расчетов

Состав и назначение используемых средств, основные исходные данные по ММБ с ЯЭРДУ и схемы его функционирования при выведении, развертывании в рабочее положение и в челночных рейсах между ОБ и ГСО сводятся к следующему.

ММБ состоит из многоразового основного (энергодвигательного) модуля и одноразового сменного модуля. Основной модуль (ОМ), включающий в свой состав ядерную энергоустановку (ЯЭУ), электроракетную двигательную установку (ЭРДУ) с баками для рабочего тела — ксенона, приборно-агрегатный отсек (ПАО) с бортовыми системами и узлом стыковки, а также соединительные фермы, перед очередным рейсом буксира находится на ОБ в режиме ожидания. Сменный модуль (СМ), включающий в свой состав модуль ПГ, баки с запасом ксенона на прямой (ОБ — ГСО) и обратный (ГСО — ОБ) перелеты буксира, а также ПАО с системой стыковки, доставляется с низкой околоземной орбиты (НОО) на ОБ буксира с помощью ХРБ. При выходе на ОБ отработанный ХРБ отделяется и уводится, а СМ осуществляет стыковку с ОМ и производит заправку баков ОМ на обратный перелет. Прямой перелет буксира на ГСО осуществляется с помощью маршевой ЭРДУ с использованием запаса ксенона, оставшегося в баках

СМ. При выходе на ГСО сменный модуль с ПГ отделяется, а ОМ совершает обратный перелет с ГСО на ОБ, используя ксенон из собственных баков.

Длительность перелета на ГСО и обратно, массы расходуемого ксенона и выводимого ПГ определяются параметрами используемой орбиты базирования ММБ и выбранным значением удельного импульса ЭРДУ. Суммарное число рейсов ММБ за САС определяется длительностью единичного рейса T_p , включающей времена прямого и обратного перелетов, а также время ожидания и стыковки на ОБ с очередным СМ, принятое равным $T_{ож} = 5$ сут.

Во всех вариантах выведение связки ХРБ+СМ осуществлялось одним пуском ракеты-носителя (РН) тяжелого класса «Ангара-А5В» (с грузоподъемностью 37,5 т на круговую НОО высотой $H_{кр} = 200$ км). Рассматривалась схема выведения носителем связки ХРБ+СМ на незамкнутую орбиту с целью обеспечения максимальной массы выводимого СМ, а также обеспечения падения в океан верхней ступени РН на первом орбитальном витке. По данной схеме довыведение связки ХРБ+СМ на замкнутую НОО высотой $H_{кр} = 200$ км осуществлялось первым включением двигательной установки ХРБ. Дальнейшее выведение СМ на ОБ осуществлялось с помощью ХРБ по схеме оптимального двухимпульсного гомановского перехода [4]. Масса запаса топлива ХРБ определялась суммарным набором скорости на участках довыведения и перехода с НОО на ОБ, а также удельным импульсом тяги и тягой маршевого ЖРД ХРБ. По полученной массе запаса топлива определялась конечная (отделяемая) масса ХРБ.

Параметры незамкнутой орбиты, формируемой верхней ступенью РН, и набор скорости ХРБ на участке довыведения оптимизировались в зависимости от характеристик применяемого ХРБ — типа используемого топлива, тяги маршевого ЖРД и пр. Рассмотрено применение в двигательной установке ХРБ трех типов топлива, используемых в эксплуатируемых и разрабатываемых российских РБ — АТ+НДМГ; кислород + керосин и кислород + водород. Характеристики маршевых ЖРД на данных топливах представлены в табл. 1.

Использованные в расчетах функции конечных (отделяемых) масс ХРБ в зависимости от запаса и типа топлива, полученные с учетом «лифтирования» части бортовых систем ХРБ в ПАО СМ, представлены на рис. 1.

Таблица 1

Характеристики маршевых ЖРД в составе химических разгонных блоков

Используемое топливо	Тяга, кН	Удельный импульс тяги, Н·с/кг
АТ + НДМГ	20	3 217
Кислород + керосин	49	3 648
Кислород + водород	73,5	4 609

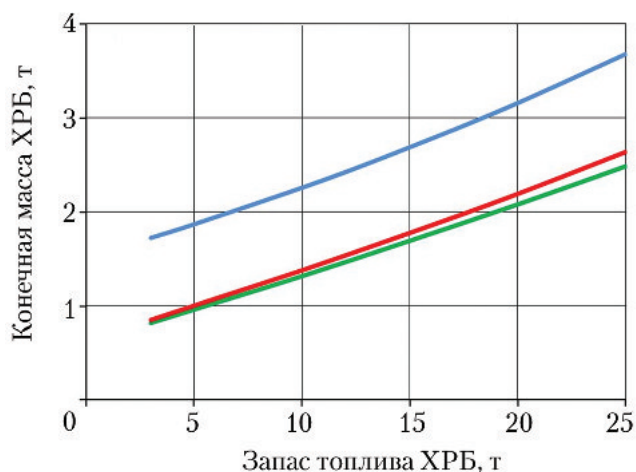


Рис. 1. Изменение конечных масс химических разгонных блоков (ХРБ) в зависимости от запаса топлива: — АТ+НДМГ; — кислород + керосин; — кислород + водород

Выбор характеристик химического разгонного блока для опорного варианта орбиты базирования

Определение рациональных параметров вспомогательного ХРБ для доставки СМ на круговую ОБ высотой $H_{кр} = 800$ км осуществлялось с использованием энергобаллистических и стоимостных критериев эффективности их применения. Сравнение вариантов ХРБ на различных топливах проводилось с учетом влияния различий в их тяговых, энергомассовых и габаритно-компоновочных характеристиках, а также различий в непроизводительных потерях топлива при осуществлении дренажей из баков и при запусках и остановках маршевых ЖРД.

Результаты расчетов энергомассовых и стоимостных показателей по выведению СМ на круговую ОБ высотой $H_{кр} = 800$ км с помощью вариантов вспомогательного ХРБ, использующих рассматриваемые топлива, представлены на рис. 2 и 3. На рис. 2 приведены зависимости массы выводимого СМ от величины скорости довыведения $V_{довыв}$ связки ХРБ+СМ с незамкнутой орбиты, формируемой верхней ступенью РН «Ангара-А5В», на круговую НОО высотой $H_{кр} = 200$ км. На рис. 3 приведены функции изменения от величины $V_{довыв}$ удельной

стоимости ХРБ, определяемой как отношение стоимости его пуска к массе выводимого СМ, включающей массы ПГ и запаса ксенона на рейс ММБ.

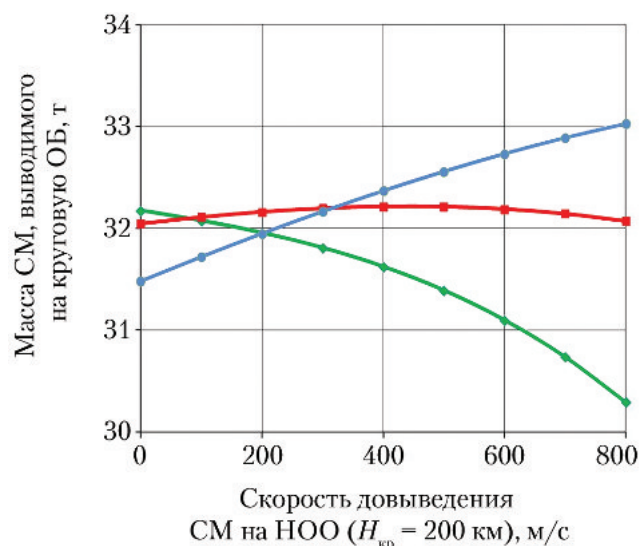


Рис. 2. Масса сменного модуля (СМ), выводимого на круговую орбиту базирования, в зависимости от скорости довыведения СМ на низкую околоземную орбиту и используемого в ХРБ топлива: — АТ+НДМГ; — кислород + керосин; — кислород + водород

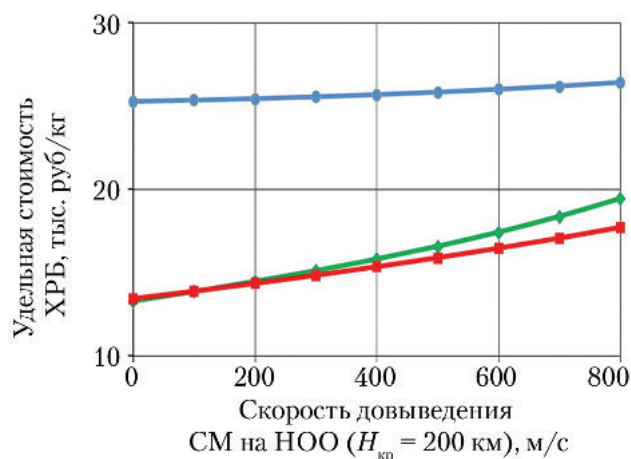


Рис. 3. Удельная стоимость ХРБ в зависимости от скорости довыведения сменного модуля на низкую околоземную орбиту и используемого топлива: — АТ+НДМГ; — кислород + керосин; — кислород + водород

Из анализа представленных на рис. 2 и 3 зависимостей следует, что при минимальной размерности ХРБ по запасу топлива, отвечающей условию доставки СМ верхней ступенью РН непосредственно на круговую НОО высотой $H_{кр} = 200$ км (т. е. условию $V_{довыв} = 0$), небольшое преимущество по массе выводимого СМ имеет ХРБ на топливе АТ+НДМГ (типа РБ «Бриз-М»); однако при скоростях довыведения $V_{довыв} > 200$ м/с он значительно уступает по массе выводимого СМ вариантам ХРБ на альтернативных топливах из-за малого удельного импульса тяги двигателя.

При больших участках довыведения ($V_{\text{довыв}} \geq 500$ м/с) значительный выигрыш в массе выводимого СМ дает использование в составе вспомогательного ХРБ двигателя на топливе кислород+водород, что определяется, прежде всего, его значительным преимуществом в удельном импульсе тяги, а также в тяге. Однако кислородно-водородный ХРБ значительно уступает альтернативным вариантам по стоимостному показателю, а также требует значительно большего объема для его размещения в космической головной части РН.

Кислородно-керосиновый ХРБ (типа РБ ДМ), несмотря на значительное преимущество в удельном импульсе тяги маршевого ЖРД, в рассматриваемом диапазоне размерности по запасу топлива не имеет преимуществ перед ХРБ на топливе АТ+НДМГ ни по энергомассовым, ни по стоимостным показателям, обладая при этом более высокими габаритными размерами. В связи с этим для всех случаев использования опорной круговой ОБ ($H_{\text{кр}} = 800$ км) в данном исследовании был выбран вариант вспомогательного ХРБ типа центрального модуля РБ «Бриз-М» с ЖРД на топливе АТ+НДМГ. Рациональность данного выбора определяется не только полученными результатами сравнительной эффективности применения, но и наличием большого опыта эксплуатации, относительной простотой и высокой надежностью таких ЖРД с многократным запуском, работающих на самовоспламеняющихся компонентах топлива.

Выбор параметров ХРБ и ММБ с эллиптическими орбитами базирования

Для вариантов использования эллиптических ОБ, как и для опорной круговой ОБ ($H_{\text{кр}} = 800$ км), расчеты были выполнены при следующих предпосылках и основных исходных данных по ММБ с ЯЭРДУ:

- вырабатываемая электрическая мощность ЯЭУ ММБ на установившемся режиме работы для питания бортовой ЭРДУ постоянна и равна $N_{\text{ЯЭУ}} = 0,5$ МВт;
- САС буксира и ресурс работы ЯЭРДУ составляют 10 лет;
- КПД системы преобразования электроэнергии и управления $\eta_{\text{спу}} = 0,95$;
- относительная масса системы хранения и подачи (СХП) рабочего тела (РТ) ЭРДУ (ксенона) в составе ОМ равна $\alpha_{\text{СХП}}^{\text{ОМ}} = 0,1$, а в составе СМ $\alpha_{\text{СХП}}^{\text{СМ}} = 0,115$ (с учетом увеличенного начального давления в СХП для обеспечения заправки баков ОМ путем

самовытеснения части ксенона из баков сменного модуля);

- масса постоянной части элементов ПАО сменного модуля (масса бортовых систем и стыковочного узла с аппаратурой стыковки), не зависящая от размерности СМ, для всех расчетных вариантов одинакова и равна 0,65 т.

Масса ДУ сближения и стыковки в составе СМ определялась, исходя из его использования как активного элемента в процессе стыковки с ОМ с требуемым набором характеристической скорости на сближение и стыковку $V_{\text{стык}} = 100$ м/с. Расчет массы силового корпуса ПАО СМ проводился с учетом изменения массы и объема запаса ксенона, доставляемого сменным модулем на орбиту базирования ММБ.

Исходя из оценок среднесрочной перспективы, масса ОМ (без СХП ксенона) принята равной 14,55 т.

Согласно рекомендациям работы [5], в качестве энергомассовых и экономических показателей эффективности применения ММБ были приняты:

- масса ПГ, доставляемого на ГСО в единичном рейсе ($m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}}$);
- суммарная масса ПГ ($m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$), доставляемых на ГСО за САС буксира;
- экономический эффект от применения ММБ (C), определяемый разницей общих затрат по доставке ПГ на ГСО одинаковой суммарной массы $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$ с помощью ММБ и с помощью наиболее эффективных традиционных средств межорбитальной транспортировки с ЖРД — одноразовых кислородно-водородных РБ (КВРБ):

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

где $C_{\Sigma}^{\text{РБ}} = (C_{\text{РН}} + C_{\text{РБ}}) m_{\text{ПГ}}^{\Sigma} / m_{\text{ПГ}}^{\text{РБ}}$; $C_{\text{РН}}$ — стоимость пуска РН; $C_{\text{РБ}}$ — стоимость пуска КВРБ; $m_{\text{ПГ}}^{\text{РБ}}$ — масса ПГ, выводимого на ГСО с помощью РН «Ангара-А5В» и КВРБ;

$$C_{\Sigma}^{\text{ММБ}} = (C_{\text{РН}}^{\text{ОМ}} + C_{\text{РБ}}^{\text{ОМ}} + C_{\text{изг}}^{\text{ОМ}} + C_{\text{уд}}^{\text{СХП}} \alpha_{\text{СХП}}^{\text{ОМ}} m_{\text{т2}}) + n(C_{\text{РН}}^{\text{СМ}} + C_{\text{РБ}}^{\text{СМ}} + \tilde{C}_{\text{уд}}^{\text{РТ}} m_{\text{т}} + C_{\text{изг уд}}^{\text{ПАО СМ}} m_{\text{ПАО}}^{\text{СМ}}) + C_{\text{обсл уд}} m_{\text{р}} n;$$

$C_{\text{РН}}^{\text{ОМ}}, C_{\text{РН}}^{\text{СМ}}$ — стоимость пуска РН «Ангара-А5В» при выведении ОМ или СМ соответственно; $C_{\text{РБ}}^{\text{ОМ}}, C_{\text{РБ}}^{\text{СМ}}$ — стоимость пуска вспомогательного ХРБ при доставке ОМ или СМ на ОБ; $C_{\text{изг}}^{\text{ОМ}}$ — стоимость изготовления основного модуля с ЯЭРДУ; $C_{\text{уд}}^{\text{СХП}}$ — удельная стоимость системы хранения и подачи РТ ЭРДУ; $\alpha_{\text{СХП}}^{\text{ОМ}}$ — относительная масса СХП РТ в составе ОМ; $m_{\text{т2}}$ — масса РТ, необходимая

для осуществления перелета ОМ с ГСО на ОБ;
 $\tilde{C}_{уд}^{РТ} = C_{уд}^{РТ} + \alpha_{СХП}^{СМ} C_{уд}^{СХП}$ — удельная стоимость

РТ вместе с СХП; $C_{уд}^{РТ}$ — удельная стоимость РТ; $\alpha_{СХП}^{СМ}$ — баковый коэффициент ЭРДУ, характеризующий отношение массы баков к массе рабочего тела в СМ; $m_{т}$ — суммарная масса рабочего тела, необходимая для осуществления перелета с ОБ на ГСО и обратно; $C_{изг\ уд}^{ПАО\ СМ}$ — 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 комплекса по управлению ММБ; T_p — продолжительность рейса ММБ с орбиты базирования на ГСО и обратно; n — количество рейсов ММБ за САС.

Использованные в расчетах и представленные в табл. 2 оценки стоимостных характеристик РН и РБ были получены на основе анализа отечественных разработок и приведены к ценам 2016 года. Представленные стоимостные характеристики ММБ получены по данным работы [5].

Определение оптимальных сочетаний параметров эллиптических орбит базирования ядерного буксира (высоты апогея $H_{ап}$, перигея $H_{п}$ и наклона i) и соответствующих потребных минимальных наборов скорости $V_{ЭРДУ}$, обеспечиваемых работой ЭРДУ, в зависимости от набора скорости $V_{ХРБ}$ за счет работы вспомогательного ХРБ, производилось по зависимостям, представленным в работе [1]. Получено, что в рассматриваемом диапазоне изменения высоты апогея эллиптической орбиты базирования $H_{ап} = 800...30\ 000$ км оптимальные величины высоты ее перигея и угла наклона практически постоянны: $H_{п}^{opt} = const = 800$ км и $i^{opt} = const = 51,7^\circ$.

Исходя из представленных на рис. 2 и 3 зависимостей, определение потребных запасов топлива для вспомогательных ХРБ проводилось при следующих рациональных величинах набора скорости на участке довыведения:

- 100 м/с для вариантов на топливе АТ+НДМГ (как величина, соответствующая минимально необходимому недобору скорости верхней ступени РН до круговой с целью обеспечения ее контролируемого затопления на первом же орбитальном витке);

- 300 и 800 м/с для вариантов кислородно-керосиновых и кислородно-водородных ХРБ, соответственно.

В качестве примера на рис. 4 представлены результаты расчетов по выбору рациональных параметров эллиптической ОБ и буксира в варианте использования вспомогательного ХРБ на топливе кислород+керосин. Пунктирной линией представлена функция $m_{ПГ}^{\Sigma} = f(m_{ПГ}^{ед})$ для ММБ с опорной круговой ОБ высотой $H_{кр} = 800$ км. Тонкими сплошными линиями представлено семейство кривых $m_{ПГ}^{\Sigma} = f(m_{ПГ}^{ед})$, построенных для ряда эллиптических ОБ с различными значениями высоты апогея $H_{ап}$ при оптимальных значениях высоты перигея ($H_{п}^{opt} = 800$ км) и наклона ($i^{opt} = 51,7^\circ$) орбит. Толстая сплошная линия, огибающая это семейство, представляет собой функцию максимальной энергомассовой эффективности ММБ с эллиптическими орбитами базирования.

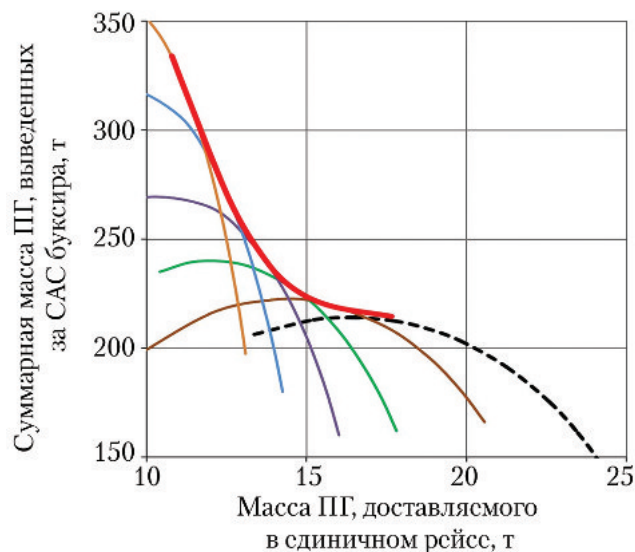


Рис. 4. Зависимости $m_{ПГ}^{\Sigma} = f(m_{ПГ}^{ед})$ для ММБ с кислородно-керосиновым химическим разгонным блоком при различных по высоте апогея орбитах базирования: — опорная орбита базирования ($H_{п} = 800$ км); — $H_{ап} = 3\ 000$ км; — $H_{ап} = 7\ 000$ км; — $H_{ап} = 12\ 000$ км; — $H_{ап} = 20\ 000$ км; — $H_{ап} = 30\ 000$ км; — огибающая

На рис. 5 данная функция максимальной энергомассовой эффективности ММБ с эллиптическими ОБ представлена в сопоставлении с аналогичными зависимостями, полученными для вариантов использования вспомогательных ХРБ с ЖРД, работающими на топливах АТ+НДМГ и кислород+водород.

Таблица 2

Массовые и стоимостные характеристики РН, РБ с ЖРД и ММБ

$C_{РН}$ ($C_{РН}^{СМ}$, $C_{РН}^{СМ}$), млн руб.	$C_{РБ}$, млн руб.	$m_{ПГ}^{РБ}$, т	$C_{изг}^{СМ}$, млн руб.	$C_{уд}^{РТ}$, млн руб./т	$C_{изг\ уд}^{ПАО\ СМ}$, млн руб./т	$C_{обсл\ уд}$, млн руб./год
4 740	1 060	8,4	5 000	90	380	150

Для сравнения дана функция $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma} = f(m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}})$, полученная для ММБ с опорной круговой ОБ высотой $H_{\text{кр}} = 800$ км и представленная пунктирной линией, на которой точка А соответствует варианту ММБ с максимальной суммарной массой ПГ, доставляемых на ГСО за САС буксира $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma} = m_{\text{ПГ}}^{\Sigma \text{max}}$. На функциях максимальной эффективности для ММБ с эллиптическими ОБ маркерами указаны точки, отвечающие значениям текущей высоты апогея ОБ $H_{\text{ап}} = 3\,000, 7\,000, 12\,000, 20\,000$ и $30\,000$ км.

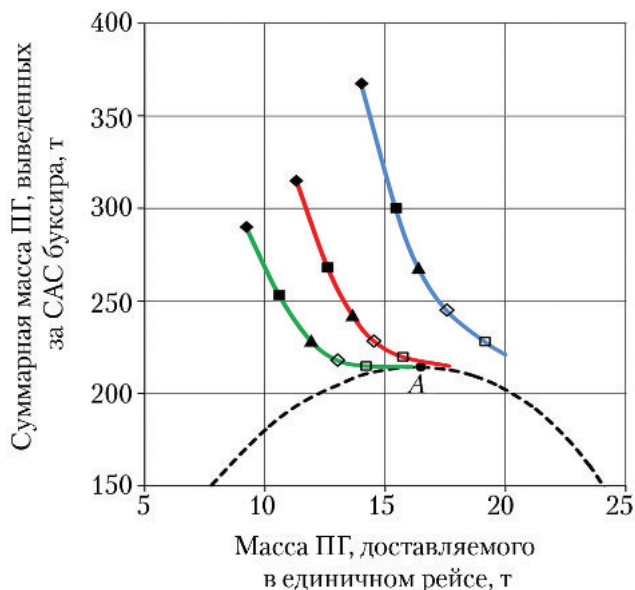


Рис. 5. Зависимости максимальной энергомассовой эффективности для ММБ с химическим разгонным блоком на различных топливах: — опорная орбита базирования ($H_{\text{кр}} = 800$ км); — АТ+НДМГ; — кислород + керосин; — кислород + водород; □ — $H_{\text{ап}} = 3\,000$ км; ◇ — $H_{\text{ап}} = 7\,000$ км; — $H_{\text{ап}} = 12\,000$ км; — $H_{\text{ап}} = 20\,000$ км; — $H_{\text{ап}} = 30\,000$ км

Из анализа результатов, полученных для ММБ с $N_{\text{ЯЭУ}} = 0,5$ МВт, следует:

1. В сравнении с оптимальным (по критерию «max $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$ ») вариантом ММБ с опорной круговой ОБ ($H_{\text{кр}} = 800$ км) использование для буксира эллиптических ОБ обеспечивает одновременное увеличение масс ПГ, выводимых на ГСО и в единичном рейсе ($m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}}$), и за САС буксира ($m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$) при одновременном выполнении условий:

- использования вспомогательного ХРБ на кислородно-водородном топливе;
- ограничения высоты апогея эллиптической ОБ величиной $H_{\text{ап}} \leq 12\,000$ км.

2. Оптимальные значения удельного импульса тяги ЭРДУ буксира практически не меняются при варьировании высоты апогея $H_{\text{ап}}$ эллиптической ОБ от $3\,000$ до $30\,000$ км и составляют $I_{\text{ЭРДУ}}^{\text{opt}} = 55...59$ кН·с/кг.

На рис. 6 представлены результаты расчетов по выбору рациональных параметров ОБ и буксира с кислородно-водородным

ХРБ, исходя из стоимостного критерия эффективности — экономии затрат C по доставке ПГ на ГСО одинаковой суммарной массы за САС буксира $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$ в сравнении с доставкой ПГ той же массы с помощью КВРБ. Пунктирной линией показана функция $C = f(m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}})$ для ММБ с опорной круговой ОБ высотой $H_{\text{кр}} = 800$ км, на которой точка А соответствует варианту буксира с максимальной суммарной массой ПГ, доставляемых на ГСО за САС буксира ($m_{\text{ПГ}}^{\Sigma} = m_{\text{ПГ}}^{\Sigma \text{max}}$), а точка В — варианту с максимальной экономией затрат на программу доставки суммарной массы ПГ $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$ в сравнении с вариантом ее доставки с помощью КВРБ. Тонкими сплошными линиями дано семейство зависимостей $C = f(m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}})$ для ряда эллиптических ОБ с различной высотой апогея $H_{\text{ап}}$ при оптимальных значениях высоты перигея и наклона орбит ($H_{\text{п}}^{\text{opt}} = 800$ км и $i^{\text{opt}} = 51,7^\circ$). Линия, огибающая это семейство, представляет собой функцию максимальной экономической эффективности применения ММБ в сравнении с одноразовыми КВРБ $C_{\Sigma}^{\text{max}} = f(m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}})$.

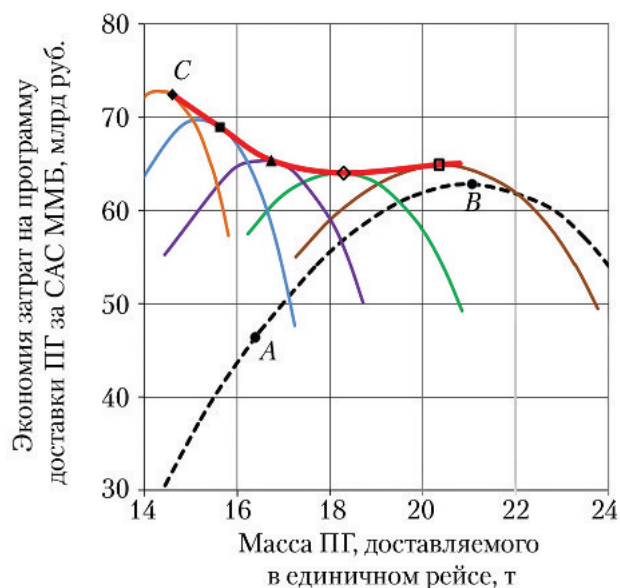


Рис. 6. Зависимости $C = f(m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}})$ для ММБ с кислородно-водородным ХРБ при различных по высоте апогея орбитах базирования: — опорная орбита базирования ($H_{\text{кр}} = 800$ км); — $H_{\text{ап}} = 3\,000$ км; — $H_{\text{ап}} = 7\,000$ км; — $H_{\text{ап}} = 12\,000$ км; — $H_{\text{ап}} = 20\,000$ км; — $H_{\text{ап}} = 30\,000$ км; — огибающая

На рис. 7 функция максимальной экономической эффективности ММБ с эллиптическими ОБ представлена в сопоставлении с аналогичными зависимостями, полученными для вариантов использования вспомогательных ХРБ с ЖРД, работающими на топливах АТ+НДМГ и кислород+керосин. На функциях маркерами указаны точки, отвечающие значениям высоты апогея

ОБ $H_{\text{ап}} = 3\,000, 7\,000, 12\,000, 20\,000$ и $30\,000$ км. Для сравнения пунктирной линией показана также зависимость $C = f(m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}})$ для ММБ с опорной круговой ОБ высотой $H_{\text{кр}} = 800$ км, имеющая те же опорные точки А и В, что и на рис. 6, отвечающие условиям $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma} = m_{\text{ПГ}}^{\Sigma \text{max}}$ и $C = C_{\Sigma}^{\text{max}}$, соответственно.

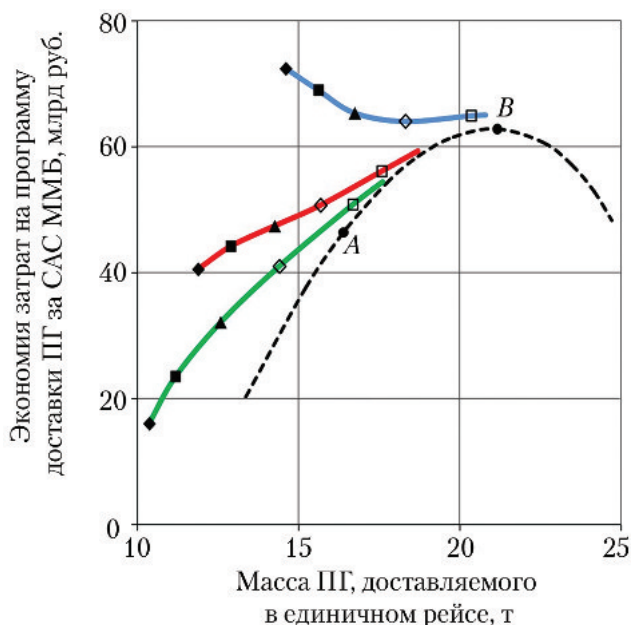


Рис. 7. Зависимости максимальной экономической эффективности для ММБ с ХРБ на различных топливах: — опорная орбита базирования ($H_{\text{кр}} = 800$ км); — АТ+НДМГ; — кислород + керосин; — кислород + водород; □ — $H_{\text{ап}} = 3\,000$ км; ◇ — $H_{\text{ап}} = 7\,000$ км; — $H_{\text{ап}} = 12\,000$ км; — $H_{\text{ап}} = 20\,000$ км; — $H_{\text{ап}} = 30\,000$ км

Из сопоставления зависимостей, представленных на рис. 7, следует, что в случаях применения вспомогательных ХРБ на топливах кислород + керосин и АТ + НДМГ использование для ММБ эллиптических ОБ даже при малых значениях высоты апогея ($H_{\text{ап}} \approx 5\,000$ км) не обеспечивает выигрыша в экономии суммарных затрат C по сравнению с опорным вариантом круговой орбиты базирования ($H_{\text{кр}} = 800$ км).

В то же время, как следует из рис. 6, в варианте использования кислородно-водородного ХРБ и буксира с высокоэллиптической орбитой базирования $H_{\text{ап}} = 30\,000$ км (на рис. 6 — точка С) обеспечивается существенное преимущество в экономии затрат C перед вариантами ММБ с круговой ОБ ($H_{\text{кр}} = 800$ км), имеющими параметры, выбранные по критериям C_{Σ}^{max} (точка В) и $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma \text{max}}$ (точка А). Характеристики этих вариантов приведены для сравнения в табл. 3, где представлен также вариант использования эллиптической ОБ с ограниченной высотой апогея ($H_{\text{ап}} = 12\,000$ км), исходя из условия обеспечения одновременного увеличения

масс ПГ, выводимых на ГСО и в единичном рейсе ($m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}}$), и за САС буксира ($m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$), в сравнении с опорным вариантом круговой ОБ.

Из табл. 3 следует, что вариант буксира с круговой ОБ высотой $H_{\text{кр}} = 800$ км и параметрами, оптимальными по критерию C_{Σ}^{max} , хотя и обеспечивает в единичном рейсе доставку ПГ максимальной массы ($m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}} \approx 21$ т), но имеет при этом минимальную суммарную массу ПГ, доставляемых за САС буксира ($m_{\text{ПГ}}^{\Sigma} \approx 191$ т), и неприемлемо большую продолжительность единичного рейса ($T_{\text{р}} = 406$ сут).

В сравнении же со случаем круговой ОБ ($H_{\text{кр}} = 800$ км) и параметрами ММБ, обеспечивающими максимальную величину суммарной массы $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$, использование вариантов эллиптических ОБ с высотой апогея $H_{\text{ап}} = 12\,000$ и $30\,000$ км в сочетании с применением для их формирования вспомогательных РБ на базе кислородно-водородных ЖРД позволяет обеспечить соответствующие улучшения энергомассовых и экономических показателей эффективности применения буксира:

- увеличить суммарную массу ПГ $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$ в 1,23 раза (при одинаковой массе $m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}}$) и 1,57 раза (при пониженной на ~11% массе $m_{\text{ПГ}}^{\text{ед}}$);
- сократить продолжительность единичного рейса буксира в 1,23 и 1,77 раз;
- уменьшить в ~2,6 и ~3,6 раза расход ксенона в расчете на 1 кг выводимого ПГ;
- увеличить в ~1,4 и ~1,5 раза абсолютную величину экономии затрат от применения ММБ с ЯЭРДУ вместо наиболее эффективных средств межорбитальной транспортировки традиционного типа — одноразовых кислородно-водородных РБ.

При этом, как следует из результатов работы [1], использование для буксира эллиптических ОБ с высотами апогея $H_{\text{ап}} = 12\,000$ и $30\,000$ км позволяет сократить длительность пребывания буксира в зоне высот $800 \leq H \leq 1\,500$ км с высокой плотностью загрязнения космическим «мусором», соответственно, в ~25 и ~100 раз в сравнении с вариантом использования круговой ОБ ($H_{\text{кр}} = 800$ км), что повышает безопасность применения ММБ с ЯЭРДУ.

В завершение следует отметить также, что аналогичные расчеты, проведенные для вариантов ММБ с ЯЭУ электрической мощностью $N_{\text{ЯЭУ}} = 1$ и 1,5 МВт, показали тенденцию к повышению эффекта от применения эллиптических ОБ по мере снижения мощности $N_{\text{ЯЭУ}}$. Это позволяет рассматривать применение эллиптических ОБ для буксира и как средство снижения требований к размерности его ЯЭУ.

Характеристики вариантов ММБ с круговыми и эллиптическими орбитами базирования

Варианты орбиты базирования ММБ	Круговая		Эллиптическая	
	Параметры ОБ $H_{\text{н}} \times H_{\text{ан}}$, км		800×12 000	800×30 000
Используемый критерий эффективности	$m_{\text{ПГ}}^{\Sigma \text{max}}$	C_{Σ}^{max}	C_{Σ}^{max}	C_{Σ}^{max}
Используемый ХРБ (топливо)	Типа «Бриз» (АТ + НДМГ)		Типа КВТК ($O_2 + H_2$)	
Орбита отделения КГЧ от РН $H_{\text{н}} \times H_{\text{ан}}$, км	-130×200		-2 000×200	
Масса отделившейся КГЧ (СМ+ХРБ), т	37,647		46,835	46,764
Набор характеристической скорости СМ на этапах работы ХРБ, м/с – в т. ч. на участке довыведения	433,7 100,1		2 587 805,5	3 240 805,5
Масса СМ с ХРБ при выходе на ОБ, т	32,844		26,533	22,987
Масса СМ с ПГ после отделения ХРБ, т	31,772		23,277	19,350
Расход топлива СМ на стыковку с ОМ, т	1,062		0,778	0,647
Масса состыкованного ММБ с ПГ на ОБ, т	45,592	45,461	37,184	33,343
Набор скорости ММБ при перелете ОБ ГСО (или ГСО ОБ), м/с	7 361		4 860	3 465
Удельный импульс тяги ЭРДУ ММБ, Н·с/кг	36 530	57 693	55 404	57 942
Тяговый КПД ЭРДУ	0,686	0,755	0,749	0,755
Масса ММБ с ПГ при выходе на ГСО, т	37,271	40,015	34,061	31,408
Масса ОМ, отделяемого на ГСО, т	18,205	16,758	16,031	15,542
Суммарный расход ксенона на рейс, т	11,644	7,453	4,469	2,837
Масса ПГ, выводимого на ГСО за 1 рейс, т	16,482	21,263	16,507	14,595
Общая продолжительность рейса, сут	281	406	228	159
Число рейсов ММБ за САС	13	9	16	23
Суммарная масса доставляемых ПГ $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$, т	214,3	191,4	264,1	335,7
Стоимость пуска ХРБ $C_{\text{РБ}}^{\text{СМ}}$, млн руб.	480		977	1 013
Стоимость доставки суммарной массы ПГ $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$ с помощью ММБ, млрд руб.	101,0	69,3	117,0	159,4
Стоимость доставки суммарной массы ПГ $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$ с помощью КВРБ, млрд руб.	147,9	132,1	182,3	231,8
Экономия затрат С по доставке массы ПГ $m_{\text{ПГ}}^{\Sigma}$ при применении ММБ, млрд руб.	47,0	62,8	65,3	72,4

Примечание. ММБ – многоразовый межорбитальный буксир; ОБ – орбита базирования; ХРБ – химический разгонный блок; КГЧ – космическая головная часть; КВРБ – кислородно-водородный разгонный блок; ПГ – полезный груз; СМ – сменный модуль; ОМ – основной модуль; ГСО – геостационарная орбита; САС – срок активного существования.

Заключение

В сравнении с опорным вариантом круговой ОБ высотой $H_{\text{кр}} = 800$ км, традиционно рассматриваемым для ММБ с ЯЭРДУ, применение эллиптических ОБ в сочетании с использованием вспомогательного ХРБ на базе кислородно-водородного ЖРД позволяет улучшить энергомассовые показатели эффективности буксира, а также увеличить экономию затрат от его применения вместо наиболее эффективных средств межорбитальной

транспортировки традиционного типа – одно-разовых кислородно-водородных разгонных блоков.

При этом использование высокоэллиптических орбит базирования может рассматриваться как средство повышения безопасности применения ММБ, обеспечивающее снижение на один-два порядка продолжительности пребывания буксира в зоне интенсивного загрязнения техногенным космическим «мусором», а также как средство снижения требований к размерности его энергоустановки.

Список литературы

1. Акимов В.Н., Архангельский Н.И., Кувшинова Е.Ю., Синицын А.А. Выбор параметров эллиптической орбиты базирования для повышения безопасности применения многоразовых ядерных буксиров // Космическая техника и технологии. 2016. № 2(13). С. 45–54.

2. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Легостаев В.П., Лопота В.А., Максимов В.А., Островский В.Г., Синявский В.В., Тугаенко В.Ю. Электроракетный транспортный аппарат для обеспечения больших грузопотоков в космосе // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 101–111.

3. Косенко А.Б., Синявский В.В. Оптимизация параметров многоразового

межорбитального буксира с ядерной электроракетной двигательной установкой // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 3. С. 140–152.

4. К. Эрике Космический полет. Т. II. Динамика. Ч. 1. М.: Наука, 1969. 342 с.

5. Акимов В.Н., Архангельский Н.И., Кувшинова Е.Ю., Нестеров В.М. 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 // Космическая техника и технологии. 2016. № 3(14). С. 62–70.

Статья поступила в редакцию 11.05.2017 г.

Reference

1. Akimov V.N., Arkhangel'skiy N.I., Kuvshinova E.Yu., Sinitsyn A.A. *Vybor parametrov ellipticheskoi orbity bazirovaniya dlya povysheniya bezopasnosti primeneniya mnogorazovykh yadernykh buksirov* [Selecting parameters of elliptical basing orbit to improve safety of nuclear reusable tugs]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2016, no. 2(13), pp. 45–54.

2. Gribkov A.S., Yevdokimov R.A., Legostaev V.P., Lopota V.A., Maksimov V.A., Ostrovskiy V.G., Sinyavskiy V.V., Tugaenko V.Yu. *Elektroraketnyi transportnyi apparat dlya obespecheniya bol'shikh gruzopotokov v kosmose* [Electrically-propelled transportation vehicle to support heavy cargo traffic in space]. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2009, no. 2, pp. 101–111.

3. Kosenko A.B., Sinyavskiy V.V. *Optimizatsiya parametrov mnogorazovogo mezhorbital'nogo buksira s yadernoi elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovkoi* [Optimizing parameters of a reusable orbital transfer vehicle based on a nuclear electric propulsion system]. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2009, no. 3, pp. 140–152.

4. K. Ehricke. *Kosmicheskii polet. Vol. II. Dinamika. Ch. 1.* [Space flight. Vol. II: Dynamics. Part 1]. Moscow, Nauka publ., 1969. 342 p.

5. Akimov V.N., Arkhangel'skiy N.I., Kuvshinova E.Yu., Nesterov V.M. *Sravnitel'nyi analiz tekhniko-ekonomicheskoi effektivnosti primeneniya mnogorazovykh mezhorbital'nykh buksirov s yadernoi elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovkoi i odnorazovykh khimicheskikh razgonnykh blokov v transportnykh operatsiyakh po dostavke poleznykh грузов na okololunnuyu orbitu* [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]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2016, no. 3(14), pp. 62–70.