

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ЯДЕРНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

© 2011 А. И. Белогуров, Т. Ч. Колбая, В. С. Рачук

Конструкторское бюро химической автоматики, г. Воронеж

Представлен анализ проблемных вопросов создания ядерной энергетической двигательной установки для космических аппаратов. Рассмотрены варианты их принципиальных решений.

Космический корабль, ядерная электроракетная двигательная установка.

Для решения энергоёмких космических задач, таких как пилотируемые экспедиции на Марс, освоение Луны, создание системы защиты Земли от астероидной опасности, а также задач более близкой перспективы, связанных с увеличением полезных грузов, выводимых ракетносителями семейства "Ангара" на геостационарные орбиты (высокоэффективный радиолокационный контроль объектов на земной поверхности, в воздушном и космическом пространствах; глобальные системы связи высокой производительности; межорбитальные буксиры и др.), требуется кардинальное повышение потенциальных возможностей ракетной техники на базе использования ядерной энергии, позволяющей выйти на новый уровень энергообеспечения и обеспечения высоких экономических показателей двигательных и энергетических установок космического аппарата (КА). В соответствии с президентской программой "Модернизация технологического развития экономики России" предстоит создать в течение 2010-2018 гг. прототип ядерной энергетической двигательной установки мегаваттного класса транспортно-энергетического модуля для решения высокоэнергетических задач ближнего и дальнего космоса.

В настоящее время в ракетной технике в качестве мощных разгонных и маршевых выступают двигатели, в которых используется энергия химических реакций, газодинамический принцип преобразования энергии в тягу. Они с успехом выводят КА на околоземную орбиту. Однако для перемещений КА с одной высокоэнергетической орбиты на другую (например, геостационарные) целесообразно использование электрических ракетных двигателей (ЭРД). ЭРД характеризуются невысокой тяговооружённостью, но, имея удельный импульс тяги на порядок выше, они для достижения заданной скорости позволяют расходовать значительно меньшие объёмы рабочего тела, что, в свою очередь, уменьшает общую массу КА.

Использование ядерных источников энергии на КА для питания ЭРД электрической энергией сопряжено с проблемами создания электрогенерирующей установки и с обеспечением требуемых параметров ресурса работы и безопасности функционирования установки в целом [1].

При создании ЯЭРДУ предстоит решение новых задач, связанных с особенностями её принципиальной конструкции (рис. 1). Возможный вид космического корабля с ЯЭРДУ представлен на рис. 2 [2].



Рис. 1. Блок-схема ЯЭРДУ с ЭРД

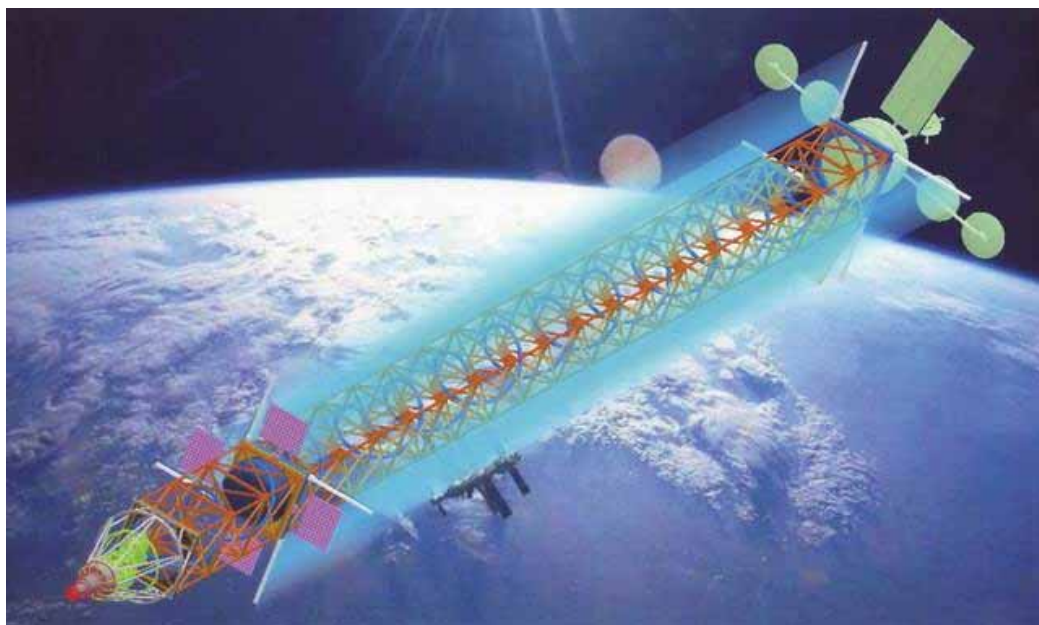


Рис. 2. Возможный вид космического корабля с ЯЭРДУ

В числе наиболее проблемных можно выделить следующие направления.

1. Создание мощной генерирующей установки для обеспечения ЭРД электроэнергией.

Известны несколько типов энергоустановок космического назначения. Наиболее изучены и уже эксплуатируются на орбите термоэмиссионные установки, основанные на непосредственном (безмашинном) преобразовании тепловой энергии в электрическую. Однако создаваемая ими электрическая мощность (порядка 10 - 100 кВт) ограничивает их использование в качестве мощ-

ных генерирующих установок для межпланетных полетов.

Принципиальная схема ЯЭРДУ с машинным преобразованием энергии приведена на рис 3. Она использует широко применяемую в земных условиях турбокомпрессорную схему преобразования энергии нагретого газа в электрическую по одному из замкнутых термодинамических циклов, например, Брайтона (см. рис 3), Стирлинга и др. Могут рассматриваться также жидкометаллические паровые циклы Ренкина.

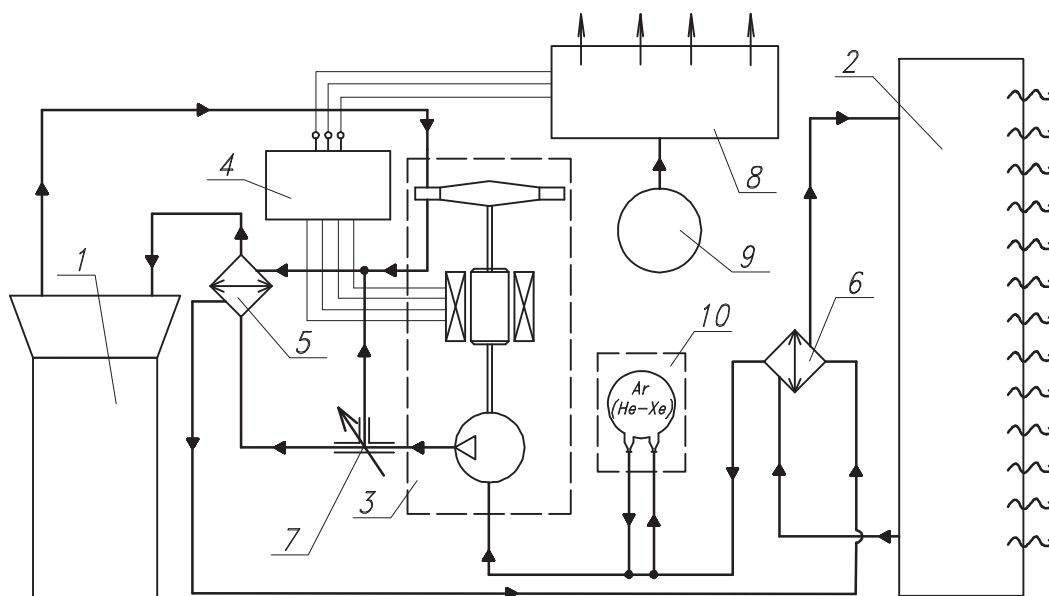


Рис. 3. Принципиальная схема ЯЭРДУ с машинным преобразованием энергии:

1-ядерный реактор; 2 - холодильник-излучатель; 3 - турбокомпрессор-генератор; 4- электрическая система; 5,6- теплообменник; 7 - дроссель перепуска; 8-ЭРД; 9-топливо для ЭРД; 10-система газового регулирования

С ростом потребных мощностей (100 МВт и выше) предпочтительнее становятся схемы с безмашинным преобразованием энергии на основе магнитогидродинамиче-

ских генераторов (рис. 4) [3]. Однако данное перспективное направление требует значительных теоретических исследований и перехода на следующий уровень развития технологий.

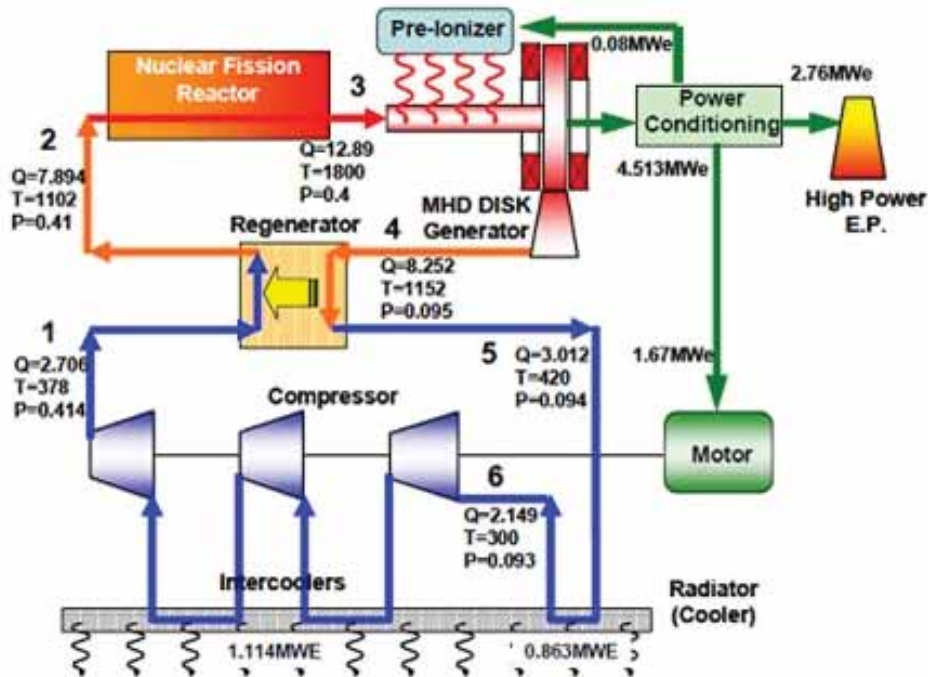


Рис. 4. Принципиальная схема ЯЭРДУ с безмашинным преобразованием энергии

2. При осуществлении межпланетных полетов огромную роль играет обеспечение эффективной защиты оборудования и экипажа от радиации. В открытом космосе кроме постоянного излучения от ядерного реактора на различных стадиях полета на экипаж и оборудование будут воздействовать космические лучи, особенно тяжелые ядра, радиационные пояса планет. Очевидно, что для уменьшения вредного воздействия облуче-

ния экипажа и снижения вероятности метеоритных повреждений полет должен занимать как можно меньше времени.

Зависимость продолжительности полёта от удельной массы и мощности ЯЭРДУ представлена на рис. 5 и табл. 1 [4]. Как видно, для уменьшения времени полета кроме увеличения электрической мощности необходимо обеспечение минимального значения удельной массы установки.

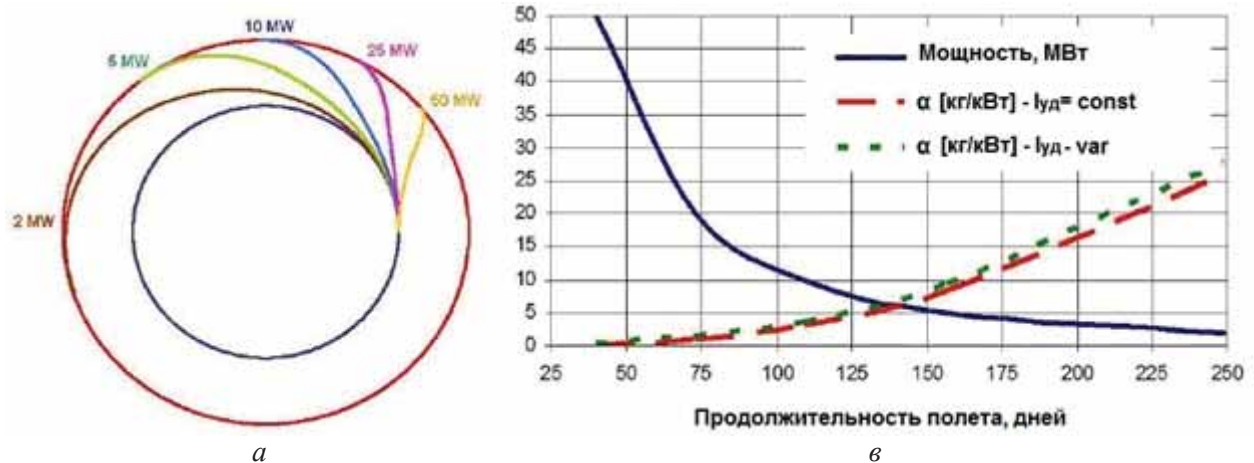


Рис. 5. Влияние мощности ЯЭРДУ на продолжительность полета при постоянном удельном импульсе тяги $I_{уд} = 5000 \text{ с}$ (а) и зависимость продолжительности полета от мощности ЯЭРДУ (б)

Таблица 1. Зависимость продолжительности полёта от удельной массы и мощности ЯЭРДУ

Мощность, МВт	200	100	50	25	12	6
Полная масса ЯЭРДУ, т	600	500	400	300	250	200
Продолжительность полета, мес	5	6	6,5	8	10	13
Удельная масса (α), кг/кВт	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0	6,0

3. Удельная масса может быть уменьшена в первую очередь за счёт создания усовершенствованных типов ядерных реакторов. При этом должен быть использован опыт проектирования, создания и испытаний конструкций уже разрабатывавшихся ядерных ракетных двигателей - РД0410 (СССР, КБХА) и Нерва (США). В настоящее время, особенно за рубежом, ведётся активная разработка новых и усовершенствование существующих типов реакторов, пригодных для использования в космосе. Сравнительные характеристики некоторых из них приведены в табл. 2 [5]. Очевидно, что снижение удельных масс реактора возможно при освоении новейших технологий и создании высокоэффективных композиционных материалов, а также использовании новых физических принципов [5,6].

4. На общую удельную массу и общий КПД установки большое влияние оказывает эффективность теплообменных аппаратов, холодильников-излучателей, теплоизоляции, а также радиационной защиты ЯЭРДУ. В качестве теплообменных аппаратов могут быть использованы кожухотрубчатые или пластинчаторебристые (рис. 6). Каждый из них имеет свои преимущества и недостатки, и для выбора необходимо проведение оптими-

зационных расчётов и конструкторских проработок под конкретные параметры тепловых потоков.

Таблица 2. Сравнительные характеристики ЯЭРДУ

Параметры	TERA	PBR Engine	NERVA
Тяга двигателя, Н	250000	196000	333616
Удельный импульс, Гуд	1000	950	870
Масса двигателя, кг	550	900	11250
Масса реактора, кг	250	500	3159

Особую проблему представляет создание холодильника-излучателя, обеспечивающего сброс неиспользованного в термодинамическом цикле тепла. Его характеристики напрямую влияют на эффективность ЯЭРДУ в целом. Приемлемые его массогабаритные параметры, требования по защищенности от метеоритных частиц в космосе могут быть получены при применении перспективного излучателя капельного типа (рис. 7), разработка которого ведётся в "Исследовательском центре им. М.В. Келдыша" [7].

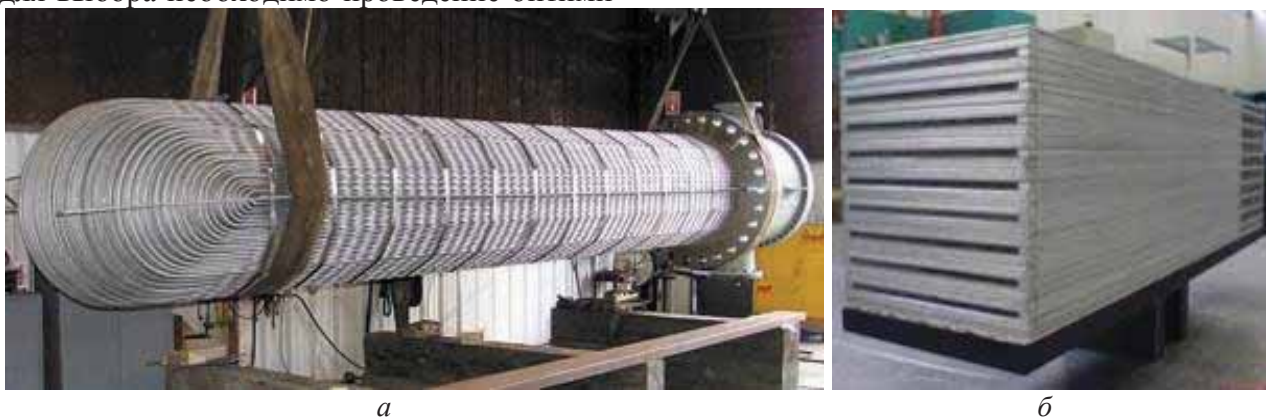


Рис. 6. Внешний вид крупногабаритных кожухотрубчатого (а) и пластинчаторебристого (б) теплообменников

5. К числу наиболее сложных следует отнести разработку турбокомпрессор-генератора (рис. 8): необходимы создание и

отработка технологии производства термостойких и термопрочных высокотемпературных материалов, в частности для неохлаж-

даемой высокотемпературной турбины ($T \geq 1500 \text{ K}$), с обеспечением требований по ресурсу работы, допустимой ползучести и эрозионной стойкости материалов при многократных запусках.

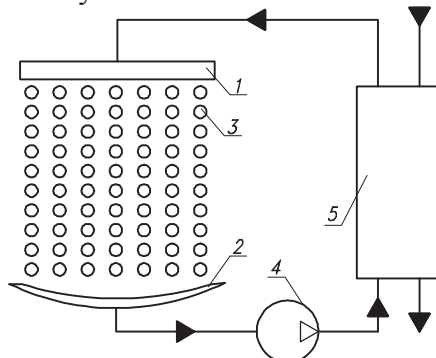


Рис. 7. Схема капельного холодильника-излучателя космической энергетической установки: 1 - генератор капель; 2 - гидросборник; 3 - капельная пелена теплоносителя; 4 - перекачивающий насос; 5 - теплообменник

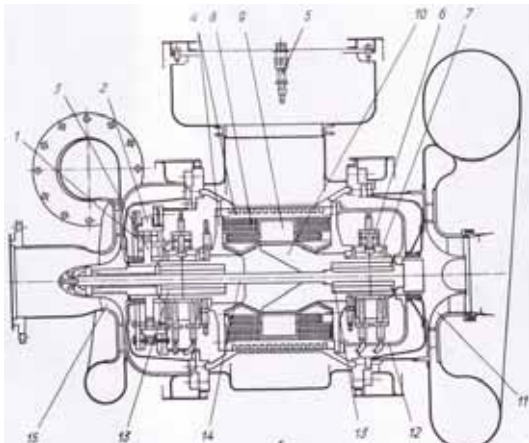


Рис. 8. Принципиальная схема турбокомпрессора-генератора мощностью 2-15 кВт: 1-корпус упорного подшипника; 2- карданный подвес упорного подшипника; 3-диск упорного подшипника; 4- корпус и торцевые крышки генератора; 5-разъемы емкостных датчиков; 6- корпус опорного подшипника; 7- сектор опорного подшипника; 8- обмотка возбуждения; 9- пакет железа статора; 10- ротор генератора; 11- колесо турбины; 12- радиационный экран; 13- тепловой мост; 14- стяжной болт; 15- колесо компрессора

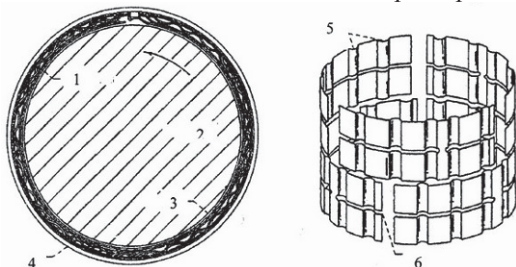


Рис. 9. Опорные газодинамические лепестковые подшипники 3-го поколения: 1 - буферная лента, 2 - вал, 3 - верхняя лента, 4 - наружная обойма, 5 - гофры переменного шага, 6 - разрез ленты в окружном направлении

Узловым моментом при этом является также разработка высококачественных подшип-

ников турбокомпрессора-генератора газодинамического, электромагнитного или комбинированного типов (рис. 9, 10), требуемых ресурса, грузоподъемности, многократных запусков и остановов, динамических характеристик.

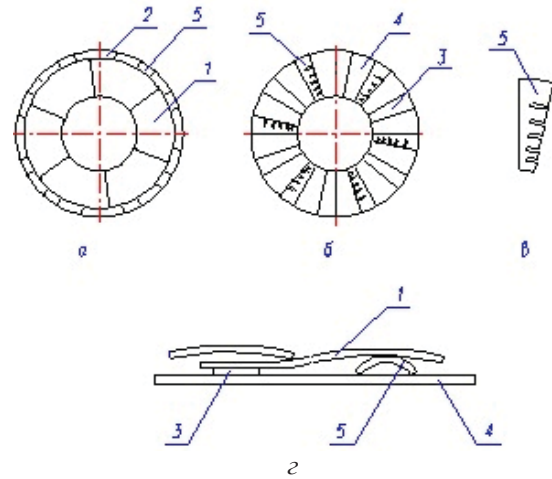


Рис. 10. Лепестковый подпятник: а - вид подпятника в плане, б - плата без несущих лепестков, в - подкладной пружинный элемент, г - фрагмент профиля подпятника; 1 - профилированный лепесток, 2 - консольно расположенный участок, 3 - подкладной сегмент, 4 - кольцевая плата, 5 - подкладная пружинка

6. Выбор типа ЭРД в качестве двигателя, обеспечение высоких значений мощности, удельного импульса тяги и возможности его варьирования, высоких плотности тяги и КПД, его проектирование и изготовление порождает целый ряд проблем. Как видно из табл. 3, одним из самых многообещающих является магнитоплазодинамический двигатель (МПДД).

Главными и отличительными его достоинствами являются большой удельный импульс и высокая плотность тяги. Кроме того, в нём может быть осуществлена возможность варьирования в широком диапазоне значения тяги и удельного импульса тяги (при постоянной мощности), позволяя оптимизировать ускорение и время полета по траектории или полезную нагрузку. Для ЭРД данного типа характерна тенденция - с увеличением мощности двигателя увеличивается его общий КПД.

На данный момент наибольшую известность получил МПДД типа VASIMR (Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket), разрабатываемый фирмой Ad Astra, США (рис. 11) [8]. В настоящее время уже достигнута мощность 200 кВт. Также боль-

шой интерес представляют МПДД конструкции Ю.В. Кубарева (рис. 12), обладающие потенциально высокими характеристиками [9]. В 70-80-х гг. XX века они прошли успешные испытания в космосе в качестве ускорителей плазмы (электрическая мощность 10 кВт).

Расчеты показывают (рис. 13), что уже в обозримом будущем полёт на Марс и обратно может сократиться до 300 суток, при этом использование переменного удельного импульса тяги позволит сократить расход топлива на 7 % [4].

7. При создании экспериментальной базы для отработки ЯЭРДУ может быть использован опыт создания отечественного ядерного ракетного двигателя РД0410 (11Б91).

Преимуществом стендовой базы для отработки ЯЭРДУ является отсутствие открытого выхлопа (замкнутая схема), что с учётом современных требований к экологии значительно облегчает решение проблемы создания такой экспериментальной базы (рис. 14).

Таблица 3. Основные характеристики электроракетных двигателей (ЭРД)

Тяговые характеристики ЭРД	Термические двигатели	Электро-статические двигатели (ЭСД)	Электромагнитные двигатели (ЭМД)			
	Электро-термические (ЭТД)	Ионные (ИД)	Сильноточный плазменный (СТД)	Холловские ЭРД		Магнитоплазменные динамические двигатели (МПДД)
				Стационарные плазменные двигатели (СПД)	Двигатели с анодным слоем (ДАС)	
Удельный импульс, Н·с/кг	5000...6000 (аммиак) до 20000 (водород)	30000...65000 и более	4000...6000	3000...10000	Свыше 15000	40000...50000
Цена тяги, кВт/Н	7,5...10	25...65	40...55	15...25	15...30	30...100
Мощность существующих прототипов, кВт	100	30	20	30	50	200
Рабочее тело	Аммиак, гидразин, водород	Ксенон	Водород	Ксенон		Водород, гелий, азот, аргон

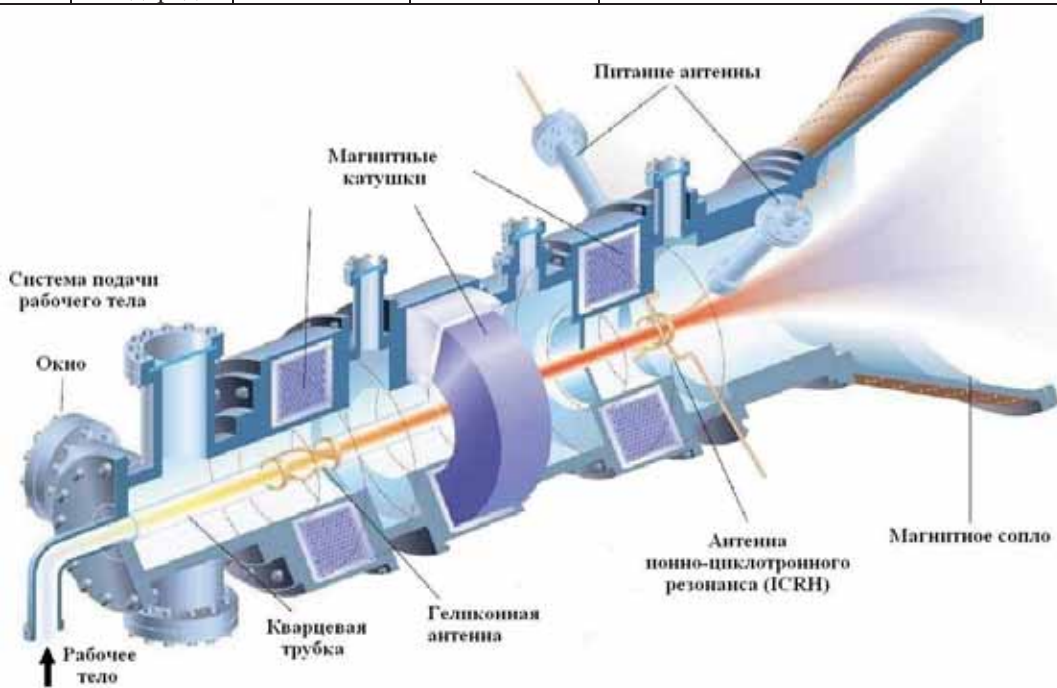


Рис. 11. Принципиальная схема магнитоплазменного двигателя типа VASIMR

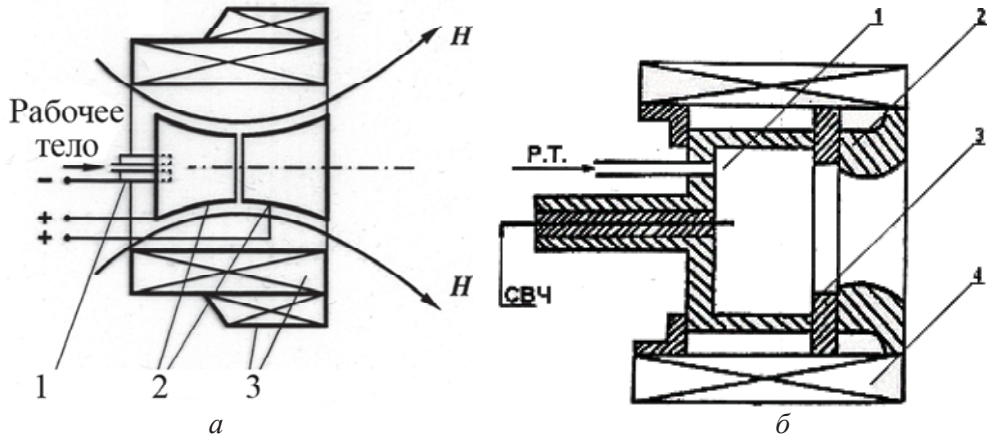


Рис. 12. Варианты ЭРД типа МПДД конструкции Ю.В. Кубарева без СВЧ (а) и с СВЧ генерацией плазмы (б):
 а) 1 – газоразрядная камера, 2 – анод, 3 – соленоид;
 б) 1 – газоразрядная камера, 2 – анод, 3 – изолятор, 4 – электромагнит

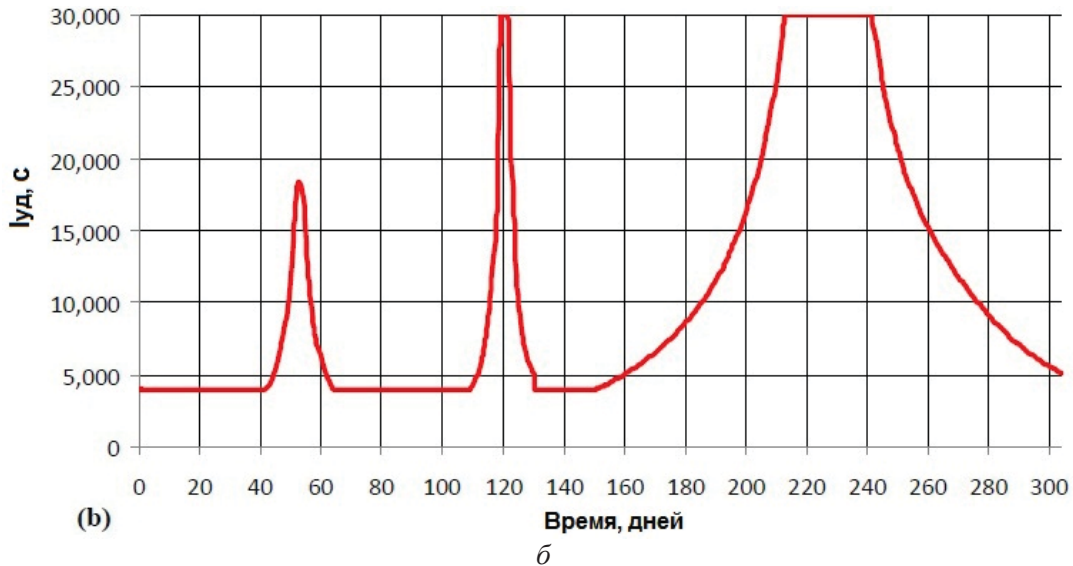
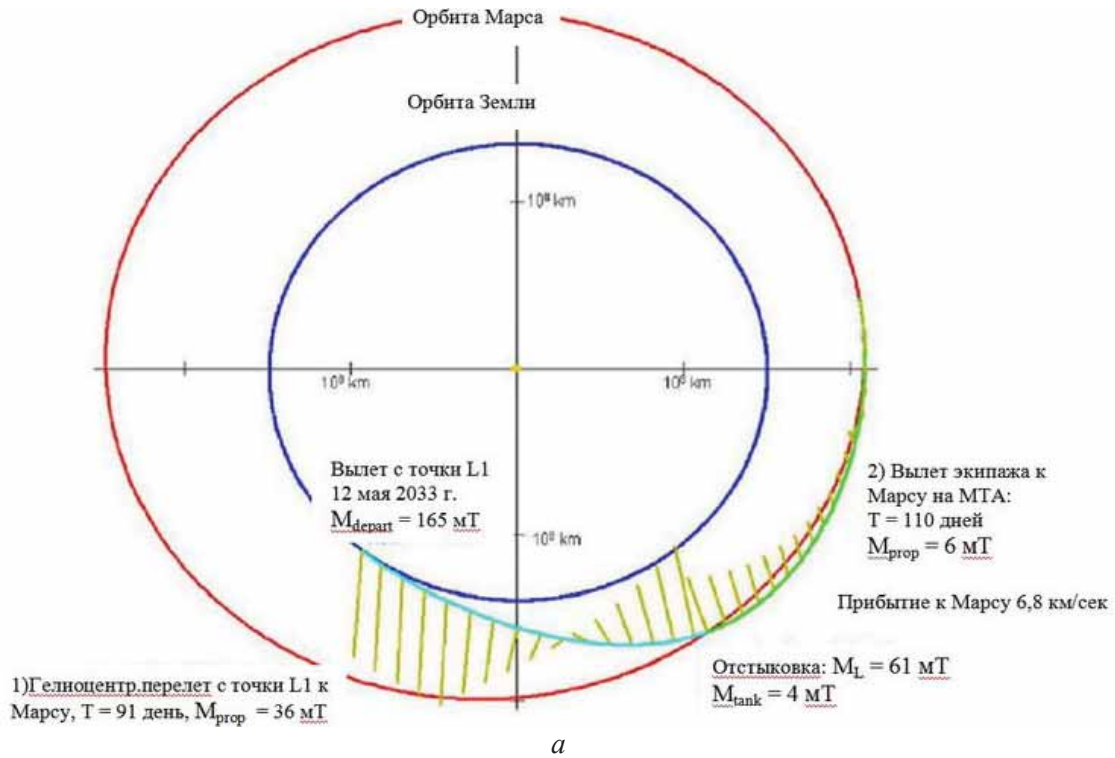


Рис. 13. Пилотируемая экспедиция на Марс с ЯЭРДУ мощностью 12 МВт и двигателями VASIMR: а - переходы по гелиоцентрическим траекториям; б- изменение удельного импульса тяги на различных стадиях полета

Для проведения подобных исследований могут быть использованы стенды для прочностных, гидравлических, газодинамических и огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей, дооборудованные для

организации автономных испытаний узлов и агрегатов ЯЭРДУ с учетом специфики и возможностей современных измерительных систем и технологий.

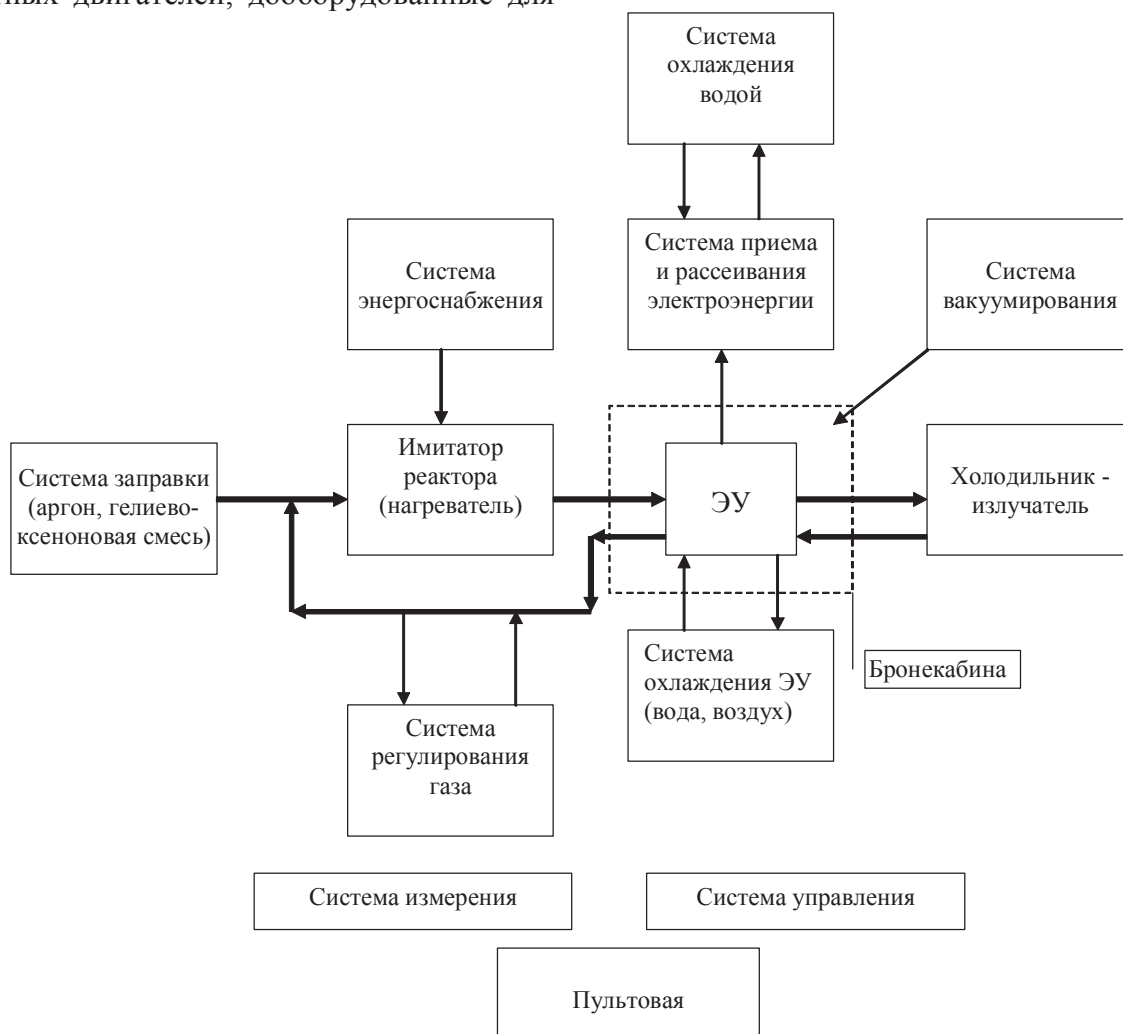


Рис. 14. Структурная схема стенда для проведения испытаний ЯЭРДУ

8. В дальнейших исследованиях будет использоваться не только натурный эксперимент, но и численные исследования на математических моделях агрегатов без проведения дорогостоящих промежуточных испытаний. Принципы построения математических моделей ЯЭРДУ с учетом опыта проектирования жидкостных ракетных двигателей в КБХА:

- единая математическая модель, описывающая запуск, переходные и стационарные режимы, выключение установки;
- построение модели по агрегатному принципу: в общую модель объединены независимые модели отдельных агрегатов и подсистем;
- моделирование нестационарных гидродинамических процессов на переходных

режимах в широком диапазоне частот (до 100-200 Гц);

- физические процессы в каждом конечном элементе описываются уравнениями движения, сохранения массы и энергии в одномерной постановке;
- модель каждого элемента имеет стандартные вектора входных и выходных параметров.

На основании проведенных проработок и исследований можно сделать следующие выводы:

1. Проработан облик и принципиальные схемы вариантов ЯЭРДУ.
2. Определены пути решения проблем создания турбокомпрессора-генератора.

3. Основным вариантом холодильника-излучателя, очевидно, должен быть выбран излучатель капельного типа.

4. Анализ существующих типов ЭРД показал оптимальность МПДД по мощности, плотности тяги, диапазону регулирования и достижимости максимальных величин удельного импульса.

5. Для экспериментальной отработки ЯЭРДУ возможно создание стендовой базы, обеспечивающей требования по экологии.

6. При создании ЯЭРДУ должно быть максимально использовано математическое и физическое моделирование с использованием суперкомпьютеров.

7. Значительный объем исследований может быть проведен на ЯЭРДУ с тепловым имитатором реактора.

8. Обсуждены некоторые вопросы возможности осуществления пилотируемой экспедиции на Марс при приемлемой продолжительности полёта.

Разработка принципиальных и конструктивных схем и эффективных технологий производства агрегатов и узлов перспективных энергодвигательных установок является одной из самых актуальных задач для дальнейшего развития космической техники и обеспечения выполнения насущных задач в Ближнем и Дальнем Космосе.

Библиографический список

1. Теория и расчет энергосиловых космических летательных аппаратов [Текст] / Л.А. Квасников, Л.А. Латышев, Н.Н. Пономарев-Степной [и др.], // - 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МАИ, 2001.

2. Пилотируемая экспедиция на Марс [Текст] / под ред. А.С. Коротева. – М.: Рос-

сийская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. - 320 с.

3. Nob. Harada, Le Chi Kien, and M. Hishikawa Basic Studies on Closed Cycle MHD Power Generation, System for Space Application. 35th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, 28 June-1 July / Portland, Oregon. AIAA 2004-2365.

4. VASIMR Human Mission to Mars. Space, Propulsion & Energy Sciences International Forum [etal]/ Andrew V. Ilin, Leonard D. Cassady, Tim W. Glover March 15-17, 2011, University of Maryland, College Park, MD.

5. James Powell, George Maise, and John Paniagua and Stanley Borowski. Compact MITEE-B: Bi-Modal Nuclear Engine for Unique New Planetary Science Missions. 38th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 7-10 July 2002, Indianapolis, Indiana. AIAA 2002-3652.

6. Rubbia, C. Sub-critical Thorium reactors. / C. Rubbia - Energy 2050, Stockholm.

7. Конюхов, Г.В. Перспективные системы отвода тепла для космических энергетических установок [Текст] / Г.В. Конюхов, А.А. Коротеев. // Изв. академии наук. Энергетика. - 2004. – № 5. – С. 58 - 72.

8. Chang-Diaz, F.R. The VASIMR Rocket. J. Scientific American/ F.R. Chang-Diaz, November, 2000.

9. Кубарев, Ю.В. Полеты на Марс, электрореактивные двигатели настоящего и будущего [Текст]/ Ю.В. Кубарев // Наука и технологии в промышленности, 2006. – № 2. – С. 19–35.

PROBLEMS DEVELOPMENT OF NUCLEAR ELECTRIC PROPULSION

© 2011 A. I. Belogurov, T. Ch. Kolbaya, V. S. Rachuk

Konstruktorskoe Buro Khimavtomatiki, Voronezh

This article describes the analysis of the development issues of nuclear electric propulsion system for spacecraft. The options of their principal solutions are considered.

Space ship, nuclear electric propulsion.

Информация об авторах

Белогуров Альберт Иванович, кандидат технических наук, зам. главного конструктора. Конструкторское бюро химической автоматики, г. Воронеж. Тел.: (473) 234-65-13. E-mail: cadb@comch.ru. Область научных интересов: ракетные двигатели, ядерные энергетические двигательные установки.

Колбая Тимур Чичикович, кандидат технических наук, инженер-конструктор первой категории. Конструкторское бюро химической автоматики, г. Воронеж. Тел.: 8-904-214-76-06. E-mail: timur2607@rambler.ru. Область научных интересов: ракетные двигатели, системы аварийной защиты, технические средства и методы диагностирования.

Рачук Владимир Сергеевич, доктор технических наук, профессор, генеральный директор - генеральный конструктор. Конструкторское бюро химической автоматики, г. Воронеж. Заведующий кафедрой "Ракетных двигателей" Воронежского государственного технического университета. Тел.: (473) 263-36-73. E-mail: cadb@comch.ru. Область научных интересов: ракетные двигатели, ядерные энергетические двигательные установки.

Belogurov Albert Ivanovich, Candidate of technical sciences, Deputy Chief Designer of KBKhA. Phone: (473) 234-65-13. E-mail: cadb@comch.ru. Area of research: rocket engines, nuclear energy propulsion.

Kolbaya Timur Chichikovich, Candidate of technical sciences, Design Engineer of open joint-stock company KBKhA. Phone: 8-904-214-76-06. E-mail: timur2607@rambler.ru. Area of research: rocket engines, hardware and methods of diagnostics.

Rachuk Vladimir Sergeevich, Doctor of technical sciences, General Director - General Designer of open joint-stock company KBKhA, Professor of Voronezh state technical university. Phone: (473) 263-36-73. E-mail: cadb@comch.ru. Area of research: rocket engines, nuclear energy propulsion.