

Мощные энергодвигательные установки космического назначения с газотурбинным преобразованием энергии по замкнутому циклу Брайтона и особенности их экспериментальной отработки

© Д.И. Андрианов, Л.Э. Захаренков, А.В. Каревский, А.В. Попов, С.А. Попов,
А.В. Семёнкин, А.Е. Солодухин, Д.Н. Терехов, С.Ю. Штонда

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», Москва, 125438, Россия

Приведены данные об актуальных в настоящее время проектах, ведущихся в мире в области мощных ядерных энергодвигательных установок (ЭДУ), представлена общая информация об основных подсистемах ЭДУ, составе стендовой базы для отработки ключевых элементов ЭДУ и требованиях к ней. Рассмотрен потенциальный состав и облик стенда для испытаний мощных газотурбинных преобразователей, работающих по замкнутому циклу Брайтона.

Ключевые слова: космическое пространство, цикл Брайтона, энергодвигательная установка, газотурбинный преобразователь, стендовая база.

Введение. Работы над различными проектами, в которых используются мощные энергодвигательные установки (ЭДУ), ведутся с самых первых этапов практического освоения космического пространства, и с течением времени потребность в таких установках становится все более актуальной. Это связано с ростом энергопотребления, увеличением массы космических аппаратов (КА), а также возрастанием объема исследований как в ближнем, так и в дальнем космосе и разработкой новых проектов, для успешной реализации которых требуются мощные энергоустановки (мощностью от сотен киловатт до десятков мегаватт).

Возможная классификация мощных космических энергоустановок в зависимости от источника первичной энергии и способа ее преобразования в электрическую представлена на рис. 1.

Оценке рациональных областей применения энергоустановок различных типов посвящены многие работы, например [1]. Сводные данные целесообразности применения энергоустановок в зависимости от требуемой электрической мощности приведены на рис. 2.

При уровне генерируемой электрической мощности более 50 кВт предпочтение отдается ядерным энергоустановкам (ЯЭУ). Принимая во внимание прогресс в совершенствовании технологий производства фотоэлектрических преобразователей, можно прогнозировать увеличение этого значения, однако в области больших мощностей преимущество по энергомассовым характеристикам будет принадлежать

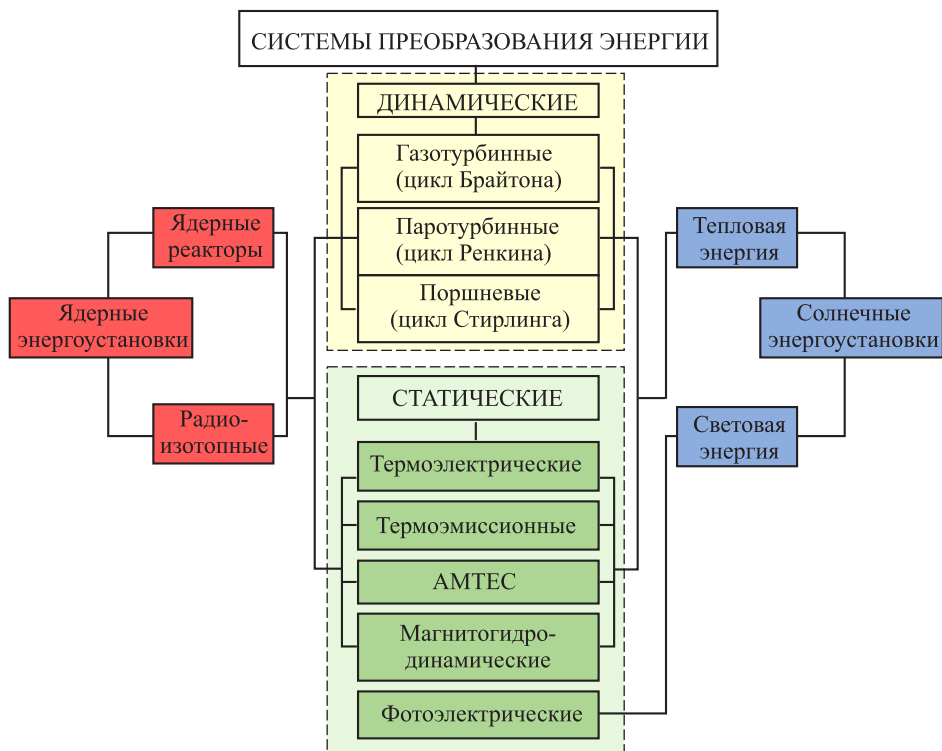


Рис. 1. Вариант классификации мощных энергоустановок и систем преобразования энергии
(AMTEC, Alkali Metal Thermal to Electricity Converter — термоэлектрическое преобразование на основе щелочных металлов)

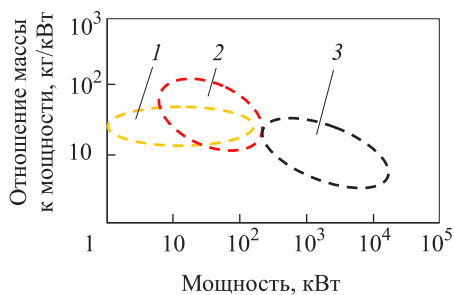


Рис. 2. Области применения космических энергоустановок:

1 — солнечные энергоустановки; 2, 3 — ядерные детали с термоэмиссионным и газотурбинным преобразованием энергии соответственно

ЯЭУ, так как для них, в отличие от солнечных энергоустановок, характерно уменьшение отношения массы энергоустановки к вырабатываемой мощности с ее увеличением. Кроме того, ЯЭУ по сравнению с солнечными энергоустановками обладают следующими преимуществами [2]:

- компактность (при больших габаритах увеличивается метеорная опасность);

- независимость от условий освещенности и расстояния до Солнца (для солнечных энергоустановок необходимы системы ориентации на Солнце и увеличенная мощность аккумуляторов энергии для работы в области тени);

- повышенная радиационная стойкость (при воздействии факторов космического пространства происходит деградация фотоэлектрических преобразователей солнечных батарей).

Внедрение ядерной энергетики в космическую деятельность позволит решать многие перспективные задачи [2–4].

В интересах экономики:

- транспортировка КА и грузов с опорной на высокие и геостационарные орбиты, возможность их энергоснабжения, обслуживания и увода по окончании срока эксплуатации;

- создание тяжелых универсальных космических платформ (телекоммуникационные системы, системы дистанционного зондирования Земли и космического пространства);

- развитие производственных технологий;

- дистанционная передача энергии в космосе.

В интересах науки:

- исследование небесных тел Солнечной системы;

- вывод КА на отлетные траектории;

- осуществление пилотируемых экспедиций к планетам Солнечной системы;

- транспортно-техническое и энергетическое обеспечение лунной базы.

В интересах обеспечения глобальной безопасности:

- очистка околоземного космического пространства от пассивных КА и космического мусора;

- защита Земли от астероидной опасности;

- космическое захоронение особо опасных радиоактивных отходов.

Среди мощных ядерных энергодвигательных установок (ЯЭДУ) космического назначения предпочтение отдается установкам с термоэмиссионными преобразователями тепловой энергии в электрическую и замкнутым газотурбинным установкам (ЗГТУ) преобразования энергии по циклу Брайтона. Каждая из этих систем имеет свои достоинства и недостатки, однако для мегаваттных и субмегаваттных мощностей наиболее перспективным вариантом представляется ЗГТУ преобразования энергии по циклу Брайтона [1, 2].

ЯЭДУ с ЗГТУ преобразования энергии по циклу Брайтона.

В настоящее время опыта летной эксплуатации КА с ЗГТУ в мире нет. В первую очередь это обусловлено сложностями, связанными

с их созданием и наземной отработкой (необходимость обеспечения высокого уровня температуры рабочего тела (до 1500 К) на входе в турбину; большая площадь холодильника-излучателя, требуемая для снижения температуры рабочего тела на входе в компрессор и достижения высокого КПД установки, и пр.). Однако повышение уровня технологий позволяет рассчитывать на успешное практическое решение указанных проблем. В нашей стране и за рубежом накоплен большой опыт эксплуатации газотурбинных установок с открытым циклом, использующихся в авиации и энергетике. Этот опыт может быть применен и при создании космических систем с ЗГТУ, удовлетворяющих требованиям надежности, обладающих необходимым ресурсом работы и массогабаритными характеристиками.

В настоящее время ведется работа над инновационным проектом ЯЭДУ с ЗГТУ «Создание транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса» [2]. Схема такой установки показана на рис. 3.

Первичным источником тепловой энергии для нагрева рабочего тела контура (смесь инертных газов) является газоохлаждаемый ядерный реактор. Преобразование тепловой энергии в электрическую осуществляется в замкнутом газотурбинном контуре системы преобразования энергии. Газообразное рабочее тело контура после нагрева в активной зоне реакторной установки до максимальной температуры поступает на вход турбины турбокомпрессора-генератора, в которой тепловая энергия преобразуется в механическую энергию вращающегося ротора. Избыточная механическая мощность на валу турбокомпрессора генератора (разность между мощностью, вырабатываемой турбиной, и мощностью, потребляемой компрессором) преобразуется генератором переменного тока в электричество.

После турбины рабочее тело направляется в «горячий» тракт теплообменника-рекуператора, где частично охлаждается, отдавая теплоту рабочему телу, поступающему в «холодный» тракт теплообменника-рекуператора с выхода компрессора. Далее рабочее тело поступает в теплообменник-холодильник, где охлаждается до минимальной температуры цикла. Охлаждение рабочего тела в теплообменнике-холодильнике осуществляется теплоносителем системы отвода теплоты. Этим же теплоносителем может охлаждаться ряд агрегатов системы преобразования энергии.

Сброс теплоты, не использованной в газотурбинном цикле преобразования, в окружающее космическое пространство осуществляется холодильниками-излучателями системы отвода теплоты. После теплообменника-холодильника рабочее тело поступает в компрессор, где сжимается до максимального давления в цикле, и затем, после предварительного подогрева в «холодном» тракте теплообменника-рекуператора от рабочего тела «горячего» тракта теплообменника-

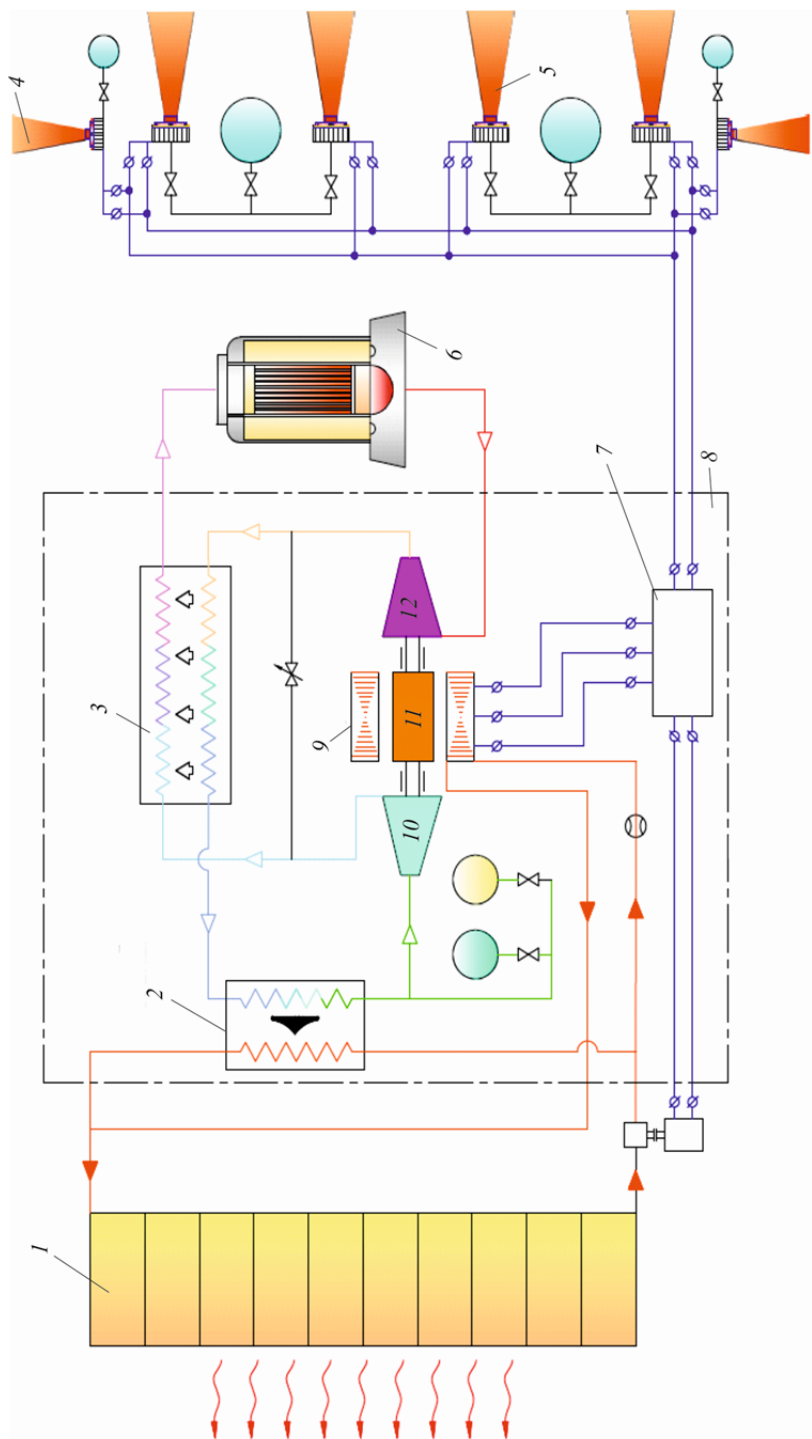


Рис. 3. Схема ЯЭДУ с ЗГТУ:

1 — холодильник-излучатель; 2 — теплообменник-холодильник; 3 — теплообменник-рекуператор; 4 — электроракетный двигатель ориентации; 5 — маршевый электроракетный двигатель; 6 — ядерный реактор; 7 — система преобразования и распределения электрической энергии; 8 — система преобразования энергии; 9 — турбокомпрессор-генератор; 10 — компрессор; 11 — генератор; 12 — турбина

рекуператора, снова направляется в активную зону реакторной установки. Электрическая энергия преобразуется в необходимые номиналы токов и напряжений и передается потребителям системой преобразования и распределения электрической энергии (СПРЭЭ).

В зависимости от решаемой задачи (транспортная, транспортно-энергетическая или энергетическая) основными потребителями электроэнергии являются соответственно электроракетная двигательная установка (ЭРДУ), ЭРДУ с полезной нагрузкой или полезная нагрузка. Часть электроэнергии потребляется собственными системами и элементами ЯЭДУ (системой автоматического управления, приводами исполнительных механизмов, измерительными датчиками и пр.). Внешний облик КА с ЯЭДУ мегаваттного класса показан на рис. 4 [5].

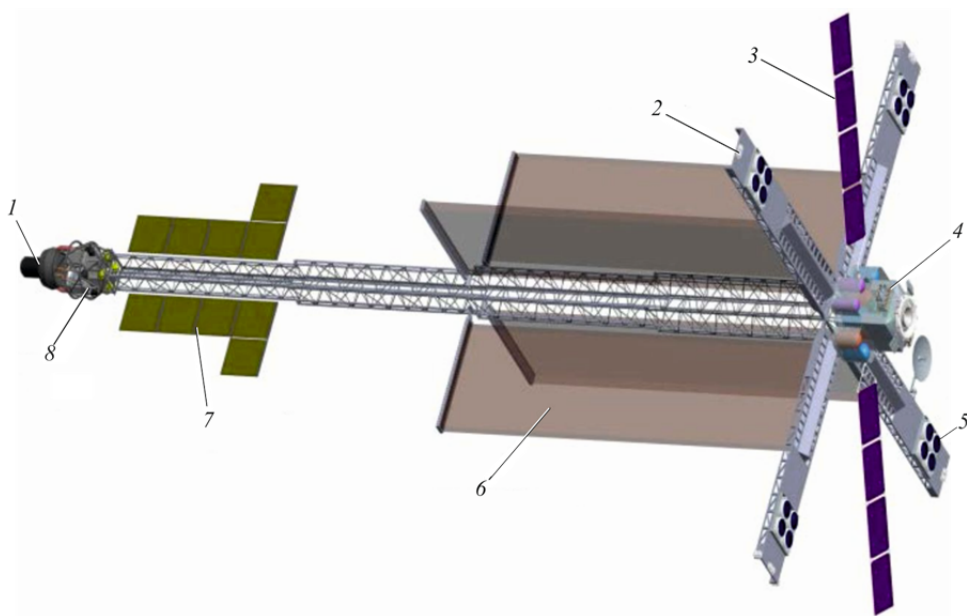


Рис. 4. Транспортно-энергетический модуль на основе ЯЭДУ мегаваттного класса [5]: 1 — реакторная установка; 2 — электроракетный двигатель ориентации; 3 — солнечная батарея; 4 — приборно-агрегатный отсек; 5 — маршевый электроракетный двигатель; 6 — холодильник-излучатель; 7 — вспомогательный холодильник-излучатель; 8 — система преобразования энергии

Особенности экспериментальной отработки мощных ЯЭДУ. Отработка составных частей ЯЭДУ производится на наземных ядерных и безъядерных стендах, а также в космическом пространстве при проведении летных испытаний.

Для наземной отработки ЯЭДУ требуется создание условий, максимально приближенных к условиям реальной эксплуатации (вакуум, температурный диапазон и т. д.). При проведении наземной отработки создание условий, соответствующих условиям эксплуатации

в космосе, для ряда составных частей мощных ЯЭДУ затруднительно по технико-экономическим соображениям, поэтому наземная отработка полномасштабной системы отвода теплоты в сборе нецелесообразна.

Наземная отработка этой системы должна осуществляться посредством отработки стандартных и относительно небольших модулей (секций) холодильников-излучателей и сборок на их основе. Также могут проводиться испытания на орбитальных станциях, как, например, для нового типа бескаркасного капельного холодильника-излучателя (эксперименты с использованием аппаратуры «Пелена-2» на космической орбитальной станции «Мир» [6] и «Капля-2» на Международной космической станции [7]), на специальных испытательных платформах и летных демонстраторах). Отработка системы отвода теплоты в сборе возможна только на стадии летных испытаний в составе КА. При наземной отработке систем ЯЭДУ функцию системы отвода теплоты выполняет стендовая система ее имитации на основе теплообменных агрегатов.

Задача наземной отработки мощной ЭРДУ в сборе в настоящее время также является невыполнимой. Основные ограничения на возможность испытания полноразмерной ЭРДУ — ее большие габариты и невозможность реализации вакуумных стендов с производительностью откачных систем, необходимой для создания требуемого вакуума.

Наземная отработка ЭРДУ сводится к комплексной отработке единичного электроракетного двигателя (ЭРД) (включая ресурсные испытания), входящего в ее состав, а также сборки из нескольких двигателей или уменьшенного макета такой сборки на базе двигателей пониженной, относительно штатных значений, мощности. При наземной отработке ЯЭДУ в качестве нагрузки должен использоваться электрический макет ЭРДУ.

Максимально возможный объем наземной отработки составных частей ЯЭДУ должен быть реализован на безъядерных стендах без привлечения реакторной установки. Безъядерная отработка может быть выполнена с использованием тепловых имитаторов реакторной установки (ТИРУ), которые в общем случае представляют собой мощные электрические нагреватели газа. Ядерные наземные испытания с использованием делящихся материалов необходимы для отработки реакторной установки и ее составных частей, а также на финальном этапе наземной отработки ЯЭДУ при проведении совместных испытаний реакторной установки и составных частей ЯЭДУ после завершения безъядерной отработки всех систем. Отработка ЯЭДУ в целом возможна только в рамках проведения летных испытаний.

Таким образом, укрупненный перечень наземных испытаний элементов ЯЭДУ и их интеграционных испытаний может выглядеть следующим образом.

1. Отработка реакторной установки и ее составных частей на ядерных стендах.

2. Безъядерная отработка ЗГТУ с использованием ТИРУ.

3. Отработка единичного ЭРД с использованием стендовых источников питания.

4. Отработка сборки из нескольких ЭРД или их масштабируемого по мощности макета с использованием стендовых источников питания.

5. Интеграционные испытания ЗГТУ с использованием ТИРУ, СПРЭЭ, единичного ЭРД, а затем электрического макета ЭРДУ.

6. Интеграционные испытания реакторной установки и ЗГТУ с использованием СПРЭЭ и электрического макета ЭРДУ.

Требования к составу стендовой базы для наземных безъядерных испытаний ЯЭДУ. При наземной безъядерной отработке ЯЭДУ целесообразно проводить испытания различных систем на отдельных стендах, позволяющих максимально полно воспроизводить условия эксплуатации изделия в космическом пространстве. Для отработки перечисленных выше основных систем ЯЭДУ необходим следующий состав стендовой базы.

1. Стенд для испытаний ЭРД:

- вакуумная камера с системой откачки, обеспечивающей необходимое давление (не более $10^{-3} \dots 10^{-4}$ Па);

- стендовая система электропитания;

- стендовая система управления, включая измерительное оборудование;

- специальные измерительные приспособления, включая тягомер, зондовую систему, систему измерения профиля эрозии и др.;

- вспомогательные технологические системы.

2. Стенд для испытаний ЗГТУ (турбина, компрессор, генератор, турбокомпрессор-генератор, теплообменные аппараты, трубопроводы и др.):

- вакуумная камера или камера с защитной (инертной) средой;

- резистивный нагреватель газа;

- регулируемая балластная нагрузка;

- стендовая система отвода теплоты;

- стендовая система охлаждения воды (оборотное водоснабжение);

- стендовая система управления, включая измерительное оборудование;

- вспомогательные технологические системы.

3. Стенд для испытаний секций панельного холодильника-излучателя:

- вакуумная камера с системой захолаживания и имитатором солнечного излучения;

- система заправки теплоносителя;
- оборудование для обеспечения нагрева и циркуляции теплоносителя;

- вспомогательные технологические системы.

4. Стенд для испытаний СПРЭЭ:

- контрольно-проверочная аппаратура;
- измерительное оборудование;
- система охлаждения (принудительная вентиляция).

5. Стенд для испытаний механических конструкций:

- оборудование для проведения прочностных (вибропрочностных) испытаний;
- оборудование для проведения испытаний на разворачиваемость конструкции;
- оборудование для отработки технологий сборки на орбите, в том числе с использованием робототехнических средств, и пр.

Рассмотрим подробнее стендовую базу для испытаний мощных газотурбинных установок преобразования энергии по замкнутому циклу Брайтона.

Стендовая база для отработки ЗГТУ. Информация о существующих за рубежом стендовых базах для испытаний ЯЭДУ с ЗГТУ приведена в таблице. Представленные стенды созданы научными организациями США, где работы по газотурбинным преобразователям ведутся с 1960-х годов (разработка установки Brayton Rotation Unit — BRU, программа Brayton Isotope Power System — BIPS, разработка солнечного модуля в рамках создания космической станции «Фридом», проекты «Прометей» и «Марс-2033») [8–14].

Технический уровень стендовых баз для испытаний ЯЭДУ с ЗГТУ [9–12]

Характеристика или параметр	Стендовые установки			
	Стендовая демонстрационная установка системы BIPS («Эйрисеч», США)	Замкнутый газотурбинный контур (Национальная лаборатория Сандия, США)	Замкнутый газотурбинный контур с двумя газотурбинными преобразователями (Центр Гленна, США)	Установка для исследования совместной работы системы преобразования энергии и импульсного двигателя (Центр Гленна, США)
Тепловая мощность *	3×2,4 кВт	80 кВт	150 кВт	10 кВт
Выходная электрическая мощность	До 2,1 кВт	До 30 кВт	До 60 кВт	До 2 кВт

Характеристика или параметр	Стендовые установки			
	Стендовая демонстрационная установка системы BIPS («Эйрисеч», США)	Замкнутый газотурбинный контур (Национальная лаборатория Сандия, США)	Замкнутый газотурбинный контур с двумя газотурбинными преобразователями (Центр Гленна, США)	Установка для исследования совместной работы системы преобразования энергии и импульсного двигателя (Центр Гленна, США)
Температура рабочего тела перед турбиной	До 1143 К (достигнута 1033 К)	До 1000 К	До 1000 К	До 1020 К
Рабочее тело контура газотурбинного преобразователя	Гелий-ксеноновая смесь ($M = 83,8$ кг/кмоль)	Аргон, азот, углекислый газ, газовые смеси	Азот	Гелий-ксеноновая смесь ($M = 83,8$ кг/кмоль)
Совместная работа нескольких газотурбинных преобразователей	Нет	Нет	Да	Нет
Имитация условий космического пространства	Да	Нет	Нет	Да
Совместная работа с ЭРД	Нет	Нет	Нет	Да
Мощность ЭРД	—	—	—	До 2 кВт
Рабочее тело ЭРД	—	—	—	Ксенон
*Тип источника теплоты — стендовый резистивный нагреватель.				

Интерес к работам по данной тематике проявляют и в странах Европы (проекты DiPoP — Disruptive Technologies for Power and Propulsion; MEGAHIT — Megawatt Highly Efficient Technologies for Space Power and Propulsion Systems; DEMOCRITOS — Demonstrators for Conversion, Reactor, Radiator And Thrusters for Electric Propulsion Systems) [5]. Также следует упомянуть работы по космическим ЯЭУ, проводимые в Бразилии в Institute for Advanced Studies [15–17], которыми предусматриваются, в том числе, моделирование и экспериментальные исследования замкнутого контура преобразования энер-

гии по циклу Брайтона (проект TERRA — Tecnologia de Reatores Rápidos Avançados).

В нашей стране работы по ЗГТУ ведутся в МГТУ им. Н.Э. Баумана более 40 лет. За это время создан наземный прототип солнечной ЗГТУ мощностью 3 кВт, опытный образец конверсионной ЗГТУ мощностью 1...3 кВт, а также разрабатывались проекты более мощных установок различного назначения [18]. Возможная схема стенда для отработки ЗГТУ показана на рис. 5 [19].

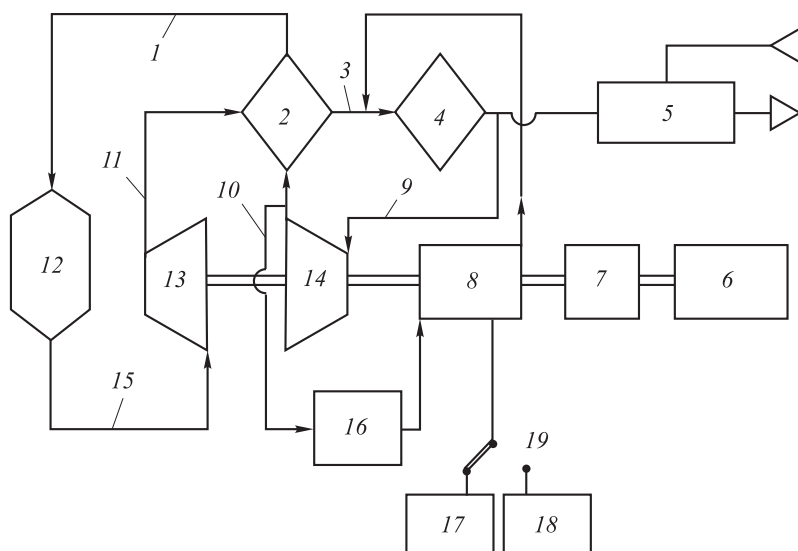


Рис. 5. Схема стенда для испытаний мощных высокооборотных агрегатов в варианте испытаний турбокомпрессора-генератора [19]: 1, 3, 9, 10, 11, 15 — трубопроводы, образующие замкнутый газовый контур; 2 — теплообменник-рекуператор; 4 — холодильник газового рабочего тела; 5 — система изменения давления газового рабочего тела; 6 — испытуемый мощный высокооборотный агрегат; 7 — соединительная муфта; 8 — электрогенератор; 12 — нагреватель газового рабочего тела; 13 — турбина; 14 — компрессор; 16 — система газового охлаждения электрогенератора; 17 — электронный инвертор переменной частоты; 18 — блок задания нагрузочно-го режима и стабилизации частоты вращения турбины; 19 — коммутатор

Основным устройством стенда является резистивный нагреватель газа (РНГ) — тепловой имитатор реакторной установки, позволяющий проводить безопасные безъядерные испытания (рис. 6) [20].

РНГ — сложное техническое изделие, представляющее собой проточный нагревательный аппарат. Для возможности отработки турбокомпрессора-генератора мощных ЯЭДУ РНГ должен удовлетворять следующим требованиям:

- обеспечение возможности нагрева рабочего тела до температуры 1500 К;
- электрическая мощность $10^2 \dots 10^3$ кВт;

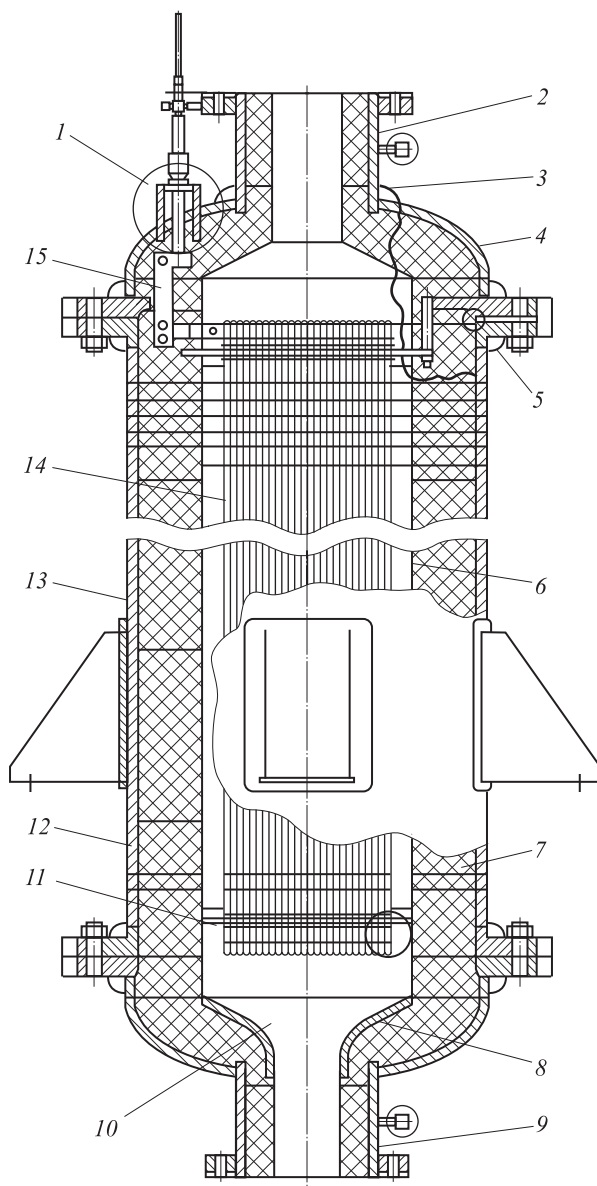


Рис. 6. Схема резистивного нагревателя газа [20]:

1 — охлаждаемые герметичные токовые вводы; 2, 9 — патрубки для подвода и отвода нагреваемого газа; 3, 5, 13 — кожухи с каналами водяного охлаждения; 4, 12 — внешний герметичный корпус, состоящий из цилиндрической части и двух крышек эллипсоидной формы; 6, 8 — негерметичные внутренние экраны; 7 — слой теплоизолирующего материала; 10 — внутренняя полость, предназначенная для нагрева в ней газа; 11 — отверстия несущих фланцев; 14 — негерметичные трубы; 15 — электрические шины

- длительное время функционирования при сохранении чистоты нагреваемого газа;
- обеспечение возможности регулирования входных и выходных параметров в широком диапазоне;
- обеспечение равномерного распределения расхода рабочего тела через нагревательные трубки и его равномерного нагрева;
- обеспечение минимального падения давления рабочего тела при прохождении через РНГ.

Возможность работы при таких условиях может быть обеспечена следующим конструктивным решением: внутренние элементы корпуса РНГ, контактирующие с рабочим телом, представляют собой разгруженные негерметичные жаропрочные экраны, наружный корпус герметичен и является силовым. Их разделяет слой высокотемпературной теплоизоляции, которая защищает наружный корпус от воздействия больших температур. Таким образом задача обеспечения термической стойкости конструкции и ее прочности при высоких давлениях может быть разделена на две подзадачи.

Аналогичное техническое решение применимо и в конструкции трубопроводов подвода рабочего тела к РНГ и отвода его к испытываемому изделию. Трубопровод может быть выполнен из сегментов труб прямолинейной и угловой форм и сильфонных узлов, предназначенных для снятия механических напряжений в газовом контуре, связанных с работой при высоких температурах, а также для компенсации геометрических погрешностей, возникающих при сборке трубопровода. Равномерность расхода рабочего тела через нагревательные трубки может быть обеспечена соответствующей формой входного коллектора РНГ и установкой в нем выравнивающего газовый поток устройства.

При наземной отработке испытываемое изделие должно быть размещено внутри защитной камеры. Она необходима, поскольку в конструкции элементов замкнутого газового контура используются тугоплавкие и жаропрочные материалы, которые подвержены окислению при высоких температурах при контакте с воздушной средой, вследствие чего их прочностные и эксплуатационные свойства ухудшаются. Чтобы исключить такой контакт в камере, нужно создать защитную среду, в качестве которой могут выступать вакуум или инертные газы. Для удаления из камеры кислорода она должна оснащаться системой вакуумной откачки, в составе которой используются сухие вакуумные агрегаты. Это решение позволит исключить осаждение на поверхности изделия загрязняющих масляных пленок, которые могут привести к изменению излучательной способности и теплоизоляционных свойств материалов.

Запуск газотурбинного преобразователя осуществляется системой обеспечения запуска, которая раскручивает электрогенератор до

тех пор, пока мощность турбины не превысит потребляемую мощность компрессора. При появлении избыточной полезной мощности коммутатор переключает электрогенератор на блок задания нагрузочного режима и стабилизации частоты вращения. Вырабатываемая электрическая мощность «сбрасывается» на регулируемую балластную нагрузку, представляющую собой набор резистивных элементов, при протекании через них тока выделяется тепловая энергия.

Отвод тепловой мощности, не преобразованной в электрическую, должен осуществляться стендовой системой отвода теплоты с помощью холодильника. Отвод теплоты от холодильника осуществляется системой обратного водоснабжения, которая также обеспечивает охлаждение стенок и фланцев защитной камеры, корпуса РНГ, форвакуумных агрегатов, высокотемпературных газовых и жидкостных вводов. Охлаждение электрогенератора осуществляется системой газового охлаждения с помощью части расхода рабочего тела, отбираемого с выхода компрессора. Эта система содержит соединенные последовательно вспомогательный холодильник и устройство регулирования расхода.

Управление исполнительными механизмами испытуемого изделия и оборудования стенда, прием и логическая обработка сигналов от датчиков, предоставление визуальной информации в ходе экспериментальных работ и ее запись, а также своевременное выявление и устранение аварийных ситуаций производятся системой автоматического управления по соответствующим алгоритмам.

Помимо рассмотренных систем стенд должен содержать систему изменения давления газового рабочего тела в контуре, систему заправки газового и жидкостного контура, систему проверки газовых трактов и защитной камеры на герметичность, систему опрессовки, вспомогательные технологические системы газоснабжения, водоснабжения, вакуумирования и электропитания, а также другие системы.

В ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» создан стенд для отработки мощных высокооборотных агрегатов в составе ЗГТУ. Кроме того, стендовая база ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» позволяет помимо испытаний самого турбокомпрессора-генератора и его составляющих проводить совместные испытания турбокомпрессора-генератора, СПРЭЭ и ЭРД при задействовании стенда, предназначенного для испытаний холловских и ионных плазменных двигателей мощностью до 35 кВт [21].

Заключение. Техническая сложность мощной ЯЭДУ и ее габаритные размеры не позволяют провести ее наземную отработку в сборе. Принципиальная невозможность создания наземных испытательных стендов с требуемыми параметрами для наземной отработки ЯЭДУ в сборе определяет использование последовательной поэлементной и поэтапной отработки составляющих ЯЭДУ. Анализ тех-

нических возможностей наземной стендовой базы позволяет предложить следующие этапы экспериментальной отработки ЯЭДУ:

- 1) безъядерная наземная отработка составных частей ЯЭДУ (тепловой имитатор реакторной установки, ЗГТУ, макеты СПРЭЭ и ЭРДУ, имитатор системы отвода теплоты);
- 2) ядерная наземная отработка ЯЭДУ (реакторная установка, ЗГТУ, макеты СПРЭЭ и ЭРДУ, имитатор системы отвода теплоты);
- 3) автономные летные испытания элементов СОТ и ЭРДУ;
- 4) летные испытания ЯЭДУ в составе КА.

Для наземной отработки ЯЭДУ потребуются создание отдельных испытательных стендовых баз:

- для безъядерной наземной отработки ЯЭДУ совместно с тепловым имитатором реакторной установки;
- для наземных ядерных энергетических испытаний ЯЭДУ.

При создании инфраструктуры стендовой базы для проведения безъядерной наземной отработки ЯЭДУ потребуются решение следующих задач:

- создание вакуумных испытательных стендов, включая вакуумные камеры больших объемов (от десятков до сотен кубических метров);
- создание уникальных тепловых имитаторов реакторных установок мощностью мегаваттного уровня;
- создание стендовых имитаторов системы отвода теплоты;
- создание электрических макетов ЭРДУ.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ярыгин В.И. Ядерная энергетика прямого преобразования в космических миссиях XXI в. *Известия вузов. Ядерная энергетика*, 2013, № 2, с. 5–20.
- [2] Акимов В.Н., Коротеев А.А., Коротеев А.С. Ядерная космическая энергетика: вчера, сегодня, завтра. *Известия РАН. Энергетика*, 2012, № 1, с. 3–11.
- [3] Гришин С.Д., Захаров Ю.А., Одолевский В.К. *Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги*. Москва, Машиностроение, 1990.
- [4] Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок. *Космическая техника и технологии*, 2013, № 1, с. 6–17.
- [5] Jansen F., Semenko A., Bauer W., Worms J.-C., Detsis E., Cliquet E., Masson F., Ruault J.-M., Gaia E., Cristina T.M., Tinsley T., Hodgson Z. *MEGAHIT* Roadmap: Applications for Nuclear Electric Propulsion*. RGEF, Dresden, 2014.
- [6] Конюхов Г.В., Коротеев А.А., Полуэктов В.П. Исследование рабочего процесса в капельном холодильнике-излучателе в условиях микрогравитации и глубокого вакуума. *Полет*, 2001, № 4, с. 26–32.
- [7] Бондарева Н.В., Глухов Л.М., Коротеев А.А., Красовский В.Г., Кустов Л.М., Нагель Ю.А., Сафронов А.А., Филатов Н.И., Черникова Е.А. Бескаркасные системы отвода низкопотенциального тепла в космосе: успехи отработок и нерешенные задачи. *Известия РАН. Энергетика*, 2015, № 4, с. 130–142.

- [8] Mason L.S., Schreiber J.G. A Historical Review of Brayton and Stirling Power Conversation Technologies for Space Applications. *NASA/TM*, 2007, 214976.
- [9] Kenney W.D., et al. Brayton Isotope Power System Ground Demonstrator. *Eleventh Intersociety Energy Conversion Engineering Conference*. American Institute of Chemical Engineers. 1976, vol. 1, p. 201.
- [10] Write S.A., Vernon M.E., Pickard P. Small Scale Closed Brayton Cycle Dynamic Response Experiment Results. *Sandia Report SAND2006, 3485 (Unlimited Release)*, Sandia National Laboratories, 2006.
- [11] Hervol D.S., Briggs M., Owen A.K., Lavelle T.A. Experimental and Analytical Performance of a Dual Brayton Power Conversion System. *NASA/TM*, 2009, 215511.
- [12] Hervol D.S., Mason L., Birchenough A., Pinero L. Experimental Investigations From the Operation of a 2 kW Brayton Power Conversion Unit and a Xenon Ion Thruster. *NASA/TM*, 2004, 212960.
- [13] Turner M.J.L. *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*. 3rd ed. Praxis Publishing Ltd, Chichester, UK, 2009.
- [14] 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.
- [15] Guimarães L.N.F., Camillo G.P., de Carvalho R.P. Preliminary Closed Brayton Cycle Study for a Space Reactor Application. *International Nuclear Atlantic Conference (INAC)*. Santos, SP, Brazil, 2007.
- [16] Guimarães L.N.F., Camillo G.P., Placco G.M., et al. Power Conversion For a Microrreactor: a Nuclear Space Application. *International Nuclear Atlantic Conference (INAC)*. Rio de Janeiro, RJ, Brazil, 2009.
- [17] Guimarães L.N.F. Nuclear Space Applications: A Brazilian View. *The XVIII Meeting on Nuclear Reactor Physics and Thermal Hydraulics (ENFIR)*. Recife, PE, Brazil, 2013.
- [18] Арбеков А.Н., Леонтьев А.И. Развитие космических газотурбинных установок в работах В.Л. Самсонова. *Труды МАИ*, 2011. № 43. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=24713> (дата обращения 16.01.2016).
- [19] *Стенд для испытаний мощного высокооборотного агрегата*. Пат. № 2502975 РФ. МПК G01M 15/00. Заявитель и патентообладатель Государственный научный центр Российской Федерации – федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша» (ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»). № 2013103632/06; заявл. 29.01.2013, опубл. 27.12.2013, бюл. № 36.
- [20] *Электрический нагреватель газа*. Пат. № 119555 РФ. МПК H05B 3/40. Заявитель и патентообладатель Государственный научный центр Российской Федерации – федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша» (ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»). № 2011153459, заявл. 27.12.2011, опубл. 20.08.2012.
- [21] Ловцов А.С., Селиванов М.Ю. Огневые испытания ионного двигателя высокой мощности для перспективных транспортных модулей. *Известия РАН. Энергетика*, 2014, № 6, с. 3–9.

Статья поступила в редакцию 16.05.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Андрианов Д.И., Захаренков Л.Э., Каревский А.В., Попов А.В., Попов С.А., Семенкин А.В., Солодухин А.Е., Терехов Д.Н., Штонда С.Ю. 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.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-07-1518>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Андрианов Дмитрий Игоревич — инженер ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели.

Захаренков Леонид Эдуардович — канд. техн. наук, ведущий инженер ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели.

Каревский Андрей Владимирович — канд. техн. наук, начальник сектора ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели.

Попов Александр Владимирович — инженер ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели.

Попов Сергей Александрович — начальник отдела ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели.

Семёнкин Александр Вениаминович — д-р техн. наук, начальник отделения ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели.

Солодухин Александр Евгеньевич — канд. техн. наук, ведущий инженер ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели.

Терехов Дмитрий Николаевич — инженер ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели.

Штонда Сергей Юрьевич — инженер ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Область научных интересов: космическая энергетика и электроракетные двигатели.
e-mail: kerc@elnet.msk.ru

Space power propulsion systems with gas turbine power conversion system of closed Brayton cycle of high power and characteristic features of their experimental testing

© D.I. Andrianov, L.E. Zakharenkov, A.V. Karevskiy,
A.V. Popov, S.A. Popov, A.V. Semenkin, A.E. Solodukhin,
D.N. Terekhov, S.Yu. Shtonda

State Research Centre Federal State Unitary Enterprise
Keldysh Research Centre, Moscow, 125438, Russia

The desire to use power propulsion systems (PPS) of high power in space exploration has existed since the earliest stages of astronautics development and, over the time the need for their creation is becoming more urgent. By means of high power PPS, it becomes possible to solve a large number of transport, transport and energy, and energy problems for the benefit of economy, science and global security. The creation of such PPS is extremely challenging and requires a thorough development of individual elements of the installation, as well as joint tests of different systems on the ground test bench and in the outer space during the flight test. The paper includes data on currently actual projects which are being conducted in the world in the field of high power nuclear PPS. The article also gives general information about the basic PPS subsystems, composition and requirements for the test bench base for developing the key PPS elements. Moreover, we examine potential composition and appearance of the test bench for powerful gas turbine converters, operating in a closed Brayton cycle.

Keywords: outer space, Brayton cycle, power propulsion system, gas turbine conversion system, test bench base.

REFERENCES

- [1] Yarygin V.I. *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedeniy. Yadernaya energetika — Proceedings of Higher Education Institutions. Nuclear Power Engineering*, 2013, no. 2, pp. 5–20.
- [2] Akimov V.N., Koroteev A.A., Koroteev A.S. *Izvestiya RAN. Energetika — Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering*, 2012, no. 1, pp. 3–11.
- [3] Grishin S.D., Zakharov Yu.A., Odolevskiy V.K. *Proektirovanie kosmicheskikh apparatov s dvigateliami maloy tyagi* [Design of spacecraft thrusters]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1990.
- [4] Legostaev V.P., Lopota V.A., Sinyavskiy V.V. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2013, no.1, pp. 6–17.
- [5] Jansen F., Semenkin A., Bauer W., Worms J.-C., Detsis E., Cliquet E., Masson F., Ruault J.-M., Gaia E., Cristina T.M., Tinsley T., Hodgson Z. *MEGAHIT* Roadmap: Applications for Nuclear Electric Propulsion*. RGEF, Dresden, 2014.
- [6] Konyukhov G.V., Koroteev A.A., Poluektov V.P. *Polet — Flight*, 2001, no. 4, pp. 26–32.
- [7] Bondareva N.V., Glukhov L.M., Koroteev A.A., Krasovskiy V.G., Kustov L.M., Nagel Yu.A., Safronov A.A., Filatov N.I., Chernikova E.A. *Izvestiya RAN. Energetika — Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering*, 2015, no. 4, pp. 130–142.

- [8] Mason L.S., Schreiber J.G. A Historical Review of Brayton and Stirling Power Conversion Technologies for Space Applications. *NASA/TM—2007-214976*.
- [9] Kenney W.D., et al. Brayton Isotope Power System Ground Demonstrator. *Eleventh Intersociety Energy Conversion Engineering Conference*. American Institute of Chemical Engineers, 1976, vol. 1, p. 201.
- [10] Write S.A., Vernon M.E., Pickard P. Small Scale Closed Brayton Cycle Dynamic Response Experiment Results. *Sandia Report SAND2006-3485 (Unlimited Release)/Sandia National Laboratories – 2006*.
- [11] Hervol D.S., Briggs M., Owen A.K., Lavelle T.A. Experimental and Analytical Performance of a Dual Brayton Power Conversion System. *NASA/TM—2009-215511*.
- [12] Hervol D.S., Mason L., Birchenough A., Pinero L. Experimental Investigations From the Operation of a 2 kW Brayton Power Conversion Unit and a Xenon Ion Thruster. *NASA/TM-2004-212960*.
- [13] Turner M.J.L. *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*. Third Edition. Praxis Publishing Ltd, Chichester, UK, 2009.
- [14] 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*.
- [15] Guimarães L.N.F., Camillo G.P., de Carvalho R.P. Preliminary Closed Brayton Cycle Study for a Space Reactor Application. *International Nuclear Atlantic Conference (INAC)*. Santos, SP, Brazil, 2007.
- [16] Guimarães L.N.F., Camillo G.P., Placco G.M., et al. Power Conversion for a Microrreactor: a Nuclear Space Application. *International Nuclear Atlantic Conference (INAC)*. Rio de Janeiro, RJ, Brazil, 2009.
- [17] Guimarães L.N.F. Nuclear Space Applications: A Brazilian View. *The XVIII Meeting on Nuclear Reactor Physics and Thermal Hydraulics (ENFIR)*. Recife, PE, Brazil, 2013.
- [18] Arbekov A.N., Leontyev A.I. *Trudy MAI. Elektron. Zhurn. — Proceedings of MAI*, 2011, no. 43. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=24713>
- [19] *Stend dlya ispytaniy moschnogo vysokooborotnogo agregata* [Bench for testing high-speed power unit]. Patent 2502975 RF, IPC G01M 15/00, no. 2013103632/066 2013. State Research Centre Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre.
- [20] *Elektricheskiy nagrevatel gaza* [Electric gas heater]. Useful model 119555 RF. IPC H05B 3/40, no. 2011153459, 2012. State Research Centre Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre.
- [21] Lovtsov A.S., Selivanov M.Yu. *Izvestiya RAN. Energetika — Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering*, 2014, no. 6, pp. 3–9.

Andrianov D.I., engineer, space engineering and electro-rocket engines, State Research Centre Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre.

Zakharenkov L.E., Cand. Sci. (Eng.), leading engineer, space engineering and electro-rocket engines, State Research Centre Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre.

Karevskiy A.V., Cand. Sci. (Eng.), head of the sector, space engineering and electro-rocket engines, State Research Centre Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre.

Popov A.V., engineer, space engineering and electro-rocket engines, State Research Centre Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre.

Popov S.A., head of the department, space engineering and electro-rocket engines, State Research Centre Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre.

Semenkin A.V., Dr. Sci. (Eng.), head of the department, space engineering and electro-rocket engines, State Research Centre Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre.

Solodukhin A.E., Cand. Sci. (Eng.), leading engineer, space engineering and electro-rocket engines, State Research Centre Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre.

Terekhov D.N., engineer, space engineering and electro-rocket engines, State Research Centre Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre.

Shtonda S.Yu., engineer, space engineering and electro-rocket engines, State Research Centre Federal State Unitary Enterprise Keldysh Research Centre.