

Особенности построения и возможные применения мощных ядерных энергодвигательных установок перспективных космических аппаратов

© В.Н. Акимов¹, Л.Э. Захаренков^{1,2}, А.В. Каревский¹,
Е.Ю. Кувшинова¹, А.В. Семёнкин^{1,2}, А.Е. Солодухин^{1,2}

¹ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», Москва, 125438, Россия
²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрено применение космических аппаратов на базе ядерной энергодвигательной установки в целях выполнения перспективных задач в космическом пространстве. Ядерная энергодвигательная установка используется для генерации электрической энергии, электроракетные двигатели — для создания тяги и управления космическим аппаратом. Показаны преимущества применения ядерных энергодвигательных установок при организации миссий в ближнем и дальнем космосе. Сформулированы требования к характеристикам космических аппаратов с такой установкой, предназначенных для выполнения указанных миссий. Представлен состав ядерной энергодвигательной установки и раскрыты принципы ее работы. Дана оценка эффективности применения космического буксира на базе мощной ядерной энергодвигательной установки для транспортировки грузов в космическом пространстве. Изложены рекомендации по построению, алгоритмам управления и проведению экспериментальной отработки ядерной энергодвигательной установки.

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

Введение. Для решения новых перспективных задач в области изучения и использования космического пространства требуется качественное повышение уровня энергодвигательного обеспечения космических аппаратов, которое не может быть достигнуто при использовании традиционных средств на основе солнечных батарей и двигательных установок на химическом топливе. Поэтому для выполнения миссий в ближнем и дальнем космосе рассматривается применение принципиально нового транспортного средства — космического буксира на базе мощной (мегаваттного класса) ядерной энергодвигательной установки (ЯЭДУ) [1, 2], в которой используется ядерная энергоустановка (ЯЭУ) [3] для генерации электрической энергии, и электроракетные двигатели (ЭРД) для создания тяги и управления движением космического аппарата (КА) [4].

По сравнению с солнечными энергоустановками ядерные энергоустановки характеризуются существенно большей компактностью,

независимостью генерируемой мощности от расстояния до Солнца, условиями освещенности, повышенной радиационной стойкостью. Применение ЭРД для таких задач, как выведение КА на орбиту и удержание его на орбите, межпланетные перелеты и миссии в дальнем космосе, обеспечивает существенную экономию массы используемого топлива по сравнению с традиционными жидкостными ракетными двигателями благодаря высокому удельному импульсу тяги ЭРД.

Цель настоящей работы заключается в анализе возможной структуры, принципов построения, режимов работы и экспериментальной отработки космического буксира на базе мощной ЯЭДУ, а также оценки эффективности его применения при решении задач транспортировки грузов в околоземном и межпланетном космическом пространстве.

Задачи и требования. В интересах социально-экономической сферы, науки и обеспечения глобальной безопасности к перспективным целевым задачам можно отнести (рис. 1) следующие:

- доставку тяжелых КА на геостационарную орбиту (ГСО);
- программу освоения Луны;
- пилотируемую экспедицию на Марс;
- исследовательские полеты в дальний космос;
- очистку околоземных орбит от космического мусора и неработающих КА;
- защиту Земли от астероидной и кометной опасности.

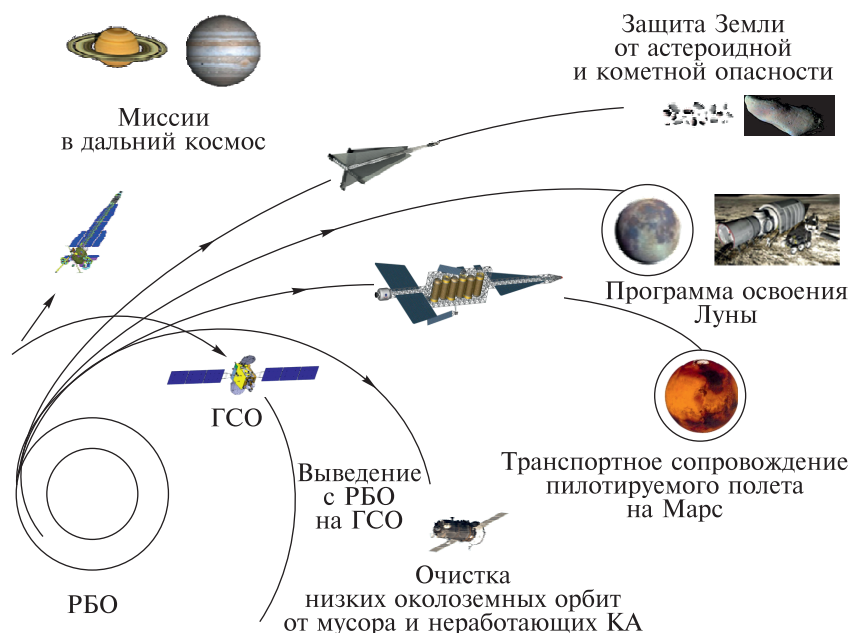


Рис. 1. Применение космических аппаратов на базе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса

Анализ требований, предъявляемых к КА с ЯЭДУ мегаваттного класса с точки зрения их возможного применения для выполнения вышеуказанных задач, был проведен в работах проекта MEGANIT (Megawatt Highly Efficient Technologies for Space Power and Propulsion Systems for Long-duration Exploration Missions — Мегаваттные высокоэффективные технологии для космических энергодвигательных установок для длительных исследовательских полетов), который проводился в рамках сотрудничества Госкорпорации «Роскосмос» и Европейской комиссии посредством механизма Седьмой Рамочной Программы Европейского союза (7РП) [5, 6].

В рамках работ по проекту MEGANIT была проведена оценка энергомассовых характеристик подсистем ЯЭДУ мегаваттного класса и исследовано влияние параметров ЯЭДУ, в том числе мощности энергоустановки, на показатели эффективности космического буксира с ЯЭДУ при решении различных целевых задач.

Для большинства задач показателями эффективности являются доставляемая на целевую орбиту масса полезного груза (ПГ) и соотношение массы ПГ к начальной массе КА на стартовой орбите при приемлемой продолжительности миссии (времени доставки ПГ на целевую орбиту). Одним из исходных ограничений выбрана масса КА, доставляемого ракетой-носителем (РН) с Земли на стартовую орбиту, с которой начинает работать ЯЭДУ. Включение реакторной установки проводится только на радиационно безопасной орбите (РБО) — на высоте не менее 800 км. Это обеспечивает изоляцию реактора от населения Земли в течение времени, необходимого для снижения накопленной радиоактивности выключенного реактора до безопасного уровня. Высоту РБО выбирают с учетом возможности столкновения с техногенным космическим мусором. Характеристики электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) определяет такой параметр, как удельный импульс тяги, оптимальное значение которого тесно связано с выполняемой задачей и мощностью ЯЭУ [7, 8].

Как показал проведенный анализ, для каждой целевой задачи существуют свой рациональный уровень мощности ЯЭДУ и оптимальный диапазон значений удельного импульса тяги ЭРДУ (таблица).

Применительно к задаче выведения на ГСО тяжелых КА многофункционального назначения для варианта формирования КА двумя пусками РН «Ангара-А5» при начальной массе 40 т и мощности ЯЭДУ 1 МВт масса КА на ГСО составит ~35 т, а располагаемая масса ПГ (без массы ЯЭДУ) — ~12 т при продолжительности выведения на ГСО 180 сут.

Создание в перспективе постоянно действующих лунных баз потребует доставки тяжелых ПГ на окололунную орбиту. При мощности ЯЭДУ 3...4 МВт масса ПГ в одном рейсе буксира может составить ~40...50 т (для выведения на орбиту сменного модуля с ПГ ис-

пользуется РН сверхтяжелого класса грузоподъемностью 70...80 т), потребный удельный импульс тяги ЭРДУ — 4200...5200 с при продолжительности транспортной операции 120 сут (три рейса буксира в год) и возрастет до 6700...8200 с с увеличением продолжительности транспортной операции до 180 сут (два рейса буксира в год).

Взаимосвязь характеристик транспортного средства на базе ядерной электродвигательной установки и целевой задачи

Целевая задача	$N_{ЯЭУ}$, МВт	$I_{ЭРДУ}$, с	T , сут	$m_{ПГ}$, т	m_0 , т
Доставка тяжелых КА на ГСО	1	7000	180	12***	40
Транспортировка ПГ на окололунную орбиту	3...4	4200..5200 6700...8200	120* 180*	30...40	110...115
Пилотируемая экспедиция на Марс	15...30	7000	840...700**	120	420...550
Доставка КА на орбиту спутника Юпитера — Европы	1	6000...8000	900...1300	3...10***	40
Доставка КА к астероиду Апофис	1	6000...8000	200...400	15,5...16,5	20

Обозначения: $N_{ЯЭУ}$ — электрическая мощность ЯЭУ; $I_{ЭРДУ}$ — удельный импульс тяги ЭРДУ; T — продолжительность доставки ПГ на целевую орбиту; $m_{ПГ}$ — масса ПГ, доставленного на целевую орбиту; m_0 — начальная масса КА на стартовой околоземной орбите.

* Продолжительность рейса «околоземная орбита — окололунная орбита — околоземная орбита».

** Продолжительность марсианской экспедиции.

*** Масса ПГ без массы транспортно-энергетического модуля с ЯЭДУ.

Проведенные исследования показали, что для пилотируемой марсианской экспедиции с коротким временем пребывания на Марсе (30 сут) при массе ПГ марсианского экспедиционного комплекса (МЭК) 120 т приемлемы следующие проектно-баллистические параметры (при старте в 2035 г.):

Потребная мощность ЯЭДУ, МВт	15...30
Рациональный уровень удельного импульса тяги ЭРДУ, с	~7000
Начальная масса МЭК, т	420...550
Продолжительность экспедиции, сут	840...700

Причем окно старта повторяется в каждый синодический период (2,1 года), что позволяет осуществлять регулярные полеты.

Полеты к дальним планетам Солнечной системы рассматривались на примере перелета на орбиту спутника Юпитера — Европы. При начальной массе КА 40 т доставляемая на орбиту Европы масса

ПГ без массы ЯЭДУ может составить 3...10 т, удельный импульс тяги ЭРДУ — от 6000 до 8000 с и, соответственно, продолжительность перелета — 2,5...3,5 года.

В целях защиты Земли от астероидно-кометной опасности рассмотрен возможный перелет КА с ЯЭДУ к астероиду Апофис — характерному представителю класса «опасных» астероидов. Космический аппарат с управляемым гравитационным воздействием должен длительно сопровождать астероид на близком расстоянии в качестве так называемого гравитационного тягача. Перелет с удельным импульсом тяги ЭРД 6000...8000 с позволит доставить на орбиту вокруг астероида КА массой 15,5...16,5 т, тем самым сокращая требуемую продолжительность гравитационного воздействия на астероид в целях изменения его траектории. Тогда общая продолжительность миссии (перелет и гравитационное воздействие) составит 200...400 сут.

Состав и принцип работы ЯЭДУ. В космическую ЯЭДУ входят следующие основные составляющие (рис. 2):

- реакторная установка (РУ), генерирующая тепловую энергию;
- система преобразования энергии (СПЭ), преобразующая тепловую энергию в электрическую;
- система преобразования электрической энергии (СПРЭЭ), преобразующая электрическую энергию, генерируемую СПЭ, и распределяющая ее по потребителям;
- электроракетная двигательная установка, включающая в себя маршевые ЭРД и ЭРД ориентации КА, для создания тяги и управления направлением движения КА;
- система отвода тепла (СОТ), обеспечивающая отвод тепла от узлов и агрегатов и последующий сброс его в окружающее пространство;
- система автоматического управления (САУ), обеспечивающая управление ЯЭДУ в соответствии с заданными алгоритмами.

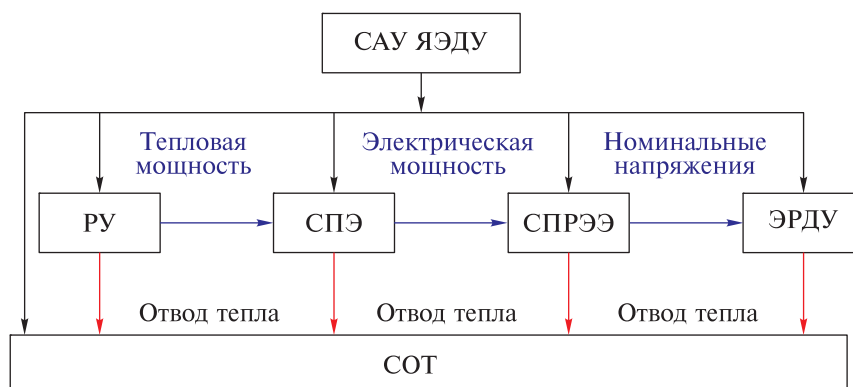


Рис. 2. Основные составляющие ядерной электродвигательной установки

Большинством проектов мощных энергодвигательных установок, разрабатываемых как в России, так и за рубежом, предусматривается использование в составе системы преобразования энергии газотурбинных установок на основе быстровращающихся турбокомпрессоров — генераторов, работающих по замкнутому циклу Брайтона с регенерацией тепла в высокотемпературных теплообменных аппаратах [9, 10].

Доставка тяжелых грузов на ГСО и окололунную орбиту и очистка околоземных орбит от неработающих спутников и космического мусора предполагают многократные перелеты КА с некоторой начальной орбиты на целевую орбиту и обратно [1–3]. При этом на активных участках перелета все или часть маршевых ЭРД включены для создания тяги, а на пассивных участках тяга не создается и все маршевые ЭРД отключены. Таким образом, типовая циклограмма работы ЯЭДУ при эксплуатации ее в составе КА может включать следующие режимы, отличающиеся количеством задействованных маршевых ЭРД:

- основной;
- дежурный;
- промежуточные.

Основной режим реализуется на активном участке перелета на целевую орбиту. В этом режиме работают все маршевые ЭРД и при необходимости ЭРД ориентации. Часть электрической мощности используется для электропитания собственных потребителей ЯЭДУ.

На дежурном режиме маршевые ЭРД отключены, и вырабатываемая электрическая мощность используется в основном для электропитания собственных потребителей ЯЭДУ. При необходимости можно подключить ЭРД ориентации и служебные системы КА. Дежурный режим характерен для пассивных участков перелета и возможен между основными режимами.

На промежуточных режимах работает часть маршевых ЭРД. Они реализуются как самостоятельные «тяговые» режимы на определенных активных участках перелета или при переходе из дежурного режима на основной режим и обратно.

В зависимости от выполняемых задач и программы полета возможно многократное переключение ЯЭДУ с режима на режим. После выполнения летной программы космический буксир переводится на орбиту захоронения, где ЯЭДУ выключается.

Переключение между режимами осуществляется согласованным изменением числа работающих двигателей, электрической мощности, генерируемой СПЭ, и тепловой мощности реактора. Учитывая замедленный отклик по скорости изменения тепловой мощности реактора и невозможность пошагового изменения электрической мощности, генерируемой СПЭ, подключение и отключение ЭРД

должно происходить в соответствии с определенными алгоритмами. Их выполнение требует применения оборудования, которое может взаимодействовать с САУ ЯЭДУ и обеспечивать совместную работу всех подсистем ЯЭДУ при переходе с одного режима на другой так же, как и при включении и выключении.

В качестве регулирующего рассматриваются следующие группы оборудования САУ:

– для регулирования нейтронно-физической мощности реактора (управляющие стержни и барабаны);

– обеспечения работы электрогенераторов СПЭ в «моторном» режиме при запуске;

– регулирования режимов работы системы преобразования тепловой энергии в электрическую, например, за счет изменения давления газа в замкнутом контуре, использования перепускных клапанов и др.;

– согласования вырабатываемой и потребляемой электрической мощности в виде дополнительной регулируемой балластной нагрузки и аппаратуры для перекоммутации электропитания с ЭРД на балластную нагрузку и обратно;

– управления сбросом (излучением) низкопотенциального тепла;

– измерения значений рабочих параметров ЯЭДУ в различных режимах и передачи измеренных значений.

Подходы к обеспечению совместной работы подсистем ЯЭДУ.

Возможны два подхода к обеспечению совместной работы подсистем ЯЭДУ на различных режимах. При первом (консервативном) подходе на всех режимах тепловая мощность реактора и электрическая мощность, вырабатываемая генераторами СПЭ, не изменяются. Согласованное функционирование СПЭ и ЭРД обеспечивается балластной нагрузкой (БН) омического типа и коммутаторами из состава СПРЭЭ [11].

При отключении ЭРД электроэнергия посредством коммутаторов сбрасывается на БН, а при подключении — перебрасывается с БН на ЭРД. Преимуществом такого подхода является отсутствие необходимости использования специального оборудования, обеспечивающего изменение тепловой мощности реактора и электрической мощности СПЭ при подключении или отключении ЭРД. Кроме того, возможен достаточно быстрый переход с дежурного режима на основной и обратно, минуя промежуточные режимы. В то же время такой подход имеет и ряд существенных недостатков.

1. Балластная нагрузка должна быть рассчитана на прием всей электрической мощности СПЭ. Это, в особенности для ЯЭДУ мегаваттного класса, приведет к значительному увеличению массы и габаритов БН, а также к необходимости применения средств защиты агрегатов ЯЭДУ и КА от теплового воздействия БН.

2. Увеличивается загрузка ядерного топлива в реакторе, поскольку даже на дежурных режимах с минимальным потреблением электроэнергии тепловая мощность реактора не изменяется и соответствует основному режиму.

На дежурном режиме с минимальным потреблением электроэнергии параметры контура СПЭ, влияющие на ресурс работы агрегатов (температура и давление рабочего тела), не изменяются и соответствуют основному режиму.

При втором (адаптивном) подходе при переходе с режима на режим тепловая мощность реактора и электрическая мощность, вырабатываемая генераторами СПЭ, согласуются с энергопотреблением ЭРД. Недостатком такого подхода является наличие в составе ЯЭДУ дополнительного оборудования, обеспечивающего изменение тепловой мощности реактора и электрической мощности СПЭ при подключении или отключении ЭРД. В то же время такой подход имеет некоторые преимущества.

1. Балластная нагрузка может быть рассчитана не на максимальную электрическую мощность, а только на мощность одновременно подключаемых или отключаемых ЭРД. Это существенно снижает как массогабаритные показатели БН, так и тепловое воздействие на агрегаты ЯЭДУ и КА.

2. Загрузку ядерного топлива в реактор и, соответственно, массу реактора можно оптимизировать исходя из циклограммы работы ЯЭДУ на основном, дежурном и промежуточных режимах. На дежурном и промежуточных режимах агрегаты ЯЭДУ (прежде всего реактор, турбина и трубопроводы) могут работать при более «щадящих» параметрах, чем на основном режиме. Работа ЯЭДУ при адаптивном подходе подробно рассмотрена в работе [2].

Особенности построения ЯЭДУ. В большинстве проектов по разработке мощных космических буксиров ядерный источник энергии содержит только один реактор, поскольку вопрос возможности использования двух и более одновременно работающих реакторов с учетом их взаимного влияния требует отдельного дополнительного изучения. Для повышения надежности и снижения размерности агрегатов в составе СПЭ можно использовать несколько одновременно работающих газотурбинных преобразователей, рабочее тело которых нагревается в одном общем реакторе. Каждый преобразователь вырабатывает примерно одинаковую электрическую мощность [9]. Такой подход имеет следующие преимущества:

- снижение электрической мощности, вырабатываемой единичным электрогенератором;
- снижение потребляемой электрической мощности при начальном запуске контура преобразования энергии;

- компенсация динамических моментов, возникающих при работе быстровращающихся агрегатов СПЭ;
- возможность отсечения аварийного контура с сохранением работоспособности ЯЭДУ на режиме сниженной электрической мощности.

Как правило, СОТ строится по модульному принципу и включает в себя теплообменные агрегаты и холодильник-излучатель (ХИ), составленный из модулей (секций).

Что касается вариантов построения ЭРДУ и СПРЭЭ, то существуют схожие технические решения, примененные в различных проектах мощных космических буксиров [2].

1. Построение ЭРДУ на базе объединения нескольких одновременно работающих ЭРД в общую сборку, получившую в литературе название «кластер». Кластер — это интегрированная система, состоящая из нескольких одновременно работающих двигателей, выполняющих единую летную задачу. Кластерный подход дает потенциальную возможность применения новых схем ЭРДУ, в которых, например, функции питания и управления всеми двигателями могут быть объединены в одном устройстве, а один катод-нейтрализатор может обеспечивать работу нескольких двигателей [4].

2. Применение концепции так называемой прямой передачи энергии. Система электроснабжения КА сразу генерирует напряжение нужного значения, и ЭРД питаются непосредственно от бортовой сети без промежуточных преобразователей.

3. Применение комбинированной (гибридной) архитектуры СПРЭЭ [12]. Данный тип архитектуры совмещает преимущества двух других (централизованного и канального): модульный принцип; возможность реконфигурации, т. е. за счет наличия поперечных связей осуществлять питание любых двигателей кластера от любого модуля СПРЭЭ; низкая кабельная масса; высокий КПД; высокая отказоустойчивость и надежность.

Основные вопросы экспериментальной отработки. Мощные ЯЭДУ являются технически сложными изделиями с высокой степенью новизны, поскольку не имеют ни отечественных, ни зарубежных реализованных аналогов. Основным способом определения значений реальных технических характеристик изделия и подтверждения их соответствия требованиям технического задания является проведение оптимального объема экспериментальной отработки в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным (вакуум, невесомость, низкие температуры и пр.). В настоящее время создание таких условий для наземных испытаний ЯЭДУ в сборе, а также некоторых ее составляющих является невыполнимой задачей [3].

Модульный принцип построения ЯЭДУ позволяет проводить последовательную поэлементную и поэтапную отработку характерных

и относительно небольших модулей (секций) составных частей ЯЭДУ, а также сборок на их основе.

При проведении отработки решаются следующие основные задачи.

1. Отработка алгоритмов управления ЯЭДУ, включая штатные (запуск, останов, перезапуск) и аварийные режимы (выход из аварийного режима и выключение).

2. Определение характеристик составляющих ЯЭДУ и ЯЭДУ в целом на всех предусмотренных режимах.

3. Подтверждение ресурсных характеристик и надежности при работе по циклограмме, максимально приближенной к циклограмме целевой миссии КА с ЯЭДУ.

Учитывая новизну мощных космических ЯЭДУ, а также необходимость безусловного выполнения существующих международных норм в области использования ядерных источников энергии в космосе, целесообразно проводить поэтапную отработку и демонстрацию возможности создания и безопасного использования КА с ЯЭДУ, а именно:

– отработку составляющих и создание наземного демонстратора ЯЭДУ;

– создание и испытания в космосе летного демонстратора КА с ЯЭДУ;

– создание собственно целевого КА на основе уже отработанной ЯЭДУ.

Заключение. Применение ЯЭДУ большой мощности способно обеспечить качественное повышение возможностей космической техники для решения перспективных задач в околоземном и межпланетном пространстве.

В соответствии с изложенным выше рекомендуется следующий состав ЯЭДУ: один ядерный реактор; несколько одновременно работающих газотурбинных преобразователей; многодвигательная ЭРДУ, включающая в себя маршевые ЭРД и ЭРД для ориентации КА; система отвода тепла на базе модульного ХИ и теплообменных агрегатов.

При эксплуатации в составе КА типовая циклограмма работы ЯЭДУ включает в себя различные режимы, отличающиеся количеством работающих ЭРД, в частности, основной режим на активном участке перелета на целевую орбиту. На этом участке работают все маршевые двигатели и часть двигателей ориентации. Электрическая мощность используется частично, для электропитания собственных потребителей ЯЭДУ. На дежурном режиме маршевые ЭРД отключены (пассивные участки межорбитальных перелетов) и вырабатываемая электрическая мощность используется преимущественно для электропитания собственных потребителей ЯЭДУ.

Мощные ЯЭДУ являются технически сложными изделиями с высокой степенью новизны, создание которых требует целенаправленной

проектной и экспериментальной отработки. Модульный принцип построения ЯЭДУ позволяет проводить последовательную поэлементную и поэтапную отработку характерных и относительно небольших модулей (секций) составных частей ЯЭДУ, а также сборок на их основе.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Акимов В.Н., Коротеев А.А., Коротеев А.С. Ядерная космическая энергетика: вчера, сегодня, завтра. *Известия РАН. Энергетика*, 2012, № 1, с. 3–11.
- [2] 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.
- [3] 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). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-7-1518
- [4] 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. DOI: 10.1051/eucass/201608165
- [5] 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 март 2019).
- [6] Worms J.-C., Cliquet E., Detsis E., Gaia E., Jansen F., Poidomani G., Ruault J.M., Semenkin A., Tinsley T., Walter N., Koroteev A. MEGAHIT: Megawatt highly efficient technologies for space power and propulsion systems for long-duration exploration missions — A Supporting Action for H2020 EC Programme. *64th International Astronautical Congress*, 2013, IAC-13-C4.7-C3.5.
- [7] Коротеев А.С., Акимов В.Н., Попов С.А. Проект создания транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2011, № 4, с. 93–99.
- [8] Кувшинова Е.Ю., Акимов В.Н., Архангельский Н.И., 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.
- [9] Lee S. *Mason A Power Conversion Concept for the Jupiter Icy Moons Orbiter*. AIAA-2003-6007.
- [10] McGuire M.L., et al. *Use of High-Power Brayton Nuclear Electric Propulsion (NEP) for a 2033 Mars Round-Trip Mission*. NASA/TM-2006-214106.
- [11] Scina J.E., Aulisio Jr.M., Gerber S.S., et al. *Power Processing for a Conceptual Project Prometheus Electric Propulsion System*. AIAA-2004-3452.
- [12] Kerslake Th.W., et al. *Solar Electric Propulsion (SEP) Tug Power System Considerations*. NASA/TM-2011-217197.

Статья поступила в редакцию 11.03.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-6-1889>

Акимов Владимир Николаевич — начальник отдела ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Область научных интересов: двигательные и энергетические установки космических средств межорбитальной транспортировки.

Захаренков Леонид Эдуардович — канд. техн. наук, зам. начальника отделения ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», доцент 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 ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Область научных интересов: космическая энергетика, системы преобразования энергии. e-mail: 101310-1@kerc.msk.ru

Кувшинова Екатерина Юрьевна — канд. техн. наук, ст. науч. сотр. ГНЦ ФГУП «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

Семёнкин Александр Вениаминович — д-р техн. наук, зам. генерального директора — начальник отделения ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», зав. 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, зам. начальника отделения ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели.
e-mail: solodukhin@kerc.msk.ru

Features of construction and possible use of powerful nuclear power plants of advanced spacecraft

© V.N. Akimov¹, L.E. Zakharenkov^{1,2}, A.V. Karevsky¹,
E.Yu. Kuvshinova¹, A.V. Semenko^{1,2}, A.E. Solodukhin^{1,2}

¹Keldysh Research Centre, Moscow, 125438, Russia

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

The purpose of the study was to examine the use of spacecraft based on a nuclear power propulsion system in performing long-term tasks in space. The system uses a nuclear power plant to generate electrical energy, and electric propulsion engines to create thrust and control the apparatus. The study shows the advantages of using nuclear power plants when organizing missions in the near and outer space. First, we formulate the requirements for the characteristics of spacecraft with a nuclear power plant designed to perform various missions. Then, we consider the composition and principle of operation of a nuclear power plant and assess the effectiveness of the use of a space tug on the basis of a powerful nuclear power unit when solving problems of cargo transportation in space. Finally, we give recommendations for the construction, control algorithms and experimental development of a nuclear power plant.

Keywords: spacecraft, nuclear power plant, nuclear power plant, electric propulsion engine

REFERENCES

- [1] Akimov V.N., Koroteev A.A., Koroteev A.S. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Energetika — Proceedings of RAS. Power Engineering*, 2012, no. 1, pp. 3–11.
- [2] Koroteev A.S., Oshev Yu.A., Popov S.A., Karevsky A.V., Solodukhin A.E., Zakharenkov L.E., Semenko A.V. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Energetika — Proceedings of RAS. Power Engineering*, 2015, no. 5, pp. 45–59.
- [3] Andrianov D.I., Zakharenkov L.E., Karevsky A.V., Popov A.V., Popov S.A., Semenko A.V., et al. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, iss. 7 (55). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-7-1518
- [4] Zakharenkov L.E., Semenko A.V., Solodukhin A.E. Concept of Electric Propulsion Realization for High Power Space Tug. *Progress in Propulsion Physics* 8 (2016) 165–180. DOI: 10.1051/eucass/201608165
- [5] 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 March, 2019).
- [6] Worms J.-C., Cliquet E., Detsis E., Gaia E., Jansen F., Poidomani G., Ruault J.M., Semenko A., Tinsley T., Walter N., Koroteev A. MEGAHIT: Megawatt highly efficient technologies for space power and propulsion systems for long-duration exploration missions — A Supporting Action For H2020 EC Programme. *64th International Astronautical Congress*, 2013, IAC-13-C4.7-C3.5.
- [7] Koroteev A.S., Akimov V.N., Popov S.A. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiiy zhurnal «Polet» — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2011, no. 4, pp. 93–99.

- [8] Kuvshinova E.Yu., Akimov V.N., Arkhangelskiy N.I., Nesterov V.M. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2016, no. 3 (14), pp. 62–70.
- [9] Lee S. Mason *A Power Conversion Concept for the Jupiter Icy Moons Orbiter*. AIAA-2003-6007.
- [10] McGuire M.L., et al. *Use of High-Power Brayton Nuclear Electric Propulsion (NEP) for a 2033 Mars Round-Trip Mission*. NASA/TM-2006-214106.
- [11] Scina J.E., Aulisio Jr.M., Gerber S.S., et al. *Power Processing for a Conceptual Project Prometheus Electric Propulsion System*. AIAA-2004-3452.
- [12] Kerslake Th.W., et al. *Solar Electric Propulsion (SEP) Tug Power System Considerations*. NASA/TM-2011-217197.

Akimov V.N., Head of Department, Keldysh Research Centre. Research interests: propulsion and power plants of space vehicles of interorbital transportation.

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

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

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

Semenkin A.V., Dr. Sc. (Eng.), Deputy Director General – Head of Department, Keldysh Research Centre; 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 Centre; Assoc. Professor, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: space power and electric propulsion. e-mail: solodukhin@kerc.msk.ru