

Применение мощных энергодвигательных систем для выполнения транспортных задач в космосе

© В.В. Кошлаков¹, Н.И. Архангельский¹, Л.Э. Захаренков^{1,2},
А.В. Каревский¹, Е.Ю. Кувшинова¹, Е.И. Музыченко¹,
А.В. Семёнкин^{1,2}, А.Е. Солодухин^{1,2}

¹АО ГНЦ «Центр Келдыша», Москва, 125438, Россия

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

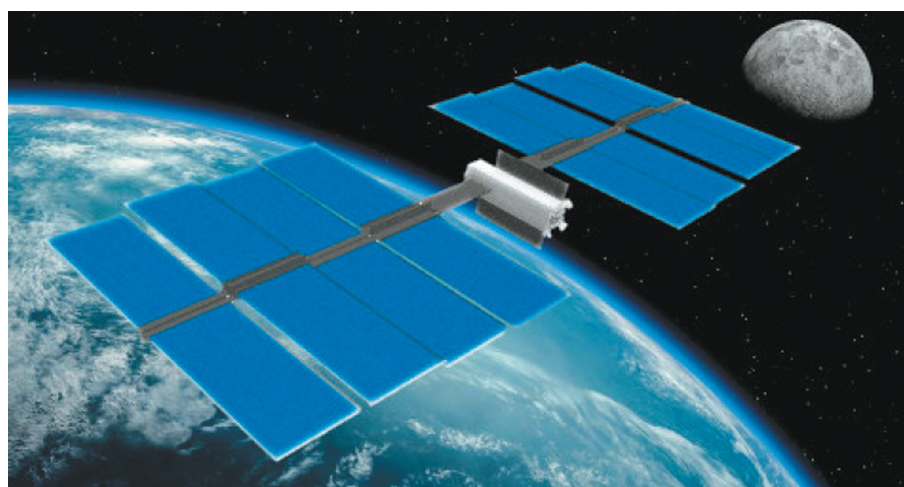
Рассмотрено применение космических аппаратов с мощными энергодвигательными установками для выполнения различных задач в космическом пространстве. Представлены основные составляющие мощных ядерных энергодвигательных установок, варианты их построения и компоновочные решения. Определены требования к характеристикам перспективных космических аппаратов с мощными ядерными энергодвигательными установками для выполнения различных транспортных задач в ближнем и дальнем космосе. Проведен анализ эффективности применения ядерных энергодвигательных установок для выполнения транспортных задач по сравнению с традиционными химическими двигательными установками. Показано, что применение ядерных энергодвигательных установок по сравнению с химическими двигательными установками имеет следующие преимущества: увеличение массы полезного груза; реализация прямых схем перелетов (без гравитационных маневров) к объектам, расположенным в дальнем космосе; обеспечение электроснабжения целевой аппаратуры и системы связи на качественно более высоком уровне.

Ключевые слова: космический аппарат, энергодвигательная установка, ядерная энергоустановка, электроракетный двигатель, полезный груз

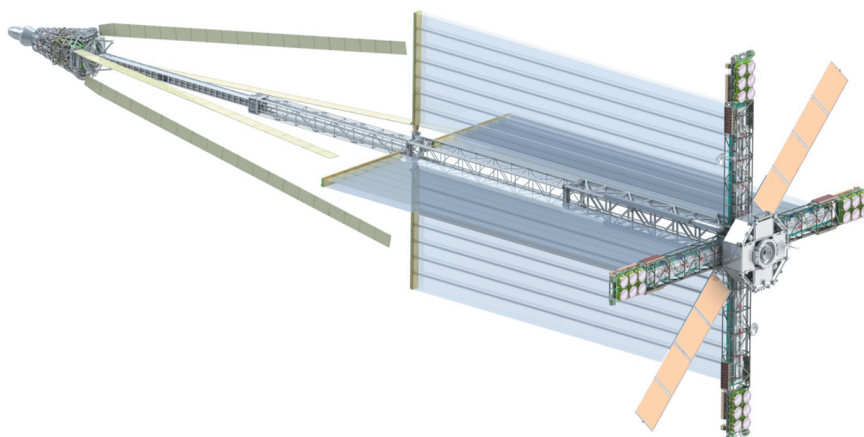
Введение. Для решения перспективных задач в области изучения и использования космического пространства требуется качественно повысить уровень мощности энергодвигательного обеспечения космических аппаратов (КА).

Для выполнения перспективных задач в ближнем и дальнем космосе рассматривается применение принципиально нового транспортного средства — космического буксира с мощной (уровня сотни киловатт — мегаватты) энергодвигательной установкой [1, 2] на базе солнечной или ядерной энергоустановки (ЯЭУ) и многодвигательной электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), включающей маршевые электроракетные двигатели (ЭРД) и вспомогательные двигатели для ориентации КА (рис. 1).

По сравнению с традиционными транспортными средствами на базе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) применение ЭРД благодаря их высокому удельному импульсу тяги может обеспечить значительное улучшение технических, эксплуатационных характеристик и целевых возможностей космических средств различного назначения применительно к транспортным задачам в ближнем и дальнем космосе.



а



б

Рис. 1. Внешний вид буксиров на базе солнечной (а) и ядерной (б) энергоустановок

Уровень мощности определяет возможности по электропитанию ЭРДУ, а также целевой полезной нагрузки, что в свою очередь во многом обуславливает функциональные возможности КА. Применение электроракетных двигателей, обладающих высоким удельным импульсом и большим ресурсом, способно обеспечить срок активного существования КА до нескольких десятков лет.

В настоящее время в России и за рубежом рассматривается применение буксиров с солнечной энергоустановкой, имеющей уровень мощности от 50 до 400 кВт, и ЭРДУ для выполнения миссий в ближнем космосе [3–5].

Для уровня мощности свыше 200 кВт все более предпочтительным становится использование ядерной энергетики на борту КА [6].

Ядерные энергоустановки характеризуются существенно большей компактностью, чем солнечные энергоустановки, независимостью генерируемой мощности от расстояния до Солнца, условий освещенности, повышенной радиационной стойкостью. Причем использование ядерной энергетики в космическом пространстве рассматривается в тех случаях, когда ее применение либо безальтернативно (например, полеты в дальние области солнечной системы), либо обеспечивает значительное улучшение технических, эксплуатационных характеристик и функциональных (целевых) возможностей космических средств различного назначения, включая их экономические показатели [7].

В области исследований дальнего космоса мощные ядерные энергодвигательные установки (ЯЭДУ) мегаваттного класса могут в наибольшей степени продемонстрировать свои преимущества. К таким исследованиям относятся, например, изучение спутников Юпитера (в первую очередь, Европы), под ледяным покровом которых предположительно находятся живые организмы, характерные для начальной стадии зарождения жизни, что может вплотную приблизить человечество к решению фундаментальных научных проблем — разгадке тайн происхождения Солнечной системы и возникновения жизни. В связи с этим обеспечение таких исследований представляет большой потенциал для реализации крупных международных проектов.

Необходимость перехода на качественно новый уровень энергодвигательного обеспечения полетов в дальний космос определяется как высокой энергоемкостью выполнения транспортных задач, так и потребностью в применении мощных средств исследования изучаемого объекта. В частности, при прогнозируемой толщине ледяного покрова Европы на уровне 70...80 км для обнаружения под ним воды потребная средняя мощность электромагнитного сигнала бортового радиолокатора декаметрового диапазона должна составлять не менее 30 кВт; при этом масса радиолокатора как целевой полезной нагрузки в составе КА будет составлять не менее 1 т [8].

Для сравнения, масса КА Galileo на базе ЖРД, запущенного к Юпитеру с помощью Shuttle Atlantis и разгонного блока IUS (миссия STS-34), была равна 2223 кг. Масса полезной нагрузки при выходе КА на орбиту Юпитера составила 118 кг, а электрическая мощность энергоустановки, состоящей из двух радиоизотопных элементов, была равна 490 Вт (солнечные батареи не применяли ввиду большого расстояния от Солнца). Для снижения энергозатрат схема межпланетного полета КА включала три гравитационных маневра (один — у Венеры и два — у Земли), которые обусловили большую длительность перелета от Земли к Юпитеру (6,2 года). При этом использование гравитационных маневров было сопряжено с увеличением риска потери аппарата и потребностью в согласованном определении даты старта с учетом взаимных расположений Земли, Венеры и Юпитера.

Космический аппарат Galileo был выведен на вытянутую эллиптическую орбиту Юпитера, что диктовалось как требованиями, касающимися целевой аппаратуры, так и проблемами скругления орбиты, осуществить которое было нереально из-за большой величины потребного тормозного импульса при малом удельном импульсе тяги используемой ДУ на базе ЖРД. В связи с этим изучение спутников Юпитера проводилось с пролетных траекторий, на которых условия наблюдения объекта не могут быть выбраны свободно из-за ограничений, накладываемых законами небесной механики, — число кратковременных пролетов оказывается явно недостаточным даже для полного фотографического покрытия с высоким разрешением поверхности исследуемого спутника. Для этого требуется выход на околосопутниковую орбиту.

Переход к использованию ЯЭДУ мегаваттного класса позволит проводить прямые перелеты к дальним планетам-гигантам как более простые и менее рискованные в реализации, а также осуществлять последующий выход на орбиты, оптимальные для детального изучения их спутников средствами радиолокационного зондирования. Поэтому в мире наблюдается рост числа проектов КА с ЯЭДУ большой мощности [1, 9], активный интерес к которым также обуславливается возрастающими технологическими и конструктивными возможностями по созданию основных составляющих ЯЭДУ.

Цель представленного в статье исследования — сравнительный анализ эффективности применения традиционных транспортных средств на базе ЖРД (ракет-носителей и разгонных блоков) и космических буксиров с мощной ЯЭДУ для выполнения задач в ближнем и дальнем космосе.

Основные компоненты ЯЭДУ с системой преобразования тепловой энергии на базе цикла Брайтона. В качестве одного из перспективных вариантов реализации рассматриваются ЯЭДУ, содержащие в своем составе в качестве источника теплоты ядерный реактор, систему преобразования тепловой энергии в электрическую в замкнутом газотурбинном цикле (цикле Брайтона) и электроракетные двигатели [10]. Схема такой ЯЭДУ приведена на рис. 2.

Основным элементом газотурбинной системы преобразования энергии (СПЭ) является турбокомпрессор-генератор (ТКГ) — агрегат, объединяющий в единой конструкции:

- турбину, обеспечивающую преобразование тепловой энергии рабочего тела (инертный газ или смесь инертных газов), нагретого до высокой температуры в источнике тепла (ядерном реакторе), в механическую энергию вращающегося ротора;
- компрессор, обеспечивающий циркуляцию газообразного рабочего тела по замкнутому контуру с требуемым перепадом давления;

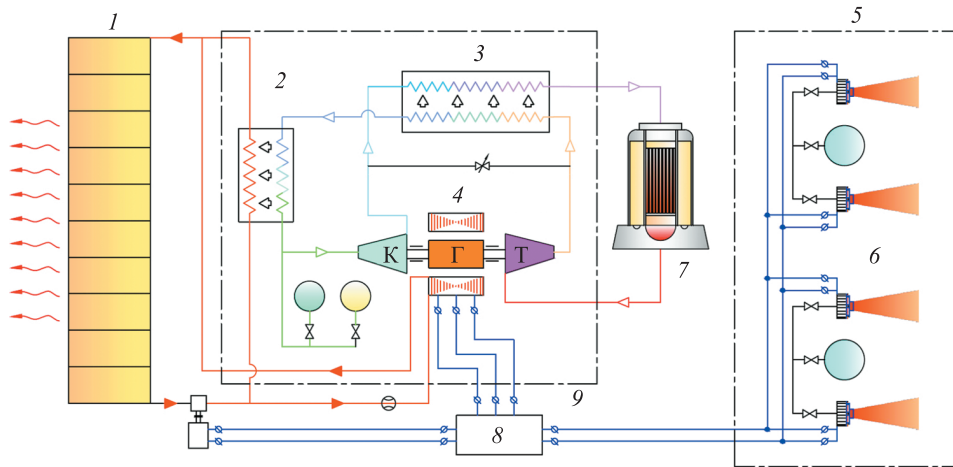


Рис. 2. Схема ЯЭДУ с газотурбинной системой преобразования энергии и ядерным реактором:

1 — холодильник-излучатель; 2 — теплообменник-холодильник; 3 — теплообменник-рекуператор; 4 — турбогенератор-компрессор; 5 — ЭРД ориентации; 6 — маршевые ЭРД; 7 — ядерный реактор; 8 — система преобразования и распределения электроэнергии; 9 — система преобразования энергии

– генератор, обеспечивающий преобразование избыточной механической мощности на валу ТКГ в электрическую энергию переменного тока.

В теплообменнике-холодильнике теплота, не использованная в цикле преобразования энергии, передается от газообразного рабочего тела к теплоносителю системы отвода теплоты и затем сбрасывается холодильником-излучателем в окружающее космическое пространство. Теплообменник-рекуператор обеспечивает повышение КПД преобразования энергии в замкнутом цикле за счет передачи (рекуперации) теплоты от рабочего тела, идущей с выхода турбины на вход в теплообменник-холодильник, к рабочему телу, идущей с выхода компрессора на вход в ядерный реактор.

Электрическая энергия переменного тока, вырабатываемая СПЭ, с помощью аппаратуры системы преобразования и распределения электроэнергии (СПРЭЭ) трансформируется в электроэнергию постоянного тока требуемых номиналов напряжений, которая используется для обеспечения работы ЭРД.

Разработка, создание и эксплуатация мощных энергодвигательных установок связаны с необходимостью взаимной увязки функционирования их основных составных частей — газотурбинной системы преобразования энергии, электроракетных двигателей, а также аппаратуры системы преобразования и распределения электрической энергии. Эти составные части являются сложными техническими системами, которые могут оказывать взаимное влияние на работу друг друга.

Электроракетная двигательная установка мощного буксира строится на объединении нескольких одновременно работающих ЭРД в общий сборочный узел, получивший в литературе название «кластер». Алгоритм функционирования космического буксира предполагает, что число работающих двигателей должно регулироваться. Для изменения их числа и обеспечения надежности ДУ должна быть обеспечена возможность их независимого включения и отключения, а также независимого регулирования параметров для управления движением КА.

При проведении экспериментальных исследований совместной работы ЭРД, газотурбинной системы преобразования, а также аппаратуры СПРЭЭ на стендовой базе АО ГНЦ «Центр Келдыша» была продемонстрирована возможность устойчивой работы на характерных для работы космических ЯЭДУ переходных и стационарных режимах. Реализованный при этом способ поддержания частоты вращения ротора турбокомпрессора-генератора и, соответственно, напряжения вырабатываемого переменного тока посредством регулируемой балластной нагрузки показал свою эффективность и не внес никаких дополнительных особенностей в работу ЭРД и аппаратуры СПРЭЭ [10].

Для определения требований к уровню мощности ЯЭДУ и основным характеристикам ЭРД необходимо провести анализ выполняемой транспортной задачи (рис. 3) [9].



Рис. 3. Схема определения характеристик ЭРД

Наиболее актуальными транспортными задачами в настоящее время являются миссии к Луне, Марсу и объектам дальнего космоса, например, к Европе – спутнику Юпитера.

Результаты оценки характеристик миссии в дальний космос.

Согласно оценкам, проведенным в рамках работ по проекту МEGAHIT [11], при начальной массе КА на радиационно безопасной орбите (РБО) 40 т (обеспечиваемой двумя пусками РН «Ангара-А5»), уровне мощности ЯЭДУ, равной 1 МВт, и вариации величины удельного импульса тяги ЭРДУ в диапазоне от 5500 до 8000 с продолжительность перелета к Юпитеру на орбиту Европы T составит соответственно от 2,5 до 3,5 года (рис. 4), а масса доставляемого полезного груза (без массы ЯЭДУ) — от 3 до 10 т при массовом совершенстве ЯЭДУ 15 кг/кВт [9]. В случае использования ЖРД для перелета от Земли по прямой схеме и торможения у Юпитера масса транспортируемого полезного груза составит ~300 кг при продолжительности доставки 2,5 года.

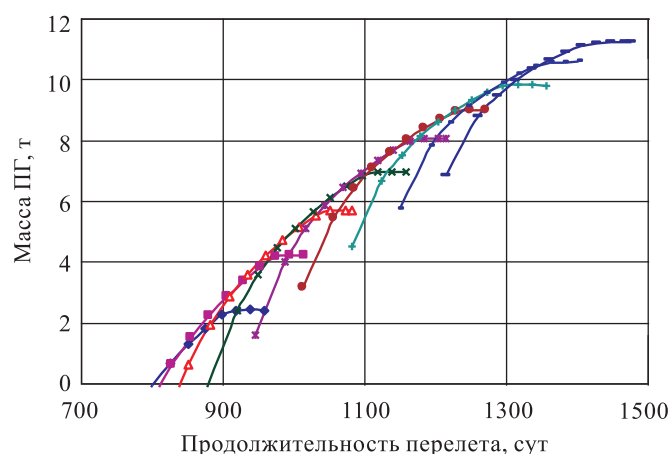


Рис. 4. Зависимость массы полезного груза на орбите Европы от продолжительности межпланетной транспортной операции и удельного импульса тяги с мегаваттной ЯЭДУ:

$I_{уд} = 5000$ (—●—); 5500 (—■—); 6000 (—▲—); 6500 (—✕—); 7000 (—◆—);
 7500 (—●—); 8000 (—+—); 8500 (—■—); 9000 с (—◆—)

Согласно [12], при тех же исходных данных, но для варианта использования ЯЭДУ мощностью 0,5 МВт, продолжительность перелета на орбиту Европы составит $T = 3,2 \dots 7,4$ года (при вариации величины удельного импульса тяги ЭРДУ в диапазоне 5000...10 000 с), а масса доставляемого полезного груза (без массы ЯЭДУ) может достичь 18 т. Таким образом, применение в транспортных операциях буксиров с ЯЭДУ может обеспечить одновременную доставку нескольких тяжелых КА и исследовательских зондов на орбиты спутников Юпитера.

Дополнительным и важнейшим фактором, определяющим безальтернативность применения буксиров с ЯЭДУ, является доставка мощной (сотни киловатт) энергоустановки в составе ЯЭДУ, которая может использоваться на рабочей орбите как для многочастотного радиолокационного зондирования спутника, так и для высокоскоростной передачи большого объема получаемой информации на Землю с использованием антенны радиолокатора, что позволит выйти на принципиально новый уровень научной эффективности исследовательских программ.

Результаты оценки характеристик миссий к Луне и Марсу. Ниже даны оценки сравнительной эффективности применения КА с ЯЭДУ в данных транспортных операциях, полученные при следующих общих предпосылках и исходных данных.

Рассмотрено применение вариантов КА с ЯЭДУ электрической мощностью 200 и 500 кВт. Удельная масса КА ($\gamma_{КА с ЯЭДУ}$), включающего общую конструкцию аппарата, бортовые служебные системы (системы управления движением и телеметрических измерений, радиокomплекс, система обеспечения тепловых режимов, бортовая кабельная сеть и пр.) и ЯЭДУ (без системы хранения и подачи рабочего тела ЭРД), варьировалась в диапазоне от 20 до 80 кг/кВт. Масса системы хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ) оценивалась пропорционально массе рабочего тела, потребной на перелет, с коэффициентом пропорциональности 0,1. Тяговый КПД ЭРДУ принят равным $\eta_T = 0,7$, КПД системы преобразования и управления $\eta_{СПУ} = 0,95$.

Выбраны однопусковые схемы выведения КА с ЯЭДУ и традиционных средств межорбитальной транспортировки (СМТ) на базе ЖРД на стартовые орбиты с использованием ракет-носителей «Ангара-А5М» и «Ангара-А5В», базирующихся на космодроме Восточный и имеющих грузоподъемность на низкую околоземную орбиту 27 т и 38 т соответственно [13]. Для довыведения КА с ЯЭДУ и полезного груза (ПГ) с низкой околоземной орбиты на стартовую радиационно безопасную орбиту высотой 800 км рассмотрено использование разгонного блока (РБ) «Фрегат». Согласно расчетам, масса орбитального блока (КА с ЯЭДУ+ПГ), доставляемого на РБО с помощью РН «Ангара-А5М» и РБ «Фрегат», составляет 23 т, а для варианта РН «Ангара-А5В» с РБ «Фрегат» — 32,8 т.

Перелеты к Луне. Перечислены следующие задачи доставки ПГ с помощью КА с ЯЭДУ на окололунную полярную орбиту высотой 100 км.

1. Варианты однократно выполняемой транспортировки ПГ:
 - а) с выполнением только транспортной задачи;
 - б) с комбинированным использованием КА с ЯЭДУ (как для доставки ПГ на целевую орбиту, так и для последующего энергодвигательного обеспечения ПГ).

2. Транспортировка ПГ с помощью КА с ЯЭДУ многоразового применения.

Зависимости выводимой на окололунную орбиту массы ПГ ($m_{\text{ПГ}}^{\text{КА с ЯЭДУ}}$) от продолжительности выведения ($T_{\text{в}}$) и от удельной массы КА с ЯЭДУ ($\gamma_{\text{КА с ЯЭДУ}}$) для задачи однократно выполняемой транспортировки ПГ и при условии выполнения КА с ЯЭДУ только транспортной задачи представлены на рис. 5, а и б для вариантов использования РН «Ангара-А5М» и РН «Ангара-А5В» соответственно. Для сравнения на поле представленных зависимостей нанесены уровни масс ПГ, доставляемых на ту же орбиту с помощью РН «Ангара-А5М» и РН «Ангара-А5В» в комплексе с СМТ традиционного типа — одноразовыми разгонными блоками на базе ЖРД ($m_{\text{ПГ}}^{\text{ЖРД}}$).

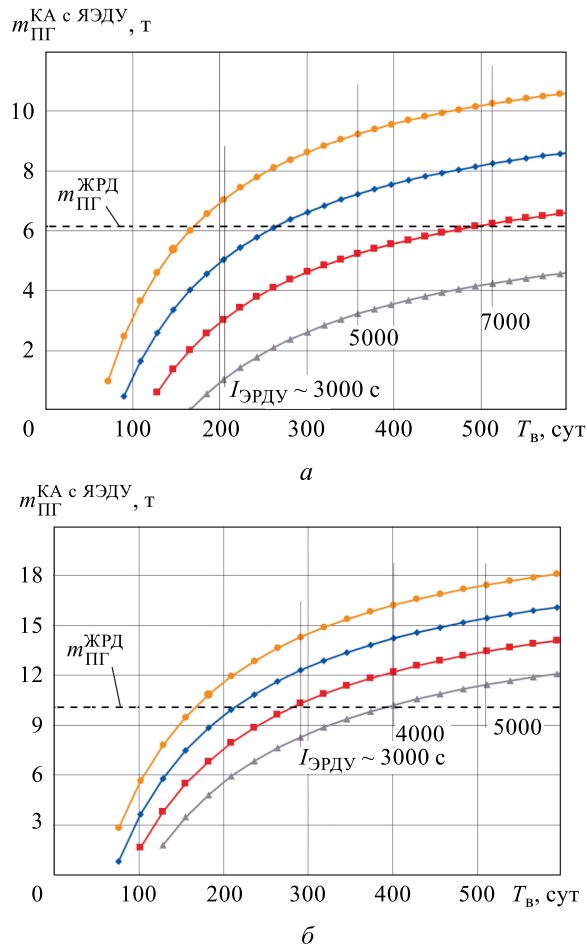


Рис. 5. Зависимости массы полезного груза, выводимого с помощью КА с ЯЭДУ ($N_{\text{ЯЭДУ}} = 200$ кВт) с околоземной орбиты на окололунную орбиту, от продолжительности выведения при использовании РН «Ангара-А5М» (а) и РН «Ангара-А5В» (б):

$\gamma_{\text{КА с ЯЭДУ}} = 50$ (—○—); 60 (—■—); 70 (—▲—); 80 кг/кВт (—◆—)

Из сопоставления представленных на рис. 5 зависимостей следует, что по сравнению с традиционными РБ на базе ЖРД эффективность применения КА с ЯЭДУ мощностью 200 кВт для однократного выполнения только транспортной задачи относительно невелика: примерно 1,5-кратное увеличение массы выводимого ПГ достигается при удельной массе КА с ЯЭДУ ~ 50 кг/кВт и удельном импульсе тяги ЭРДУ $I_{\text{ЭРДУ}} \approx 5000$ с для варианта транспортной системы, использующей РН «Ангара-А5М». В случае применения РН «Ангара-А5В» 1,5-кратное увеличение массы ПГ достигается при $\gamma_{\text{КА с ЯЭДУ}} = 50 \dots 60$ кг/кВт и $I_{\text{ЭРДУ}} = 3500 \dots 5000$ с.

Однако при комбинированном применении, когда КА с ЯЭДУ используется не только для доставки ПГ на целевую орбиту, но и для последующего энергодвигательного обеспечения ПГ, транспортные возможности системы могут быть увеличены в несколько раз. При этом КА с ЯЭДУ может рассматриваться на целевой орбите как служебная платформа с энергоустановкой, а выводимый ПГ — как целевой модуль, представляющий собой целевую аппаратуру с системой обеспечения теплового режима ее работы.

Для варианта транспортной системы на базе традиционных РБ с ЖРД полезный груз, выводимый на целевую орбиту, должен включать не только целевой модуль, но и служебную платформу с энергоустановкой. Согласно выполненным оценкам, масса целевого модуля в составе КА, выводимого с помощью РБ с ЖРД на целевую окололунную орбиту, равна $\sim 2,2$ и $3,5$ т для вариантов транспортных систем с РН «Ангара-А5М» и РН «Ангара-А5В» соответственно.

Зависимости относительного (по сравнению с РБ на базе ЖРД) увеличения массы целевого модуля (ЦМ), выводимого на окололунную орбиту, применительно к случаю комбинированного использования КА с ЯЭДУ мощностью 200 кВт представлены на рис. 6, а и б для вариантов с РН «Ангара-А5М» и с РН «Ангара-А5В» соответственно. Варьируемыми параметрами являются удельный импульс тяги ЭРДУ ($I_{\text{ЭРДУ}}$), определяющий продолжительность выведения ($T_{\text{в}}$), и удельная масса КА с ЯЭДУ ($\gamma_{\text{КА с ЯЭДУ}}$).

Из представленных на рис. 6 зависимостей следует, что в случае применения транспортной системы с использованием РН «Ангара-А5М» и при уровне удельной массы КА с ЯЭДУ ~ 50 кг/кВт увеличение массы ЦМ в 3,1–4,7 раза достигается в диапазоне изменения удельного импульса тяги ЭРДУ от 3000 до 7000 с, а в случае с РН «Ангара-А5В» увеличение массы ЦМ в 4–5 раз отвечает диапазону изменения удельного импульса тяги ЭРДУ от 3000 до 5000 с. При этом значительным фактором в пользу применения КА с ЯЭДУ в данной транспортной задаче является и попутная доставка на целевую орбиту мощной (до 200 кВт) электрогенерирующей установки, что дает возможность, например, использовать методы многочастотного

поляриметрического зондирования Луны с качественным повышением информационного содержания радиолокационных снимков и возможностью выявления подповерхностных объектов.

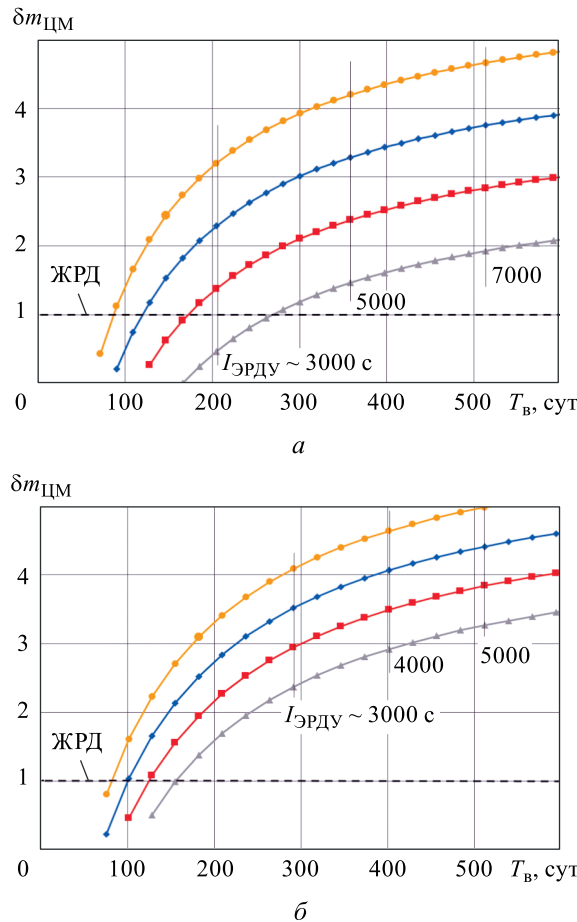


Рис. 6. Относительный прирост массы целевого модуля, доставляемого КА с ЯЭДУ ($N_{\text{ЯЭДУ}} = 200$ кВт) на окололунную орбиту по сравнению с применением РБ на базе ЖРД при использовании РН «Ангара-А5М» (а) и РН «Ангара-А5В» (б):

$$\gamma_{\text{КА с ЯЭДУ}} = 50 \text{ (—○—)}; 60 \text{ (—●—)}; 70 \text{ (—■—)}; 80 \text{ кг/кВт (---)}$$

Оценки эффективности применения многоразового КА с ЯЭДУ в задаче транспортировки ПГ на окололунную орбиту с последующим возвращением КА (без ПГ) на РБО, выполненные при мощности ЯЭДУ, равной 500 кВт, приведены на рис. 7, а и б для вариантов транспортных систем с использованием РН «Ангара-А5М» и с РН «Ангара-А5В» соответственно. Результаты оценок представлены в виде зависимостей массы ПГ, выводимого КА с ЯЭДУ в единичном рейсе ($m_{\text{ПГ}}^{\text{КА с ЯЭДУ}}$), от продолжительности рейса КА с околоземной РБО на окололунную орбиту и обратно (T_p), полученных для ряда значений

удельной массы КА с ЯЭДУ ($\gamma_{КА с ЯЭДУ}$). Черными изолиниями соединены точки зависимостей $m_{ПГ}^{КА с ЯЭДУ} = f(T_p)$, отвечающие одинаковым значениям удельного импульса тяги ЭРДУ — $I_{ЭРДУ} = 3000, 5000$ и 7000 с. Для сравнения на поле зависимостей $m_{ПГ}^{КА с ЯЭДУ} = f(T_p)$ даны уровни масс ПГ, доставляемых на ту же орбиту с помощью РН «Ангара-А5М» и РН «Ангара-А5В» в комплексе с СМТ традиционного типа — одноразовыми РБ на базе ЖРД ($m_{ПГ}^{ЖРД}$).

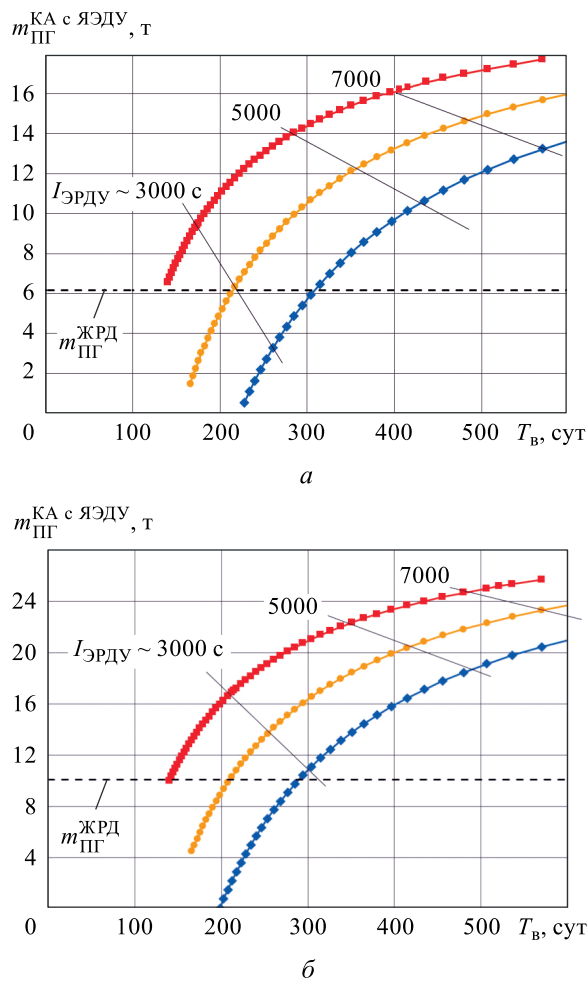


Рис. 7. Зависимости массы полезного груза, выводимого с помощью КА с ЯЭДУ ($N_{ЯЭДУ} = 500$ кВт) от продолжительности рейса КА с околоземной орбиты на окололунную орбиту и обратно при использовании РН «Ангара-А5М» (а) и РН «Ангара-А5В» (б):

$\gamma_{КА с ЯЭДУ} = 40$ (—♦—); 30 (—♦—); 20 кг/кВт (—♦—)

Приведенные на рис. 7 зависимости свидетельствуют о возможности увеличения примерно в 2 раза массы ПГ, выводимого на окололунную орбиту многоразовым КА с ЯЭДУ в единичном рейсе, по сравнению с одноразовыми РБ на базе ЖРД. Для варианта размерности транспортной системы, отвечающей использованию РН «Ангара-А5М», для сохранения двукратного преимущества многоразового КА с ЯЭДУ в массе выводимого ПГ ($m_{\text{ПГ}}^{\text{КА с ЯЭДУ}} \approx 12 \text{ т}$) перед РБ на базе ЖРД ($m_{\text{ПГ}}^{\text{ЖРД}} \approx 6 \text{ т}$) отрицательное влияние увеличения удельной массы КА с ЯЭДУ с 20 до 40 кг/кВт может быть компенсировано увеличением удельного импульса тяги ЭРДУ с 4000 до 6000 с и, соответственно, продолжительности рейса с 230 до 500 сут. Для варианта системы с РН «Ангара-А5В» сохранение двукратного преимущества многоразового КА в массе ПГ ($m_{\text{ПГ}}^{\text{КА с ЯЭДУ}} \approx 20 \text{ т}$) перед РБ на базе ЖРД ($m_{\text{ПГ}}^{\text{ЖРД}} \approx 10 \text{ т}$) при увеличении удельной массы КА с ЯЭДУ с 20 до 40 кг/кВт может быть обеспечено за счет увеличения удельного импульса тяги ЭРДУ с 4100 до 5800 с и, соответственно, продолжительности рейса с 270 до 550 сут.

Таким образом, снижение требований к уровню массового совершенства многоразового КА с ЯЭДУ в 2 раза (с 20 до 40 кг/кВт) сопряжено с необходимостью увеличения удельного импульса тяги ЭРДУ на 40...45 % и увеличения примерно в 2 раза продолжительности единичного рейса на окололунную орбиту и обратно.

Перелеты к Марсу. В транспортной задаче по доставке ПГ на околомарсианскую круговую орбиту высотой 400 км рассмотрено применение КА с ЯЭДУ мощностью 500 кВт при использовании в качестве средства выведения РН «Ангара-А5В». Удельный импульс тяги ЭРДУ оптимизировался для каждой расчетной точки при вариации его значения в диапазоне 2800...6500 с.

Зависимости массы доставленного на околомарсианскую орбиту полезного груза, полученные при удельной массе ЯЭДУ 30, 40 и 50 кг/кВт, а также зависимость конечной массы КА с ЯЭДУ (красная линия) при выходе на околомарсианскую орбиту (без израсходованного в перелете рабочего тела и СХПРТ) от продолжительности межпланетного перелета представлены на рис. 8. Для сравнения на поле этих зависимостей указан уровень массы ПГ, доставляемого на ту же орбиту с помощью РН «Ангара-А5В» в комплексе с РБ на базе ЖРД ($m_{\text{ПГ}}^{\text{ЖРД}}$).

Согласно представленным зависимостям, применение ЯЭДУ только в качестве транспортного средства позволяет превысить уровень массы ПГ, доставляемого КА на базе ЖРД, при удельной массе

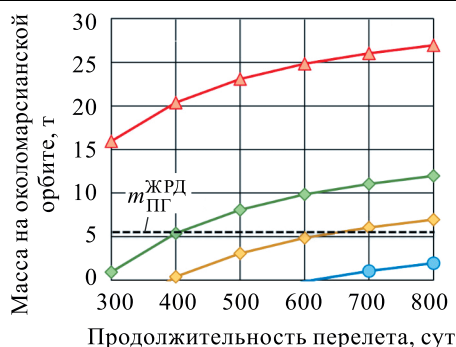


Рис. 8. Зависимости конечной массы КА и массы ПГ на орбите Марса от продолжительности перелета с помощью РН «Ангара-А5В» ($N_{\text{ЯЭДУ}} = 500$ кВт):
 — масса за вычетом СХПРТ; масса ПГ при $\gamma_{\text{ЯЭДУ}} = 30$ (—); 40 (—); 50 кг/кВт (—)

ЯЭДУ от 40 кг/кВт и менее. При значении удельной массы ЯЭДУ, равном 30 кг/кВт, масса доставляемого ПГ превышает уровень ПГ для ДУ на базе ЖРД уже при продолжительности перелета 400 сут. Увеличение массы ПГ примерно в 2 раза относительно варианта на базе ЖРД достигается при продолжительности перелета, составляющей около 700 сут.

Когда ЯЭУ применяется для электропитания ПГ на околомарсианской орбите, в целом КА с ЯЭДУ можно использовать в качестве служебной спутниковой платформы, выполняющей функции энергодвигательного, навигационного и связного обеспечения. При этом доставленный ПГ можно рассматривать как целевой (исследовательский) модуль, а конечную массу КА с ЯЭДУ за вычетом СХПРТ (см. рис. 8) — как массу исследовательского КА с ЦМ на околомарсианской орбите. Из сопоставления массы КА с ЯЭДУ (без СХПРТ) с массой КА, доставляемого с помощью РБ на базе ЖРД (т. е. с массой $m_{\text{ПГ}}^{\text{ЖРД}}$), следует вывод, что в случае комбинированного использования (для выведения КА на околомарсианскую орбиту и обеспечения его последующего электропитания) ЯЭДУ имеет 3–5-кратное преимущество перед ЖРД по массе выводимого КА в диапазоне продолжительности перелета от 300 до 800 сут.

Основные выводы и задачи экспериментальной отработки ЭРДУ. Проведенный анализ транспортных задач позволяет сделать следующие выводы:

- для миссий к Луне существенный выигрыш по массе ПГ при использовании ЯЭДУ достигается при удельном импульсе 3000...5000 с, дальнейший рост удельного импульса дает некоторый прирост массы ПГ, но существенно увеличивает время перелета;
- для полетов к Марсу и спутникам Юпитера предпочтителен уровень мощности 500 кВт и более, рассматриваемое значение

удельного импульса при этом составит 3000...9000 с, а требуемый ресурс ЯЭДУ — десятки тысяч часов;

– характерные затраты рабочего тела ЭРД для полета к Луне КА массой около 30 т составят примерно 10 т (для полетов в дальний космос — еще больше), что сопоставимо с годовым производством ксенона во всем мире, а значит, ксенон нельзя рассматривать в качестве основного варианта.

Учитывая сделанные выводы, для реализации ЯЭДУ можно рассматривать ЭРД нескольких типов: ионные двигатели (ИД), двигатели с замкнутым дрейфом электронов (ДЗДЭ), магнитоплазменные двигатели, VASIMR и др. Однако относительно уровня технологической готовности и обеспечения требуемого ресурса предпочтение стоит отдать двум наиболее развитым в настоящее время технологиям ЭРД — ИД и ДЗДЭ. Диапазон по удельному импульсу, характерный для ИД, лежит выше 3000 с. Правда, ИД конструктивно более сложные, чем ДЗДЭ, и при одном и том же с ними уровне мощности имеют большие габаритные размеры. Характерный диапазон по удельному импульсу используемой схемы ДЗДЭ лежит в пределах до 3000 с, хотя существуют потенциальные возможности увеличения удельного импульса путем применения двухступенчатой схемы и перехода к рабочим телам с меньшей, чем у ксенона, атомной массой, что позволяет расширить диапазон их применения.

Кроме того, ввиду значительного увеличения числа КА с ЭРДУ, связанного наряду с прочим с развертыванием многоспутниковых группировок различного назначения, а также с планами по созданию космических транспортных систем на базе мощных ЭРДУ, все более актуальной становится замена ксенона на альтернативные, более доступные и дешевые рабочие тела (РТ). Среди возможных вариантов рассматриваются инертные газы криптон и аргон, их смеси с ксеноном, а также конденсирующиеся вещества — йод, висмут, индий, ртуть, цезий и др.

Таким образом, для создания мощной ЭРДУ целесообразно продолжать экспериментальную отработку обеих технологий ЭРД — ИД и ДЗДЭ.

На сегодняшний день наиболее актуальными являются четыре задачи экспериментальной отработки.

1. Конфигурация ЭРДУ. Мощность единичного двигателя и, следовательно, общее количество двигателей в ЭРДУ.

2. Количество двигателей, работающих с одним катодным блоком, т. е. количество двигателей в кластере и, соответственно, количество кластеров в ЭРДУ.

3. Конфигурация кластера. Расположение двигателей и катодных блоков. Проблемы перегруженных и недогруженных катодов: недогруженные катоды могут угасать, а у перегруженных будет более сильный

износ элементов конструкции. Проблемы взаимодействия двигателей между собой, а также магнитных систем двигателей.

4. Возможность работы ЭРД на альтернативных рабочих телах. При экспериментальной отработке необходимо обеспечить такие целевые показатели характеристик ЭРДУ:

– ЭРД мощностью 20...50 кВт и удельной массой 1...2 кг/кВт с возможностью регулирования тяги и удельного импульса;

– катоды с разрядным током до сотен ампер и возможностью регулирования величины тока в широком диапазоне;

– СПУ с удельной массой менее 1,8 кг/кВт, КПД более 95 % и максимальной рабочей температурой около 60 °С; в случае реализации концепции «прямой передачи» удельная масса должна быть существенно меньше, а КПД — выше;

– система хранения РТ с низким баковым коэффициентом и сниженной неиспользуемой массой РТ;

– точная система регулирования расхода РТ;

– легкий карданный подвес.

Заключение. Проведен анализ эффективности применения КА с ЯЭДУ для решения транспортных задач доставки полезных грузов к Луне, Марсу и спутнику Юпитера Европе по сравнению с использованием КА на базе ЖРД. В результате сделаны следующие выводы.

1. Для осуществления перспективных космических миссий по исследованию Луны, Марса, объектов дальнего космоса требуется применять КА с мощными ЯЭДУ, что по сравнению с ДУ на базе ЖРД позволяет: значительно увеличить массу доставляемого полезного груза, реализовать более простые (без гравитационных маневров) схемы перелетов к спутникам планет-гигантов, чтобы снизить риски при выполнении миссии, сократить продолжительность перелета и уменьшить период времени между благоприятными датами старта, а также обеспечить электроснабжение ПГ и системы связи на качественно более высоком уровне.

2. В качестве основных технологий ЭРД рассматривается применение ионных двигателей и двигателей с замкнутым дрейфом электронов. ЭРДУ рекомендуется реализовывать на базе объединения нескольких одновременно работающих ЭРД в общий сборочный узел, получивший в литературе название «кластер».

3. Характерные затраты рабочего тела ЭРД с целью выполнения миссий для КА массой около 30 т составляют примерно 10 т, что сопоставимо с годовым производством ксенона во всем мире, поэтому ксенон не следует рассматривать как основной вариант. В качестве альтернативных вариантов предлагается использовать криптон или криптон-ксеноновую смесь. Предлагается также рассмотреть возможность применения конденсирующихся рабочих тел, например йода.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Коротеев А.С., Ошев Ю.А., Попов С.А., Каревский А.В., Солодухин А.Е., Захаренков Л.Э., Семёнкин А.В. Ядерная энергодвигательная установка космического аппарата. *Известия РАН. Энергетика*, 2015, № 5, с. 45–59.
- [2] Zakharenkov L.E., Semenkin A.V., and Solodukhin A.E. Concept of Electric Propulsion Realization for High Power Space Tug. *Progress in Propulsion Physics*, 2016, vol. 8, pp. 165–180. <https://doi.org/10.1051/eucass/201608165>
- [3] Herman D.A., Gray T., Johnson I., Kerl T., Lee T., Silva T. *The Application of Advanced Electric Propulsion on the NASA Power and Propulsion Element (PPE)*. IEPC-2019-651. URL: <http://electricrocket.org/2019/651.pdf>
- [4] Ticker R., Gates M., Manzella D., Biaggi-Labiosa A., Lee T. *The Gateway Power and Propulsion Element: Setting the Foundation for Exploration and Commerce*. AIAA-2019-3811. DOI: 10.2514/6.2019-3811
- [5] Хащиц И.И., Филиппов И.М., Бурьлов Л.С., Тененбаум С.М., Перфильев А.В., Гусак Д.И. Концепция космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального электроракетного буксира. *Космическая техника и технологии*, 2017, № 1 (16), с. 32–40.
- [6] Андрианов Д.И., Захаренков Л.Э., Каревский А.В., Попов А.В., Попов С.А., Семёнкин А.В и др. Мощные энергодвигательные установки космического назначения с газотурбинным преобразованием энергии по замкнутому циклу Брайтона и особенности их экспериментальной отработки. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 7 (55). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-7-1518>
- [7] Акимов В.Н., Захаренков Л.Э., Каревский А.В., Кувшинова Е.Ю., Семёнкин А.В., Солодухин А.Е. Особенности построения и возможные применения мощных ядерных энергодвигательных установок перспективных космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 6 (90). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-6-1889>
- [8] Гафаров А.А. Ядерная энергетика в космосе: ключ к тайнам мироздания. *Новости космонавтики*, 2005, № 1, с. 44–47.
- [9] Jansen F. et al. INPPS Flagship: Cluster of Electric Thrusters. *Proceedings of 70th International Astronautical Congress (IAC)*. Washington D.C., United States, 21–25 October 2019. URL: <https://elib.dlr.de/134396/1/final17102019JansenEPIACpaperallinputs.pdf>
- [10] Koroteev A.S., Karevskiy A.V., Lovtsov A.S., Selivanov M.Yu., Semenkin A.V., Solodukhin A.E., Zakharenkov L.E. Study of Operation of Power and Propulsion System based on Closed Brayton Cycle Power Conversion Unit and Electric Propulsion. *Proceedings of 36th International Electric Propulsion Conference*. IEPC-2019-A187, Austria, September 15–20, 2019.
- [11] *Final Report Summary – MEGAHIT* (Megawatt Highly Efficient Technologies for Space Power and Propulsion Systems for Long-duration Exploration Missions). Project final report. URL: http://cordis.europa.eu/result/rcn/169848_en.html (дата обращения 20.01.2022).
- [12] Гафаров А.А., Кувшинова Е.Ю., Музыченко Е.И., Сеницын А.А. Некоторые вопросы использования ядерной энергетики в космосе. *Космонавтика и ракетостроение*, 2020, № 2 (113), с. 122–132.
- [13] Афанасьев И. «Ангара» попутчиков не выбирает. *Русский космос*, 2019, № 11, с. 46–51.

Статья поступила в редакцию 21.04.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кошляков В.В., Архангельский Н.И., Захаренков Л.Э., Каревский А.В., Кувшинова Е.Ю., Музыченко Е.И., Семёнкин А.В., Солодухин А.Е. Применение мощных энергодвигательных систем для выполнения транспортных задач в космосе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 8.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2204>

Кошляков Владимир Владимирович — д-р техн. наук, Генеральный директор АО ГНЦ «Центр Келдыша». Область научных интересов: двигательные и энергодвигательные установки ракетносителей и космических аппаратов.
e-mail: kerc@elnet.msk.ru

Архангельский Николай Иванович — канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник АО ГНЦ «Центр Келдыша». Область научных интересов: двигательные и энергетические установки космических средств межорбитальной транспортировки.
e-mail: arkhangelsky@kerc.msk.ru

Захаренков Леонид Эдуардович — канд. техн. наук, заместитель начальника отделения АО ГНЦ «Центр Келдыша», доцент кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели. e-mail: 101310-1@kerc.msk.ru

Каревский Андрей Владимирович — канд. техн. наук, начальник отдела АО ГНЦ «Центр Келдыша». Область научных интересов: космическая энергетика, системы преобразования энергии. e-mail: 101310-1@kerc.msk.ru

Кувшинова Екатерина Юрьевна — канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник АО ГНЦ «Центр Келдыша». Область научных интересов: двигательные и энергетические установки космических средств межорбитальной транспортировки, динамика полета космических аппаратов с малой тягой.
e-mail: kuvshinova@kerc.msk.ru

Музыченко Евгений Игоревич — ведущий инженер АО ГНЦ «Центр Келдыша». Область научных интересов: двигательные и энергетические установки космических средств межорбитальной транспортировки, динамика полета космических аппаратов с малой тягой. e-mail: muzychenko@kerc.msk.ru

Семёнкин Александр Вениаминович — д-р техн. наук, заместитель генерального директора — начальник отделения АО ГНЦ «Центр Келдыша», заведующий кафедрой «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели.
e-mail: semenkin@kerc.msk.ru

Солодухин Александр Евгеньевич — канд. техн. наук, заместитель начальника отделения АО ГНЦ «Центр Келдыша», доцент кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели. e-mail: solodukhin@kerc.msk.ru

Application of high power level power and propulsion systems for space transportation

© V.V. Koshlakov¹, N.I. Arkhangelsky¹, L.E. Zakharenkov^{1,2},
A.V. Karevskiy¹, E.Yu. Kuvshinova¹, E.I. Muzychenko¹,
A.V. Semenkin^{1,2}, A.E. Solodukhin^{1,2}

¹Keldysh Research Center, Moscow, 125438, Russia

²Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The purpose of the research was to consider the application of high power level power and propulsion systems for different space missions. The paper gives the main components of high power level nuclear power and propulsion systems as well as their architecture options and integration solutions. Within the research, we set requirements to characteristics of high power level power and propulsion systems of advanced spacecraft aimed for different transport missions in near-Earth and deep space, analyzed efficiency of nuclear power and propulsion systems applied for transport missions in comparison with conventional chemical propulsion systems. Findings of the research show that high power level power and propulsion systems have the following advantages in comparison with conventional chemical propulsion systems: increase of payload mass; possibility of direct flights (without gravitational maneuvers) to deep space objects; ensuring power supply of target equipment and communication systems at a qualitatively higher level.

Keywords: spacecraft, power and propulsion system, nuclear power system, electric propulsion thruster, payload

REFERENCES

- [1] Koroteev A.S., Oshev Yu.A., Popov S.A., Karevsky A.V., Solodukhin A.E., Zakharenkov L.E., Semenkin A.V. *Izvestiya RAN. Energetika — Thermal Engineering*, 2015, no. 5, pp. 45–59.
- [2] Zakharenkov L.E., Semenkin A.V., Solodukhin A.E. Concept of Electric Propulsion Realization for High Power Space Tug. *Progress in Propulsion Physics*, 2016, vol. 8, pp. 165–180. <https://doi.org/10.1051/eucass/201608165>
- [3] Herman D.A., Gray T., Johnson I., Kerl T., Lee T., Silva T. *The Application of Advanced Electric Propulsion on the NASA Power and Propulsion Element (PPE)*. IEPC-2019-651. Available at: <http://electricrocket.org/2019/651.pdf>
- [4] Ticker R., Gates M., Manzella D., Biaggi-Labiosa A., Lee T. *The Gateway Power and Propulsion Element: Setting the Foundation for Exploration and Commerce*. AIAA-2019-3811. DOI: 10.2514/6.2019-3811
- [5] Khamits I.I., Filippov I.M., Burylov L.S., Tenenbaum S.M., Perilyev A.V., Gusak D.I. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2017, no. 1 (16), pp. 32–40.
- [6] Andrianov D.I., Zakharenkov L.E., Karevsky A.V., Popov A.V., Popov S.A., Semenkin A.V., et al. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, iss. 7 (55). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-7-1518>
- [7] Akimov V.N., Zakharenkov L.E., Karevsky A.V., Kuvshinova E.Yu., Semenkin A.V., Solodukhin A.E. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2019, iss. 6 (90). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-6-1889>

- [8] Gafarov A.A. *Novosti kosmonavтики (Space news)*, 2005, no. 1, pp. 44–47.
- [9] Jansen F., et al. INPPS Flagship: Cluster of Electric Thrusters. *Proceedings of the 70th International Astronautical Congress (IAC)*. Washington D.C., United States, October 21–25, 2019. Available at: <https://elib.dlr.de/134396/1/final17102019JansenEPIACpaperallinputs.pdf>
- [10] Koroteev A.S., Karevskiy A.V., Lovtsov A.S., Selivanov M.Yu., Semenkin A.V., Solodukhin A.E., Zakharenkov L.E. Study of operation of power and propulsion system based on closed brayton cycle power conversion unit and electric propulsion. *Proceedings of the 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-A187*, Austria, September 15–20, 2019.
- [11] *Final Report Summary — MEGAHIT* (Megawatt Highly Efficient Technologies for Space Power and Propulsion Systems for Long-duration Exploration Missions). Project final report. Available at: http://cordis.europa.eu/result/rcn/169848_en.html (accessed January 20, 2022).
- [12] Gafarov A.A., Kuvshinova E.Yu., Muzychenko E.I., Sinitsin A.A. *Kosmonavtika i raketostroenie (Astronautics and rocket science)*, 2020, no. 2 (113), pp. 122–132.
- [13] Afanasev I. *Russkiy kosmos (Russian space)*, 2019, no. 11, pp. 46–51.

Koshlakov V.V., Dr. Sc. (Eng.), Director General, Keldysh Research Center. Research interests: propulsion systems and power propulsion systems of space rockets and spacecraft. e-mail: kerc@elnet.msk.ru

Arkhangelsky N.I., Cand. Sc. (Eng.), Lead Research Fellow, Keldysh Research Center. Research interests: propulsion and power plants of space vehicles of interorbital transportation. e-mail: arkhangelsky@kerc.msk.ru

Zakharenkov L.E., Cand. Sc. (Eng.), Deputy Head of Department, Keldysh Research Center; Assoc. Professor, Department of Plasma and Power Plants, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: space power and electric propulsion. e-mail: 101310-1@kerc.msk.ru

Karevskiy A.V., Cand. Sc. (Eng.), Head of Department, Keldysh Research Center. Research interests: space power, power conversion systems. e-mail: 101310-1@kerc.msk.ru

Kuvshinova E.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Lead Research Fellow, Keldysh Research Center. Research interests: propulsion and power plants of space vehicles of interorbital transportation, dynamics of low-thrust spacecraft flight. e-mail: kuvshinova@kerc.msk.ru

Muzychenko E.I., Lead Engineer, Keldysh Research Center. Research interests: propulsion and power plants of space vehicles of interorbital transportation, dynamics of low-thrust spacecraft flight. e-mail: muzychenko@kerc.msk.ru

Semenkin A.V., Dr. Sc. (Eng.), Deputy Director General — Head of Department, Keldysh Research Center; Head of Department of Plasma and Power Plants, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: space power and electric propulsion. e-mail: semenkin@kerc.msk.ru

Solodukhin A.E., Cand. Sc. (Eng.), Deputy Head of Department, Keldysh Research Center; Assoc. Professor, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: space power and electric propulsion. e-mail: solodukhin@kerc.msk.ru