



НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР

«КУРЧАТОВСКИЙ ИНСТИТУТ»

ИССЛЕДОВАНИЯ И РАЗРАБОТКИ В ИНТЕРЕСАХ
НАЦИОНАЛЬНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

Н.Е. КУХАРКИН, В.М. КУЛЫГИН, В.А. ПАВШУК

КУРЧАТОВСКИЙ ИНСТИТУТ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОМУ ФЛОТУ СТРАНЫ

ОПЕРЕДИВШИЕ ВРЕМЯ



ГЛАВНЫЙ РЕДАКТОР СЕРИИ
М.В. КОВАЛЬЧУК



НАЦИОНАЛЬНЫЙ
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР
«КУРЧАТОВСКИЙ ИНСТИТУТ»

ИССЛЕДОВАНИЯ И РАЗРАБОТКИ КУРЧАТОВСКОГО ИНСТИТУТА
В ИНТЕРЕСАХ НАЦИОНАЛЬНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

Главный редактор серии – М.В. Ковальчук

Н.Е. Кухаркин, В.М. Кулыгин, В.А. Павшук

**КУРЧАТОВСКИЙ ИНСТИТУТ
ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОМУ
ФЛОТУ СТРАНЫ
ОПЕРЕДИВШИЕ ВРЕМЯ**

Москва
2018

**Серия: «ИССЛЕДОВАНИЯ И РАЗРАБОТКИ КУРЧАТОВСКОГО
ИНСТИТУТА В ИНТЕРЕСАХ НАЦИОНАЛЬНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ»**

УДК 621.039.5

Главный редактор серии – М.В. Ковальчук

Ответственный редактор серии – Е.Б. Яцишина

Авторы-составители:

Н.Е. Кухаркин, В.М. Кулыгин, В.А. Павшук

Редакционная коллегия серии:

**А.Ю. Гагаринский, В.П. Кузнецов, С.Н. Множин, Н.Ю. Стрельникова,
В.С. Устинов, Б.Б. Чайванов, Я.И. Штромбах**

**Курчатовский институт воздушно-космическому флоту страны. опередившие
время. – М.: НИЦ «Курчатовский институт», 2018, 160 с.: ил.**

Аннотация

В книге представлены результаты исследований и разработок в интересах аэрокосмического комплекса, что стало важной страницей в истории развития атомного проекта в нашей стране.

Во многом тогда «авиационно-космические» разработки Курчатовского института опередили свое время. Сейчас наступил новый этап – исследования в этой области продолжаются и развиваются.

Книга предназначена как для специалистов, так и для широкого круга читателей, интересующихся выдающимися свершениями отечественных ученых, конструкторов, инженеров.

Редактор: Л.Г. Костарева

Корректор: В.В. Новикова

Верстка: И.В. Авилова

***Рекомендовано к печати Редакционно-издательским советом
НИЦ «Курчатовский институт»***

**ISBN 978-5-00004-001-0 (серия)
ISBN 978-5-00004-028-7**

© НИЦ «Курчатовский институт», 2018



Уважаемый читатель!

Курчатовский институт, решая изначально проблему создания советского атомного оружия, стал родоначальником множества прорывных технологий, как военных, так и мирных. В 1954 году, когда И.В. Курчатов запустил первую АЭС в Обнинске, родилась атомная энергетика. В 1958 году была спущена на воду первая советская атомная подводная лодка «Ленинский комсомол», а первый в мире ледокол с ядерной силовой установкой «Ленин» вышел в море в 1959 году. Настала пора задуматься о применении ядерных технологий в авиации и космосе. Курчатовский институт заложил основы и этого направления.

Не так давно Президент Российской Федерации В.В. Путин в Послании Федеральному Собранию показал несколько новых видов вооружений, в том числе крылатую ракету с атомным двигателем. Это совершенно новая разработка, к которой причастно множество предприятий ВПК. Но ее производство стало возможным только потому, что на протяжении многих десятилетий в стенах Курчатовского института и многих других советских НИИ проводились фундаментальные исследования в области ядерных технологий, атомной науки и техники. Тогда создавались прототипы тех устройств, которые стали базой для технологического рывка сегодня.

В этой книге представлены результаты исследований и разработок в интересах аэрокосмического комплекса, которые стали важной страницей в истории развития атомного проекта в нашей стране.

Ученые Курчатовского института приступили к ним уже в конце 1940-х годов, когда стала актуальной задача доставки атомного оружия на дальние расстояния. Представлялось, что наряду с атомными подводными лодками этой цели могут служить авиационные и космические системы, использующие ядерные двигатели и/или ядерно-энергетические установки.

Первые исследования в этой области начались под руководством И.В. Курчатова и А.П. Александрова в «Технологическом» секторе №6 В.И. Меркина и «Физическом» секторе №14 С.М. Фейнберга – Лаборатории

измерительных приборов Академии наук СССР (ЛИПАН). К исследованиям подключились ведущие институты страны – Научно-исследовательский институт тепловых процессов, Центральный институт авиационного моторостроения, Центральный аэрогидродинамический институт, Всесоюзный институт авиационных материалов, Лаборатория «В» (позднее Физико-энергетический институт). К проектно-конструкторским работам приступили конструкторские бюро С.А. Лавочкина, А.М. Люльки, В.М. Мясищева, А.Н. Туполева, Н.Д. Кузнецова, С.П. Королева и др. Это был один из примеров кооперации, быстрого и эффективного взаимодействия различных ведомств под научным руководством Курчатовского института.

В 1954 году в Курчатовском институте был выпущен обобщающий отчет «О возможности создания крылатой атомной ракеты», утвержденный И.В. Курчатовым, А.П. Александровым и М.В. Келдышем, в основу конструкции которой была положена схема крылатой ракеты «Буря», разрабатываемой в КБ С.А. Лавочкина.

В 1955 году вышел отчет «О возможности создания пилотируемого атомного самолета», разработанный совместно с ЦАГИ.

Основой атомных двигателей ракеты и самолета служил высокотемпературный керамический реактор, охлаждаемый воздухом. Было показано, что и КАР, и ПАС с такими двигателями, при приемлемых весах, могут обеспечить неограниченную дальность полета со сверхзвуковыми скоростями.

В 1958 году на известной встрече трех «К» – И.В. Курчатова, С.П. Королева и М.В. Келдыша было принято решение о разработке ядерных ракетных двигателей и первоочередном строительстве на полигоне в Семипалатинске исследовательского импульсного графитового реактора для испытаний и отработки высокотемпературных тепловыделяющих элементов ЯРД. Параметры отработанных на этом реакторе тепловыделяющих элементов превзошли параметры ТВЭЛ американских двигателей, испытывавшихся на их полигонах.

Развитие в Курчатовском институте плазменных технологий для термоядерных установок создало условия и для разработки плазменных и ионных электрореактивных двигателей. В институте, в отделе Электроаппаратуры под руководством Л.А. Арцимовича был создан ряд двигателей малой тяги, использовавшихся в космосе.

* 1943 г. – Лаборатория №2 Академии наук СССР, с 1949 г. – Лаборатория измерительных приборов (ЛИПАН), с 1956 г. – Институт атомной энергии (ИАЭ), в 1960 г. – институту присвоено имя И.В. Курчатова, сейчас – Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт».



Сегодня это серийно выпускаемый двигатель Морозова. До сих пор ни одна космическая орбитальная система или комплекс у нас в стране и за рубежом не обходится без этих двигателей, так как именно они обеспечивают корректировку орбитального полета. Их создание, наряду с другими потребностями, дало толчок развитию бортовых космических ядерно-энергетических установок, в том числе с термоэлектрическим и термоэмиссионным преобразованием энергии ядерного реактора.

В целом, если говорить о перспективах атомной энергетики в космосе сегодня, то здесь есть два направления. Первое – ядерные ракетные двигатели, второе – источники энергии. Как правило, задачи создания двигателя и источника сопряжены.

Необходимо учитывать важнейший для космоса физический нюанс: нет конвекции, движения воздуха, поэтому механизмы смена тепла принципиально иные, теплоотдача происходит очень сложным образом. Ученые Курчатовского института установили, что в данном случае наиболее эффективно использовать термоэмиссию или термоэлектрическое преобразование. В институте развивали работы в этих направлениях, создавая конструкции совершенно разного типа. Была создана серия энергетических установок-прототипов: «Ромашка», «Енисей». И в этой области шла гонка с американцами – буквально «ноздря в ноздрю». Американцы, испытав маломощную опытную установку и столкнувшись с непреодолимыми трудностями, прекратили свои исследования. Символами побед наших ученых стали установки, которые работали на орбите.

Не всем разработкам, в силу различных обстоятельств, удалось достичь стадии практического использования, но по всем направлениям была доказана реальная возможность их применения. Одной из самых сложных задач, не решенных еще и по сей день, стала проблема защиты экипажа от потока излучений от реактора. В Курчатовском институте велись многочисленные разработки, эксперименты и расчеты в этом направлении. Для проведения натурных экспериментов было необходимо построить летающую лабораторию, которую создавали совместно с КБ А.Н. Туполева, Н.Д. Кузнецова и др. Помимо решения основной задачи – изучения рассеянного излучения, особенно нужно отметить фундаментальные медико-биологические исследования того периода. В то время еще не было изучено влияние на живой организм гамма-излучения и нейтронов. Для разработки дозиметрических приборов был создан Специализированный научно-исследовательский институт приборостроения – СНИИП. Для исследований в летающей лаборатории с помощью представителей

Семипалатинского полигона был организован виварий. Для всестороннего освещения этих исследований использованы документы из Отдела фондов НТД СБЦ НИЦ «Курчатовский институт».

И сегодня в НИЦ «Курчатовский институт» мы ведем масштабные исследования воздействия радиации на живое: на уровне стволовых клеток, генома, структуры белка, влияния на когнитивные функции. Задачи ближайшего будущего – полеты в дальний космос, долгосрочное пребывание на Луне, на Марсе – все это невозможно без системы защиты от излучения ядерного реактора, поэтому наши исследования по изучению влияния малых доз радиации сегодня опять очень актуальны.

Развитие этих сложнейших разработок на новом уровне возможно только в том случае, если у страны есть успешная история развития науки, фундаментальных исследований, превращения их в технологии, создания специализированной инфраструктуры и главное – научные школы. Более того, система научного руководства – сопровождения разработки от идеи до промышленной реализации – это тоже залог успеха. Такая система чрезвычайно эффективно действовала в нашей стране в атомном и космическом проектах.

Во многом тогда «авиационно-космические» разработки Курчатовского института опередили свое время. Сейчас наступил новый этап – исследования в этой области продолжаются и развиваются, и накопленный учеными Курчатовского института опыт бесценен.

**Главный редактор серии,
президент НИЦ «Курчатовский институт»
М.В. Ковальчук**



СОДЕРЖАНИЕ

Введение. ЦЕЛИ И ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АТОМНОЙ ЭНЕРГИИ В ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ.	9
ПИЛОТИРУЕМЫЕ И БЕСПИЛОТНЫЕ САМОЛЕТЫ С АТОМНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ	13
Особенности пилотируемых и беспилотных самолетов.	
Выбор направлений исследований	13
Атомный самолет-снаряд или крылатая атомная ракета	20
Пилотируемые атомные самолеты	30
Летающая атомная лаборатория	43
Основные итоги исследований и разработок атомных двигателей для крылатых ракет и самолетов	48
ЯДЕРНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ	52
Конструкция ядерного ракетного двигателя	52
Создание ядерного ракетного двигателя.	55
Испытательные реакторы ИГР и ИВГ-1	60
Экспериментальные исследования на критических сборках.	68
Новые задачи и возможности ядерных ракетных двигателей.	70
Перспективы использования ядерного ракетного двигателя	74
БОРТОВЫЕ ЯДЕРНЫЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ С ПРЯМЫМ ПРЕОБРАЗОВАНИЕМ ЭНЕРГИИ.	76
Исторический аспект	77
Термоэлектрический реактор-преобразователь «Ромашка».	81
Космическая ядерная энергетическая установка «Енисей».	95
РАДИАЦИОННАЯ СТОЙКОСТЬ ОБОРУДОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ И КОСМИЧЕСКИХ ЯДЕРНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК.	104
Постановка задачи.	104
Космические аппараты и ядерные энергетические установки	110

Обеспечение радиационной стойкости бортовой аппаратуры космического аппарата с ядерной энергетической установкой.	116
---	-----

Приложение. ПЛАЗМЕННЫЕ ДВИГАТЕЛИ И БУДУЩЕЕ КОСМОНАВТИКИ.	125
---	-----

ВМЕСТО ЗАКЛЮЧЕНИЯ	147
-----------------------------	-----

Список сокращений	150
-----------------------------	-----

Определения, использованные в тексте	159
--	-----



Введение. ЦЕЛИ И ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АТОМНОЙ ЭНЕРГИИ В ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

Одним из основных преимуществ атомной энергии является энергоемкость ядерного горючего. Из одного грамма урана можно получить в миллион раз больше энергии, чем из такого же количества органического топлива. Это позволяет существенно снизить запасы топлива на борту и значительно (практически неограниченно) увеличить дальность и продолжительность полета.

Ограничивающими факторами, отличающими ядерную энергетику, являются необходимость обеспечения критической массы урана в реакторе, превышающей количество выгорающего топлива, и создание системы защиты от излучений реактора, что приводит к росту весовых затрат.

Кроме того, высокая энергонапряженность авиационно-космических установок требует использования высокотемпературных радиационно-стойких материалов и развития специфических технологий создания и отработки энергетических установок.

Преимущество атомной энергии по-разному реализуется в авиационной и космической технике.

В авиации, прежде всего военной, это – обеспечение дальности полета и/или его длительности, позволяющей менять курс, маневрировать, барражировать в заданной зоне. Все это вполне достижимо, поскольку основную весовую нагрузку определяет система защиты, а увеличение запаса урана из-за его выгорания практически не сказывается на весовых характеристиках. Это побудило руководство института начать разработки авиационных реакторов, прежде всего применительно к беспилотным крылатым ракетам, поскольку в этом случае необходимость защиты от излучений главным образом обусловлена обеспечением радиационной стойкости электронного оборудования, ряда чувствительных к излучениям материалов и влиянием на боевой заряд.

В пилотируемых атомных самолетах необходимо надежно защищать экипаж, что осложняется рассеянием излучений воздухом и требует круговой защиты реактора и/или кабины пилотов.

Принципы построения атомных авиационных двигателей, как крылатых ракет, так и самолетов, аналогичны. Нагрев воздуха до высоких температур вместо сжигания топлива в камере сгорания осуществляется непосредственно в ядерном реакторе или в теплообменнике с использованием промежуточного теплоносителя, нагреваемого

в реакторе. На этой основе возможна реализация как прямоточных (в крылатых ракетах), так и турбореактивных и турбовинтовых двигателей.

В космических установках можно использовать атомную энергию непосредственно для создания тяги, нагревая рабочее тело (водород) в реакторе. Этот процесс реализуется в ядерных ракетных двигателях. Он сопряжен с выбросом в окружающее пространство радиоактивных продуктов деления, что существенно осложняет использование ЯРД для пилотируемых ракет.

Альтернативой может стать создание ионных и плазменных электрореактивных двигателей (движителей). Для выработки электроэнергии могут использоваться бортовые реакторные ядерно-энергетические или энергодвигательные установки, которые наряду с созданием тяги обеспечивают электроэнергией все системы космического корабля.

Вопросы защиты от излучений в космических установках решаются иначе, чем в авиации, поскольку в глубоком вакууме рассеяние излучений окружающим пространством отсутствует и возможно построение не круговой, а теневой защиты. Тем не менее эта задача остается актуальной.

Характерной особенностью создания атомных установок для авиационной и космической техники является соблюдение технологии их испытаний и доводки в наземных условиях для обоснования надежности и готовности к работе в условиях полета. Проведение профилактических и ремонтных работ на действующих ядерных установках практически исключено. Речь может идти только об изменении определенных уставок и команд в системах управления, переключениях аппаратуры и оборудования при возможности ее дублирования.

Специфика жизненного цикла большой разновидности авиакосмических установок с ядерными двигателями и источниками энергии различна. В многочисленных разработках рассматривалось как их одноразовое использование, например, крылатые ракеты, так и многократные, продолжительные, с учетом барражирования, полеты пилотируемых самолетов. Для современных космических ядерно-энергетических установок уже возникают требования обеспечения ресурса работы до 10 лет. Это приводит к различным подходам к отработке, но в любом случае она сопряжена с созданием специальных наземных стендов и необходимостью обеспечения ядерной и радиационной безопасности на всех этапах жизненного цикла.

Вопросы обеспечения безопасности являются важным фактором и при практическом использовании установок в летных условиях. Если надежность и достаточность системы защиты от излучений, так же как и радиационную стойкость аппаратуры, в номинальных режимах работы можно



изучить и обосновать при наземных испытаниях, то аварийные условия, связанные с падением летательных аппаратов с реакторными установками на землю, могут создать угрозу повышенных уровней излучений и радиоактивного загрязнения окружающего пространства. Все это требует тщательного исследования до начала полетов и разработки технологии быстрого реагирования.

Ядерные реакторы принципиально отличаются от других источников энергии динамикой протекающих в них процессов, определяемой их физическими особенностями и цепным характером деления урана – энерговыделения.

Важным фактором, обеспечивающим изучение этих процессов, является возможность исследования ряда закономерностей и характеристик при работе на малой мощности, уровень которой определяется только надежностью измерений. Исследования на критсборках (нейтронно-физических прототипах реальных установок) позволяют обосновать точность многих расчетных параметров и оценить достаточность проектируемых систем безопасности. Это, безусловно, облегчает процесс отработки, но не отменяет необходимость наземных натурных испытаний. Высокотемпературный характер аэрокосмических ядерных установок приводит к значительному мощностному эффекту реактивности, во многом определяющему динамику установки.

Сложность организации полномасштабных наземных натурных испытаний диктует необходимость развития математического моделирования, позволяющего сократить объем наземной отработки. Ранее это направление не получало должного развития из-за ограниченности вычислительных средств. Современное бурное развитие электроники и вычислительной техники, безусловно, приводит к появлению принципиально новых технологий отработки ядерных систем. Хотя и в прошлом были успешные попытки внедрения вычислительных технологий, но практическое освоение и внедрение математического моделирования ядерных установок и процессов еще впереди.

В настоящем издании в сравнительно кратком виде изложены история и состояние разработок в различных направлениях использования атомной энергии в интересах воздушно-космического флота.

В разделе «Пилотируемые и беспилотные самолеты с атомными двигателями» представлены материалы, посвященные ранним поисковым разработкам атмосферных беспилотных и пилотируемых летательных аппаратов, обладающим практически неограниченной дальностью полета.

В разделе «Ядерные ракетные двигатели и энергодвигательные установки» изложены исследования и результаты экспериментальной отработки ядерных реактивных двигателей, их прототипов и элементов.

Раздел «Бортовые ядерно-энергетические установки с прямым преобразованием энергии» посвящен разработкам и испытаниям бортовых космических ядерно-энергетических установок с прямым преобразованием энергии.

В разделе «Радиационная стойкость оборудования авиационных и космических ЯЭУ», представленном по воспоминаниям Н.А. Ухина, изложены исследования Курчатовского института в обоснование радиационной стойкости оборудования космических аппаратов, подверженному реакторному облучению и/или излучениям ядерного взрыва.

Разработки мощных ядерных источников энергии стали стимулом развития электроракетных двигателей. История, состояние и перспективы их создания приведены в приложении «Плазменные двигатели и будущее космонавтики», написанном сотрудниками Курчатовского института. Эта статья была опубликована ранее в журнала «Природа».



ПИЛОТИРУЕМЫЕ И БЕСПИЛОТНЫЕ САМОЛЕТЫ С АТОМНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Особенности пилотируемых и беспилотных самолетов. Выбор направлений исследований

Необходимость разработки средств доставки ядерного оружия на большие расстояния была осознана учеными и конструкторами задолго до его создания. Уже в начале 1945 года Игорь Васильевич Курчатов направляет в Государственный комитет обороны Василию Алексеевичу Махневу «Задание НИИ-1 НКАП СССР на проектирование ракетной установки для транспортировки спецснаряда №...» [Д-1]:

«1. Ракетная установка предназначается для переброски по воздуху спецснаряда №... из одной точки на поверхности Земли в другую при расстоянии между ними... км.

2. Вес снаряда, подлежащего переброске, – 7000 килограмм.

Форма снаряда: цилиндрическая.

Размеры цилиндра: длина – 12 метров, диаметр – 0,4 метра.

3. Допускается пролегание траектории полета ракеты через стратосферу.

4. Для питания ракеты допускается применение любого известного топлива, пригодного для этой цели.

5. Для выполнения ракеты допускается использование любых материалов.

6. Ракета должна обеспечить падение спецснаряда в пределах 1 круга диаметром не выше 20 километров, центром которого принимается задаваемый пункт его падения.

7. Желательно, чтобы к концу полета (на расстоянии приблизительно 50–100 км от места падения) происходило отделение снаряда от транспортирующей его ракеты.

8. Стартирование ракеты – со специальной, заранее подготовленной площадки.

*Начальник Лаборатории №2 АН СССР, академик Курчатов И.В.
Зав. сектором №6 Меркин В.И.»*

В то время речь еще не шла о летательных аппаратах с атомным двигателем, но понимание необходимости и принципиальной возможности создания атомных двигателей для потенциальных средств доставки – подводного флота, самолетов и ракет – уже зрело.

Уже в апреле 1947 года И.В. Курчатов пишет Л.П. Берии: «По уровню имеющихся у нас знаний в настоящее время уже возможно приступить к разработке перспективных проектов электростанций, самолетов

и морских судов с использованием энергии ядерных реакций, проектные работы необходимо начать в этом году».

Какие установки должны разрабатываться в первую очередь, еще не было ясно. Авиационная промышленность страны традиционно разрабатывала и выпускала пилотируемые самолеты, в том числе и тяжелые бомбардировщики, способные поднять на борт груз достаточно большого веса и габаритов, однако дальность полета таких самолетов была ограниченной.

В ряде конструкторских бюро СССР в это время уже проводились разработки беспилотных самолетов-снарядов (крылатые ракеты) и баллистических ракет.

Такие летательные аппараты в первую очередь привлекали внимание И.В. Курчатова и его сотрудников, поскольку при их использовании не возникали вопросы обеспечения радиационной безопасности экипажа, отпадала также необходимость аэродромного обслуживания возвращающихся летательных аппаратов ввиду их одноразового использования.

Поисковые работы начались в ЛИПАН, как в «Технологическом» секторе №6 В.И. Меркина, так и в «Физическом» секторе №14 С.М. Фейнберга, активно включившихся в то время в создание и освоение промышленных реакторов.

В отчете «Атомная энергия для промышленных целей» [Д-2] С.М. Фейнберг писал:

«...Разработка конструкций авиационных атомных двигателей гораздо более сложная задача, нежели корабельных.

Известные схемы имеют очень общий характер, и имеется ряд пока еще не разрешенных принципиальных трудностей.

Громоздкость и большой вес защиты делают возможным оборудование атомными двигателями только сверхбольших самолетов, вес коих должен быть значительно больше веса атомного двигателя с защитой.

Так как вес последнего будет порядка 200 т, то отсюда видно, каким огромным должен быть самолет.

Поэтому, в первую очередь, следует разрабатывать атомные двигатели для самолетов и ракет, управляемых на расстоянии, или для самолетов, буксируемых на длинных канатах планеры с людьми (в несколько сот метров длиной)...

Нам кажется возможным сделать следующие выводы относительно организации первоочередных работ в области применения атомной энергии для промышленных целей и двигателей:



1. ЛИПАН накопил достаточный экспериментально-теоретический материал и опыт, чтобы осуществить полную разработку ядерно-физической части для атомных двигателей...

4. Наметить следующие первоочередные объекты развития:

а) разработать конструкцию атомного двигателя для кораблей (применительно к подводной лодке) в трех вариантах (водяное, газовое и металлическое охлаждение); мощность двигателя 1000 кв на валу;

б) начать разработку схем конструкции атомного двигателя для авиации...

11. Для проработки схем конструкций и для выяснения перспектив применения атомных двигателей в авиации и определения областей применения, привлечь авиационные ОКБ Ильюшина, Микулина и Второе Главное Управление».

Руководство разработками реакторов различного типа, как для корабельных силовых установок, так и авиационных двигателей Игорь Васильевич поручил своему ближайшему другу и коллеге Анатолию Петровичу Александрову, назначив его своим заместителем.

Руководителям Лаборатории измерительных приборов, как тогда назывался Курчатовский институт, было понятно, что ближайший практический выход будет достигнут на флоте. В первую очередь были развернуты исследования возможного облика ядерной энергетической установки для подводной лодки. Об этом подробно рассказывается в изданной в 2016 году книге «Курчатовцы и атомный флот» [1]. В шестом секторе развернулись теплофизические исследования и испытания макетов тепловыделяющих элементов. На бывшем «Газовом заводе» совместно с 14 сектором был создан физический прототип водо-водяного реактора (ФВР), на котором были получены первые экспериментальные данные, позволившие уточнить расчетные методики и получить уверенность в правильном выборе типа реактора. На исследовательском реакторе РФТ под руководством В.В. Гончарова были организованы петлевые испытания материалов, а затем и тепловыделяющих элементов.

Для проведения предпроектных разработок начальник сектора №6 В.И. Меркин привлекал дипломников физико-энергетического факультета МЭИ, деканом которого был начальник Научно-технического управления Минсредмаша, будущий академик И.И. Новиков. Среди них были дипломники первых выпусков – Г.А. Гладков, Н.С. Хлопкин, Б.А. Буйницкий, Б.Г. Пологих, Г.И. Тошинский, ставшие впоследствии известными учеными и инженерами, разработчиками и создателями ядерных установок для военного и гражданского морского флотов.

В 1952 году подошла очередь авиационных разработок. Разместив в тесном подвале здания БЛП-1 очередных дипломников МЭИ Е.В. Виноходова, В.С. Осмачкина, Н.Н. Пономарева-Степного

и А.Е. Савушкина, В.И. Меркин дал им задание – разработать проекты фантастических по тому времени самолетов с атомными двигателями. У студентов не было «свободы выбора». Каждому задавалась своя схема и тип теплоносителя.

О тех днях и ночах вспоминает академик Н.Н. Пономарев-Степной:

«Нас было четверо, разрабатывавших дипломные проекты в ЛИПАне, в секторе №6 по атомным самолетам. Паротурбинный, турбовинтовой, турбореактивный, прямоточный ядерные двигатели. Июнь 1952 года. Идет защита проектов, председатель комиссии, как всегда в то время – Анатолий Петрович. Жара, но обстановка требует выглядеть официально. Один пиджак вырывает каждого из четырех во время защиты. Всех вместе нас приглашают заслушать заключение комиссии. Анатолий Петрович: «Ваши работы понравились, ставим вам отлично. Но меня не оставляет ощущение, что во всех защитах было что-то одинаковое...» Если отнестись к этому эпизоду серьезнее, чем к студенческому анекдоту, то он служит наглядным примером одного из свойств Анатолия Петровича – сосредоточиваясь на главном, он как бы боковым зрением видит массу окружающих, казалось бы, второстепенных, деталей. Именно это свойство – «обзор 4π» – позволило ему видеть и решать множество технических проблем».

Дипломные работы всерьез заинтересовали руководителей института. Базируясь на собственных оценках и поисковых проработках шестого сектора, А.П. Александров писал в июле 1952 года:

«Наши знания в области атомных реакторов позволяют поставить вопрос о создании в ближайшие годы двигателей на атомной энергии, применимых... для тяжелых самолетов... Основной задачей здесь является создание собственно реактора с воздушным охлаждением, с возможно более высокой температурой выходящего газа (температура стенки до 1300°С, температура газа порядка до 1000°С)... Атомный реактор для тяжелого самолета имеет конечной целью разработку турбореактивного агрегата с воздушным охлаждением и защитой от излучения, обеспечивающей возможность работы персонала самолета» [2].

Из защитившихся дипломников в секторе №6 была организована научная группа, ближайшей задачей которой стало подведение итогов предпроектных проработок и подготовка предложений по программе дальнейших исследований.



Тяжелый бомбардировщик ТУ-95



Тяжелый бомбардировщик М-3

Началось более подробное рассмотрение схем и конструкций реакторов, охлаждаемых набегающим потоком воздуха, а также промежуточным – газовым или жидкометаллическим теплоносителем – применительно к самолетам-снарядам и пилотируемым самолетам.

В эти годы в конструкторских бюро Андрея Николаевича Туполева и Владимира Михайловича Мясищева уже были созданы и отработывались тяжелые бомбардировщики – ТУ-95, М-3.

В КБ Семена Алексеевича Лавочкина разрабатывались тяжелые беспилотные крылатые ракеты типа «Буря».



Тяжелая беспилотная крылатая ракета «Буря»

Схемы и весовые характеристики этих летательных аппаратов рассматривались в качестве базовых. Они позволяли ориентироваться на реальные возможности в ближайшей перспективе.

Поскольку одной из сложных и недостаточно технически проработанных задач являлась задача создания защиты экипажа от излучений реактора, первоочередным стало обоснование возможности создания крылатой атомной ракеты.

В 1952 году В.И. Меркиным и сотрудниками была подготовлена «Программа работ по разработкам и исследованиям, связанным с созданием воздушно-реактивных двигателей на ядерном горючем для авиации и дистанционно управляемого снаряда».

Программа предусматривала разработку ЛИПАН технических заданий промышленности на проектирование и строительство силовых агрегатов для тяжелого бомбардировщика и дистанционно управляемого снаряда дальнего действия со сроком их выдачи – 1953 год.

Технические задания включали в себя:

- Требования, предъявляемые к силовому оборудованию самолета и снаряда с предложением вариантов возможной компоновки оборудования.
- Физический, тепловой и аэродинамический расчеты силовых агрегатов.
- Конструкторско-технологические разработки силовых агрегатов – в объеме эскизного проекта; ядерных реакторов – в объеме технического проекта.
- Результаты экспериментальных исследований по основным элементам силовых агрегатов (тепловыделяющие элементы, защита от излучения).



– Технические условия на проектирование и изготовление элементов силового оборудования, в том числе:

- Ядерного реактора.
- Турбо-компрессорных агрегатов (для самолета).
- Системы управления и регулирования процесса в реакторе.
- Системы контроля и сигнализации за работой силового агрегата.
- Системы защиты от излучений.

– Технические требования на эксплуатацию силовых агрегатов самолета и снаряда.

Предполагалось, что разработка технических заданий на проектирование самолета и снаряда будет проводиться параллельно.

Наряду с выпуском технических заданий, планировалось проведение научно-исследовательских работ, обосновывающих конструкторские разработки.

Расчетно-исследовательские работы, к которым предлагалось, помимо сектора №6, привлечь теоретический сектор №14 С.М. Фейнберга, были направлены в первую очередь на создание защиты от излучений: исследование рассеяния излучений в атмосфере, исследования вариантов защиты кабины и оборудования, выяснение влияния «пушечного эффекта» в направлении проточной части реактора, расчет активности струи реактивных газов, исследования активации материалов самолета и вопросов его обслуживания.

Предусматривались также исследования реакторов на быстрых нейтронах с промежуточным контуром теплоносителя и их сравнение с тепловыми реакторами, охлаждаемыми воздухом.

Экспериментальные работы включали, прежде всего, отработку технологий изготовления изделий из керамики-оксида бериллия (BeO) и определение ее основных физико-механических свойств в интервале температур 1000–1400°C. К этим работам планировалось привлечь Ленинградский и Харьковский физико-технические институты. Одновременно разворачивались экспериментальные исследования жаростойкости материалов при температурах 1500–2000°C и проверка стойкости тепловыделяющего элемента реактора в газовой петле реактора МР с отводом тепла воздухом. В этих работах планировалось участие сектора №6, объекта 37 и горячей лаборатории.

В процессе работы к исследованиям возможных схем атомных беспилотных и пилотируемых самолетов подключились НИИ-1, ОКБ С.А. Лавочкина и А.М. Люлька, ЦАГИ, ЦИАМ, ВИАМ и ряд других институтов и конструкторских организаций.

Первые итоги исследований применительно к самолету-снаряду были подведены в 1954 году.

Атомный самолет-снаряд или крылатая атомная ракета

В марте 1954 года за подписью руководителей работ И.В. Курчатова, А.П. Александрова и М.В. Келдыша был выпущен итоговый отчет «О возможности создания сверхзвукового самолета-снаряда дальнего действия с ядерным прямоточным воздушно-реактивным двигателем» [Д-3].

В его подготовке, помимо сотрудников сектора №6 – бывших дипломников ЛИПАН, участвовали сотрудники НИИ-1 В.С. Зуев, К.П. Осминин, М.Г. Панков, А.И. Яцкевич, и ЦАГИ – А.И. Курьянов и Б.А. Эльгутина.

В отчете приведены результаты физического и теплового расчетов ядерного реактора и изложены экспериментальные основы создания его тепловыделяющих элементов; тяговые характеристики СПВРД (прямоточного двигателя) с ядерным реактором; характеристики самолета-снаряда – выбор аэродинамической схемы и компоновки, определение режима и траектории полета, результаты уточненного расчета основных параметров, весовые характеристики, подбор ускорителя.

В Приложении к отчету изложены предложения по сооружению специального стенда для наземных испытаний СПВРД с ядерным реактором. Во Введении к отчету сказано:

«Расчетно-теоретические и конструкторские исследования, проведенные в НИИ-1, ЦИАМ и ЦАГИ, а также в различных ОКБ Министерства авиационной промышленности и Министерства вооружения, позволяют ясно представить возможности и трудности создания дальнего летательного аппарата...

Учитывая ближайшие перспективы развития систем противовоздушной обороны, следует считать, что достаточная неуязвимость летательного аппарата может быть обеспечена только при полете со скоростью не менее 2000–3000 км/час на высоте 15–20 км...

В связи с этим представляет большой практический интерес использование ядерного горючего в воздушно-реактивном двигателе, предназначенном для установки на летательном аппарате дальнего действия.

В 1952–1954 гг. в ЛИПАН были проведены работы по исследованию практической возможности использования ядерного реактора в качестве источника тепла в системе воздушно-реактивного двигателя, а также по созданию термостойких тепловыделяющих элементов ядерного реактора.

В конце 1953 г. в соответствии с распоряжением тов. МАЛЫШЕВА В.А. группой сотрудников ЛИПАН, НИИ-1 и ЦАГИ были проведены исследования, позволяющие определить возможные характеристики самолета-снаряда с ядерным воздушно-реактивным двигателем.



АКАДЕМИЯ НАУК СССР
ОРДЕНА ЛЕНИНА ЛАБОРАТОРИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ
ПРИБОРОВ



О Т Ч Е Т

О ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА-СНАРЯДА
ДАЛЬНОГО ДЕЙСТВИЯ С ЯДЕРНЫМ ПРЯМОТОЧНЫМ ВОЗДУШНО-
РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

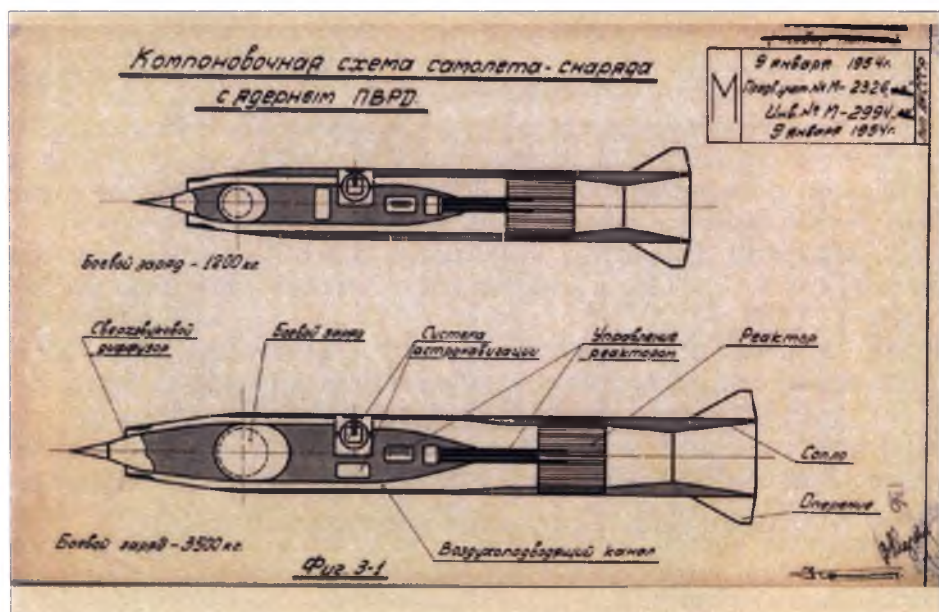
РУКОВОДИТЕЛИ РАБОТЫ:

(КУРЧАТОВ И. В.)

(АЛЕКСАНДРОВ А. П.)

(КЕЛДЫН И. В.)

Март-1954 г.
г. Москва



Компоновочные схемы самолета-снаряда

Эти работы показали, что в настоящее время существует реальная возможность создать самолеты снаряды с прямоточными воздушно-реактивными двигателями, работающими на ядерном горючем. Такие самолеты-снаряды обладают практически неограниченной дальностью и при стартовом весе около 80 тонн способны нести атомный заряд большой мощности, совершая полет на высоте около 15 километров со скоростью 3200 км/час...

Были рассмотрены два основных варианта самолета-снаряда: с боевым зарядом весом 1200 кг и 3500 кг. На рисунке показаны их компоновочные схемы. На этой стадии разработки еще не стояла задача оценки радиационной стойкости аппаратуры, хотя было понимание необходимости ее изучения и разработки способов защиты от излучений реактора. Обсуждались схемы защиты «расстоянием» и экранировкой наиболее чувствительных к радиации приборов менее чувствительными. Одной из наиболее чувствительных систем считалась система астронавигации – управления полетом ракеты с ориентацией на одну из звезд.

Конечно, разработчиков волновала не только система астронавигации. Понимая это, И.В. Курчатов поручил различным подразделениям ЛИПАН исследовать все аспекты этой проблемы.



Исследование радиационной стойкости металлических материалов было поручено Н.Ф. Правдюку и другим сотрудникам «горячей лаборатории». Радиационной стойкости неметаллов – сектору Ю.С. Лазуркина, ближайшего сотрудника Курчатова при размагничивании кораблей Черноморского Флота во время Великой Отечественной войны в 1941–1942 годах.

Все исследования проводились целенаправленно в тесном взаимодействии с разработчиками оборудования и приборов. Это вселяло надежду на выбор правильных решений в создании образцов новой техники.

Наряду с основным вариантом двигателя с реактором, охлаждаемым воздухом, в шестом секторе рассматривались варианты и с промежуточным теплоносителем, передающим тепло от источника тепло-реактора к теплообменнику, через который в этом случае проходит набегающий поток воздуха. Рассматривались жидкометаллические теплоносители (Na, Na-K) и газовые (гелий).

В этих схемах легче обеспечить, если это потребуется, экранировку оборудования от излучений реактора, но усложняется конструкция двигателя. Необходимо было оптимизировать выбор решений, на который влиял и временной фактор. Нельзя не упомянуть об одном нюансе.

Разработку варианта с жидкометаллическим вариантом в ЛИПАН не одобрял, а в дальнейшем, по существу, запретил вести И.В. Курчатov. Он говорил, что разработку технологий быстрых реакторов с жидкометаллическим теплоносителем он еще в 1940-х годах поручил Александру Ильичу Лейпунскому и не хотел бы нарушать их прежних договоренностей.

Разработка и производство тепловыделяющих элементов

Разработка тепловыделяющих элементов любого реактора является одной из важнейших и сложных задач. Создание ТВЭЛ для авиационных реакторов, в которых воздух должен нагреваться до температуры ~1000°C, представляет еще более сложную проблему. Перед разработчиками стояли задачи выбора материала и конструкции ТВЭЛ. Выбор пал на керамику – окись бериллия. К трубчатой конструкции, принятой в окончательном проекте, пришли не сразу, из-за сложных технологических проблем. В начале разработки рассматривались пластинчатые ТВЭЛ из гомогенной смеси окиси бериллия с двуокисью урана, но из-за трудностей с обеспечением устойчивости конструкции остановились на керамических шестигранных трубках с круглым отверстием для нагрева воздушного потока. Разработка технологии производства таких ТВЭЛ началась в секторе №6 ЛИПАН в 1952–1953 годах.

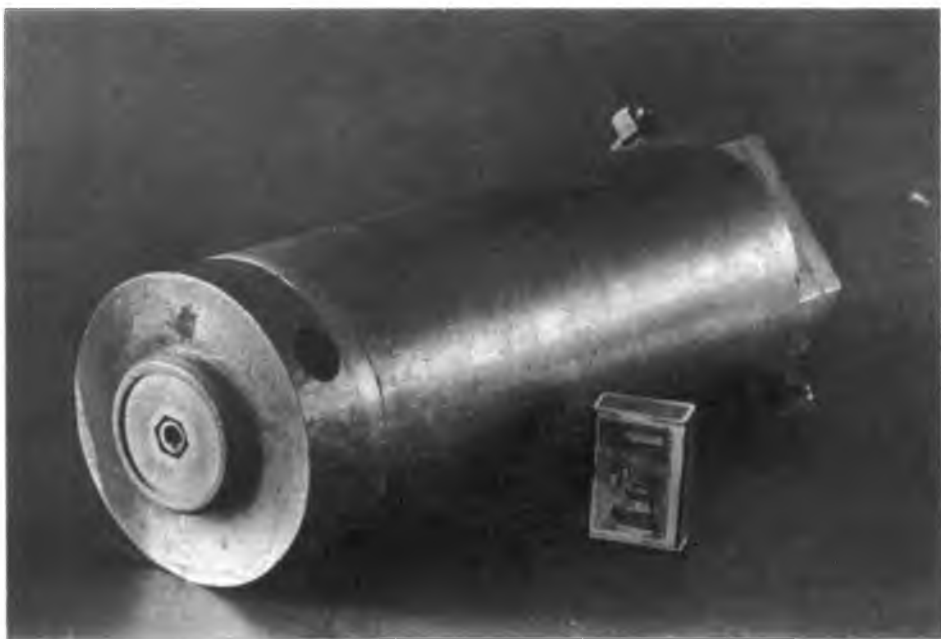
В июле 1955 года академик А.П. Александров утвердил отчет, подводящий итог технологических разработок [Д-4].

В заключении отчета написано:

«Из всех методов получения высокоплотных изделий на основе окиси бериллия метод выдавливания с последующим обжигом, разработанный в ЛИПАН, в настоящее время является наиболее перспективным для получения удобных форм ТВЭ.»

В результате создана технология изготовления шестигранных трубок и на их основе пористых блоков, удовлетворяющих требованиям на ТВЭ для реактора с воздушным охлаждением.

Разработанная в ЛИПАН технология изготовления шестигранных трубок на основе окиси бериллия может быть внедрена для массового изготовления ТВЭ реактора с воздушным охлаждением. Соображения, высказанные по этому поводу в отчете, показывают, что изготовление ТВЭ способом, разработанным ЛИПАН, может обеспечить простое и массовое производство ТВЭ для высокотемпературных реакторов».



Пресс-форма с мундштуком для изготовления шестигранного ТВЭЛ



ОРДЕНА ЛЕНИНА

Экз. № 1 *9.01.57*

ЛАБОРАТОРИИ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПРИБОРОВ АН СССР

ОТДЕЛ ОПТИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

СЕКТОР № 6



"УТВЕРЖДАЮ"
А К А Д Е М И К - *[Signature]*
/АЛЕКСАНДРОВ А.П./
"25" июля 1955 года.

МЕТОД ИЗГОТОВЛЕНИЯ КЕРАМИЧЕСКИХ ШЕСТИГРАННЫХ
ТРУБОК НА ОСНОВЕ ОКСИ БЕРИЛЛИЯ, СЛУЖАЩИХ
ТЕПЛОУДЕЛЯЮЩИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУР-
НОГО РЕАКТОРА

ОТВЕТСТВЕННЫЙ ИСПОЛНИТЕЛЬ - *[Signature]* /МЕРКИН В.И./

ИСПОЛНИТЕЛИ: ИНЖЕНЕР - *[Signature]* /ВИНОХODOВ Е.В./

ИНЖЕНЕР - *[Signature]* /САМАРИН Е.Н./

СТ. ИНЖЕНЕР *[Signature]* /КИСЛОВ Я.В./

г. Москва - июль - 1955 год

Титульный лист отчета «Метод изготовления керамических шестигранных трубок на основе окиси бериллия, служащих теплоуделяющими элементами высокотемпературного реактора»

Классификация методов измерения реактивности

Класс	Вид	Группа	Метод	Модификация
Статические			умножение дифференциальный отравление статистических весов	
Динамические	динамические в большом методы с принудительным возмущением	возмущающего источника	импульсный	Simmons-King Gozani Garelis-Rassell Gozani-bracketing Sjöstrand Walter- Ruby обобщенный псевдослучайный
			source-jerk	мгновенное удаление интегральный по кривой спада
		Возмущающей реактивности	rod-drop	мгновенный ввод интегральный по кривой спада
			установившийся период	
			измеритель реактивности	
			котловой осциллятор	амплитудно- частотный
				фазо-частотный
	динамические в малом статистические		корреляционный α -Росси	1-й mun 2-й mun к- α flash-start drop- start RO временных интервалов СС временных интервалов
			дисперсионный α -Фейнмана	Y Z
			вероятностный p-Могильнера	p_0 p_y/p_0
			дифференциальный	
			частотный	АК ВК фильтр



Массовое производство ТВЭЛ по решению министра среднего машиностроения Ефима Павловича Славского было организовано на заводе, подчинявшемся Минсредмашу, в г. Усть-Каменогорске. Освоив и усовершенствовав технологию, завод выпустил партию штатных тепловыделяющих элементов для модельного реактора МТ-35, полномасштабные наземные испытания которого готовились на созданном в Тураеве стенде Ц-14.

Наземная отработка. Стендовая база

Создание в ЛИПАН мощного петлевого реактора РФТ позволило уже на стадии отработки технологии ТВЭЛ провести серию испытаний, подтверждающих их прочностные свойства.

Для проверки нейтронно-физических характеристик реактора в институте был сооружен горячий нейтронно-физический стенд ФР-100 с электронагревателем, позволяющий исследовать параметры реактора во всем диапазоне рабочих температур.

Одним из важных параметров, определяющих безопасность и ресурс работы ядерной установки, является реактивность реактора, изменяющаяся во времени.

Исследования, проводимые В.Г. Косовским и другими сотрудниками Курчатовского института на стенде ФР-100, внесли весомый вклад в понимание особенностей физики и динамики разрабатываемых реакторов. Ю.А. Нечаевым были изучены и классифицированы практически все методы измерения реактивности (см. таблицу) и обоснована возможность использования на стенде ФР-100 наиболее эффективных методов.

Следует особо подчеркнуть озабоченность разработчиков ракеты проблемами ее наземной отработки [Д-3].

В Приложении к итоговому отчету написано:

«СООБРАЖЕНИЯ ПО СООРУЖЕНИЮ СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ СПВРД С ЯДЕРНЫМ РЕАКТОРОМ

Важнейшим этапом в решении проблемы создания самолета-снаряда с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, работающим на ядерном горючем, является испытание двигателя на стенде, воспроизводящим натурные условия. Основным элементом такого стенда должна быть, очевидно, аэродинамическая труба с параметрами воздушного потока, соответствующими высоте и скорости полета...

Стенд с компрессорной подачей воздуха и замкнутым аэродинамическим контуром следует считать наиболее подходящим для натурных испытаний сверхзвукового ПВРД с ядерным реактором. Принципиальная схема стенда, обеспечивающего такие испытания и характеристики основных узлов его, приведены на рисунке.

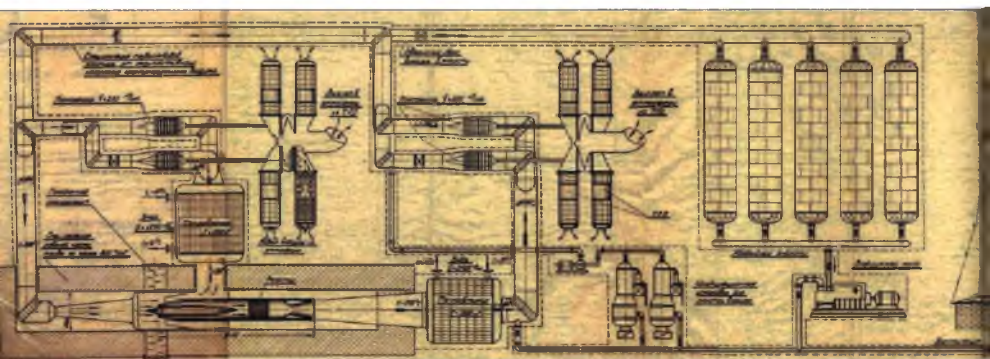
Общие характеристики стенда

1. Число M потока на входе в двигатель	$M_n = 3,0$
2. Высотность по входу	$H \geq 15000 \text{ м}$
3. Максимальная площадь входа в двигатель	$F_n = 1,4 \text{ м}^2$
4. Длина аэродинамической трубы стенда	$L \sim 80 \text{ м}$
5. Статическое давление в контуре:	
	максимальное $\sim 6 \text{ ата}$
	минимальное $\sim 1 \text{ ата}$

Было принято решение о сооружении испытательного стенда Ц-14 в составе экспериментальной базы ЦИАМ в г. Тураево, под Москвой. Основные проектные работы выполнялись Гипроавиапромом.

По мере проектирования структура стенда, его конструкция усовершенствовались с целью обеспечения радиационной безопасности, связанной с возможным выходом продуктов деления из керамических тепловыделяющих элементов, представляющих гомогенную смесь окиси бериллия с двуокисью урана.

В пояснительной записке «О выбросе активности из вентиляционной трубы установки Ц-14», подготовленной в ЛИПАН в 1956 году



Принципиальная схема испытательного стенда



В.И. Меркиным, Ю.В. Сивинцевым, Е.Н. Самариным, Н.Е. Кухаркиным, В.А. Куляминым [Д-5], написано:

«Установка Ц-14 предназначается для проведения кратковременных испытаний (3–4 цикла в год продолжительностью 5–100 часов) модельных ядерных реакторов с воздушным охлаждением. Активная зона реактора, в которой происходит нагрев воздуха до температуры $t = 1200^{\circ}\text{C}$, набирается из керамических тепловыделяющих элементов, изготовленных из спеченной окиси бериллия (BeO) плотностью $2,85 \text{ г/см}^3$ с гомогенно распределенной в них двуокисью урана. Теплоотдающая поверхность элементов не имеет специальных покрытий, поэтому определенная доля осколков деления может попадать при работе реактора в поток охлаждающего воздуха.

В установке предусматривается выброс воздуха в атмосферу через вентиляционную трубу с предварительным охлаждением его до 100°C в теплообменниках и очисткой в системе фильтров Петрянова и системе фильтров грубой очистки, предусматривающей гарантированную работу фильтров Петрянова в случае эрозии окиси бериллия.

Выброс активностей при направлении ветра в сторону лесного массива не будет представлять опасности для окружающей местности, т.к. даже при слабом ветре концентрации активности будут ниже предельно допустимой концентрации для атмосферного воздуха населенных пунктов».

Тем не менее проведение испытаний в населенной местности в Подмоскowie вызвало оправданную озабоченность, поэтому были организованы проработки сооружения испытательной базы в горных массивах под Красноярском.

Территория и сооружения построенного в Тураеве стенда Ц-14 впоследствии были переданы Научно-исследовательскому институту приборостроения – НИИП, созданному по инициативе А.П. Александрова, и сегодня используются для исследований радиационной стойкости оборудования. В одном из сооружений был оборудован стенд, где проводились ресурсные наземные испытания ЯЭУ «БУК» и «Енисей» (см. разделы Бортовые ядерно-энергетические установки с прямым преобразованием энергии и Радиационная стойкость оборудования авиационных и космических ЯЭУ).

Пилотируемые атомные самолеты

Первые итоги исследований возможности создания пилотируемого атомного самолета были представлены в совместном отчете ЛИПАН и ЦАГИ «О возможности создания сверхзвукового бомбардировщика с ядерным турбореактивным двигателем», подписанном И.В. Курчатовым, А.П. Александровым, директором ЦАГИ В.В. Струминским и рядом специалистов ЛИПАН и ЦАГИ [Д-6].

В отчете в качестве основной была рассмотрена схема турбореактивного двигателя с валом, проходящим через атомный реактор.

В заключении отчета представлены основные выводы о характеристиках такого самолета и задачах его создания:

«Проводившиеся в течение ряда лет в ЛИПАН научно-исследовательские работы, посвященные выяснению возможности применения ядерной энергии в авиационных силовых установках, показали реальность создания в настоящее время воздушно-реактивных двигателей на ядерном горючем.

В работах изучались физические и теплотехнические характеристики различных типов ядерных реакторов, свойства материалов для реактора и возможности изготовления его тепловыделяющих элементов (ТВЭ) необходимых конструктивных форм. Опытные образцы ТВЭ испытывались на термостойкость в различных условиях, в том числе в условиях, весьма близко воспроизводящих рабочие.

Проводились конструктивные разработки вариантов высокотемпературного ядерного реактора и его основных узлов на основе требований, вытекающих из установки его в воздушно-реактивном двигателе, в том числе в ТРДА (турбореактивный двигатель атомный).

Теоретически исследовались тяговые характеристики воздушно-реактивных двигателей на ядерном горючем. Изучались теоретически и экспериментально вопросы защиты от радиоактивного излучения и материалы для нее, определялись наиболее целесообразные схемы размещения защиты на самолете, обеспечивающие минимальный вес.

В Центральном аэрогидродинамическом институте им. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ) было проведено исследование новых средств увеличения подъемной силы крыла на взлетно-посадочных режимах, позволившее наметить реальные пути обеспечения посадки самолета с ядерным двигателем.

Исследовались аэродинамические характеристики самолетов с турбореактивными двигателями на ядерной энергии с целью выяснения их основных летных показателей.

Состояние работ по тепловыделяющему элементу, характеристикам ядерного реактора, турбореактивным двигателям и самолетостроению, а также экспериментальных и теоретических работ по внешней



ИЗВ. № 30-19
"4" сентября 1953 г.



АКАДЕМИЯ НАУК СССР

ОРДЕНА ЛЕНИНА ЛАБОРАТОРИИ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПРИБОРОВ

О Т Ч Е Т

О ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО БОМБАДИРОВОЩИКА

С ЯДЕРНЫМ ТУРБОРЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ.

Руководители работы:

(КУРЧАТОВ И.В.)

(СТРУМИНСКИЙ В.В.)

(АЛЕКСАНДРОВ А.П.)

август 1955 г.

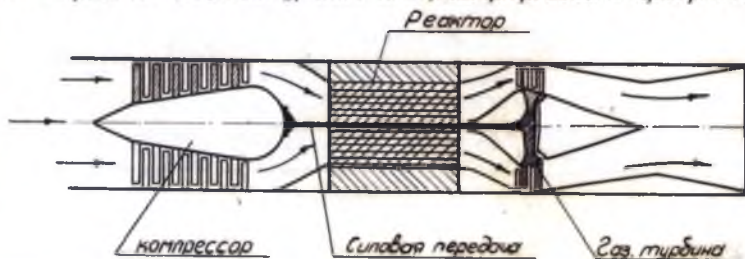
Титульный лист отчета «О возможности создания сверхзвукового бомбардировщика с ядерным турбореактивным двигателем»

Возможные конструктивные схемы

ТРД с ядерным реактором

Проектный номер
Пред. уст. № 4470
Умб. №

1. Силовая передача, газовая турбина-компрессор проходит через реактор.



Конструкционная схема ТРД с ядерным реактором

аэродинамике сверхзвукового самолета позволяет считать возможным создание в ближайшее время тяжелого сверхзвукового самолета с турбореактивными двигателями на ядерном горючем.

Применение ядерной энергии в авиационных двигателях существенно изменяет тактические данные самолета. Такой самолет, имея бомбовую нагрузку порядка 20 тонн и обладая неограниченной дальностью полета, будет развивать скорость, соответствующую числу $M_{\text{н}} = 2,0-2,5$, причем взлетный вес его будет порядка 260-300 тонн.

Однако на пути реализации этого проекта стоит много технических трудностей, которые лишь отчасти освещены или вовсе не затронуты настоящим исследованием.

Среди основных трудностей следует отметить:

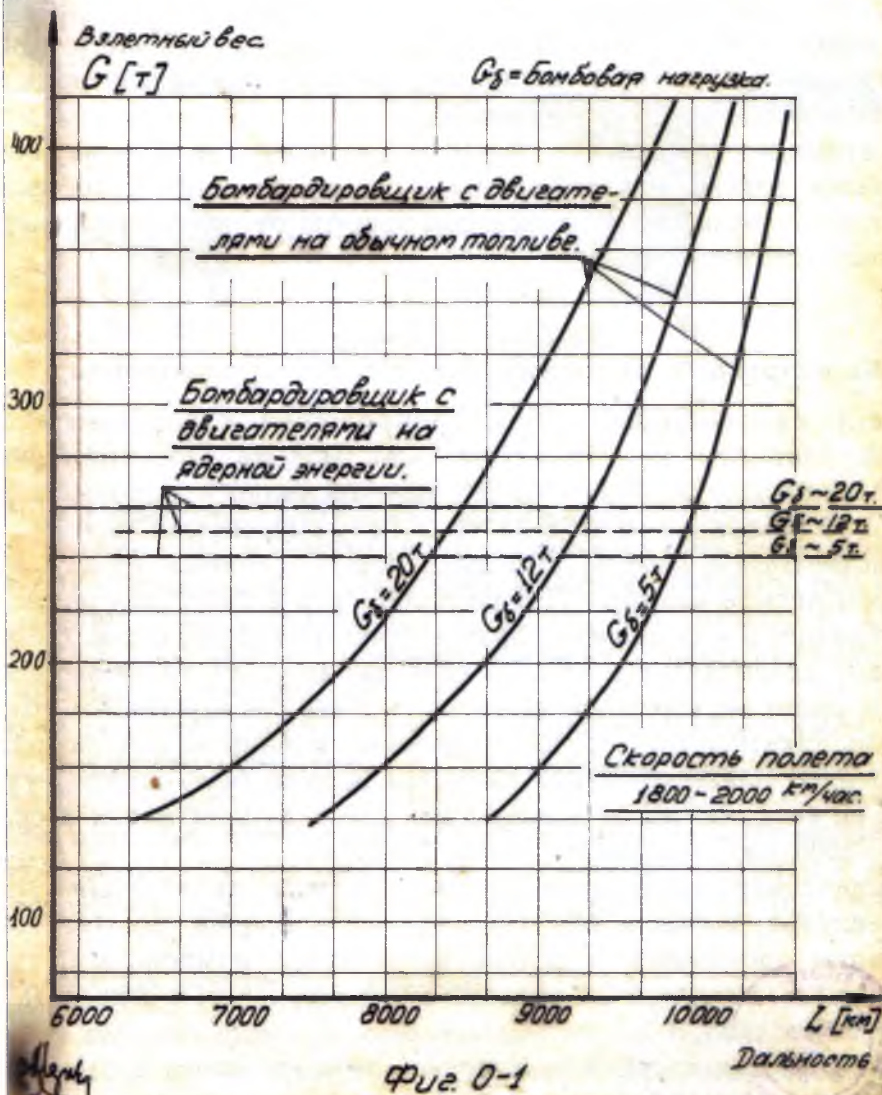
1. Экспериментальное исследование ряда физических характеристик высокотемпературного реактора и уточнение данных по ядерным константам.
2. Разработка аэродинамической компоновки и конструкции тяжелого сверхзвукового самолета с учетом особенностей его, вытекающих из установки на нем турбореактивных двигателей на ядерном горючем.
3. Дальнейшая отработка технологии массового производства ТВЭ необходимых конструктивных форм и удовлетворяющих условиям работы в реакторе, отвечающих требованиям по ресурсу двигателя.
4. Разработка конструкции двигателя и исследование вопросов отбора из него значительных количеств воздуха во время посадки самолета.
5. Разработка вариантов кабины экипажа с защитой от излучения реактора.



Рис. 1-1

Зависимость взлетного веса
сверхзвукового бомбардиров-
щика от дальности полета и веса
бомбовой нагрузки.

Секретно
23 Августа 1955
Прейс. учет № М-392
УИВ № 189



Имеющийся в настоящее время большой опыт исследования, строительства и эксплуатации различных типов ядерных реакторов, турбореактивных двигателей и самолетов помогут быстро и успешно преодолеть эти трудности.

Решению ряда вопросов во многом поможет опыт развертывающихся в настоящее время работ по созданию прямоточного воздушно-реактивного двигателя на ядерном горючем для крылатой ракеты...»

Преимущества самолета с атомным двигателем наглядно видны при рассмотрении приведенного в отчете графика.

Для обеспечения необходимой дальности полета самолета с обычным топливом требуется существенное увеличение его взлетного веса и размерности.

Вес атомного самолета не зависит от дальности и практически определяется только его грузоподъемностью, основными составляющими которой являются вес двигателя, защиты от излучений реактора и вес бомбовой нагрузки.

Схемные решения. Конструкция атомных двигателей и реакторов

Проект сверхзвукового бомбардировщика с атомными двигателями главного конструктора А.М. Люлька Постановлением Совета Министров СССР №1561-868 предписывалось выполнить коллективу В.М. Мясичева. В ОКБ-23 тема получила индекс «60» [7].

В соответствии с этим был разработан эскизный проект М-60, на котором четыре атомных ТРД располагались в хвостовой части фюзеляжа попарно в «два этажа», образуя единый ядерный отсек. Самолет имел схему среднеплана с тонким свободнонесущим трапециевидным крылом и таким же горизонтальным оперением, расположенным на вершине кия. Ракетное и бомбовое вооружение планировалось размещать на внутренней подвеске. Длина самолета должна была составлять порядка 66 м, взлетная масса – превысить 250 т, а крейсерская скорость полета – 3000 км/ч на высоте 18000–20000 м.

Практическая реализация схемы с валом, проходящим через центр реактора, вызвала ряд технических вопросов, поэтому были предприняты проработки и других вариантов с компоновкой турбокомпрессорных агрегатов за пределами реактора, как с длинным, так и коротким валом.

Усложнение конструкции реактора компенсировалось при этом лучшими условиями создания защиты от излучений вокруг реактора – уменьшением «пушечного эффекта» (прямого прострела излучений) и возможностью более простой отработки турбокомпрессора.



Самолет "60" с двигателями
"осевой" схемы

Самолет М-60

Поисковые исследования завершились выпуском технического задания на проектирование ядерного реактора, утвержденного А.П. Александровым, авторами которого являлись В.И. Меркин, А.Е. Савушкин, А.И. Смирнов, Н.Е. Кухаркин, Н.И. Тихонов, Ю.А. Нечаев, В.А. Иванов [Д-7]. В ТЗ определены основные характеристики воздухоохлаждаемых реакторов ПАС.

В Курчатовском институте рассматривались также схемы двигателей с промежуточным теплоносителем жидкометаллическим (ТРДАЖ) и гелиевым (ТРДАГ).

Рассмотрение схемы ТРДАЖ, рассчитанной на обеспечение скорости полета $M=2-25$ при высоте $H=11$ км и тяги $R_{cy}=80-120$ т показало, что потребуется нагрев теплоносителя до температур $1050-1150^{\circ}\text{C}$.

В выводах отчета [Д-8] написано:

«Для создания такого высокотемпературного ТРДАЖ необходимо провести большие инженерно-технические разработки, которые должны быть основаны:

а) На использовании жаропрочных материалов, стойких в контакте с жидким металлом и воздухом.

б) На изучении и экспериментальном исследовании свойств материалов реактора при высоких температурах.

в) На твердом знании всех тепловых, физических и эксплуатационных свойств рассмотренных жидкометаллических теплоносителей».

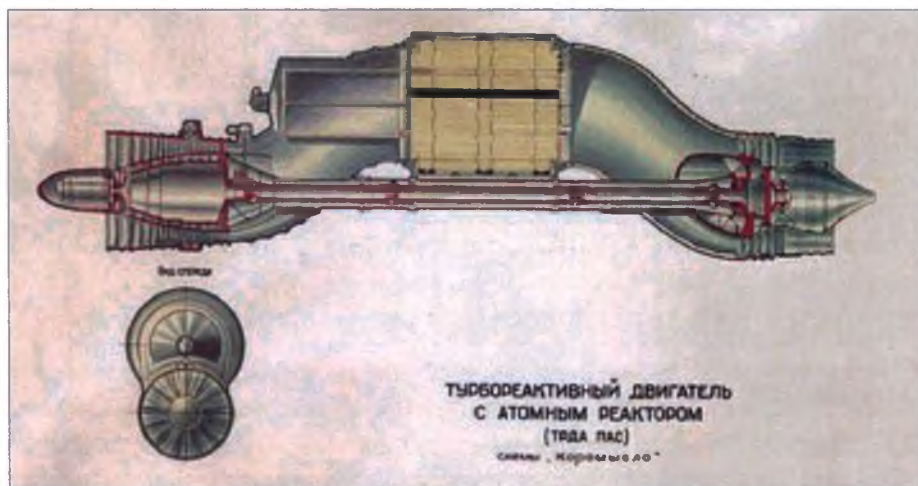
Выше уже говорилось, что решение этих задач И.В. Курчатов поручал обнинскому Физико-энергетическому институту, возглавляемому А.И. Лейпунским.

Разработчики атомных двигателей и самолетов представляли себе, что при практической реализации эксплуатации таких самолетов с неизбежностью возникнут вопросы обеспечения безопасного взлета и посадки.

Одно из решений этого вопроса было предложено в совместном отчете Института атомной энергии и ЦАГИ, выпущенном в 1957 году в ИАЭ [Д-9]. В отчете была рассмотрена возможность применения двухконтурного ядерно-химического двигателя в качестве силовой установки сверхзвукового бомбардировщика.

Основной вклад в исследования схем двигателя внесли инженеры сектора № 6 – выпускники Московского авиационного института И.С. Мосевичкий и В.П. Гарин. Вот фрагмент введения этого отчета:

«Одной из возможных схем силовой установки с применением ядерной энергии является комбинированный ядерно-химический двигатель. В таком двигателе реактор может быть использован для нагрева воздуха либо перед турбиной, либо непосредственно перед соплом. Различные схемы силовой установки представлены на рисунке.



Турбореактивный атомный двигатель с валом, вынесенным за пределы реактора



Предварительные расчеты по определению перспективного типа ядерно-химического двигателя (ТРДЯХ), проведенные в ИАЭ АН СССР и ЦАГИ, показали, что одним из рациональных вариантов является двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРД): нагрев газа перед турбиной производится за счет сжигания химического топлива; компрессор наружного контура подает воздух непосредственно в реактор, где он нагревается и поступает в реактивное сопло; из внутреннего контура газы выбрасываются в атмосферу через отдельные сопла. Взлет, посадка и выход на заданный режим полета осуществляется с помощью химической форсажной камеры, устанавливаемой во внешнем контуре за реактором.

Силовая установка с двигателями такой схемы будет иметь минимальный вес при наличии одного реактора, включенного в общий воздушный тракт с несколькими турбокомпрессорами.

Наряду с таким вариантом, в данном отчете рассмотрена силовая установка с двумя реакторами. Вес силовой установки в этом случае несколько возрастает.

Схема ядерно-химического двигателя имеет ряд преимуществ по сравнению с чисто ядерной схемой (типа ТРДА).

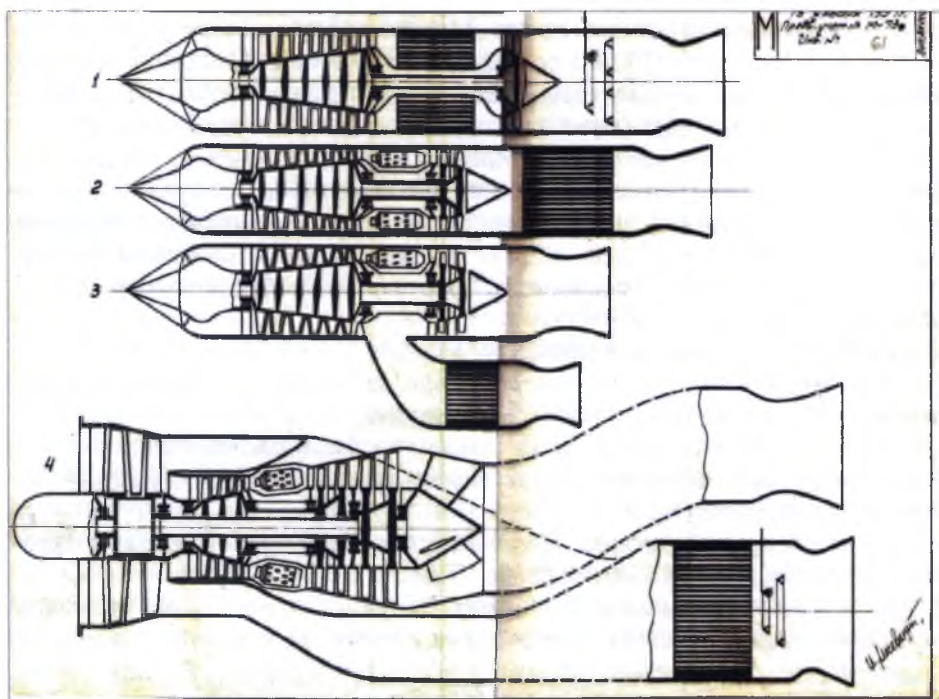
1. Весь двигатель может быть расположен в отдалении от реактора, тем самым можно существенно снизить потоки излучения на элементы двигателя, что значительно облегчает условия его работы. В этом случае выполнение систем смазки, охлаждения турбины, вала и подшипников будут, вероятно, такими же, как и у существующих двигателей.

2. Конструктивное выполнение и доводка такого двигателя и самолета в целом значительно упрощаются, максимально приближаясь к обычным двигателям и самолетам. Например, доводка двигателя и летные испытания самолета могут быть выполнены с выключенным реактором или вообще без него, но с имитатором.

3. Реактор в такой схеме может быть расположен в хвостовой части самолета. В этом случае создаются более благоприятные условия для размещения постоянной защиты от активации значительной части конструкции и нестационарной аэродромной защиты технического персонала. Это упрощает обслуживание самолета и двигателей на земле.

4. Взлет и посадка самолета может осуществляться без работающего или с работающим не на полную мощность реактором. Подогрев воздуха при этом осуществляется химическим топливом в форсажной камере за реактором.

В этом случае активация воздуха в районе аэродрома будет значительно меньше по сравнению с активацией от чисто ядерного двигателя.



Схемы ядерно-химических двигателей

5. Вес самолета вследствие расходования топлива в течение полета будет уменьшаться. Это облегчает посадку самолета и позволяет увеличить потолок над целью. Смещение фокуса самолета при переходе через сверхзвуковую скорость можно частично компенсировать топливом, что облегчает задачу балансировки самолета на сверхзвуковом полете.

6. В случае отказа или аварии реактора можно некоторое время продолжать полет на химическом топливе и, по крайней мере, совершить аварийную посадку...»

По мере исследований и разработок самолетов с атомным двигателем рассматривались и варианты областей их применения. Одним из предложений стало рассмотрение возможности создания дозвукового пилотируемого барражирующего самолета для противовоздушной обороны.

В 1958 году и ИАЭ был выпущен отчет «О возможности создания дозвукового пилотируемого самолета противовоздушной обороны (ПВО) с ядерным ТРД с гелиевым теплоносителем» [Д-10].



В заключении Отчета написано:

«1. На основании некоторых литературных данных можно сделать вывод, что создание атомного самолета ПВО для патрулирования воздушных подходов (охраны границ) может существенным образом облегчить проблему организации современной системы ПВО и, возможно, снизит расходы на ее содержание.

2. Проведенные расчеты показывают, что на базе существующих тяжелых машин (типа М-4, ТУ-95 и т.д.) возможно создать пилотируемый атомный самолет системы ПВО с весом $\sim 108\text{--}114\text{ т}$, $M = 0,7$, $H = 15\text{ км}$ и с временем полета, ограниченным только физическими возможностями экипажа.

3. Силовая установка такого самолета представляет собой обычный атомный ТРД с замкнутым контуром. Применение байпасирования позволит уменьшить вес защиты реактора за счет уменьшения его размеров. Загрузка реактора такой силовой установки сравнительно мала и может достигать $\sim 6\text{ кг}$.

4. Применение гелия в качестве теплоносителя и установка полной защиты на реакторе позволит применять на таком самолете незащищенную кабину, что особенно благоприятно для такого типа машин, а также упростит вопросы аэродромного обслуживания.

5. К возможным трудностям следует отнести проблему создания надежной конструкции теплообменника и тепловыделяющего элемента».

Защита от излучений

Уже на первых этапах исследований возможности создания пилотируемых атомных самолетов стало очевидным, что разработка системы защиты от нейтронного и гамма-излучений реактора станет одной из принципиальных проблем. Нужно было обосновать подбор материалов, обеспечивающих минимальные весовые характеристики, выбрать оптимальную схему их компоновки вокруг реактора и кабины пилотов в заданных габаритах.

При этом возникла необходимость ограничения удельного энерговыделения в защитных материалах и их температуры, поскольку она сужает круг водородосодержащих материалов, необходимых для защиты от нейтронов.

Наиболее сложными при выборе компоновочных схем стали задачи снижения прямых прострелов излучений через трубопроводы, подводящие и отводящие воздух или промежуточные теплоносители.

Задачи экспериментального исследования защитных свойств и выбора материалов решались в Курчатовском институте на реакторе

ВВР-2, сооруженном в 1954 году на площадке бывшего Газового завода, на берегу реки Москвы, и в дальнейшем, на стенде ОР-М. Экспериментальные исследования проводили сотрудники сектора №11, возглавляемого В.И. Мостовым: В.Г. Мадеев, В.С. Дикарев, Е.Н. Королев и другие.

Ими были испытаны различные композиции материалов, в том числе и блоки из гидрида лития, специально изготовленные по заданию И.В. Курчатова в Сарове. Первоначально, по предложению старшего научного сотрудника сектора №14 П.Е. Степанова, предполагалось использование соединений LiBH_4 с большим содержанием необходимого для нейтронной защиты водорода, но его неудовлетворительные теплофизические свойства привели к поиску альтернативных материалов. Сотрудниками сектора №6 Е.Н. Самариным и Н.Е. Кухаркиным после тщательного литературного анализа возможных содержащих водород соединений было предложено использование гидрида лития.

Вспоминает Н.Е. Кухаркин:

«Когда мы с Е.Н. Самариным пришли с отчетом к И.В. Курчатову, он внимательно прочитал его, как нам показалось, не очень удивился предложению, и спросил: «А вы его видели, руками щупали?» Мы сказали, что нет. Он тут же позвонил в соседний институт НИИ-9 академику Бочвару и сказал: «Вот тут у меня два молодых человека, я посылаю их к тебе, покажи им гидрид». На следующий день нас беспрепятственно пропустили в этот засекреченный институт, показали похожий на хозяйственное мыло кусок экзотического для нас материала, и также провели наглядный пример его взаимодействия с водой, бросив кусочек в снег. Оказалось, что в НИИ-9 уже освоили его производство для оружейных целей. В дальнейшем мы узнали, что и американцы выбрали его для создания нейтронной защиты. В качестве тяжелой компоненты защиты практически всеми предлагалось использовать свинец, вольфрам или обедненный изотопом 235 уран – самые тяжелые металлы».

Наибольшую озабоченность вызывало рассеяние излучений воздухом и конструкциями и учет их вклада в дозу, получаемую пилотами. При расчетной дозе, составляющей несколько десятков БЭР (биологических эквивалентных рентген) за полет, ошибка в знании и учете этой составляющей могла стать значительной.

Петр Ефремович Степанов, один из ведущих в стране физиков-специалистов в области защиты от излучений, провел весьма скрупулезные расчеты рассеяния нейтронов разных энергий и гамма-излучения воздухом и создал методику таких расчетов, однако



и эта методика требовала экспериментальной проверки. Эта проблема волновала не только курчатовцев, но и наших коллег из обнинского ФЭИ и специалистов НИКИЭТ, которым вместе с нами П.Е. Степанов прочитал курс лекций по защите. Обсуждались возможности подъема мощных источников излучений или реакторов на большую высоту (чтобы уменьшить влияние рассеяния от земли) башенными кранами, высказывались предложения и о сооружении специального самолета-лаборатории с реактором на борту. Толчок дали американцы. Об этом писал В.И. Меркин в газете «Советский физик» (ныне газета «Курчатовец» НИЦ «Курчатовский институт»):

«Началом этой истории послужил драматический эпизод, случившийся где-то в двадцатых числах декабря 1955 г.

Тогда, в субботу, около 6 часов вечера, мне на работу позвонила Татьяна Селиверстовна, секретарь Курчатова и, волнуясь, сказала, что Игорь Васильевич просит меня непременно сегодня, к 8 часам приехать в театр на Малой Бронной и пройти в фойе. В перерыве спектакля он выйдет, чтобы встретиться. К указанному времени я прибыл в театр, и вскоре по окончании первого действия Игорь Васильевич подошел ко мне. Выглядел он слегка озабоченным. Отведя меня в сторонку, сказал, необходимо срочно выдать оценку сообщению о проводимых США полетах самолета с атомным реактором на борту. Этот самолет называют В-36. Игорь Васильевич спросил мое мнение на этот счет. Я ответил, что это, скорее всего, самолет не с ядерным двигателем, а с реактором для исследований на борту. Тут же получил указание собраться на квартире у А.П. Александрова и сегодня же обсудить ситуацию. Я сразу позвонил по телефону-автомату Анатолию Петровичу, и мы договорились собраться у него в 11 вечера, были вызваны также В.С. Фурсов и наш сотрудник Г.А. Гладков.

На состоявшемся вечером обсуждении была выработана оценка события: речь идет о самолете с исследовательским реактором на борту; В-36 – военный самолет с обычными двигателями, типа известных бомбардировщиков В-29 времен Второй мировой войны.

В начале следующей недели Игорь Васильевич посадил меня с собой в машину. Таинственно улыбаясь, он положил на сиденье бутылку армянского коньяка и сказал, что мы отвезем Андрею Николаевичу Туполеву коньяк, который он проспорил ему. Когда мы подъехали к знаменитому КБ на берегу Яузы, нас уже ждали и быстро провели в кабинет Главного конструктора, где нас очень тепло встретил Андрей Николаевич. С шутками и прибаутками, разливая выигранный им коньяк, Туполев весело поглядывал на Курчатова. В дружеской, уважительной беседе они легко договорились построить летающую атомную лабораторию с реактором на борту для

проведения широкой программы исследований. Для этого Туполев предложил предоставить и дооборудовать всем необходимым свой лучший тяжелый самолет ТУ-95.

Так началось деловое сотрудничество и тесное взаимодействие коллективов И.В. Курчатова, А.П. Александрова с прославленными авиационными коллективами Генеральных конструкторов – А.Н. Туполева и Н.Д. Кузнецова».



Летающая атомная лаборатория

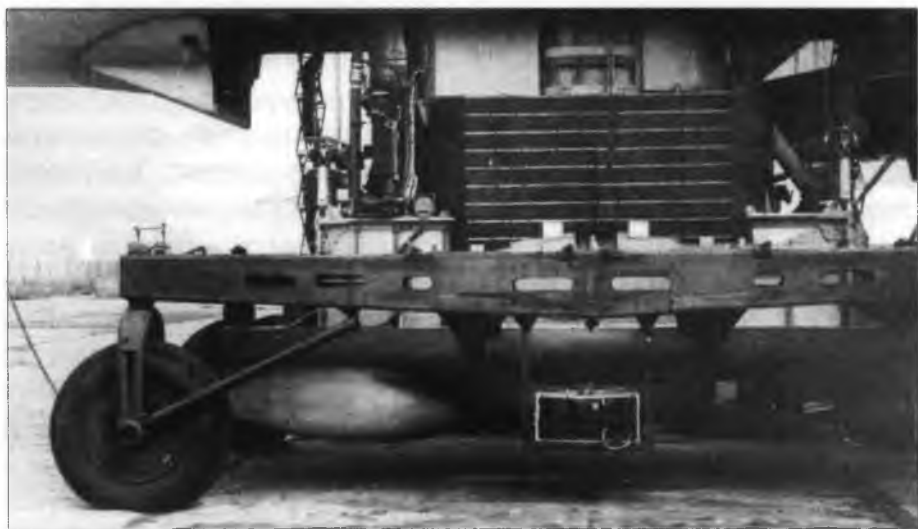
Никаких сведений о структуре и конструкции ядерной установки американского атомного самолета в то время не было. Разработки реактора нашего ПАС находились еще в начальной стадии, поэтому, в целях ускорения создания летающей атомной лаборатории-самолета с реактором на борту, Курчатов и Туполев приняли в качестве носителя ставший уже серийным тяжелый бомбардировщик ТУ-95. Источником излучений был выбран водо-водяной реактор ВВР, показавший свои надежность и эксплуатационные качества на объекте «Газовый завод» Курчатовского института. Взяв его за основу, известный «двигателю» Николай Дмитриевич Кузнецов сконструировал летный образец. В полете тепло от нагретой в реакторе воды отводилось набегающим потоком воздуха. Систему управления создал Алексей Сергеевич Абрамов – автор системы управления первого в Евразии Курчатовского реактора Ф-1. Миниатюрный пульт (щит) управления разместили у левого борта в кабине экипажа.

По заданию экспериментаторов В.Г.Мадеева и Е.Н.Королева реактор был окружен свинцовой защитой, состоящей из 12 подвижных шиберов, которые в полете могли открываться, выпуская в нужных направлениях пучки Гамма-излучения. На аэродроме для защиты от излучений остановленного реактора они надежно перекрывали весь реактор.

Защита от нейтронов собиралась из разработанных в КБ А.Н.Туполева блоков водородосодержащего церезина и борированного полиэтилена. Для формирования нейтронных пучков приходилось перед полетом разбирать часть блоков. Приемники излучений – детекторы размещались в защищенных коллиматорах, расположенных в кабине экипажа, хвосте и крыле самолета. Кабина имела защиту в торце, обращенном к реактору. Реактор подвешивался в бомбовом отсеке. На аэродроме он мог сравнительно легко опускаться на специальную платформу для проведения демонтажных и монтажных работ.

Для отработки всех новых агрегатов самолета, полеты которого начались в 1961 году, все основные отсеки самолета уже в 1959 году были смонтированы на специально отведенной площадке в степи, близ большого аэродрома на станции Чаган, в полпути от Семипалатинска до полигона.

Этот аэродром был выбран не сразу. Сначала предполагалось базирование на Керченском аэродроме, в Крыму, и все участники предвкушали длительную экспедицию в курортных местах. Но в 1958 году



Реактор ЛАЛ на монтажной платформе

Ефим Павлович Славский «обрадовал» всех, сообщив, что база будет организована под Семипалатинском, где солнечных дней в году больше, чем в Крыму.

На рекогносцировку вылетела комиссия, в которую входили заместитель начальника 3-го Главного управления Минздрава (ныне ФМБА) Владимир Николаевич Правецкий и сотрудники Курчатовского института – Н.Е. Кухаркин и В.Н. Гребенник. Вспоминает Н.Е. Кухаркин:

«Взлетели с центрального аэродрома у метро «Аэропорт» на самолете-салоне заместителя командующего ВВС. К моему удивлению, пролетели над крышами Ф-1, моего дома и «Газового завода» и взяли курс на Семипалатинск. Там нас встретил командир аэродрома полковник Вологодский, который показал все объекты своей базы, возможную площадку для сооружения наземного стенда, свозил нас на знаменитую бахчу и даже угостил солеными арбузами, которые впоследствии пользовались у нас большой популярностью. Считаю, что рекомендации Ефима Павловича оказались очень удачными. Командование аэродрома оказало нам реальную помощь в создании и эксплуатации нашего объекта «ЗКП» («Запасной командующий пункт» или, по-нашему, «За колючей проволокой»).

В короткий срок «Гипроавиапром» был выпущен проект, и с весны 1959 года начались строительно-монтажные работы. В середине года в спецангаре был проведен физический пуск реактора, за которым с неизменным секундомером в руках следил прилетевший



на объект Анатолий Петрович Александров. На следующий день на берегу Иртыша это событие было торжественно отмечено. Академик Александров и здесь преподавал всем урок, организовав огромный костер в почти безлесной местности.

Наземные эксперименты начались в конце 1959 года, продолжались до конца 1960-го. Вся запланированная программа исследований была полностью выполнена.

Исследования рассеяния излучений были основной составляющей частью Программы, но в целом она была гораздо шире. В ее выполнении, помимо основных разработчиков ИАЭ, ОКБ А.Н. Туполева, Н.Д. Кузнецова и А.С. Абрамова, принимал участие ряд других организаций и институтов. Это, прежде всего, Государственный Краснознаменный НИИ ВВС, сформировавший команду офицеров, прошедших курс обучения на Курчатовском реакторе ВВР-2 и взявшую на себя всю ответственность за эксплуатацию и хозяйственную деятельность объекта, хотя структурно объект представлял собой подразделение («объект ЛАЛ») Курчатовского института.

Медико-биологические исследования проводили врачи и ученые института Биофизики во главе с Е.Е. Ковалевым, которые в дальнейшем составили костяк выделившегося из «Биофизики» «Института космической биологии и медицины» (ныне ИМБП) и «Института авиационной медицины».

Их задачей было, прежде всего, определение поглощенных доз излучений различного вида и энергии и их биологического влияния на организм. При этом оценивался синергетический эффект одновременного влияния на организм излучений, вибрации в условиях полета, состава атмосферы, вдыхаемой экипажем, и шума.

Для проведения этих исследований руководство Семипалатинского полигона помогло организовать на объекте и скомплектовать животными виварий. Вспоминает начальник объекта ЛАЛ Н.Е. Кухаркин:

«Как и в любой новой работе, всегда встречается много событий и забот, но совершенно неожиданно на меня свалились заботы о многочисленных животных вивария. Ведь их нужно было вовремя кормить и поить, а печи у молодых девочек, работающих в виварии, почему-то не топились, и меня не раз будили по ночам, чтобы помочь им. Но самые главные переживания были связаны с тем, что животные, клетки с которыми мы выставляли вокруг реактора, на жару ждут, когда их будут облучать, а у нас еще не все ладится с техникой. Хотя ученым из «Биофизики» удалось установить ряд закономерностей и уточнить биологические эквиваленты доз, но осадок от такой неожиданной «синергетики» все же остался».

Наряду с учеными института Биофизики, большой вклад в развитие методов измерений и разработку новых дозиметрических приборов внесли сотрудники организованного по соседству с Курчатовским институтом СНИИП во главе с рекомендованным И.В. Курчатовым на пост заместителя директора по науке В.В. Матвеевым. Многие их разработки были опробованы вместе с курчатовскими «дозиметристами» А.А. Хрулевым и В.Ф. Соленковым в реальных полевых условиях и вошли в номенклатуру выпускаемой продукции.

А.А. Хрулев однажды даже умудрился опробовать пуск реактора с помощью дозиметрического прибора, предназначенного для определения нейтронных потоков. Вообще д.т.н. Анатолий Александрович Хрулев известен в Курчатовском институте своими неординарными экспериментами и решениями, порой спорными, но всегда отражавшими новый взгляд на выяснение природных явлений. Нельзя не вспомнить добрым словом и молодую сотрудницу СНИИПа Тамару Рассказихину. Ее энергии и энтузиазму завидовали многие мужчины, оказавшиеся в суровых экспедиционных условиях.

Немного об условиях. Вспоминают участники работ:

«Первые 2 года (лета) мы жили в бараке, расположенном у взлетной полосы огромного стратегического аэродрома, с которого периодически взлетали Туполевские и Мясищевские самолеты. Барак был разделен низкими перегородками на отсеки, не имеющие дверей. Таким образом, шум от самолетов и общего храпа сливался в единый оркестр.

Но особую трудность создавали «рабочие условия», вернее, отсутствие таковых. Наземный стенд строился и одновременно осваивался в «ковальной степи». По необходимости, чтобы скрыться от глаз, приходилось уходить к горизонту. Только специально организованный проигрыш в карты Германа Малкина (500 рублей) руководителям строительной организации, помог досрочному сооружению заветного заведения. Жить стало веселее...»

Важным этапом исследований стало подтверждение устойчивой радиосвязи в условиях реакторных излучений. Хотя была уверенность, основанная на заключении Нобелевского лауреата, академика Николая Николаевича Семенова, выданного еще в 1956 году, но Игорь Васильевич Курчатов настоял на экспериментальном подтверждении. Эту работу профессионально выполнили сотрудники ЛИИ им. Громова. От Курчатовского института в ней активно участвовал Г.Н. Степанов.

За годы совместной работы вокруг Курчатовцев сплотился большой дружный коллектив единомышленников. Всех не перечислишь, но вот некоторые имена:



Николай Леонов (старший брат народного артиста Евгения Леонова) – ведущий конструктор Туполевского КБ, разработчик ЛАЛ. Мудрый, спокойный, скромный, авторитетнейший специалист. Его советы и решения принимались безоговорочно.

Конструктор Кузнецовского КБ В.П. Мальгин – блестящий инженер, создававший реактор в летном исполнении и талантливый художник.

Виктор Романов – ведущий специалист ОКБ-12 – один из создателей системы управления реактором, душа компании в часы работы и в минуты отдыха.

О летчиках из ГК НИИ ВВС уже говорилось. Их команда, возглавляемая полковником Сергеем Герасимовым и подполковником Александром Шатуновым, стала прообразом будущего отряда космонавтов.

Летные эксперименты начались осенью 1961 года. Не обошлось без неожиданностей.

О них рассказывает первый оператор реактора ВВР-Л Владимир Мордашев:

«В первом испытательном полете, кроме основных членов летного экипажа, были ведущий инженер ТУ-95-ЛАЛ В. Разумовский, оператор реактора от ОКБ Туполева С. Смольский и я, контролирующий физик.

В полете выяснилось, что пульт реактора так вибрирует, что заметить начало цепной реакции (микроскопический сдвиг стрелки, фиксирующей мощность реактора) было невозможно. Полет срывался.

Я предложил Разумовскому пустить реактор мне самому. Он через первого пилота, Героя Советского Союза Нюхтикова Михаила Александровича связался с Землей, и разрешение было получено мгновенно. Решал, конечно, Меркин. Реактор был успешно пущен, программа выполнена. Дефект пульта затем был устранен».

Основная часть летных экспериментов была выполнена в 1962 году. Полеты на разных высотах в ясную и облачную погоду позволили физикам группы В.Г. Мадеева понять закономерность процессов рассеяния, уточнить геометрические и энергетические зависимости.

Окончательные итоги исследований подвели и другие группы. Николай Николаевич Пономарев-Степной, руководивший всей программой летных исследований, организовал работу так, что экспериментаторы вернулись в Москву с практически завершенными отчетами. Итоги исследований показали реальную возможность продолжения работ по созданию самолета с атомным двигателем.

Основные итоги исследований и разработок атомных двигателей для крылатых ракет и самолетов

Крылатая атомная ракета

- Предложены различные схемы и конструкции атомных двигателей.
- Разработана теория расчета нейтронно-физических и термогидравлических характеристик высокотемпературных ядерных реакторов.
- Разработана технология создания высокотемпературных керамических тепловыделяющих элементов. Проведены их испытания в реакторе МР.
- Освоено промышленное производство ТВЭЛов на заводе в Усть-Каменогорске. Выпущена партия ТВЭЛов для макетного реактора МТ-35.
- Разработан технический проект реактора МТ-35 – наземного прототипа реактора КАР. На заводе 500 в Тушине организовано производство его узлов и деталей.
- Разработан и сооружен в Тураеве стенд Ц-14 для натурных наземных испытаний реактора.
- Исследована и подтверждена радиационная стойкость материалов и приборов КАР.

Пилотируемый атомный самолет

- Рассмотрены различные схемы двигателей с воздушным, газовым и жидкометаллическим охлаждением реактора, в том числе ядерно-химического двигателя.
- Определены весовые и тактические характеристики самолетов с атомными двигателями.
- Проведены выбор, исследования и обоснование характеристик материалов для защиты от нейтронов и гамма-излучения. Предложены компоновочные схемы.
- Созданы летающая атомная лаборатория и наземный стенд для исследований и решения проблем защиты от излучений.
- На ЛАЛ и наземном стенде исследованы закономерности рассеяния излучений воздухом, землей и конструкцией самолета.
- Проведено изучение синергетического воздействия излучений реактора, вибрации, шума и дыхательных смесей на организм животных.
- Исследована биологическая эффективность излучений реактора и отработаны в реальных условиях новые дозиметрические приборы.
- Отработаны элементы технологии аэродромного обслуживания атомных самолетов.



- Подтверждена устойчивость радиосвязи в условиях реакторного излучения.
- Разработан эскизный проект самолета с нагревом воздуха в керамическом реакторе.
- Выпущено Техническое задание на создание наземного стенда в Красноярске-26 для испытаний атомных авиационных двигателей.

Таким образом, к началу 1960-х годов была обоснована возможность создания атомных летательных аппаратов – крылатой атомной ракеты и пилотируемого атомного самолета.

Наиболее сложными проблемами оставались:

- обеспечение радиационной безопасности в случае падения самолета;
- технология аэродромного обслуживания самолета, включая охлаждение остановленного реактора.

К этому времени в стране успешно развивались другие направления обеспечения обороноспособности:

- началось массовое производство атомных подводных лодок;
- были продемонстрированы успехи баллистического направления ракетостроения.

Руководством страны было определено приоритетное развитие именно этих направлений оборонной техники. Многие авиационные КБ и предприятия закрывались или переориентировались на новые задачи.

Естественно, это остановило и дальнейшее активное продвижение атомных авиационных технологий. Курчатовский институт также переключился на космические направления – разработку ЯРД, космических бортовых ядерно-энергетических установок и электрореактивных двигателей, исследования по которым начались в институте уже в 1950-е годы.

Исследования возможности создания пилотируемых самолетов с атомным двигателем значительный период продолжались в ФЭИ, конструкторских бюро А.Н. Туполева, Н.Д. Кузнецова, О.К. Антонова, включая новые эксперименты на летающих атомных лабораториях Туполева и Антонова [7].

Директор Курчатовского института А.П. Александров, безусловно, и как председатель Научного совета МСМ и в дальнейшем, как Президент АН СССР, был в курсе всех работ и оказывал им необходимую научную, техническую и организационную поддержку.

Список литературы:

1. Курчатовцы и атомный флот / Под редакцией М.В. Ковальчука. – М., 2016.
2. А.П. Александров. Документы и воспоминания. – М.: ИздАТ, 2003.
3. Ю.А. Нечаев. Космические ядерные энергоустановки «Ромашка» и «Енисей». – М., ИздАТ, 2011.
4. Ю.А. Нечаев, Методы измерений реактивности / Доклад на Всесоюзном отраслевом семинаре по динамике. – М., 1967.
5. Н.Н. Пономарев-Степной, С.С. Ломакин, Ю.Г. Дегальцев. Топливный элемент на основе фторопласта-4 для критических сборок // Атомная энергия. – 1963. – Т. 15: Вып. 3. – С. 259–260.
6. Л. Н. Смиренный. Ядерная жар-птица // Наука и жизнь. – 2008. – №6.
7. В.Ф. Кудрявцев, А.Ю. Савенко. Атомный самолет: будущее в прошедшем времени // Авиация и время. – 2004. – №3–4.

Список документов из Отдела фондов НТД СБЦ НИЦ «Курчатовский институт»:

- Д-1. Задание НИИ-1 НКАП СССР. Арх. №1/С Л. 9, 1945 г.
- Д-2. Отчет С.М. Фейнберга. «Атомная энергия для промышленных целей», 1949 г.
- Д-3. Отчет «О возможности создания сверхзвукового самолета-снаряда дальнего действия с ядерным прямоточным воздушно-реактивным двигателем», 1954 г.
- Д-4. Отчет «Метод изготовления керамических шестигранных трубок на основе окиси бериллия, служащих тепловыделяющими элементами высокотемпературного реактора», 1955 г.
- Д-5. Пояснительная записка «О выбросе активности из вентиляционной трубы установки Ц-14», 1956 г.
- Д-6. Отчет «О возможности создания сверхзвукового бомбардировщика с ядерным турбореактивным двигателем», 1955 г.
- Д-7. Предварительное техническое задание на проектирование ядерного реактора для турбореактивного двигателя объекта ПАС, 1956 г.



- Д-8. Отчет «Ядерный ТРД с жидкометаллическим контуром для пилотируемого самолета», 1956 г.
- Д-9. Отчет «О возможности применения двухконтурного ядерно-химического двигателя в качестве силовой установки сверхзвукового бомбардировщика», 1957 г.
- Д-10. Отчет «О возможности создания дозвукового пилотируемого самолета противовоздушной обороны (ПВО) с ядерным ТРД с гелиевым теплоносителем», 1958 г.

ЯДЕРНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ

Конструкция ядерного ракетного двигателя

Жидкостные ракетные двигатели дали возможность выйти человеку в космос — на околоземные орбиты. Но скорость истечения реактивной струи в ЖРД не превышает 4,5 км/с, а для полетов на другие планеты нужны десять и более километров в секунду. Возможным выходом является использование энергии ядерных реакций.

Основными преимуществами ЯРД являются:

- скорость истечения рабочего тела (водород): ~ 10 км/сек;
- достижимая тяга: ~ 1000 тонн;
- максимальные рабочие температуры: 2500–3000°С;
- ресурс работы: до нескольких тысяч часов (периодическое включение).

Ядерный ракетный двигатель — реактивный двигатель, в котором энергия, возникающая при ядерной реакции распада или синтеза, нагревает рабочее тело (чаще всего, водород или аммиак) [1].

Выделяют три типа ЯРД по фазовому состоянию топлива для реактора:

- твердофазный;
- жидкофазный;
- газофазный.

Твердофазный ЯРД — ядерное топливо в активной зоне реактора находится в твердом состоянии.

Жидкофазный ЯРД — ядерное топливо в активной зоне реактора находится в жидком виде. Тяговые параметры таких двигателей могут быть выше, чем у твердофазных, за счет более высокой температуры в реакторе.

В газофазных ЯРД топливо (например, уран) и рабочее тело находится в газообразном состоянии (в виде плазмы) и удерживается в рабочей зоне электромагнитным полем. Нагретая до десятков тысяч градусов урановая плазма передает тепло рабочему телу (например, водороду), которое, в свою очередь, будучи нагретым до высоких температур и образует реактивную струю.

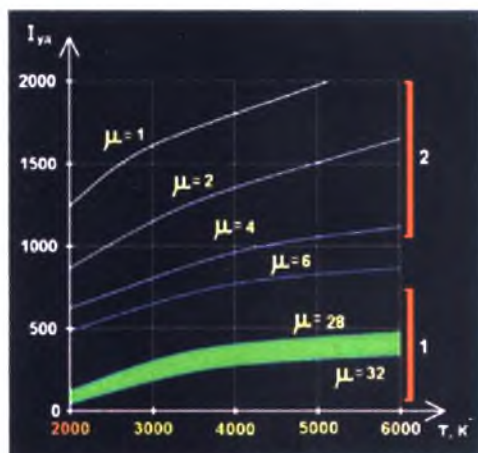
Наиболее разработанным является твердофазный вариант двигателя. На рисунке изображена упрощенная схема такого ЯРД с реактором на твердом ядерном топливе. Рабочее тело располагается во внешнем баке. С помощью насоса оно подается на охлаждение конструкции, а затем в камеру двигателя (реактор). Здесь рабочее тело распыляется



Схема твердофазного ЯРД

с помощью форсунок и вступает в контакт с тепловыделяющим ядерным топливом. Нагреваясь, оно расширяется и с огромной скоростью вылетает из реактора через сопло.

В качестве высокоэффективных топливных композиций твердофазного ЯРД применяется карбидное топливо [2]: сплавы карбида урана с карбидом ниобия, карбидом циркония, карбидом тантала. Максимальное содержание монокарбида урана в карбидном топливе не превышает 50% (мол), так как необходимо, чтобы горючее



Зависимость теоретической удельной тяги от молекулярного веса рабочего тела и температуры в камере сгорания (реакторе).

1 – область современных ЖРД, 2 – область водорода и гелия

имело температуру плавления свыше 3200°C . В случае понижения содержания карбида урана в горючем до 40–20% (мол) температура плавления горючего увеличивается на сотни градусов, и появляется возможность увеличить и температуру нагреваемого рабочего тела, и соответственно удельный импульс.

Наиболее высокотемпературной топливной композицией в настоящее время считается сплав монокарбида урана с карбидом тантала 3650°C (20% монокарбида урана), 3700°C (10% монокарбида урана), которые позволяют обеспечить нагрев рабочего тела до 3300°C – 3500°C .

На рисунке показана зависимость удельной тяги от молекулярного веса рабочего тела.

В качестве рабочего тела в ЯРД применяется жидкий водород как наиболее эффективный теплоноситель, позволяющий достичь высоких значений удельного импульса.



Создание ядерного ракетного двигателя

Практическое создание ядерных ракетных двигателей вели только США и СССР. В 1955 году в США началась реализация программы «Rover» («Странник») по разработке ядерного ракетного двигателя для космических кораблей. Через три года, в 1958 году, проектом стало заниматься НАСА, которое поставило конкретную задачу для кораблей с ЯРД – полет на Луну и Марс. С этого времени программа стала называться NERVA, что расшифровывается как «ядерный двигатель для установки на ракету» [3].

Ряд публикаций по ЯРД появился в американской печати еще во второй половине 1940-х годов, после практического освоения управления цепной ядерной реакцией.

Одной из первых, опубликованных в нашей стране, стала статья «Ракеты и другие реактивные двигатели, использующие ядерную энергию» в сборнике «Научные и технические основы ядерной энергетики» под редакцией К. Гудмена (М.: Иностранная литература, 1950. Том 2).

Хотя рассмотренная в статье конструкция не казалось фантастической и подобные схемы были изучены и отечественными разработчиками, в СССР в то время была сделана ставка на разработку крылатой атомной ракеты с воздушным охлаждением, создание которой представлялось более реалистичным.

Проектирование первых ЯРД в СССР началось со второй половины 1950-х годов. При этом советские конструкторы посчитали целесообразным начать разработку, прежде всего, наиболее ответственных элементов ЯРД. А потом эти элементы испытывались в составе специально разработанных ядерных реакторов.

Первое постановление правительства по рассматриваемой тематике было подписано 22 ноября 1956 года. В нем предписывалось начать «работы по созданию баллистической ракеты дальнего действия с атомным двигателем», утвердить главным конструктором ракеты С.П. Королева, главным конструктором двигателя В.П. Глушко, научным руководителем работ по созданию реактора для двигателя А.И. Лейпунского. Несмотря на то, что текст постановления был известен очень узкому кругу лиц, оно резко активизировало работу, подключило к ней новые силы. Это сказалось, в частности, в такой важной сфере, как подготовка кадров. С сентября 1956 года, то есть за три месяца до издания документа, на факультете авиадвигателей Московского авиационного института были организованы учебные группы из наиболее сильных студентов для подготовки специалистов по новому направлению. Специальные главы математики, нейтронная физика,

теплотехника реакторов (лекции по этому курсу читал молодой инженер, ныне академик РАН Н.Н. Пономарев-Степной), обширные практикумы были организованы на реакторах Института атомной энергии. Вскоре подобные специализации были организованы в МФТИ и МВТУ. Эти институты подготовили в 1950–1970-е годы свыше тысячи специалистов, составивших основу конструкторских, исследовательских, испытательских коллективов, занятых разработкой ЯРД.

Подготовка специалистов-реакторщиков для атомной промышленности началась еще раньше, в конце 1940-х годов в МИИ (МИФИ), МЭИ, Ленинградском и Томском политехнических институтах.

С.П. Королев выполнил предписанное ему правительственным постановлением поручение. Точно в срок, во II квартале 1957 года, его ОКБ представило итоги восьмимесячной работы в новом направлении: «Предварительные результаты исследования перспектив ракет дальнего действия». Возможности создания и применения ракет с ядерными двигателями оценивались в этом труде достаточно оптимистично. Проведенные в 1956–1957 годах проработки схем ядерных двигателей выдвинули из всего многообразия на первый план два перспективных



Ракетный двигатель РД-0410



варианта ЯРД: с твердофазным реактором (с твердыми поверхностями теплообмена), с газофазным реактором, с нагревом в ядерном реакторе горючего и окислителя и их последующим сжиганием в камере сгорания.

Эти исследовательские работы, проведенные коллективами специалистов названных институтов и КБ под руководством М.В. Келдыша и В.Н. Иевлева (НИИ-1), И.В. Курчатова, А.П. Александрова, С.М. Фейнберга и В.И. Меркина (ИАЭ), В.А. Кузнецова и В.Я. Пупко (ФЭИ), А.А. Бочвара (НИИ-9), С.П. Королева и М.В. Мельникова (ОКБ-1), В.П. Глушко и Р.А. Глинника (ОКБ-456), М.М. Бондарюка и В.А. Штоколова (ОКБ-670) и ряда других научных и конструкторских организаций, позволили подготовить теоретические и технологические основы развития различных направлений создания и отработки ядерных ракетных двигателей и ракетных установок на их основе.

В 1970–1980-е годы в КБ «Салют», КБ «Химавтоматики» с участием НПО «Луч», ИАЭ и ФЭИ были созданы проекты космических ЯРД РД-0411 и РД-0410 с тягой 40 и 3,6 т соответственно. Изделие РД-0410 представлено на рисунке. В течение процесса проектирования были изготовлены реактор, «холодный» двигатель и стендовый прототип для проведения испытаний.

В российских разработках принята гетерогенная схема реактора, в которой материал замедлителя нейтронов расположен отдельно от тепловыделяющих элементов, содержащих уран. ТВЭЛ при этом окружены тепловой изоляцией и заключены в металлический корпус, формирующий законченный, самостоятельный узел реактора – тепловыделяющую сборку (ТВС). Ориентация на гетерогенный реактор и поэлементную отработку его узлов составляла фундаментальное отличие программы создания ЯРД в СССР от программы США, и это различие оказалось, как было позднее признано, в том числе и американскими специалистами, в пользу советской программы.

Экспериментальные исследования физики реактора ЯРД РД-0410 тягой 3,6 т проводились в ГНЦ РФ «Физико-энергетический институт», а реактора ЯРД РД-0411 тягой 40 т – в ИАЭ им. И.В. Курчатова.

В таблице приведены основные характеристики ЯРД и экспериментальных сборок СССР и США.

*Основные характеристики ядерных ракетных двигателей
и экспериментальных сборок СССР и США*

Страна-изготовитель	Двигатель	Тяга (Thrust) в вакууме, кН/(тонн)	Удельный импульс, сек	Работа проекта, год
США	NPS-2			
США	Nerva 12 GW			1959
США	RN-6			
СССР	РД-0410	35,3 (3,53 тонн)	910	1965–1994
СССР	РД-410	68 (6,8 тонн)		1960
США	Nerva Alpha	71,7 (7,17 тонн)	860	1972
СССР	ЯРД-2200	81 (8,1 тонн)		
США	Nerva Gamma	81 (8,1 тонн)	975	1972
СССР	ЯРД тип А	177 (17,7 тонн)	900	1963
СССР	ЯРД тип АФ	196 (19,6 тонн)	950	1963
США	Nerva	266 (26,6 тонн)	800	1968
США	Nerva NTR	333,4 (33,34 тонн)	925	1991
СССР	РО-31	392 (39,2 тонн)		1967
СССР	ЯРД тип V-B	392 (39,2 тонн)	900	1963
СССР	ЯРД тип V	392 (39,2 тонн)	900	1963
СССР	РД-0411	392 (39,2 тонн)	900	1965–1994
США	Timberwind 45	441,3 (44,13 тонн)	1000	1992
США	Timberwind 75	735,5 (73,55 тонн)	1000	1992
США	Nerva 2	867,4 (86,74 тонн)	825	1950–1974
СССР	РД-600 Газофазный	1 960 (196 тонн)	2000	1962–1970
США	Timberwind 250	2451,6 (245,16 тонн)	1000	1992
США	Nuclear 12 Gw	2892 (289,2 тонн)	830	1960
США	Nuclear 14 Gw	3334 (333,4 тонн)	830	1960
США	NERVA 1mlbf	8963 (896,3 тонн)	850	1963
США	NERVA/Lox Mixed Cycle	24 126 (2412,6 тонн)	810	1963



В начале 1960-х годов как в США, так и в СССР были созданы основные предпосылки для практической реализации планов создания ЯРД и испытания их. При этом каждая страна шла своей дорогой – США создавали одну за другой конструкции твердофазных реакторов ЯРД и испытывали их на наземных стендах (полигонах). СССР вел натурную поэлементную отработку ТВС и других элементов двигателя, готовя производственную, испытательную, кадровую базу для более широкого наступления.

Поэлементная отработка ТВС осуществлялась на специально разработанном импульсном испытательном графитовом реакторе ИГР и реакторе ИВГ-1, являющемся по своим основным техническим решениям стендовым прототипом ЯРД, на Семипалатинском ядерном полигоне.

Испытательные реакторы ИГР и ИВГ-1

Импульсный графитовый реактор

В конце 1957 года И.В. Курчатов предложил создать импульсный графитовый реактор, другое название – РВД (реактор взрывного действия) [3]. 19 декабря 1957 года он провел первое совещание по организации работ по созданию импульсного реактора.

Из выступления А.П. Александрова «Годы с И.В. Курчатовым»:

«...Были в ИАЭ крупные успехи. Начинались новые направления. Игорь Васильевич предложил сделать импульсный испытательный реактор. Он сказал:

- После обсуждения конструкции, назовем его ДОУД-3.*
 - А что значит, Борода, это «название?» – спросили мы.*
 - Значит то, что нужно его сделать до 3-го удара.**
- Проект реактора так и шел у нас под этим названием».*

Основанием для создания реактора ИГР являлось Постановление ЦК КПСС и СМ СССР №518–246 от 13 мая 1958 года, которым предусматривалось построить на объекте №905 МО СССР экспериментальную установку с высокотемпературным гомогенным графитовым реактором.

Во исполнение этого Совет Министров СССР постановлением от 30 июня 1958 года №711–339 обязал Государственный комитет СССР по авиационной технике совместно с Министерством среднего машиностроения, Министерством обороны СССР и Государственным комитетом СССР по оборонной технике до 1 сентября 1958 года представить на утверждение Совету Министров СССР предложения по выбору площадки на полигоне №2 Министерства обороны СССР для строительства стенда с реактором и горячей лабораторией, а также представить план основных работ по созданию указанных сооружений.

Приказом Государственного комитета по авиационной технике была образована комиссия в составе представителей: НИИ-1 ГКАТ, Гипроавиапрома ГКАТ, ОКБ-456 ГКОТ, ОКБ-1 ГКОТ, ЦНИИ-58 ГКОТ, МО СССР, МСМ, Института атомной энергии АН СССР.

Председателем комиссии был назначен доктор технических наук Ваничев А.П. (НИИ-1).

* И.В. Курчатов к тому времени перенес 2 сердечных приступа.



Комиссии поручалось к 25 августа 1958 года подготовить календарный план основных этапов работ по созданию указанных сооружений и установить долю участия и ответственности заинтересованных организаций в создании стенда, его эксплуатации и проведения испытаний.

30 июля 1958 года И.В. Курчатов издает приказ:

«1. Организовать новый экспериментальный объект...

2. Научное руководство будет осуществляться мною. Заместителем по научному руководству назначаю проф. Фейнберга Савелия Моисеевича».

И.В. Курчатов поручает А.П. Александрову привлечь к конструированию реактора Н.А. Доллежала.

Поручение было выполнено и в том же году – на Семипалатинском ядерном полигоне началось строительство реактора и стенда, обеспечивающего проведение петлевых испытаний ТВС ЯРД.

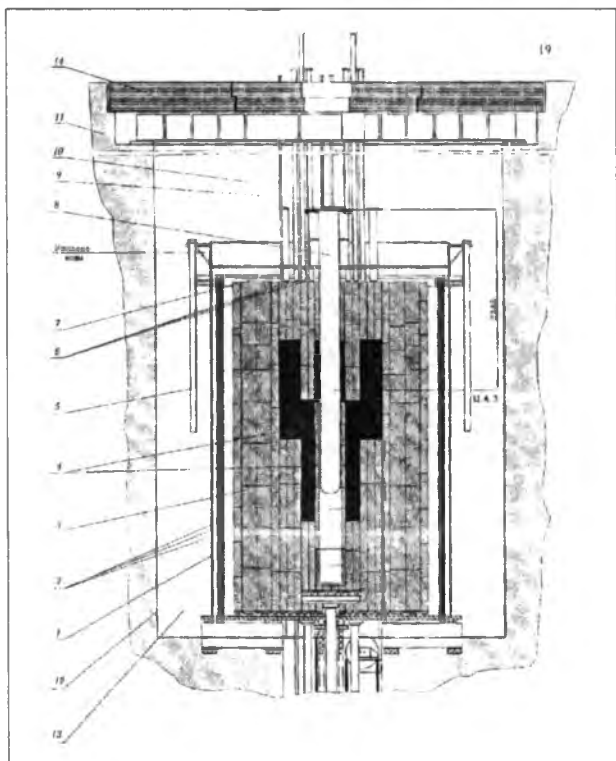
25 августа 1958 года на Второй Женевской конференции по мирному использованию атомной энергии С.М. Фейнберг сообщает о разработке в СССР мощного импульсного реактора.

Выступление С.М. Фейнберга (из дискуссии по докладам №№ P/274, P/2427, P/2129, 1958 г.):

«Я выслушал устное сообщение г-на Виметта с величайшим интересом. Несомненно, замечательно видеть, как два направления схожих мыслей могут двигаться абсолютно параллельно.

Мне хотелось бы проинформировать совещание о том, что в Советском Союзе тоже подходит к завершению работа по строительству импульсного реактора, в котором используется графит с добавлением урана-235. Мы надеемся, что этот реактор будет выведен в критическое состояние до конца этого года. Хотя размеры нашего реактора, по-видимому, почти такие же, как и вашего, мы надеемся проводить исследования в значительно более широком диапазоне температур и получить надкритичность порядка 0,15. Целью исследований на этом реакторе является установление пределов устойчивости графита, насыщенного ураном, при высоких температурах под воздействием мощных, но кратковременных тепловых импульсов, а также выявление возможности реактора служить источником очень интенсивных, но коротких импульсов нейтронов.

Мне кажется, что не существует границ нашего желания увеличить поток нейтронов в экспериментальных реакторах и что рано или поздно в этой области будут достигнуты новые экспериментальные успехи».



Реактор ИГР. Вертикальный разрез

- 1 – кожух; 2 – экран боковой (три обечайки); 3 – отражатель; 4 – активная зона (неподвижная и подвижная части); 5 – канал ионизационной камеры; 6 – канал органов регулирования; 7 – боковой экспериментальный канал; 8 – центральный экспериментальный канал; 9 – канал физических измерений; 10 – канал термоэлектрического преобразователя; 11 – биологическая защита; 12 – бак; 13 – полость охлаждающей воды; 14 – перекрытие верхнее

Создание в 1961 году реактора ИГР впервые открыло возможность исследований материалов и параметров рабочего процесса ТВС при моделировании условий их натурной работы.

Реактор ИГР представляет собой гомогенный уран-графитовый реактор без специальной системы охлаждения активной зоны, работающий на принципе аккумуляции в материале активной зоны всей выделяющейся в процессе одного рабочего цикла тепловой энергии.

Разработчик реактора ИГР – НИКИЭТ, научный руководитель – ИАЭ им. И.В. Курчатова.

На рисунках представлены вертикальный разрез реактора и фотография центрального экспериментального канала диаметром 290 мм.

В центральном экспериментальном канале устанавливались испытываемые ТВС и ТВЭЛ различных конструкций.



Центральный канал реактора ИГР

Цели испытаний:

- получение и обоснование оптимальных температурных режимов работы ТВЭЛ на стационарном уровне мощности;
- проверка стойкости выбранных материалов и ТВЭЛов в потоке рабочего тела при температурах до 3000–3300 К при интенсивном нейтронном и гамма-облучении;
- получение экспериментальных данных об удельных параметрах ТВС, необходимых для достижения проектного импульса тяги и об оптимальных режимах вывода ТВС на номинальный уровень мощности и расхолаживания при останове;
- исследование эксплуатационных особенностей ТВС, в том числе определение степени выхода урана и осколков деления из ТВЭЛов в тракт рабочего тела.

В 1962–1965 годах на реакторе ИГР проведены Институтом атомной энергии имени И.В. Курчатова (ответственный за работу реактора – С.М. Фейнберг, участники работ Б.В. Петунин, М.А. Козаченко, Я.В. Шевелев, В.М. Талызин, О.П. Руссков, В.А. Павшук, А.И. Смирнов, А.А. Дроздов) и НИИ-1 (ответственный за работу стенда – В.М. Иевлев, руководители работ В.А. Зайцев, Е.П. Терехов) первые испытания модельных ТВЭЛ ЯРД [4]. Результаты испытаний подтвердили возможность

создания ТВЭЛ с твердыми поверхностями теплообмена, работающих при температурах выше 3000 К, удельных тепловых потоках до 10 МВт/м² в условиях мощного нейтронного и гамма-излучений.

В результате испытаний были получены первые экспериментальные данные о температуре водорода на выходе ТВС (2740 К), подтвердившие эффективность ТВЭЛ как элемента ядерного двигателя.

В 1968–1970 годах на реакторе ИГР проводились испытания ТВС реактора ИВГ-1, описанного в следующем разделе.

В 1971–1973 годах проведены динамические испытания высокотемпературного топлива ЯРД на термопрочность, в ходе которых были реализованы: удельное энерговыделение в топливе – 30 кВт/см³ и температура теплоносителя – 3000 К.

В 1974–1989 годах в реакторе ИГР проведены испытания ТВС различных типов реакторов ЯРД, ЯЭДУ и газодинамических установок с водородным, азотным, гелиевым и воздушным теплоносителями.

Реактор ИВГ-1 (испытательный, водяной, газоохлаждаемый)

Получение на импульсном реакторе ИГР (РВД) коллективами ИАЭ им. И.В. Курчатова обнадеживающих данных по проведенным совместно с НИИ-1 испытаниям первых модификаций ТВЭЛ для реакторов ЯРД позволило перейти к работам по ресурсным испытаниям ТВС ЯРД.

Решение этой проблемы в обозримые сроки делало насущно необходимым создание экспериментального аппарата с близкими к реакторам ЯРД физическими параметрами, схемно-конструкторскими решениями и основными размерами компонентов активной зоны, маневренными свойствами, другими эксплуатационными качествами [5]. Этот реактор, в отличие от ИГР, позволял бы при каждом пуске исследовать коллективные характеристики активной зоны – нейтронно- и теплофизические, динамические, прочностные и др., переходные и стационарные режимы ее работы, проводить массовые испытания одинаковых или различных по типу, геометрии и составу ТВС с одними для всех или разными параметрами испытаний, изучать другие вопросы работы будущих реакторов ЯРД.

В августе 1964 года вышло Постановление ЦК КПСС и СМ СССР о создании реактора, предназначенного для отработки тепловыделяющих сборок на ресурс в форсированном режиме при температурах до 3100 К и энерговыделении в топливе до 20 кВт/см³ (на порядок выше, чем в США) и соответствующего стендового комплекса на территории Семипалатинского полигона. Научное руководство поручалось ИАЭ, разработчиком и изготовителем ТВЭЛ определялся

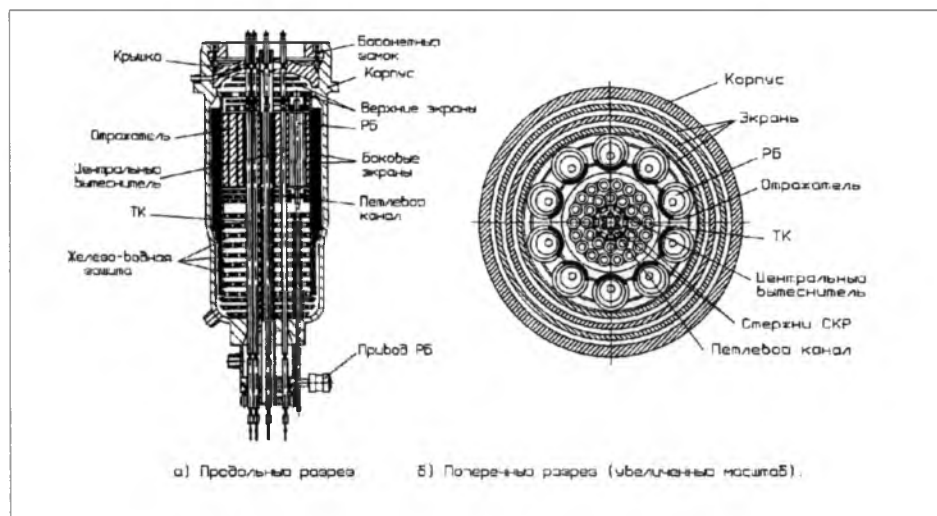


НИИТВЭЛ, генеральным проектантом стендового комплекса – ГСПИ-11. «Техническое задание на экспериментальный реактор ЭР-600», подготовленное сотрудниками ИАЭ им. И.В. Курчатова, в начале 1965 году утверждается А.П. Александровым. Функции главного конструктора аппарата Е.П. Славский возлагает на НИКИЭТ, в котором реактор получает название ИВГ-1.

Продольный разрез и поперечное сечение реактора ИВГ-1 показаны на рисунке.

Конструкция реактора давала возможность проводить полномасштабные испытания ТВЭЛ и ТВС широкого диапазона мощности (тяги). Индивидуальный подвод рабочего тела (газообразного водорода) к ТВС позволял получить при испытаниях на выходе каждой из них требуемую температуру газа, а применение водяного замедлителя – варьировать поперечные размеры и мощность ТВС. Экспериментальные возможности реактора ИВГ-1 обеспечивали проведение групповых испытаний ТВС для ЯРД тягой до 40 т. Максимальная расчетная тепловая мощность реактора ИВГ-1 составляла 720 МВт.

Конструкция его состоит из стационарной и сменной частей. Стационарная часть включает корпус реактора, отражатель, барабаны регулирования, блоки биологической защиты, экраны. Сменная часть активной зоны содержит центральную сборку с комплексом из тридцати технологических каналов и центрального петлевого канала.



Сечения реактора ИВГ-1

Исследуемые ТВС ЯРД могли располагаться как в составе ТК, так и в центральном канале, где благодаря окружающему канал бериллиево-му вытеснителю был обеспечен увеличенный примерно в 2 раза поток тепловых нейтронов, позволяющий испытывать ТВС при форсированных (вплоть до разрушающих) нагрузках.

Использование для регулирования мощности реактора и аварийной защиты, размещенных вне активной зоны поворотных бериллиевых цилиндров (барабанов) с «двухслойными» (титан-гадолиниевый сплав и бор) поглощающими элементами, позволило свести к минимуму влияние положения поглотителей на поля энерговыделения, в том числе и в ближайших к отражателю каналах.

18 сентября 1972 года состоялся физический пуск реактора ИВГ-1, а 7 марта 1975 года – энергетический пуск. В подземном бункере, расположенном на удалении 800 м от реактора, находился пульт управления. На пульт управления можно было попасть из безопасной зоны через полуторакилометровый подземный тоннель. Рядом с шахтой, на глубине 150 м размещалась сферическая емкость, куда закачивали под большим давлением газообразный водород, который во время испытаний подавался в технологические каналы с ТВС ЯРД [6].

Нагретый в реакторе почти до 3000 К водород выбрасывался прямо в атмосферу, образуя факел высотой до 60 м. Однако вынос продуктов деления при этом не представлял существенной опасности, он был близок к радиоактивным выбросам АЭС при их нормальной работе.



Пульт управления реактором ИВГ-1



Один из «горячих» пусков реактора ИВГ-1



В реакторе были проведены ресурсные испытания ТВС наземного варианта ЯРД тягой 3,6 т.

В целом за 13 лет работы было осуществлено 28 «горячих» пуска реактора ИВГ-1. В составе четырех опытных активных зон было испытано около 200 газоохлаждаемых ТВС. Нарботанный на номинальной мощности ресурс ряда сборок составил 4000 с. В целях скрытности испытаний при проведении «горячих» пусков учитывался график полетов американских спутников.

Многие результаты этих испытаний существенно превосходят полученные в процессе работ по программе ЯРД в США. Так, максимальная плотность тепловыделения в активной зоне реактора ИВГ-1 достигала 25 кВт/см^3 против 5,2 у американцев, температура водорода на выходе из тепловыделяющих сборок составляла около 2800 К против 2300 К у американцев.

Работы по созданию реактора ИВГ-1 были удостоены Государственной премии СССР 1980 года. Среди лауреатов – сотрудники Курчатовского института Н.Н. Пономарев-Степной и В.М. Талызин.

В.М. Талызин многие годы руководил седьмым сектором Курчатовского института, внесшим основной вклад в разработку ЯРД и испытания тепловыделяющих сборок. В дальнейшем под его руководством реактор ИВГ-1 был модернизирован и использовался как мощное импульсное устройство для испытаний различных тепловыделяющих элементов в условиях, близких к предельным и аварийным. Он получил название ИВГ-1М.

Экспериментальные исследования на критических сборках

Несмотря на развитие вычислительной техники и программных средств, экспериментальное обоснование достоверности результатов расчетов физических параметров и оценка погрешности их вычислений остаются актуальной задачей [7]. Это обусловлено следующими обстоятельствами:

- ужесточением требований по безопасности;
- необходимостью снижения веса и габаритов установки, что может быть достигнуто понижением консервативности оценок нейтронно-физических параметров;
- сохраняющейся достаточно большой погрешностью результатов вычислений;
- технологическими допусками при изготовлении элементов реактора.

Достоверность расчетов и снижение консервативности оценки физических параметров обеспечиваются экспериментальными исследованиями физики ЯРД на модельных критических сборках, воспроизводящих основные физические особенности канальных реакторов ЯРД и ЯЭДУ [8].

Реактор ИВГ-1 представляет собой сложную физическую систему. Поэтому в процессе проектирования для определения нейтронно-физических характеристик аппарата и обоснования его ядерной безопасности сотрудниками ИАЭ им. И.В. Курчатова был специально разработан комплекс расчетных программ, основные особенности которых проверялись и уточнялись с помощью критического стенда ФХ-1. На нем были смоделированы 8 вариантов активной зоны реактора ИВГ-1. По результатам измерений на стенде ФХ-1 были откорректированы программы физического расчета, рекомендованы композиции активной зоны реактора для проведения ресурсных испытаний ТВС реактора двигателя РД-4010.

Исследования физики проектируемых более мощных (до 2000 МВт) реакторов ЯРД (двигатель РД-4011) проводились в Курчатовском институте на критической сборке «СорокаА», конструкция и материальный состав которой воспроизводит все особенности реактора, влияющие на его нейтронно-физические характеристики. В процессе проведения экспериментов был реализован 31 вариант состава и композиции активной зоны и отражателя [9].

В настоящее время в НИЦ «Курчатовский институт» сохранены критические сборки «Филин» и «Чайка», обеспечивающие экспериментальные исследования реакторов ядерных энергодвигательных установок с тепловым, промежуточным и быстрым спектром нейтронов.



Критическая сборка «Чайка» предназначена для исследования активных зон реакторов модульного типа, в которых отсутствует штатный замедлитель нейтронов.

Полученная экспериментальная информация в результате этих исследований необходима для тестирования расчетных методик и программ в целях их аттестации, установления погрешности вычислений, проверки и оптимизации проектных решений по физическим параметрам [10]. Эта информация также нужна при обосновании безопасности реакторной установки.

Одной из актуальных задач является получение экспериментальных данных для верификации программы MCU-KOSMOS, разработанной в Курчатовском институте.

В настоящее время критические сборки «Филин» и «Чайка» законсервированы, но при возобновлении работ по созданию реакторов ЯЭДУ они могут быть введены в эксплуатацию в короткое время.

Новые задачи и возможности ядерных ракетных двигателей

Новая энергетика в космосе должна базироваться на новых технологических решениях. Они должны учитывать и современные достижения в области вычислительной техники, высокотемпературного материаловедения и многое другое. Например, очевидно, что такие длительные полеты, как полет на Марс, не смогут опираться на те средства, которыми мы обладаем в данный момент.

Нам потребуются иные конструкционные материалы – более прочные и более легкие. Справиться с такой задачей, возможно, помогут технологии наноструктурирования. Таким образом, атомная энергетика и, в частности, ее космическое направление могут стать своего рода «локомотивом», призванным подтянуть за собой все другие отрасли и продвинуть многие технологии, которые пока находятся в поисковом режиме.

Возможные характеристики ЯРД для Марсианской экспедиции

В процессе многолетних исследований были проанализированы различные варианты двигателей и энергоустановок для беспилотных и пилотируемых экспедиций в дальний Космос, включая полеты к крупным астероидами и на Марс [11]. Сравнительные характеристики Марсианского экспедиционного комплекса в зависимости от выбранной схемы энергодвигательной установки приведены в таблице.

В качестве энергодвигательной установки, создаваемой на основе технологии ЯРД, обычно рассматривается усовершенствованная двухрежимная ЯЭДУ. В тяговом режиме ЯРД должна обеспечивать получение тяги, а в энергетическом режиме – выработку электроэнергии на покрытие бортовых нужд корабля, реализуя турбомашинный цикл преобразования.

Сравнение ядерных ракетных и электрореактивных двигателей с учетом значительного отставания технологической готовности ЯЭРД, главным образом, из-за отсутствия разработанных реакторных установок большой (от нескольких до десятков мегаватт) электрической мощности, холодильников-излучателей и незавершенной отработки электрореактивных движителей с временем непрерывной работы в десятки, сотни суток, дает приоритет в проведении первоначальных полетов грузовых кораблей к Марсу с помощью ЯРД, что явится их летным испытанием, предшествующим пилотируемым полетам.



Возможно построение двигательной установки на базе одного реактора либо связки нескольких модульных ЯРД. Использование в двигательной установке корабля нескольких модульных ЯРД существенно повышает ее надежность, отработка двигателей меньшей тяги значительно проще (по техническим, экологическим и прочим соображениям). Наиболее часто обсуждаются два варианта размерности двигательной установки для пилотируемого марсианского корабля – тягой 200 кН и 340 кН. При использовании в связке 3–4 двигателей размерность модульного двигателя будет варьироваться в диапазоне 50–110 кН.

Безусловно, во всех вариантах пилотируемых кораблей одним из принципиальных вопросов остается обеспечение радиационной безопасности экипажей.

*Сравнительные характеристики МЭК
в зависимости от выбранной схемы
энергодвигательной установки*

(для экипажа 4–6 человек и времени пребывания на Марсе 30 суток)

№№ п/п	Вариант энергодвигательного обеспечения	Стартовая масса, т	Длительность экспедиции, сут	Мощность энергоустановки
1	С ядерной энергоустановкой и электрореактивной двигательной установкой	400–500	720	2×7,5 МВт
2	С солнечной энергоустановкой и электрореактивной двигательной установкой	400–500	720	2×7,5 МВт
4	С ядерной энергодвигательной установкой на основе ЯРД	750–900	460	3×25 кВт
5	С энергодвигательным комплексом на основе ЖРД	1500–1700	460	75 кВт

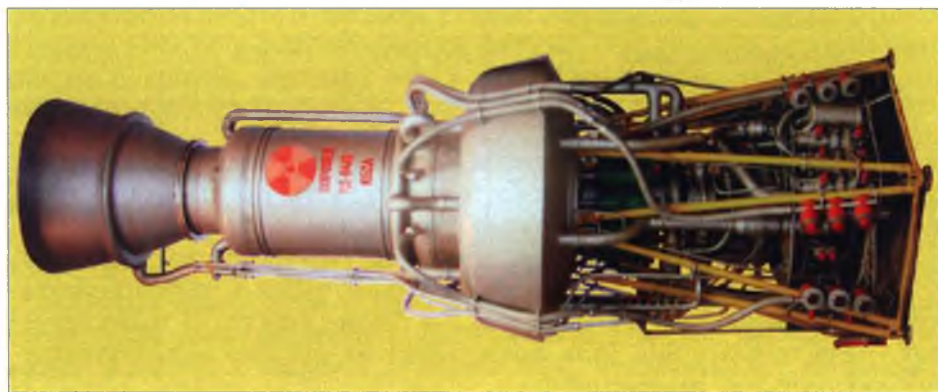
Принципиальная схема ядерного ракетного двигателя предполагает наличие в своем составе высокотемпературного реактора с гетерогенной активной зоной, охлаждаемой водородом, который содержится в жидком виде в баках, подается в реактор турбонасосным агрегатом и, нагретый в активной зоне до температуры ~3000 К, выбрасывается через реактивное сопло. Общий вид прототипа одного из проектируемых отечественных ЯРД МЭК представлен на рисунке и характеризуется следующими параметрами:

– тяга в пустоте	70 кН;
– удельный импульс не менее	9000 м/с;
– длительность работы в двигательном режиме	10 час;
– длительность работы в энергетическом режиме	2 года.

Детализируя концепцию активной зоны и реактора в целом, можно сформулировать следующие принципиальные положения конструкции реактора:

- применение в качестве топлива наиболее термостойких композиций из твердого раствора карбида урана с карбидом циркония или карбидом ниобия;
- использование твердого гидридного замедлителя;
- формирование гетерогенной и модульной активной зоны из тепловыделяющих сборок и блоков замедлителя;
- применение эффективного бокового бериллиевого отражателя нейтронов с размещением в нем рабочих органов управления реактивностью;
- использование конструкции тепловыделяющих сборок, допускающей разрушение отдельных ТВЭЛ или других элементов конструкции без потери работоспособности изделия в целом на протяжении требуемого срока службы;
- применение радиационной защиты экранного типа из композиций с высокой степенью поглощения нейтронов и γ -излучения на основе гидридных соединений.

Силовые элементы конструкции реактора для снижения в них энерговыделений от нейтронного и гамма-излучения реактора защищены от активной зоны радиационными экранами. Снаружи реактора



ЯРД Марсианского экспедиционного комплекса (прототип)



со стороны, обращенной к приборному модулю космического корабля, топливным бакам и обитаемому отсеку (в случае пилотируемых полетов) располагается теньевая радиационная защита, состоящая из охлаждаемых рабочим телом слоев гидрида циркония, легированного бором, и гидрида лития.

Реактивная тяга в ЯРД может быть создана путем использования единого охлаждаемого сопла либо многосопловой конструкции при установке индивидуальных сопел в каждом технологическом канале. Последний вариант является более простым и надежным в технической реализации, но менее эффективен по газодинамическим параметрам и в плане управления вектором тяги.

Управление ЯРД осуществляется путем регулирования тяги и удельной тяги (удельного импульса) двигателя.

В целом использование ядерных энергодвигательных установок для полетов в дальний Космос и Марсианской экспедиции требует продолжения на современном уровне комплекса расчетных, проектно-конструкторских и испытательных работ, реализация которых целесообразна в рамках международного сотрудничества.

Перспективы использования ядерного ракетного двигателя

Многосторонние расчетно-теоретические, проектно-конструкторские и экспериментальные работы по реактору ядерных ракетных двигателей и энергоустановок на основе технологии ЯРД полностью подтвердили достоинства таких систем. В частности, удельный импульс ЯРД действительно примерно вдвое выше, чем у жидкостного ракетного двигателя.

Вместе с тем рассматриваемые двигатели и энергоустановки пока не нашли применения в космической энергетике. Основной причиной этого является преждевременность осуществления таких грандиозных космических задач, как полеты к Марсу и в дальний Космос.

Опыт создания уникальных технологий, материалов, стендовых испытательных комплексов, безусловно, будет использован для решения будущих задач с объединением усилий различных государств мира.

Полученные к настоящему времени результаты позволяют рекомендовать для решения энергоемких задач в космосе ЯЭДУ с двигательным режимом ЯРД.

Список литературы:

1. Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Кузьмин Е.П. и др. Ядерные ракетные двигатели. – М. : Норма-Информ, 2001.
2. Дерявко И.И. Работоспособность ТВЭЛ на энергетических режимах реактора ЯЭДУ // Международная конференция «Ядерная энергетика в космосе – 2005», 1–3 марта 2005 г., Москва – Подольск: Тезисы докладов. – М., 2005. – С. 44–45.
3. Сборник рефератов сообщений, сделанных на конференции по ЯРД типа «А» в НИИ-1 в декабре 1959 – январе 1960 гг. – Препринт НИИ-1, № 9683. – М., 1960.
4. Павшук В.А., Талызин В.М., Тихонов Л.Я., Захаркин И.В., Овечкин А.Д. Исследование реакторов ЯРД на критических сборках // Материалы отраслевой конференции «Ядерная энергетика в космосе», 15–19 мая 1990 г., Обнинск (СССР), Секция 1: В 2 ч. Ч. 1: Доклады советских специалистов. – Обнинск, 1990. – С. 56.
5. Павшук В.А., Пономарев-Степной Н.Н., Талызин В.М. и др. Исследовательский высокотемпературный реактор (к 30-летию энергетического пуска ИВГ-1) // Атомная энергия. – 2005. – Т. 98: Вып. 3. – С. 163–170.



6. Денискин В.П., Дьяков Е.К., Павшук В.А. и др. Реактор ИГВ-1. Опыт и итоги 30-летней эксплуатации // Международная конференция «Ядерная энергетика в космосе – 2005», 1–3 марта 2005 г., Москва – Подольск: Тезисы докладов. – М., 2005. – С. 7–13.
7. Павшук В.А., Талызин В.М., Тихонов Л.Я., Захаркин И.В., Овечкин А.Д. Исследование реакторов ЯРД на критических сборках // Материалы отраслевой конференции «Ядерная энергетика в космосе», 15–19 мая 1990 г., Обнинск (СССР), Секция 1: В 2 ч. Ч. 1: Доклады советских специалистов. – Обнинск, 1990. – С. 56.
8. Гордеев Э.Г., Каминский А.С., Павшук В.А., Тихонов Л.Я. Обобщение результатов экспериментальных исследований реакторов ЯРД на критических сборках РНЦ «Курчатовский институт» // Международная конференция «Ядерная энергетика в космосе – 2005», 1–3 марта 2005 г., Москва – Подольск: Сб. докладов. Т. 3. – М., 2005. – С. 316.
9. Быков В.П., Лобода С.В., Павшук В.А., Тихонов Л.Я. Нейтронно-физические аспекты создания тепловыделяющей сборки со специальной секцией для предварительного подогрева рабочего тела // Третья отраслевая конференция «Ядерная энергетика в космосе. Ядерные ракетные двигатели» 1992, Семипалатинск-21: Сб. докладов. – Ч. 1. – Подольск, 1993. – С. 223.
10. Kaminsky A.S., Pavshook V.A., Tichonov L.Ya., Cherepnin Y.S. // Studies of Neutron-Physical Characteristics of NPSS Reactors and Their Prototypes. Proceeding of the Eighth Symposium on Space Nuclear Power System, Albuquerque Convention Center, January 6–10 1991, New Mexico. – Part 1. – P. 217–221.
11. Пилотируемая экспедиция на Марс/ Под ред. Коротеева А.С. – М. : Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006.

БОРТОВЫЕ ЯДЕРНЫЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ С ПРЯМЫМ ПРЕОБРАЗОВАНИЕМ ЭНЕРГИИ

Поиски новой тематики исследований в интересах аэрокосмического комплекса после принятия решения о прекращении работ в области авиационных реакторных установок, привели к задачам создания бортовых космических источников энергии, которые могли бы конкурировать со ставшими традиционными солнечными энергоустановками.

На первом этапе в Курчатевском институте совместно с ОКБ-165 были рассмотрены системы с турбомашинным преобразованием энергии, которые сулили успешное применение в дальнем космосе и на низких околоземных орбитах.

Были рассмотрены схемы с различными теплоносителями, конкурентоспособность которых с солнечной энергетикой не вызвала сомнений. Но уже в это время, в конце 1950-х – начале 1960-х годов, стала очевидной возможность использования прямого преобразования энергии – термоэлектрического и термоэмиссионного.

Вспоминает Н.Е. Кухаркин:

«В самом конце апреля 1961 года вернувшийся с совещания в МСМ В.И. Меркин рассказал нам об успехах Сухумского Физтеха – о разработке высокотемпературных полупроводниковых элементов на основе кремния и германия, и распорядился, чтобы группа сотрудников сектора №6 (Кухаркин Н.Е., Елшин Е.Е., Ефремов А.А.) немедленно вылетала в Сухуми для подробного ознакомления с состоянием разработки. Нас дружески встретил один из разработчиков Ю.Д. Губанов и показал весь технологический процесс и «живые» полупроводники. Сразу родилась мысль: – «...давайте к этим полупроводникам пристроим маленький реактор». Я позвонил в Москву – и на следующий день прилетели М.Д. Миллионщиков и В.М. Меркин. Они тоже прониклись этой идеей и тут же договорились с И.Г. Гвердцители (тогда еще заместитель директора СФТИ) о совместной работе. Так началось наше увлечение прямым преобразованием. Исследования по машинному преобразованию в Курчатевском институте были приостановлены.»



Исторический аспект

В начале 1960-х годов на предприятиях Министерства среднего машиностроения – в Институте атомной энергии, Физико-энергетическом институте, Сухумском физико-техническом институте, Подольском научно-исследовательском технологическом институте, ОКБ «Заря» и затем в Научно-производственном объединении «Красная Звезда» и Центральном конструкторском бюро машиностроения были развернуты работы по прямому преобразованию тепловой энергии

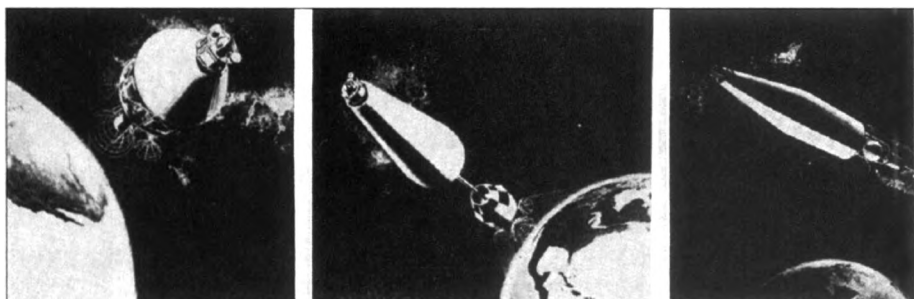


FIG. 1. LOW-POWER (0.1–10 kw) SNAP thermal reactors such as SNAP-10A will use thermoelectric converters to power devices aboard surveillance satellites (left). MEDIUM-POWER (1–100 kw) SNAP-2 and SNAP-8 turboelectric systems will be used in

satellites (center) for worldwide TV and radio. HIGH-POWER (0.1–10 Mw) systems using fast reactors and advanced turboelectric or thermionic converters would electrically propel rockets (right) for exploration of planets of the solar system

Compact Reactors for Space Power

ONLY A FEW WATTS of electrical power for a matter of days or weeks were required for a space vehicle during the first three years of the era of space exploration (Explorer, Vanguard, Pioneer). Extensions of space exploration (Ranger, Surveyor, Prospector), along with military programs (Midas, Samos, Advent), will require hundreds of watts of auxiliary power for periods of a few months to a year. These programs will be followed by Tiros and Transit for worldwide TV and communications, which will require auxiliary power units in the kilowatt range. Finally, planetary exploration (Mariner, Voyager) along with electrical propulsion by about 1965 and manned space flight by about 1970 will require units producing hundreds of kilowatts to tens of megawatts.

Recognition of the high specific-energy potential ($\sim 10^4$ watt-hr/lb), orientation independence, compactness, ruggedness and adaptability of reactor power units has led to the SNAP reactor power systems program shown in Fig. 1 and the table (1, 2).

SNAP Criteria

The considerations governing design choices for SNAP-type reactors include:

- **Low weight.** Since it costs \$1,000–15,000 to put each pound into an earth orbit, a high premium is placed on lightweight systems.
- **High temperature.** Since heat generated in space vehicles can be dissipated only by radiation to space, the system must operate as hot as the "state-of-the-art" will permit so as to minimize radiator area and weight.
- **Reasonable cost.** Cost must not be so high that it limits application in operational systems.
- **Growth potential and adaptability.** The system must be compatible with advanced missions and improved power-conversion technology.
- **Schedule.** Extension beyond existing technology must be limited so as to minimize development time.

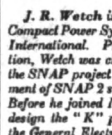
Vol. 19, No. 4 - April, 1961

AUTHORS

H. M. Diachamp is the Chief of Space Power Section of the Compact Power Systems Dept. of Atomic International. He was project engineer for the design and construction of the SNAP Experimental Reactor. Since joining the SNAP program, he has been responsible for the design of test facilities and the planning of the tests for SNAP 2.



Ralph Balent is Director of the Compact Power Systems Dept. of Atomic International. He is responsible for the SNAP reactor projects AI is conducting for AEC. Balent joined NAA in 1950 and became Group Leader of Preliminary Analysis in 1956. He has been Group Leader of General Engineering and Deputy Director, Organic Reactors Dept.



J. R. Welch is Deputy Director of the Compact Power Systems Dept. of Atomic International. Prior to his present position, Welch was chief project engineer for the SNAP project and headed the development of SNAP 2 since its inception at AI. Before he joined NAA in 1952 he helped design the "K" production reactors with the General Electric Co. of Hanford.



- **Long life with exceptional reliability.** Because of the cost and complexity of putting payloads into space, power sources must have reliably long life. The SNAP approach to reliability is simplicity—moving parts, valves, control loops, filters and auxiliary systems are either eliminated or minimized.

The silent vacuum environment of outer space almost excludes external effects, except for the possibilities of meteorite damage or diffusion welding of hot surfaces in

ядерного реактора в электричество для космических применений с использованием термоэлектрических и термоэмиссионных преобразователей [1].

Работы проводились совместно с конструкторскими организациями и предприятиями Минавиапрома: ОКБ-1 (С.П. Королев), ОКБ-52 (В.Н. Челомей), ОКБ-165 (А.М. Люлька), также ОКБ-670 (М.М. Бондарюк), ТМКБ «Союз» (С.К. Туманский, Г.М. Грязнов), Лаборатория двигателей АН СССР (Б.С. Стечкин, Д.Д. Севрук), позднее объединившиеся под эгидой МКБ «Красная Звезда».

Методы прямого преобразования тепловой энергии в электричество принципиально упрощают схему энергетических установок, исключают промежуточные этапы превращения энергии и позволяют создать более компактные и легкие энергетические установки в диапазоне электрических мощностей от единиц до нескольких сотен киловатт.

Методы прямого преобразования наиболее перспективны в сочетании с ядерным реактором, обладающим при небольшом объеме активной зоны огромным запасом тепловой энергии, выделяющейся в процессе ядерного деления урана, что особенно привлекательно для космических применений.

В Сухумском физико-техническом институте к этому времени был разработан термоэлектрический сплав на основе высокотемпературного кремний-германиевого полупроводникового материала с верхней рабочей температурой до 1000°C и добротностью $Z \sim 5 \cdot 10^{-4} \text{ 1/}^{\circ}\text{C}$ – и созданы экспериментальные образцы термоэлектрических преобразователей.

В это же время в СССР и США были начаты исследования по термоэмиссионным преобразователям.

Интерес к этим исследованиям подкреплялся сообщениями на Международных конференциях [2] о начале разработок в США реакторов с термоэлектрическими, термоэмиссионными и машинными схемами преобразования энергии для космических применений (установки SNAP-2, SNAP-8, SNAP-10, SNAP-10a и другие) для различных космических задач:

- питания бортовой аппаратуры спутников наблюдения;
- широкополосного телевидения и радио;
- будущих ракет на электрической тяге для освоения планет солнечной системы с уровнем энергопотребления в диапазоне малых (0,1–10 кВт (эл.)), средних (1–100 кВт (эл.)) и больших (0,1–10 МВт (эл.)) мощностей.



В США при поддержке Комиссии по атомной энергии (АЕС) в 1957 году была развернута программа разработки космических ядерных (изотопных и реакторных) вспомогательных источников энергии (SNAP) для энергоснабжения различных космических аппаратов.

Первыми реакторными космическими установками в США, разработка которых была поручена фирме AtomicsInternational (руководители разработки Н. Dieckamp, R. Balent и J. Wetch), явились SNAP-2, SNAP-8 с системой преобразования по циклу Ренкина на ртути электрической мощностью 3,0 и 35 кВт соответственно. Ввиду технической сложности отработки и проблем с коррозией установка не была доведена до практического использования в космических программах, а созданный компактный реактор этой установки был применен в разрабатываемой с 1961 года фирмой AtomicsInternational космической реакторной установке SNAP-10a с термоэлектрической системой преобразования энергии на основе кремний-германиевых полупроводниковых элементов электрической мощностью 0,5 кВт, расположенных



Ядерная энергетическая установка SNAP-10a

на холодильнике-излучателе. Впоследствии в 1967 году все работы по поставке оборудования для реакторных установок SNAP в США были прекращены с целью концентрации средств на лунную программу.

Разработке установки SNAP-10а предшествовала разработка реакторной термоэлектрической установки SNAP-10 электрической мощностью 100–200 Вт. Термоэлектрический преобразователь (на основе Pb–Te) в этой установке предполагалось совместить с радиальным бериллиевым отражателем.

Эта установка не была реализована в США из-за низкой электрической мощности и проблем с ресурсом среднетемпературного (Pb–Te) термоэлектрического материала, однако предложенная в этой установке бесциркуляционная схема передачи тепла от активной зоны к термоэлектрическому преобразователю привлекла впоследствии внимание российских специалистов при разработке более высокотемпературной термоэлектрической установки «Ромашка» на основе кремний-германиевых преобразователей.

В бывшем Советском Союзе разработка космической ядерной энергетической установки, аналогичной SNAP-10а, но более мощной с компактным реактором на быстрых нейтронах, охлаждаемым жидкометаллическим теплоносителем Na-K, и вынесенной термоэлектрической системой преобразования электрической мощностью до 3,0 кВт, началась в 1962 году в ОКБ-670 (генеральный конструктор М.М. Бондарюк) при научном руководстве Физико-энергетического института (научные руководители А.И. Лейпунский и В.Я. Пупко) для космического аппарата, разрабатываемого в ОКБ-52 (генеральный конструктор В.Н. Челомей). Установка получила название «БУК». Она была доведена до практической реализации головным предприятием Министерства среднего машиностроения по космической ядерной энергетике «Красная Звезда», объединившим в 1972 году все работы по установке «БУК» [3]. Специалисты Курчатовского института под руководством Н.А. Ухина провели полный цикл отработки радиационной стойкости оборудования этого аппарата (см. раздел «Радиационная стойкость оборудования авиационных и космических ядерных энергетических установок»).

В установке «БУК» использовался термоэлектрический преобразователь на основе кремний-германиевых полупроводников, радиационная стойкость которых была подтверждена при длительных ресурсах испытаний установки «Ромашка».



Термоэлектрический реактор-преобразователь «Ромашка»

В Курчатовском институте исследования и разработки реакторов с прямым преобразованием энергии начались в 1961 году. На основе имевшегося в то время задела по высокотемпературным топливным композициям UC , UC_2 , UBe_{13} , графиту и материалам отражателей из металлического бериллия были разработаны предложения по возможным конструктивным решениям нового типа высокотемпературных реакторных систем – реакторам-преобразователям с прямым преобразованием тепловой энергии в электричество на основе термоэлектрических и термоэмиссионных преобразователей.

В реакторе-преобразователе источник тепла – ядерный реактор и система преобразования термоэлектрический или термоэмиссионный преобразователь совмещены в едином блоке. Тепло ядерного реактора передается за счет теплопроводности материалов активной зоны и радиального отражателя на преобразователь и далее на излучатель без какого-либо теплоносителя и систем его прокачки, а не преобразованная часть тепла сбрасывается излучением с помощью ребристого холодильника–излучателя, расположенного на боковой поверхности реактора.

Реактор-преобразователь – это полностью статическая ядерная энергетическая система, предназначенная для получения электроэнергии для космических применений в диапазоне электрической мощности от 0,5 до 5,0 кВт (эл).

В 1961 году было принято решение Правительства о создании и проведении в Курчатовском институте ядерных энергетических испытаний малогабаритной космической электростанции с прямым преобразованием тепловой энергии в электричество, получившей название реактор-преобразователь «Ромашка».

Термоэлектрический реактор-преобразователь «Ромашка» был спроектирован и сооружен в ИАЭ в кооперации с СФТИ, ПНИТИ и Харьковским ФТИ при активной поддержке Научно-технического управления МСМ [4].

За три года от начала разработки реактор-преобразователь «Ромашка» был полностью готов к длительным энергетическим испытаниям на специально сооруженном в ИАЭ стенде «Р».

Пуск реактора-преобразователя «Ромашка» был осуществлен 14 августа 1964 года. Он проработал в непрерывном режиме ~15000 ч, выработав ~6100 кВт·ч электроэнергии. Начало испытаний установки «Ромашка» опередило на 4,5 месяца начало наземных ядерных испытаний в США FS-3 – прототипа установки SNAP-10a и на 8 месяцев

начало ЛКИ – прототипа FS-4. Сообщение о пуске установки «Ромашка» на Третьей Женевской конференции ввергло в шок руководителей работ по установке SNAP-10а.

Пуск и успешные испытания реактора-преобразователя «Ромашка», как сообщало ТАСС, продемонстрировали, что в Советском Союзе впервые в мире был создан работающий ядерный реактор-преобразователь,

ИВБ. № Ф.1559
17 " августа 1961 г.
 Экз. № I

ОРДЕНА ЛЕНИНА
ИНСТИТУТ АТОМНОЙ ЭНЕРГИИ ИМ. И.В. КУРЧАТОВА АН СССР
ОТДЕЛ ЯДЕРНЫХ РЕАКТОРОВ
Сектор № 6

"УТВЕРЖДАЮ"
 ДИРЕКТОР ИНСТИТУТА
 АКАДЕМИК *Александров*
 (А.П.АЛЕКСАНДРОВ)
 " 5 " августа 1961 г.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕЗЦИРКУЛЯЦИОННЫХ
РЕАКТОРНЫХ УСТАНОВОК С ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИМ И ТЕРМО-
ЭЛЕКТРОННЫМ ПРЕОБРАЗОВАНИЕМ ТЕПЛОВОЙ ЭНЕРГИИ В
ЭЛЕКТРИЧЕСКУЮ. МОЩНОСТЬЮ 0,5-5 кВт.

ЗАМ.ДИРЕКТОРА ИНСТИТУТА
 ЧЛЕН КОРРЕСПОНДЕНТ АН СССР- *Миллионщиков*
 (МИЛЛИОНЩИКОВ М.Д.)
 НАЧАЛЬНИК СЕКТОРА № 6 - *Меркин*
 (МЕРКИН В.И.)
 СТ.ИНЖЕНЕР - *Пономарев-Степной* (ПОНОМАРЕВ-СТЕПНОЙ Н.Н.)
 СТ.ИНЖЕНЕР - *Кухаркин* (КУХАРКИН Н.Е.)
 СТ.ИНЖЕНЕР - *Усов* (УСОВ В.А.)
 ИНЖЕНЕР - *Хрулев* (ХРУЛЕВ А.А.)
 Август - 1961 г.
 у.ч. № Ф-859.

Титульный лист первого отчета о РУ с прямым преобразованием энергии



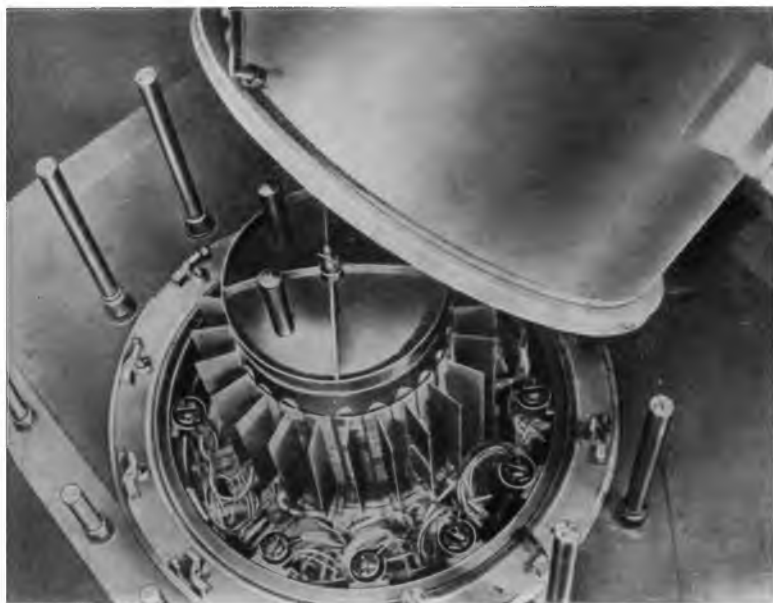
способный генерировать электроэнергию без участия каких-либо движущихся рабочих тел и механизмов, и экспериментально показана его способность к длительной работе.

Установка «Ромашка» состоит из ядерного реактора, системы его регулирования и термоэлектрического преобразователя с ребристым холодильником-излучателем.

Ядерный реактор представляет нейтронно-физическую систему, работающую на быстрых нейтронах. Активная зона реактора по высоте набирается из 11 тепловыделяющих элементов, каждый из которых состоит из графитового корпуса с крышкой и тепловыделяющих пластин и центрального диска из дикарида урана с обогащением по урану-235 – 90%. Общий вес урана-235 в активной зоне реактора составляет 49 кг.

Активную зону окружает монолитный радиальный отражатель из бериллия. Между активной зоной и радиальным отражателем помещается графитовая втулка, которая предотвращает деформацию отражателя при рабочих температурах, близких к точке плавления бериллия (1283°C), и защищает кассеты активной зоны от химического взаимодействия с металлическим бериллием благодаря наличию на втулке защитного покрытия из карбида кремния и окиси бериллия.

Выбранное сочетание материалов в реакторе обеспечивает работоспособность активной зоны до $\sim 1900^{\circ}\text{C}$ в центральной части реактора, до $1000\text{--}1100^{\circ}\text{C}$ – на наружной поверхности отражателя.

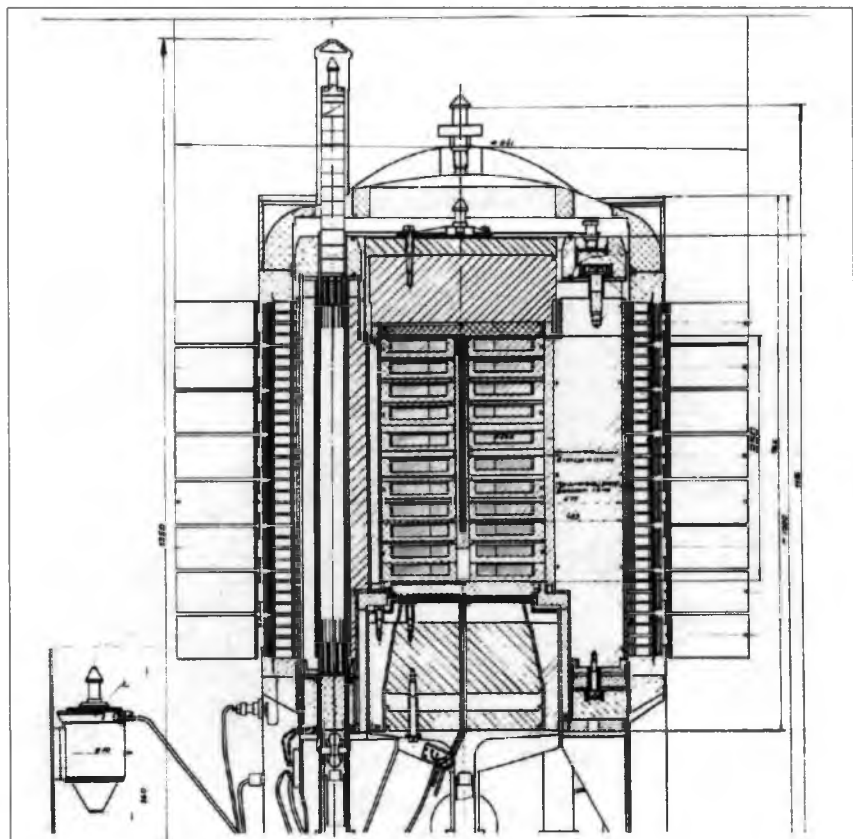


Реактор-преобразователь «Ромашка» в вакуумной камере

Система регулирования реактора состоит из четырех стержней, расположенных в радиальном бериллиевом отражателе, и нижнего торцевого отражателя.

Движение органов регулирования осуществляется с помощью гидравлической системы, размещающейся снизу под корпусом реактора.

В термоэлектрическом генераторе установки «Ромашка» используется высокотемпературный кремний-германиевый сплав (Si-85%; Ge-15% вес.). По сравнению с известными среднетемпературными (PbTe-GeTe) и низкотемпературными термоэлектрическими материалами он обеспечивает возможность получения максимальной электрической мощности с единицы поверхности отражателя. При использовании максимального перепада температур на кремний-германиевом сплаве $\Delta T = T_{\text{Г}} - T_{\text{Х}} = 750 - 800^{\circ}\text{C}$ термоэлектрический преобразователь на основе Si-Ge позволяет получить удельную электрическую мощность с единицы поверхности термобатареи $\sim 2,5 \text{ Вт (эл)}/\text{см}^2$ при КПД до 6,0%.



Чертеж реактора-преобразователя «Ромашка»



Преобразователь смонтирован внутри герметичного стального кожуха аппарата.

Секции термоэлементов укреплены упругим образом на кожухе посредством газонаполненных силовых сильфонных элементов. По мере разогрева реактора, вследствие повышения давления в сильфонных элементах, заполненных аргоном, происходит поджатие всех термоэлементов к поверхности отражателя, с установлением необходимого теплового контакта между термоэлектрическим преобразователем и ядерным реактором.

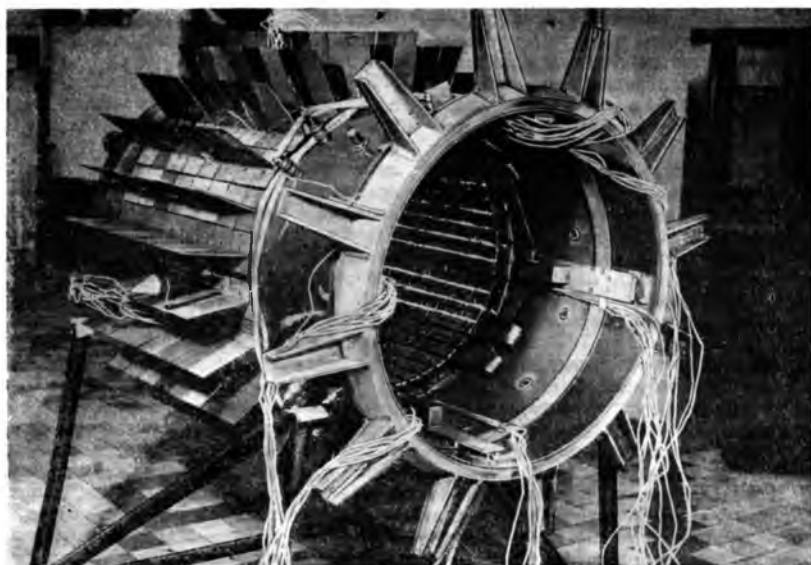
Непреобразованная часть тепла отводится 192 ребрами-излучателями. Профиль и размеры ребер выбраны из условия минимального веса при заданном теплосъеме. Для повышения излучательной способности излучающая поверхность ребер имеет жаростойкое эмалевое покрытие, обеспечивающее коэффициент излучения $\geq 0,9$.



Реактор «Ромашка»



ТВЭЛ установки «Ромашка»



Преобразователь внутри оребренного кожуха реактора

*Основные характеристики
реактора-преобразователя «Ромашка»:*

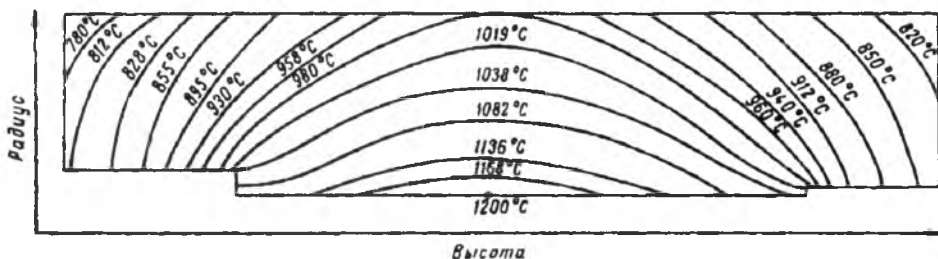
Диаметр активной зоны (по кассетам), мм	241
Высота активной зоны (по кассетам), мм	351
Внутренний диаметр радиального отражателя, мм	266
Наружный диаметр радиального отражателя (по графитовым пластинам), мм	483
Высота радиального отражателя, мм	553
Загрузка делящегося вещества по урану-235, кг	49
Вес реактора, кг	265



Вес термоэлектрического преобразователя с корпусом и холодильником-излучателем, кг	185
Ресурс работы реактора-преобразователя, ч.	15 000
Эффективная тепловая мощность реактора-преобразователя (без учета растечек тепла в торцы), кВт	28,2
Электрическая мощность реактора-преобразователя на клеммах нагрузки (в начале ресурса работы), Вт	460–475
Коэффициент уменьшения электрической мощности за ресурс 15000 ч	0,80
Максимальная температура центра активной зоны реактора, °C	1900
Максимальная температура радиального бериллиевого отражателя, °C	1200
Максимальная температура наружной поверхности радиального отражателя, °C	960
Максимальная температура горячих спаев преобразователя, °C	815
Максимальная температура холодных спаев преобразователя, °C	585
Средний перепад температур на термоэлектрическом материале, °C	216
Температурный эффект реактора, %	–2,65
Эффективность всех стержней регулирования, %	1,74
Эффективность подвижного нижнего торцевого отражателя, %	3,6
Общий поток нейтронов в центре активной зоны, н/см ² сек.	$9,2 \cdot 10^{12}$
Общий поток нейтронов на границе активной зоны реактора, н/см ² сек.	$7,4 \cdot 10^{12}$

Расчетно-экспериментальные исследования характеристик на этапе, предшествующем ядерным энергетическим испытаниям

Выбор параметров установки. Энергетические возможности реактора-преобразователя «Ромашка» без теплоносителя определяются предельными характеристиками используемых в нем материалов, размерами его основных элементов и их конструктивным оформлением. Тесная взаимосвязь этих параметров потребовала выполнения широкого



Распределение температур в радиальном отражателе

круга расчетно-теоретических и экспериментальных теплофизических, нейтронно-физических и материаловедческих исследований и испытаний, направленных на определение оптимальных характеристик установки и обоснование работоспособности ее элементов.

Теплоэнергетические расчеты. Электрическая мощность установки в конечном счете определяется тепловым режимом – уровнем температуры отдельных элементов реактора и преобразователя и возможностями сброса тепла излучателем.

Расчетное распределение температур в радиальном отражателе получено Л.В. Горловым.

Тепло, прошедшее через преобразователь, отводится излучением. Для определения оптимальной формы излучающей поверхности (число ребер, размер, профиль) была решена система интегрально-дифференциальных уравнений, описывающих распределение температуры в ребрах при взаимном облучении элементов.

С учетом результатов тепловых расчетов системы была определена электрическая мощность установки в зависимости от тепловой мощности, проходящей через преобразователь при возможном изменении добротности термоэлемента.

Нейтронно-физические расчеты. Нейтронно-физические характеристики реактора были рассчитаны с использованием многогруппового метода статистических испытаний (метод Монте-Карло). Применение этого метода позволило надежно учесть геометрические и физические особенности системы, связанные с гетерогенной структурой активной зоны, наличием каналов и зазоров сложной конфигурации, резко неоднородными физическими свойствами материалов активной зоны и отражателя, специфической системой регулирования реактора и т.д. При расчетах использовалась многогрупповая (21 группа) система констант, которая учитывает резонансную структуру сечения



U_{238} , реакцию $(n, 2n)$ на бериллии и неупругие переходы в первых девяти группах. В процессе расчета прослеживалось около 50 000 нейтронных историй.

Расчеты проводились сотрудниками нейтронно-физической лаборатории Е.С. Глушковым, Г.В. Компанийцем, В.Е. Деминым и др. под руководством Н.Н. Пономарева-Степного.

Экспериментальное изучение характеристик элементов установки. Для обоснования проектных параметров установки были проведены экспериментальные теплофизические и металлофизические исследования материалов и узлов установки.

Исследовано контактное взаимодействие дикарбида урана с графитом, испаряемость дикарбида урана в инертной среде при температуре до 2000°C. Изучены температурная зависимость коэффициента теплопроводности дикарбида урана, коэффициента линейного расширения и другие характеристики в широком интервале температур.

Эти исследования наряду с исследованием термпрочностных характеристик дикарбида урана, испытаниями макетных ТВЭЛ и петлевыми испытаниями образцов из дикарбида урана показали работоспособность ТВЭЛ в рабочих условиях.

Экспериментально исследованы также взаимодействие металлического бериллия с различными конструкционными материалами, коэффициент теплопроводности бериллия, деформируемость и термпрочность бериллия.

Неоднократные многочасовые испытания термоэлементов в петлях реактора РФТ при интегральных потоках нейтронов $3 \cdot 10^{19}$ нейтр./см² позволили сделать предварительный вывод, что основные свойства термоэлементов изменяются в допустимых пределах.

В проведении теплофизических и материаловедческих исследований принимали активное участие сотрудники лабораторий шестого сектора №6: – В.В. Яковлев, Ю.Г. Дегальцев, Г.М. Павлов, А.Г. Харламов, Н.И. Тихонов, А.А. Хрулев и др.

Стендовые исследования нейтронно-физических характеристик. Для этих исследований в ИАЭ был сооружен критический стенд с нейтронно-физическим прототипом реактора.

Было осуществлено пять различных сборок, отличающихся концентрацией делящегося материала. Изучалась зависимость критических загрузок от состава активной зоны, эффективность отражателей и органов регулирования, распределение тепловыделения в активной зоне, влияние на реактивность конструктивных зазоров и т.д.

Реактивность во всех экспериментах измерялась различными методами: по периоду разгона, импульсным и интегральным.



Критический стенд для исследований нейтронно-физических характеристик реактора «Ромашка»

Это позволило с хорошей точностью оценить величину эффективности запаздывающих нейтронов и определить влияние фотонейтронов, обусловленных наличием бериллиевого отражателя.

Исследованиями на критстенде руководил В.Г. Косовский. В них принимали участие А.М. Крутов, В.Г. Бубелев, О.Н. Смирнов, Ю.А. Нечаев, С.С. Ломакин, В.П. Гарин, Г.В. Лебедев, Г.Л. Моисеенко, А.А. Давыдов, Е.С. Глушков, Г.В. Компаниец и многие другие сотрудники объекта «Р» и лаборатории нейтронно-физических исследований.

Из воспоминаний Ю.А. Нечаева:

«Важным событием в ходе подготовки к ядерным энергетическим испытаниям реактора-преобразователя «Ромашка» стало создание измерителя реактивности. Первый реактиметр, решающий уравнения кинетики реактора и использованный в секторе №6 для измерения эффективности органов регулирования реактора-преобразователя «Ромашка», явился результатом дипломной работы Г.К. Яницкого в 1963 году. В данной работе была реализована компенсационная схема реактиметра, основанная на сравнении сигналов нейтронного детектора и аналоговой модели.

Реактиметр обеспечил измерение реактивности в режиме «online», что значительно ускорило процесс измерения и получения оперативной информации о текущем состоянии исследуемой сборки для управления мощностью. Только реактиметр мог дать информацию об эффективности органов регулирования и эффектах реактивности в ходе ядерных энергетических испытаний. К моменту начала энергетических испытаний реактора-преобразователя «Ромашка» на комплексе «Р» появился реактиметр ПИР разработки и производства сектора №8 (лаборатория А.А. Воронина).

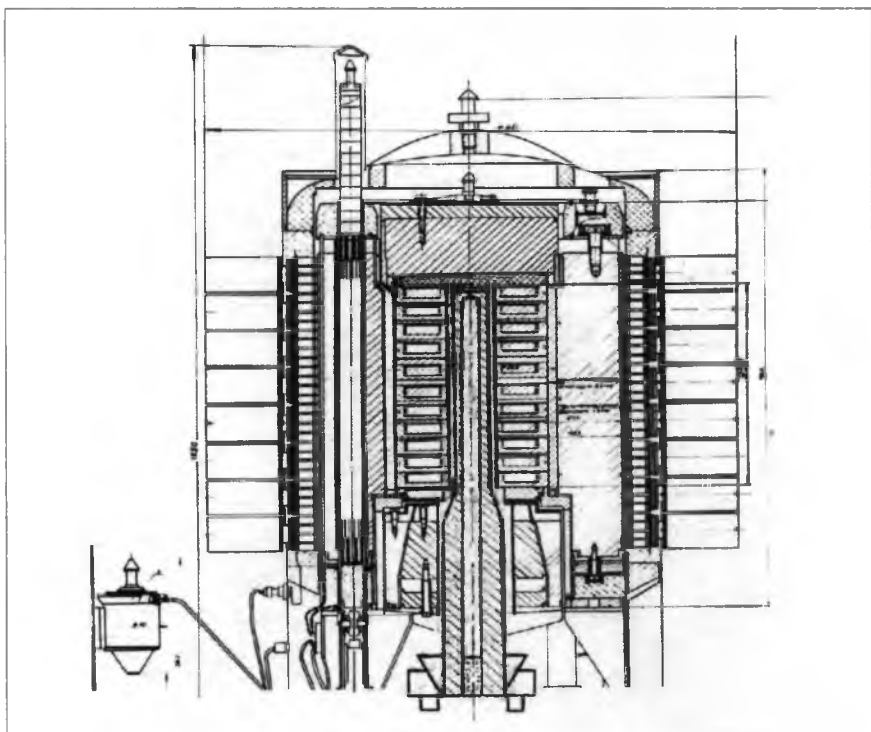


Таким образом, к началу ядерных энергетических испытаний реактора-преобразователя «Ромашка» персонал комплекса имел аппаратуру и значительный опыт измерения реактивности».

Стендовые исследования теплоэнергетических характеристик. Заключительному этапу ядерно-энергетических испытаний реактора-преобразователя на натурном испытательном стенде предшествовали комплексные испытания полномасштабной тепловой модели реактора-преобразователя, состоящей из штатного комплекта узлов реактора «Ромашка» на стенде ЛН с электронагревом. Руководил созданием стенда, тепловой модели и проведением испытаний ведущий инженер-разработчик установки В.А. Усов.

Цель указанных испытаний – проверка работоспособности установки в целом и ее отдельных узлов, а также исследование рабочих параметров установки в стационарных и нестационарных режимах.

Проведенные исследования позволили изучить работоспособность элементов реактора-преобразователя и рекомендовать переход к ядерным энергетическим испытаниям на стенде «Р».



Тепловая модель реактора-преобразователя
«Ромашка» на стенде ЛН

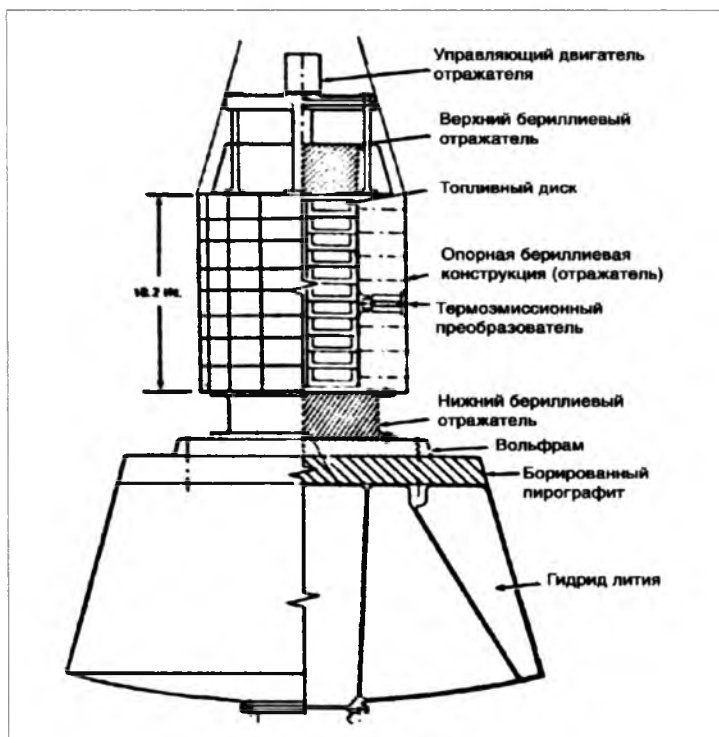
Основные результаты ядерных энергетических испытаний реактора-преобразователя «Ромашка»

Реактор-преобразователь «Ромашка» испытывался на созданном в ИАЭ наземном стенде «Р» с августа 1964 года по апрель 1966 года, то есть в течение около 15 000 ч. За это время он выработал ~6100 кВт·ч электроэнергии, показав высокую степень надежности и стабильности основных параметров [5].

Опыт эксплуатации реактора-преобразователя «Ромашка» и проведенные исследования показывают, что система устойчива. Большую часть ресурса реактор отработал в режиме саморегулирования. Отсутствие случайных возмущений и устойчивость реактора-преобразователя позволяют на подобных объектах упростить систему управления.

Реактор-преобразователь может работать длительное время вообще без участия оператора, что является особенно ценным качеством в случае использования его в качестве автономного источника энергии.

В целом результаты испытаний позволили сделать следующие выводы:



Чертеж реактора-преобразователя «Ромашка» с термоэмиссионными преобразователями



Участники разработки и испытаний установки «Ромашка» на юбилее «40 лет со дня пуска»

- конструкция статической ядерно-энергетической установки на основе высокотемпературного реактора-преобразователя с кремний-германиевыми термоэлементами обладает высокой надежностью;
- экспериментально подтверждена длительная (до ~15000 ч) работоспособность реактора-преобразователя при изменении выходных параметров (электрической мощности) не более, чем на 25%;
- экспериментально подтверждена длительная работа высокотемпературного реактора с ТВЭЛ из дикарбида урана при максимальной температуре ~1900°C и бериллиевым отражателем при максимальной температуре до ~1200°C при флюенсах до $\sim 5 \cdot 10^{20}$ н/см².

Результаты испытаний позволили наметить возможные пути улучшения параметров подобной системы, реализация которых позволит форсировать электрическую мощность до ~1000 Вт или сократить вес системы до ~200 кг при соответствующем сокращении электрической мощности до ~200 Вт. Это возможно за счет уменьшения термических сопротивлений по горячей стороне, использования тепловых труб в холодильнике-излучателе, исключения графитовой коммутации на горячем и холодном спае кремний-германиевых элементов и использования более эффективного кремний-германиевого сплава с 55% содержанием германия.

Дальнейшее более существенное улучшение энергетических характеристик подобной системы может быть получено при использовании вместо термоэлектрического преобразователя энергии преобразователя на основе плоских модульных термоэмиссионных элементов, располагаемых в радиальном бериллиевом отражателе.

Проект такого варианта реактора-преобразователя был разработан в ИАЭ им. И.В. Курчатова совместно с ОКБ «Заря», а также предложен американскими специалистами в докладе на Четвертой конференции по преобразованию энергии в Вашингтоне в 1969 году. Нагрев катодов термоэмиссионных элементов в этой установке осуществляется непосредственно излучением активной зоны реактора. Электрическая мощность такой установки может составлять 3–5 кВт.

Ядерно-энергетические установки на основе реактора-преобразователя «Ромашка» с термоэлектрической или термоэмиссионной системой преобразования в силу целого ряда описанных выше привлекательных особенностей могут успешно использоваться для решения некоторых специальных задач (научные станции на Луне, Марсе, других планетах и астероидах) в качестве альтернативы изотопным генераторам.



Космическая ядерная энергетическая установка «Енисей»

В 1969 году Конструкторскому бюро прикладной механики (КБ ПМ) в Красноярске было поручено создать космический аппарат, который должен обеспечить непосредственное телевизионное вещание на отдаленные районы страны. Энергетическую установку для этого аппарата было поручено создать организациям МСМ: Центральному конструкторскому бюро машиностроения – Главному конструктору энергетической установки; Институту атомной энергии им. И.В. Курчатова – научному руководителю; НПО «Луч» – технологу и конструктору по разработке ЭГК и элементов активной зоны; Сухумскому физико-техническому институту – разработчику систем автоматического управления [6].

В качестве ядерной энергетической установки разработчиками была предложена КЯЭУ «Енисей», разрабатываемая с 1963 года на основе термоэмиссионной системы преобразования тепловой энергии ядерного реактора в электричество с использованием одноэлементных ЭГК, встроенных в активную зону реактора. В то время в кооперации НПО «Красная Звезда» и ГНЦ РФ–ФЭИ в качестве дублера установки «БУК» для КА УС-А уже разрабатывался вариант термоэмиссионной КЯЭУ «Топаз» на основе многоэлементных ЭГК той же электрической мощности, но с меньшим ресурсом (5 кВт на ресурс 1,5 месяца с доведением до года) [3]. В США к этому времени были также широко развернуты исследования по термоэмиссионным преобразователям для космических реакторных установок.

Техническим заданием на разработку КЯЭУ «Енисей», выданным КБПМ, предусматривалось создание термоэмиссионной ЯЭУ электрической мощностью 4,5–5,5 кВт с ресурсом 1,5 года на первом этапе и доведением ресурса до 3 лет на последующих этапах отработки. Масса КЯЭУ ~1000 кг. По мере продвижения работ ужесточились требования к радиационной обстановке в районе приборного контейнера (до $5 \cdot 10^4$ рад по гамма-излучению).

В КЯЭУ «Енисей» все оборудование скомпоновано в единый блок в виде усеченного конуса. В вершине располагается реактор, непосредственно за реактором размещается радиационная защита, в «тени» которой находится остальное оборудование.

Оборудование крепится к силовой раме, которая вместе с последовательно соединенными с ней корпусами защиты и реактора, составляет несущую конструкцию реакторного блока.

На рабочей орбите реакторный блок при помощи механизма движения отодвигается от КА на расстояние, необходимое для снижения потоков излучения на приборный отсек.

В реакторе применяется термоэмиссионный преобразователь (ТЭП) одноэлементной конструкции.

Свободный доступ в катодную полость одноэлементного ЭГК, где размещается ядерное топливо, позволял на стадии отработки проводить полномасштабные тепловые испытания ЭГК, реактора, а также КЯЭУ в целом, размещая в полости катода специальные электронагреватели,



Космическая ядерно-энергетическая установка «Енисей»



а при изготовлении КЯЭУ проводить полномасштабные контрольные электроэнергетические испытания и определять (подтверждать) выходные характеристики установки.

Большой вклад в стендовые испытания ЭГК с электронагревом внес Б.С. Степенов.

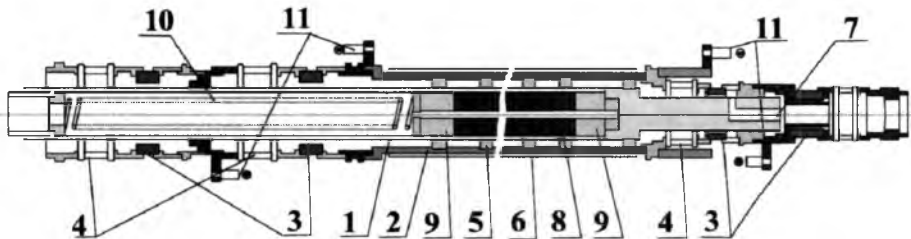
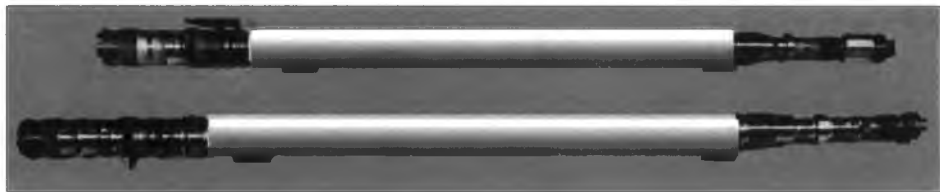
Эта способствовало также повышению ядерной и радиационной безопасности, поскольку большая часть регламентных проверок могла проводиться до операции загрузки ядерным топливом.

Устройство одноэлементных ЭГК представлено на рисунке.

Материал катода – монокристалл молибдена с покрытием из обогащенного по изотопу 184 вольфрама, материал коллектора – сплав молибдена. Вывод тока осуществляется с обоих концов ЭГК вне активной зоны реактора.

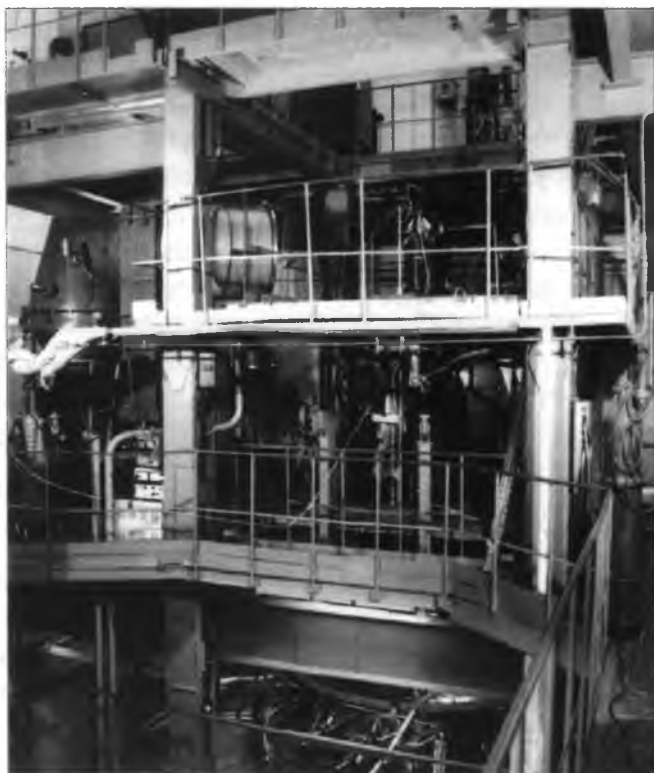
Межэлектродное пространство при пуске реактора и разогреве РБ заполняется парами цезия.

Ядерное топливо выполнено в виде таблеток из двуокиси урана с обогащением по урану-235 96%. Таблетки имеют отверстия различного диаметра, что обеспечивает профилирование тепловыделения. Конструкция ЭГК обеспечивает свободный выход газообразных продуктов деления в космическое пространство.



Общий вид и схема ЭГК установки «Енисей»
и одноэлементного ЭГК повышенной мощности:

1 – эмиттер; 2 – коллектор; 3 – металлокерамические узлы; 4 – сильфонные узлы;
5 – дистанционаторы; 6 – наружная изоляция; 7 – канал подачи цезия в МЭЗ; 8 –
топливо; 9 – торцевой отражатель; 10 – фиксирующее устройство; 11 – токовыводы



Стенд «Байкал» для проведения электроэнергетических испытаний установки «Енисей»

САУ располагается в приборном контейнере КА.

В силу необходимости подтверждения длительного ресурса отработка КЯЭУ заняла относительно большой срок.

Важнейшими этапами отработки были элементная и узловая отработка, освоение в производстве, комплексная отработка установки, в том числе на электроэнергетических и ядерных испытаниях. На всех этапах реализовывались целевые программы по отработке надежности, прочности, герметичности, радиационной стойкости материалов, безопасности и др.

При ядерных испытаниях опытного образца КЯЭУ был получен ресурс 1,5 года. Ресурс многих узлов при автономных испытаниях составил около трех лет.

Начиная с 1974 года, завод «Двигатель» (г. Таллин) выпускал полномасштабные опытные образцы установок, на которых проводились теплофизические, электроэнергетические, прочностные, позднее и ядерные энергетические испытания. Этап сборки реакторного блока завершался в ЦКБМ на стенде «Байкал» – специальном стенде, на котором проводилась термовакуумная обработка систем и их заправка теплоносителем



Нейтронно-физический стенд «Нарцисс» с прототипом реактора «Енисей»

и газами. Позднее аналогичный стенд был создан на заводе-изготовителе «Двигатель» в г. Таллине, где проводилась заключительная операция изготовления РБ – сдаточные электроэнергетические испытания с контролем выходных электрических параметров.

Процесс проведения физического пуска и загрузки ядерного топлива был успешно отработан и проверен практически на целом ряде ядерных прототипов РБ на нейтронно-физическом стенде «Нарцисс» ИАЭ им. И.В. Курчатова.

Физические характеристики реактора исследовались и отрабатывались по реакторным целевым программам персоналом нейтронно-физической лаборатории комплекса «Р» под руководством В.Г. Косовского.

Определялись важнейшие параметры и характеристики реактора: начальная подкритичность, высота топливных сердечников, величина загрузки топливом по урану-235, температурный эффект реактивности, браковочные признаки блоков замедлителя, ресурсные изменения реактивности, эффективность органов регулирования, распределение энерговыделения по топливным сердечникам.

Одним из основных эксплуатационных параметров, определяющих ресурс установки, является запас реактивности.

Изучение динамики и математическое моделирование установки стало основной задачей коллектива молодых специалистов под руководством В.П. Гарина, среди которых необходимо отметить исследования и разработки В.В. Скорлыгина. Работа проводилась в тесном контакте со специалистами ЦКБМ, ОКБ-12 и СФТИ.

За короткое время были исследованы особенности динамики реакторов-преобразователей, разработаны и обоснованы вычислительные программы, послужившие основой всережимной математической модели установки «Енисей» и происходящих в ней процессов. Было опробовано (впервые в реакторной технике) использование вычислительных машин в системе управления реактором, осуществлен «быстрый» пуск установки с достижением контролируемого уровня мощности с малым периодом удвоения. Все это позволило в итоге создать физически и технически обоснованную систему автоматического управления.

Установка «Енисей» прошла серию испытаний, включая испытания на стендах ЦКБМ с электронагревом, транспортные, динамические и виброиспытания на соответствие действующим нагрузкам при транспортировке и выводе КА на орбиту, испытания в криогенных камерах на захлаживание и как завершающий этап испытаний – ядерные энергетические испытания в ИАЭ им. И.В. Курчатова на стенде «Р» (установки Я-23, Э-31, Я-81, Э-38) и в НИИП на стенде «Т» (установки Я-24, Э-82).

Для проведения этих испытаний на заводе «Двигатель» было изготовлено ~30 опытных образцов КЯЭУ «Енисей».

Таким образом, к 1988 году установка «Енисей» прошла полный цикл наземных испытаний, необходимых перед этапом летных конструкторских испытаний в составе КА, подтвердив требуемые по ТЗ параметры и ресурс 1,5 года с возможностью достижения ресурса не менее 3 лет [9].

В ходе ядерных испытаний установка с ЭГК 3-го поколения не было зарегистрировано ни одного отказа и подтверждена стабильность основных параметров реактора-преобразователя (Я-81) в течение 12380 ч.

Последующая разделка ЭГК в горячих камерах и изучение структуры топлива, распухания и деформации катодов позволили создать модель поведения ЭГК в ресурсе и провести расчетное прогнозирование ресурса ЭГК по предельно допустимой деформации эмиттера.

В диапазоне полезной электрической мощности КЯЭУ «Енисей» от 4,5 до 5,5 кВт ресурс может составлять от 2,2 до 5,5 лет.



Разделка и изучение гидрида циркония после ядерных энергетических испытаний позволили так же сделать положительный вывод, что принятый для реактора способ защиты гидроциркониевых дисков от потерь водорода позволит гарантированно обеспечить ресурс установки в течение 3 лет [10].

После ядерных испытаний изучено также состояние блоков защиты пяти опытных образцов.

Распухание наполнителя составило ~2,3% при суммарной величине свободного объема ~9%. Таким образом, принятая технология изготовления БЗ обеспечивает работоспособность защиты в течение 3 лет.

Накопленный опыт при отработке всех других элементов установки (блока рабочего тела, приводов регулирования, подвесок ионизированных камер, электромагнитного насоса и других) также позволил прогнозировать получение ресурса установок не менее 3 лет.

Несмотря на то, что по результатам экспериментальной отработки КЯЭУ она фактически была полностью подготовлена к летным испытаниям, в 1988 году, вследствие экономических трудностей в стране, перестройки экономики и реакции общества на аварию на Чернобыльской АЭС разработка космического аппарата в КБПМ была прекращена и соответственно прекратилось финансирование работ.

К этому времени вариант термоэмиссионной установки «Топаз», разрабатывавшийся в ГП «Красная Звезда» и ФЭИ с многоэлементными ЭГК и меньшим требуемым ресурсом, был испытан в составе двух космических аппаратов серии «Космос-1818» и «Космос-1867» с ресурсом 0,5 и 1,0 год.

Это были первые в мире испытания в космосе термоэмиссионных ядерных энергоустановок (см. раздел «Радиационная стойкость оборудования авиационных и космических ЯЭУ»).

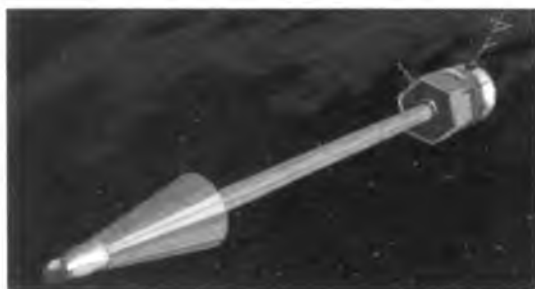
Конструкция реактора преобразователя «Енисей» («Топаз-2») с одноэлементными ЭГК вызвала большой интерес у американских разработчиков космических ЯЭУ, что привело к совместной работе по программе «Топаз».

Один из американских со-руководителей программы в 1991–1995 годах Франк Томэ писал:

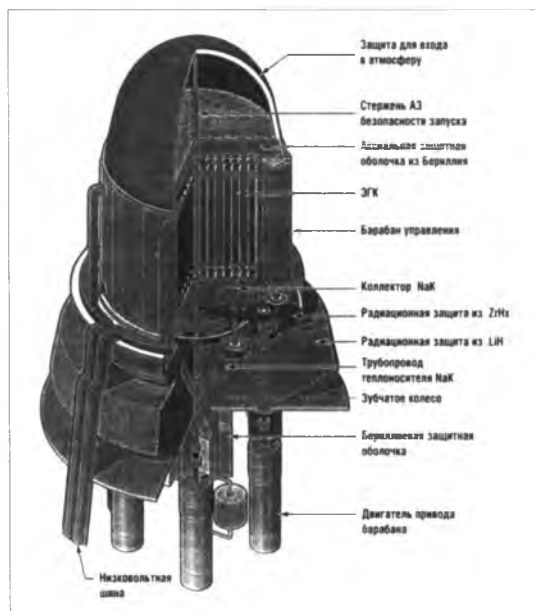
«Русский проект «Топаз» был уникален по сравнению со всем, что создавалось в США. Используя электронагрев для имитации топлива в наземных испытаниях, можно было запускать «чистый» холодный реактор. Мы задавали себе вопрос: «Как мы не могли до этого додуматься?»

Были развернуты программы совместных космических испытаний американских и российских электрореактивных двигателей NEPSTP на космическом корабле с ЯЭУ «Топаз-2» и разработки на основе технологии «Топаз» термоэмиссионного реактора-преобразователя электрической мощностью 40 кВт SPACE-R.

К сожалению, эти успешно начатые работы были закрыты по целому ряду причин.



Компоновка установки «Топаз-2» в составе экспериментального космического аппарата NEPSTP с электрореактивными двигателями



Конструктивная схема термоэмиссионного реактора-преобразователя SPACE-R с одноэлементными ЭГК электрической мощностью 40 кВт на основе разработанных технологий реактора «Топаз-2»



Список литературы:

1. Н.Е. Кухаркин, Н.Н. Пономарев-Степной, В.А. Усов. Космическая ядерная энергетика (Ядерные реакторы с термоэлектрическим и термоэмиссионным преобразованием – «Ромашка» и «Енисей»). Москва: ИздАТ, 2012.
2. Третья Международная конференция по мирному использованию атомной энергии. Женева, 1964 г. Американская конференция по прямому преобразованию энергии. Вашингтон, 1969.
3. Г.М. Грязнов. Космическая атомная энергетика и новые технологии (Записки директора) – М.: ФГУП ЦНИИатоминформ, 2007.
4. Миллионщиков М.Д., Гвердцители И.Г., Абрамов А.С., Горлов Л.В., Губанов Ю.Д., Ефремов А.А., Жуков В.Ф., Иванов В.Е., Ковыркин В.К., Коптелов Е.А., Косовский В.Г., Кухаркин Н.Е., Кучеров Р.Я., Лалыкин С.Н., Меркин В.И., Нечаев Ю.А., Поздняков Б.С., Пономарев-Степной Н.Н., Самарин Е.Н., Серов В.Я., Усов В.А., Фадин В.Г., Яковлев В.В., Якутович М.В., Ходаков В.А., Компаниец Г.В. Высокотемпературный реактор-преобразователь «Ромашка». – Атомная энергия. – 1964. Т. 17: Вып. 5. – С. 329–336.
5. Гвердцители И.Г., Кухаркин Н.Е., Пономарев-Степной Н.Н., Усов В.А. Основные результаты 15 000-часовых испытаний высокотемпературного реактора-преобразователя «Ромашка» // Четвертая Международная конференция по преобразованию энергии, 1969 г., Вашингтон : Сб. докладов.
6. Никитин В.П., Оглоблин Б.Г., Габрусев В.Н., Луппов А.Н. и др. Малогабаритная космическая ЯЭУ с термоэмиссионным реактором-преобразователем на основе одноэлементных ЭГК // Симпозиум по космической ядерной энергетике. 6–9 января 1999 г., Альбукерке, Нью-Мексико : Сб. докладов.
7. Выбыванец В.И., Гонтарь А.С., Еремин С.А. и др. Базовый электрогенерирующий канал двухрежимных термоэмиссионных ЯЭУ. Научно-технические проблемы разработки и создания // Международная конференция «Ядерная энергетика в космосе – 2005», 1–3 марта 2005 г., Москва – Подольск : Сб. докладов. Т. 1. – М., 2005. – С. 79–82.
8. Ю.А. Нечаев. Космические ядерные установки «Ромашка» и «Енисей». – М.: ИздАТ, 2011.

РАДИАЦИОННАЯ СТОЙКОСТЬ ОБОРУДОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ И КОСМИЧЕСКИХ ЯДЕРНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Постановка задачи

В начале июня 1952 года академик А.П. Александров формулирует основные проблемы создания атомного самолета (АС), а уже к середине 1950-х годов в работу над созданием ПАС и КАР включились многие НИИ, знаменитые КБ, испытательные полигоны, созвездие крупнейших ученых, конструкторов и технологов.

Если для пилотируемого атомного самолета необходимость в биологической защите была очевидна, то для крылатой атомной ракеты желательным было либо полностью отказаться от какой-либо защиты, поскольку она во всех случаях является балластом, либо максимально снизить ее размеры и, соответственно, вес. Но снижение размеров защиты неизбежно приводило бы к увеличению уровня облучения всех конструкций ракеты и ее систем навигации и управления. Поэтому, естественно, встал вопрос о том, до какого уровня воздействующих нейтронного и гамма-излучений сохраняют свою работоспособность различные электронные и электротехнические системы, кабельные изделия и другое оборудование, устанавливаемое на борт самолета и ракеты. Определенный интерес представляла и возможность использования устойчивого к излучению оборудования в качестве дополнительной биологической защиты и тем самым снижения веса пассивной биологической защиты.

Поэтому уже в 1955 году по инициативе И.В. Курчатова на базе исследовательского реактора ВВР-2 ЛИПАНа были развернуты первые в Советском Союзе исследования в области физики радиационного повреждения электротехнического и электронного оборудования и испытания этого оборудования на радиационную стойкость. Эти работы совместно с 4-м комплексом Летно-исследовательского института (ЛИИ) (ныне филиал ЛИИ) проводились под руководством начальников секторов ЛИПАН: 6-го – Меркина В.И. и 8-го – Маркова А.А. В этих работах от сектора №8 ЛИПАН принимали участие Г.Н. Степанов, Г.Н. Софиев, А.Ф. Усатый, А.А. Шапкин, Н.А. Ухин и другие сотрудники. В радиационной защите реактора была устроена ниша вплоть до графитового отражателя. В эту нишу по рельсам мог вкатываться короб, в котором проводились исследования поглощения реакторного излучения различными материалами.



Проводились также испытания работоспособности самого разнообразного оборудования ПАС и системы управления крылатой ракеты КАР, помещенных в короб реактора и облучаемых потоком излучений активной зоны. Испытания проходили на работающем оборудовании и устройствах систем управления ПАС и КАР. Для этого внутрь короба подавалось необходимое питание, а из него по проводам и кабелям сигналы от облучаемых устройств передавались в помещение с измерительными приборами.

К работам, проводившимися на «Газовом заводе», были привлечены сотрудники предприятий-разработчиков самолета и крылатой ракеты. Сотрудники Филиала Летно-исследовательского института им. М.М. Громова в Жуковском В.Н. Сучков, А.В. Курганов и В.В. Селезнев совместно с сотрудниками сектора №8 проводили испытания самолетного оборудования. Одновременно сотрудниками сектора №8 ЛИПАН были начаты интенсивные исследования физики радиационных эффектов в электронных лампах, в фотоэлектронных умножителях, в пассивных комплектующих элементах электронной аппаратуры – конденсаторах и резисторах, а также в первых отечественных полупроводниковых приборах – диодах и транзисторах. Так, например, отчет о первых в Советском Союзе экспериментальных результатах облучения германиевых и кремниевых диодов и физике их радиационного повреждения был утвержден И.В. Курчатовым в 1959 году. Другой отчет о физике радиационной деградации транзисторов был подготовлен Н.А. Ухиным и утвержден А.П. Александровым в 1960 году. Первая в Советском Союзе открытая статья о радиационной стойкости полупроводниковых приборов была опубликована в 1962 году.

Важно отметить, что в период конца 1950-х до начала 1960-х годов в ИАЭ были развернуты работы по исследованию радиационных эффектов и испытанию на радиационную стойкость самых различных материалов, в том числе стекол, резин, полимерных материалов. Эти работы проводились М.А. Мокульским, Г.Я. Васильевым, Г.П. Ушаковым и М.Б. Фивейским под научным руководством Ю.С. Лазуркина.

Одной из важных задач стало обеспечение радиационной стойкости системы астронавигации. Об этом рассказывает кандидат физико-математических наук А.Ф. Усатый:

«Мне были поручены вопросы, связанные с измерением световых потоков на ФЭУ и другие оптические элементы, обеспечивающие ориентацию КАР в пространстве, при регистрации небесных объектов вплоть до звезд 3-й величины (как оказалось, это должна была быть Полярная звезда).

На первом этапе работ по испытаниям, определению работоспособности условно штатной системы астронавигации (АСТНА) проводились экспозиции статистически необходимых экземпляров фотоумножителей ФЭУ, вакуумных фотоэлементов ВФЭ и полупроводниковых фотодиодов ПФД (PbOS) в радиационных условиях вертикального канала экспериментального ядерного реактора (ВВР-2) при разных уровнях мощности потоков гамма-излучения в отражателе активной зоны.

При подъеме и изменении мощности реактора (от «фона» до 2 МВт ступенями) измерялись темновые токи в условиях полного затемнения фотодатчиков.

На этом этапе работ выяснилось, что величина темнового тока при облучении ФЭУ, работающего в стандартном фотометрическом режиме регистрации постоянного тока от светового потока условной звезды третьей величины при наличии объектива стандартной светосилы, не обеспечивает регистрацию необходимого светового потока. Необходимо было переходить на режим модуляции светового потока.

Для исследований на реакторе ВВР-2 при участии конструктора ООП И.В. Наумова был изготовлен полномасштабный исследовательский оптико-механический комплекс. Уже первые опыты подтвердили наши выводы о пределах применимости существующих моделей ФЭУ и необходимости разработки физических основ и конструкторских решений создания более радиационно-стойкого ФЭУ».

В начале шестидесятых годов прошлого столетия вступило в силу Соглашение между ядерными державами о запрете проведения испытаний ядерного оружия в трех средах – в атмосфере, под водой и на земной поверхности. В связи с этим оставалась лишь одна возможность – испытание оборудования на имевшихся в то время в СССР ядерных установках, реакторах и ускорителях, в том числе и тех, которые работали в ИАЭ им. И.В. Курчатова.

Лаборатория радиационной стойкости оборудования

Для проведения целенаправленных исследований и испытаний различного рода изделий на радиационную стойкость в октябре 1962 года приказом директора ИАЭ А.П. Александрова была создана Лаборатория радиационной стойкости оборудования (ЛРСО). В нее на первом этапе вошли сотрудники сектора №8: Н.А. Ухин, назначенный на должность и.о. начальника лаборатории, А.А. Шапкин, ставший зам. начальника лаборатории, другие сотрудники: Г.Н. Степанов, В.Л. Литвинов, В.Ф. Зарудский, В.К. Виноградов, М.С. Денисов, В.Н. Бобров, В.Г. Новиков, аспирант В.П. Садиков. Позднее в нее вошли высококвалифицированные



специалисты в области воздействия радиации на различные полимеры: Г.П. Ушаков, в области воздействия радиации на стекла Г.Я. Васильев, в области гамма и нейтронной дозиметрии Б.А. Левин.

Первоначально предполагалось, что предотвращение прорыва стратегических ракет на территорию вероятного противника будет обеспечиваться пуском противоракет с атомным зарядом. Взрыв этого атомного заряда должен был вывести из строя как систему управления стратегической ракеты, так и возможность подрыва ее боезаряда. В связи с этим остро встал вопрос о обеспечении радиационной устойчивости аппаратуры стратегических ракет к импульсному нейтронному и гамма-излучению.

К сожалению, в ИАЭ не было никаких устройств, кроме ускорителя электронов КМВ с энергией 28 МэВ, на которых можно было бы смоделировать гамма-импульс противоракеты для проведения испытаний аппаратуры на ее устойчивость к импульсному радиационному воздействию.

Вспоминает Н.А. Ухин:

«Первые испытания на воздействие импульсного гамма- и нейтронного излучений комплектующих элементов аппаратуры стратегических ракет в том числе и простейших узлов аппаратуры, выполненной на полупроводниковых транзисторах и диодах, начали проводиться в канале Импульсного Графитового Реактора (ИГР), расположенного на Семипалатинском полигоне. Малый диаметр единственного в этом реакторе центрального канала заставлял создавать специальные конструкции, на которых монтировались полупроводниковые усилители, стабилизаторы напряжения, триггеры и другие простейшие устройства.

Гамма-нейтронный импульс реактора ИГР был достаточно длительным: несколько сотен миллисекунд на полуширине. Тем не менее проведенные на нем исследования и испытания позволили впервые получить представления о влиянии гамма-нейтронного импульса на процессы в изделиях электронной техники.

Особо стоит остановиться на испытаниях на этом реакторе вакуумно-искровых реле (ВИР'ов), которые использовались в электронной аппаратуре для подрыва ядерного боезапаса. Важно было подтвердить отсутствие срабатывания этих устройств в условиях воздействия на них гамма-импульса, тем самым обеспечив сохранность ядерного заряда боеголовки при атомных взрывах системы ПРО вероятного противника.

Но гамма-импульс реактора ИГР по своим параметрам и, в первую очередь, по длительности был далек от реального импульса ядерного взрыва. Поэтому по инициативе академика А.П.Александрова в ИАЭ коллективом сотрудников под руководством В.М.Талызина был создан растворный

импульсный реактор, получивший название Импульсного источника нейтронов (ИИН). Параметры импульса нейтронов ИИН, имевшего длительность на полуширине порядка полутора миллисекунд и позволявшего в центральном канале получить интегральный поток нейтронов $> 10^{14}$ н/см², гораздо лучше имитировали нейтронный импульс ядерного взрыва. Однако и на нем невозможно было смоделировать короткий гамма-импульс взрыва. Поэтому в качестве установки, моделирующей гамма импульс атомного и термоядерного взрывов, на первых порах использовался 28-МэВ'ный электронный ускоритель КМВ.

Сравнительно небольшой ток в импульсе этого ускорителя не позволял получить импульс тормозного гамма излучения с необходимой мощностью дозы. Облучение же непосредственно в пучке ускоренных электронов позволяло получить в облучаемых изделиях достаточно высокую плотность ионизации, но небольшой диаметр пучка (≈ 1 см) допускал проведение испытаний лишь отдельных небольших комплектующих и полупроводниковых приборов».

Для получения импульсов тормозного гамма-излучения с высокой мощностью дозы по решению Правительства в ИАЭ был сооружен электронный ускоритель «Факел». К моменту пуска этого ускорителя центр тяжести испытаний и исследований эффектов импульсного воздействия в комплектующих элементах электронной аппаратуры и в самой аппаратуре был перенесен в Межведомственный центр радиационных испытаний (МЦРИ), организованный в промзоне Тураево подмосковного города Лыткарино. В этом центре для моделирования эффектов импульсного воздействия использовались и используются, как известно, специально разработанные индукционные ускорители электронов с токами в импульсе, достигающими тысячи и десятки тысяч ампер, а также твердотельные импульсные реакторы.

Кстати, сам МЦРИ был создан по инициативе директора ИАЭ А.П. Александрова, обратившегося с соответствующим предложением в Правительство СССР. Он же выбрал и территорию для этого центра, предложив использовать для него стенд «Ц-14», ранее предназначавшейся для испытания крылатой ракеты. Анатолий Петрович предложил построить здание для испытательных установок на месте специализированных фильтров, через которые должен был пропускаться воздух, охлаждавший реакторные сборки КАР.

ЛРСО в ИАЭ являлась с конца 1950-х годов фактически единственным в стране подразделением, в котором проводились систематические исследования и испытания материалов и изделий электронной и электротехники, а также аппаратуры и оборудования на радиационную стойкость. К середине 1960-х годов ЛРСО уже не в полной мере справлялась



с объемом поставленных задач. Экспериментальные возможности ИАЭ особенно в части исследований и испытаний аппаратуры и ее элементов на импульсное воздействие были ограниченными. Все это и явилось основанием для предложения А.П. Александрова об организации специализированного центра радиационных испытаний. Технико-экономическое обоснование этого центра было подготовлено в ЛРСО. Поэтому первыми экспериментальными установками, сооруженными в этом центре, были: специализированный реактор с увеличенным выходом из активной зоны быстрых нейтронов, спроектированный коллективом специалистов ИАЭ под руководством Н.В. Звонова; растворный импульсный реактор ИИН, эксплуатация которого уже была освоена в ИАЭ, и мощная кобальтовая гамма установка ГУТ-200, то есть установки, аналогичные тем, на которых в основном велась работа в ИАЭ. Николай Васильевич Звонов стал и первым директором Межведомственного центра радиационных испытаний, на работу в который перешел ряд сотрудников ЛРСО: Столпник В.П., Сперанский А., Акимушкин В., Баринов Ю.В.

Космические аппараты и ядерные энергетические установки

Усложнение задач космических аппаратов на орбитах требовало увеличения мощности используемых на них источников питания. В качестве таких источников стали использоваться радиоизотопные термоэлектрические генераторы (РИТЭГи).

В 1961 году в ИАЭ под руководством академика М.Д. Миллионщикова была начата разработка реактора-преобразователя «Ромашка» [1].

В качестве преобразователей тепловой энергии в электрическую на этой ЯЭУ были использованы кремний-германиевые термоэлектрические элементы, разработанные в Сухумском Физико-техническом институте под руководством И.Г. Гвердцители.

Требовалось оценить возможность их длительной работы в таких тяжелых радиационных условиях, что и было проведено сотрудниками ЛРСО и сектора №6 ИАЭ.

Сергей Павлович Королев намеревался использовать «Ромашку» на космических аппаратах в сочетании с импульсными плазменными двигателями. На наземном стенде «Р» были успешно проведены демонстрационные испытания плазменного двигателя, разработанного в отделе Л.А. Арцимовича, запитанного током, вырабатываемым реактором-преобразователем «Ромашка». Испытания «Ромашки» закончились в середине 1966 года уже после смерти С.П. Королева. Реактор так и не был использован в космосе. Но доказательство радиационной стойкости кремний-германиевых полупроводников вселяло уверенность в их использовании на других объектах в космосе.

В 1960 годы США запустили большое количество спутников военного назначения, главным образом для разведки и фиксации запуска стратегических ракет с территории Советского Союза.

В Советском Союзе тоже велись разработки космических аппаратов, позволявших контролировать как пуски американских стратегических ракет, так и кораблей американского флота в акватории океанов, включая авианосцы, способные нанести ракетные удары по Москве, Ленинграду и промышленным центрам Советского Союза. Фиксация результатов наблюдения установленными на борту КА фотоаппаратами, а также телескопами в оптическом и инфракрасном диапазонах с последующим сбросом информации на наземные центры ее приема, требовала достаточно большую мощность питания. Имевшиеся на тот период телескопы, установленные на космических аппаратах, могли эффективно использоваться на сравнительно низких орбитах, на которых большие по площади панели солнечных элементов являлись парусами, изменявшими начальные орбиты таких спутников, и обеспечивали



лишь сравнительно короткое время их баллистического существования. Да и сама возможность наблюдения зависела от облачности над земной поверхностью.

Альтернативой питания для космических объектов оборонного назначения стали небольшие реакторы с термоэлектрическими и термоэмиссионными преобразователями тепловой энергии в электрическую.

Система морской космической разведки и целеуказания

В конце 1950-х – начале 1960-х годов в Военно-Морском Флоте началось широкое внедрение нового национального вида морского оружия – самонаводящихся противокорабельных крылатых ракет. Эффективное использование этих ПКР было невозможным без всепогодной системы загоризонтного целеуказания на всей акватории Мирового океана, что могло быть обеспечено только космической системой [2–4].

Идея использования космических средств для обеспечения целеуказанием нового поколения противокорабельных крылатых ракет родилась в 1960 году в организациях промышленности – ОКБ-52 (В.Н. Челомей), КБ-1 (А.А. Расплетин) – и в Военно-Морском Флоте (В.А. Сычев, М.И. Ковалевский, К.К. Франц).

Для реализации этой идеи требовалось проведение широкого круга исследований и решения ряда научно-технических проблем по созданию: – радиолокационных и радиотехнических средств всепогодной разведки морской поверхности из космоса;

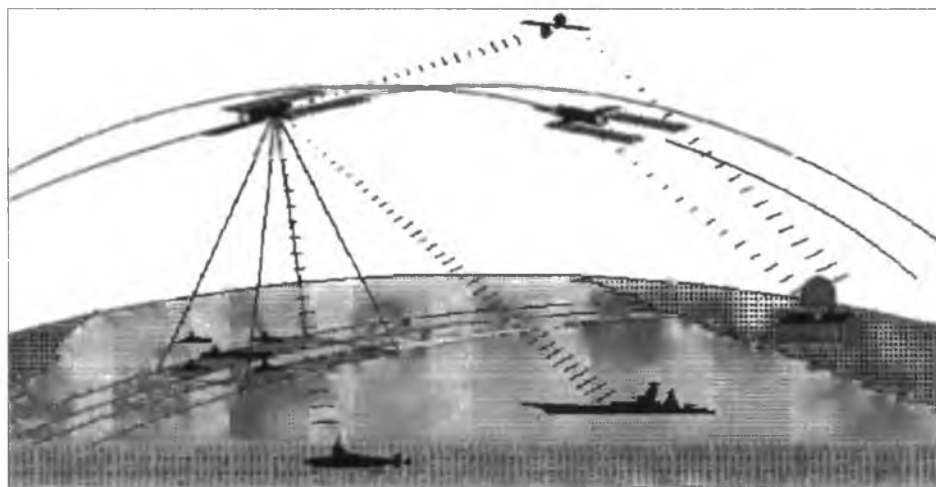


Схема работы Системы космической разведки и целеуказания

- космических аппаратов (КА), способных выводить в космос бортовые средства всепогодной разведки;
- системы радиоуправления КА, оперативно и точно определяющей и прогнозирующей орбитальное движение КА с выдачей команд для обеспечения функционирования бортовых систем в процессе орбитального полета КА;
- автоматизированного наземного комплекса системы для управления КА, приема и обработки передаваемой с них разведывательной информации;
- корабельных комплексов разведки и целеуказания, осуществляющих прием информации с КА;
- ракетного комплекса для вывода КА системы на орбиту ИСЗ с жесткими требованиями по времени запуска и параметрам исходной орбиты.

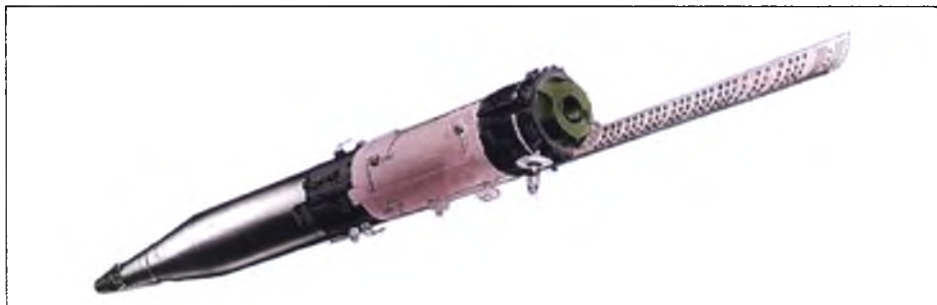
В связи с низкой орбитой, выбранной для оптимальной работы радиолокационной станции (РЛС), исключалась возможность использования солнечных источников тока и возникла необходимость решения научно-технической проблемы создания ЯЭУ, что, в свою очередь, привело к необходимости разработки для КА радиационной стойкой бортовой аппаратуры и внедрения мероприятий по обеспечению радиационной безопасности на всех этапах подготовки и эксплуатации КА.

Правительственным постановлением от 16 марта 1961 года было задано создание экспериментальной системы МКРЦ, намечены порядок и сроки ее разработки.

К разработке системы были привлечены крупнейшие КБ и НИИ авиационной и радиотехнической промышленности, а для создания бортовой ЯЭУ – Физико-энергетический институт (академик А.И. Лейпунский) и Институт атомной энергии им. И.В. Курчатова (академики А.П. Александров и М.Д. Миллионщиков). Курирование работ по созданию ЯЭУ осуществлял Комитет по использованию атомной энергии (Ю.И. Данилов, В.М. Тюгин).

В ОКБ-52 был разработан КА «УС-А», представлявший собой сложную оригинальную конструкцию, аналогов которому не было ни в СССР, ни в мире.

В августе 1962 года под руководством ОКБ-52 с участием предприятий-разработчиков Министерства общего машиностроения, Министерства радиотехнической промышленности, Министерства электронной промышленности, Министерства авиационной промышленности, Министерства среднего машиностроения и Института вооружения ВМФ было выполнено эскизное проектирование системы МКРЦ и ее основных элементов.



Космический аппарат радиолокационной разведки «УС-А»

Эскизный проект определил состав системы, в который вошла ЯЭУ со своей системой управления, обеспечивающая необходимым питанием все приборы и аппаратуру приборного отсека, включающая отсек увода на высокую орбиту «высвечивания» со своими автономными системами управления, двигателем увода и источником питания.

Общее научное руководство созданием системы МКРЦ, а в дальнейшем и техническое руководство проведением ее испытаний осуществлял Генеральный конструктор ЦНИИ «Комета» А.И. Савин.

Для серийного регулярного выпуска КА «УС-А» было задействованы Ленинградское КБ и завод «Арсенал». За ОКБ-52 были сохранены функции головного разработчика КА.

Разработка системы управления ЯЭУ проводилась в ОКБ-2 Министерства авиационной промышленности под руководством его главного конструктора А.С. Абрамова.

В связи с отсутствием в то время интегральных микросхем бортовая аппаратура управления, включающая в свой состав ретранслятор сигналов наземной станции с приемником команд и бортовое командно-программное устройство, создавалась вначале на базе специально разработанных микромодулей.

Запуски первых КА «УС-А» были осуществлены с декабря 1965 года по 1969 год в период двух этапов его автономных летных испытаний.

На первом запуске было подтверждено нормальное функционирование системы ориентации и стабилизации (СОС), которая сначала разрабатывалась в двух вариантах: на основе инерциальной и инфракрасной системы, а также высокоточной системы астроориентации «Нептун».

На втором этапе испытаний основной задачей была отработка системы перевода радиационно-опасной части КА на высокую орбиту «высвечивания».

Успешно проведенные этапы автономных летных испытаний КА позволили приступить к летным испытаниям активных КА в полной комплектации бортовых средств, в том числе и с бортовой ЯЭУ.

Первый запуск КА «УС-А» на третьем завершающем этапе его испытаний в полной штатной комплектации вместе с наземными службами управления КА, а также приема с него и обработки информации был произведен 3 сентября 1970 года.

С него были получены данные о фактических уровнях радиации в приборном отсеке КА при работе реактора ЯЭУ «БУК».

На заключительном этапе (1970–1978 гг.) проводились летные испытания МКРЦ последовательно в полном составе наземных технических средств: сначала с активными КА, а затем и с пассивными «УС-П». По завершении этого этапа совместных испытаний отмечалось, что программа системы с КА «УС-А» в целом выполнена с положительными результатами. Правительственным постановлением от 26 мая 1975 года система МКРЦ с КА «УС-А» была принята на вооружение МО СССР.

2 февраля 1987 года был запущен на орбиту КА «УС-А» с реактором «Топаз» под именем Космос-1818. Нужно отметить, что к этому же времени усилиями разработчиков аппаратуры приборного отсека совместно с ЛРСО Курчатковского института, была существенно увеличена ее радиационная стойкость за счет применения интегральных схем с повышенной радиационной стойкостью. В результате Космос-1818 успешно проработал шесть месяцев перед плановым уходом на орбиту «высвечивания». Второй экспериментальный реактор «Топаз-1» был выведен на орбиту 10 июля 1987 года в составе КА «УС-А» Космос-1867 и проработал на орбите почти год.

О космических установках «БУК» и «Топаз» рассказывает участник разработок Н.А. Ухин:

«За разработку ЯЭУ для питания космических КА взялся конструктор ОКБ-670 (НПО «Красная Звезда») авиационной промышленности М.М. Бондарюк. Создание ЯЭУ «БУК» на всех этапах ее разработки и при летных испытаниях проводилось при научном руководстве со стороны Физико-энергетического института. Непосредственное руководство осуществлял директор ФЭИ А.И. Лейпунский и д.ф.н. В.Я. Пупко [5].

Из-за большого количества технических проблем и в соответствии с начальными проработками было принято решение о параллельной разработке ЯЭУ двух типов – с полупроводниковым преобразователем тепловой энергии ядерного реактора в электрическую и с термоэмиссионным преобразователем (ТЭП). В связи с опережающими успехами в разработке в СФТИ кремний-германиего преобразователя радиационная стойкость которого



была подтверждена при испытаниях установки «Ромашка» в Курчатовском институте, первый вариант ЯЭУ прошел отработку в составе КА МКРЦ и был вместе с ним принят на вооружение.

Радиационная стойкость кремниевых транзисторов в 1970-х годах примерно на порядок превышала стойкость германиевых и была в среднем не выше 10^{12} быстрых нейтронов. Техническим заданием активный ресурс спутников на орбите устанавливался в количестве 45 дней. На основании этих оценок и рассчитывались размеры блока теневой защиты».

Обеспечение радиационной стойкости бортовой аппаратуры космического аппарата с ядерной энергетической установкой

Как уже отмечалось выше, вся аппаратура, размещенная в приборном отсеке космического корабля, должна была обладать максимально возможной радиационной стойкостью, чтобы обеспечить ее безотказное функционирование с высокой степенью вероятности обеспечения заданного ресурса. По существу, впервые в мире создавался сложный радиотехнический и радиолокационный комплекс, способный обеспечить решение возложенных на него задач в условиях непрерывного воздействия на него потоков нейтронов и гамма-излучения работающего ядерного реактора. Это означало, что одновременно с испытаниями отдельных устройств, приборов и аппаратуры, разрабатываемых в привлеченных к созданию МКРЦ, научно-исследовательских институтах и конструкторских бюро, необходимо было проведение исследований путей как схемотехнического повышения радиационной стойкости на имеющихся элементах, так и подтверждение характеристик вновь создаваемых радиоэлектронных комплектующих элементов.

Испытание, а также обработка до получения требуемой радиационной стойкости абсолютно всех составляющих приборов и отдельных узлов аппаратуры и оборудования приборного отсека КА «УС-А» проводились на специально созданном на «Газовом заводе» стенде ОР-С. Этот стенд в своей основе включал водо-водяной реактор ОР мощностью 300 КВт с экспериментальным тоннелем, в котором проводились испытания приборов, узлов, и уже отработанных до требуемой радиационной стойкости систем приборного отсека.

Стенд ОР-С включал в себя помещение, в котором располагалось разнообразное измерительное оборудование, а также регулируемые источники питания на переменном и постоянном токах. Оборудование стенда позволяло проводить испытание и исследование работоспособности самых разноплановых систем, входивших в состав космического корабля, при облучении их в рабочем состоянии.

На стенде было создано также защищенное свинцовыми блоками небольшое хранилище для испытанных изделий, обладавших наведенной радиоактивностью. Оно давало возможность исследовать процесс частичного или полного восстановления работоспособности облученных изделий (отжига радиационных повреждений), если таковые имели место, а также детально анализировать причину радиационного отказа, путем замены наименее радиационно-стойких комплектующих на аналогичные или более радиационно-стойкие аналоги. Все это в конечном



итоге позволяло сотрудникам ЛРСО не только констатировать величину фактической радиационной стойкости испытанных изделий, но и рекомендовать пути ее повышения.

Дозиметрия быстрых нейтронов проводилась активационным методом с использованием серы в качестве активируемого вещества.

Дозиметрия гамма-излучения проводилась с помощью специальных стекол СГД-8 по степени изменения их прозрачности и цветопропускания, измеряемыми на спектрографах.

В связи с завершением программы исследований радиационной стойкости на реакторе ОР, стенд был полностью переориентирован на испытания защитных материалов и систем защиты, включая исследования макетов приборных отсеков различных космических аппаратов и других объектов. Он был модернизирован. За ним закрепилось название ОР-М.

Наряду с реактором ОР для испытания изделий и материалов, предназначенных к применению в приборном отсеке КА «УС-А», использовались установка ГУТ-200 с кольцевым кобальтовым источником гамма-излучения, а также первый реактор на евроазиатском континенте Ф-1, ставший эталоном нейтронных потоков.

Важным этапом исследований стала отработка системы ориентации и стабилизации.

Разработка СОС на первом этапе велась в двух вариантах: на основе инфракрасной вертикали и инерциальной системы, а также на основе высокоточной системы астроориентации по звезде Канопус «Нептун».

Из двух вариантов СОС на стенде ОР-С можно было испытать только вариант инфракрасной вертикали и инерциальной системы. Провести испытание на этом стенде варианта высокоточной астроориентации по звезде Канопус с наименованием «Нептун» не удалось, поскольку невозможно было обеспечить условия участка звездного неба в объеме короба стенда. Поэтому было проведено испытание в радиационных условиях, близких к реальным на борту, только электроники этого варианта СОС. Желто-белая звезда – сверхгигант Канопус, видимая в южном полушарии, обладавшая наибольшей светимостью среди всех звезд в радиусе 700 световых лет от Солнца, должна была фиксироваться с использованием фотоумножителя. Однако имевшиеся в СССР в то время фотоумножители не могли быть использованы из-за быстрого радиационного потемнения входного стеклянного окна и из-за значительной его радиолюминесценции. Поэтому в варианте СОС с астроориентацией был применен разработанный под руководством Б.М. Глуховского в ОКБ Московского электролампового завода (МЭЛЗ) совместно с ЛРСО фотоумножитель ФЭУ-69А. У этого фотоумножителя

в качестве входного окна использовалась синтетическая слюда, обладавшая минимальной радиолюминесценцией и незначительным потемнением при дозе гамма-излучения, накопленной за время ресурса.

В последующие годы тесное сотрудничество ЛРСО с ОКБ МЗЭВП позволило разработать целую серию радиационно-стойких ФЭУ (ФЭУ-100, ФЭУ-115 и др.), предназначенных для работы в условиях как стационарного, так и импульсного облучения.

Об этих разработках вспоминает А.Ф. Усатый:

«Основа фотокатода ФЭУ – SbCs композиция (сурьмяно-цезиевый фотокатод) практически не теряет своих фото-эмиссионных свойств до очень больших флюенсов реакторного облучения (суммарных поглощенных доз). Поэтому основное внимание было обращено на материалы и конструктивные особенности другой – размножающей части ФЭУ. Для решения поставленной задачи, к этой работе по инициативе А.П.Александрова были привлечены: МЭЛЗ, ВНИИНМ, ГИРЕДМЕТ.

Уже первые эксперименты с «облегченным» вариантом нового ФЭУ с бериллиевыми диодами показали, что было выбрано правильное направление. В МЭЛЗ разработали вариант фотокатода ФЭУ существенно меньшего диаметра (пятно размером чуть более изображения звезды, что также позволило в десятки раз (!) понизить темновой ток катода).

На эту тему было получено Авторское свидетельство №23319 от 5 ноября 1961 г.

Обсуждался вопрос физической защиты ФЭУ при его стационарной установке в защитный свинцовый контейнер с проводкой светового луча при помощи управляемых ЭВМ-зеркал. Этот вариант был одобрен на случай трудностей с функционированием «голового» ФЭУ. Но наша инициатива не продолжилась».

На стенде ОР-С испытывалась и радиоэлектронная аппаратура радиолокационного комплекса КА «УС-А», получившего название «Чайка». Ее электронные части, включая и РЛС «Риф», и БЦВМ, которая в первоначальном варианте на основе ЦВМ «Пламя» оказалась не радиационно-стойкой и была заменена БЦВМ «Аэлита», и КИА «Дельфин» облучались в коробе стенда ОР-С. А вот антенна (Р-2) имела в своем составе электромагнитные устройства, в связи с чем ее невозможно было испытать на радиационную стойкость в стальном коробе стенда ОР-С. Поэтому для ее испытания из графитовой сборки реактора Ф-1 извлекались графитовые блоки, на место которых помещалась антенна. Тем самым удалось подтвердить возможность ее функционирования на КА в условиях облучения в продолжение заданного ресурса.



При испытании БКПИ «Устой» в коробе стенда ОР-С была попытка радиосвязи ее бортовой части с приемо-передающей аппаратурой в помещении стенда ОР-С с измерительным оборудованием. Однако стальная конструкция короба вкупе с радиационной защитой реактора ОР не позволила это осуществить. Но и без этого испытанная аппаратура БКПИ «Устой» показала свою работоспособность в реальных условиях применения системы МКРЦ.

Таким образом, на стенде ОР-С и других источниках излучения Института атомной энергии были испытаны и при необходимости доработаны до требуемой радиационной стойкости совместно с предприятиями-разработчиками абсолютно все составляющие приборы и аппаратура приборного отсека. Это позволило ЛРСО совместно с представителями Института вооружения ВМФ СССР и ЦНИИ-22 Министерства обороны СССР подготовить Заключение о готовности приборного отсека к испытаниям КА «УС-А» совместно с наземными комплексами МКРЦ.

Успешным запуском КА «УС-А» закончился важнейший этап создания системы МКРЦ, который даже сегодня, представляется самой настоящей фантастикой.

Впервые в мировой практике отечественной наукой и промышленностью при активном участии ВМФ была решена проблема создания космической системы радиолокационной разведки.

Среди участников разработки системы МКРЦ был оценен и вклад сотрудников ЛРСО в обеспечение надежного функционирования приборов и аппаратуры приборного отсека КА «УС-А» в условиях воздействия на него излучений бортового реактора «БУК». Н.А. Ухин был награжден орденом Трудового Красного Знамени, его заместитель А.А. Шапкин – орденом «Знак Почета», В.Ф. Зарудский – медалью «За доблестный труд».

В 1982 году выпал отличный шанс проверить МКРЦ в действии. Во время Фолклендской войны данные с космических спутников позволили командованию советского ВМФ отслеживать оперативно-тактическую



Модернизированный КА «УС-АМ»

обстановку в Южной Атлантике, точно просчитывать действия британского флота и даже с точностью до нескольких часов спрогнозировать время и место высадки на Фолклендских островах английского десанта.

За время серийного производства спутников типа «УС-А» удалось увеличить срок активного существования изделий с 45 до 120 суток, при этом разработчиками приборов и аппаратуры приборного отсека КА «УС-А» совместно со специалистами ЛРСО ИАЭ были решены задачи по защите бортовой аппаратуры КА от радиационного воздействия ЯЭУ.

В эти же годы коллективом КБ «Арсенал» проводились работы по модернизации КА «УС-А», направленные на кардинальное улучшение тактико-технических характеристик и увеличение срока активного существования.

Система телевизионной глобальной разведки

Создаваемые в то время фоторазведывательные системы типа «Зенит» имели недостаточную оперативность, да и сами часто требовали предварительного целеуказания.

Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 4 сентября 1963 года было поручено ОКБ-52 создание системы телевизионной глобальной разведки (ТГР).

ЛРСО было поручено исследовать степень потемнения объектов устанавливаемых на КА ТГР. Начиная, с 1972 года в течение нескольких лет в ЛРСО была проведена большая работа совместно с ЦНИИ «Комета» и Государственным оптическим институтом имени С.И. Вавилова, по испытанию двух крупногабаритных телеобъективов, предназначенных для использования в оптико-механической системе (ОМС) «Изумруд», устанавливаемой на КА ТГР, разрабатываемом в ЦНИИ «Комета».

Телеобъективы «Титан-3» и «Телегоир-12Б», предназначенные для испытаний, имели внушительный вес и размеры, диаметр их стеклянных линз доходил до 390 мм при необходимых толщинах до 40 мм по главной оптической оси и до 45 мм на краях.

Трудность решения поставленной задачи была связана, во-первых, с невозможностью получения надежных (достоверных) оценок радиационной стойкости ОМС в радиационных условиях их работы (~20 Р/ч), поскольку в то время отсутствовали справочные данные по интегральному и спектральному потемнению марок стекол, из которых были изготовлены линзы и светофильтры приборов. Поэтому в программе исследований предусматривалось испытание этих и некоторых других марок стекол в заданных радиационных условиях. Основная часть



этой работы была проведена ГОИ силами лаборатории Н.Ф. Орлова. Во-вторых, потребовалась разработка, наладка и проверка экспериментальной методики исследования потемнения объективов в радиационных условиях близких к реальным на борту КА.

Реализация этой задачи включала в себя:

1. Создание и исследование сложного комплекса оборудования в месте проведения эксперимента для имитации радиационной обстановки на КА.

2. Разработку высокочувствительных, стабильных оптико-механических измерительных систем, предназначенных для исследования изменений светопропускания по всему видимому полю объективов, имеющих большие размеры.

Несколько подробнее о принципах и путях решения этих проблем рассказывает Н.А. Ухин:

«Во время испытаний указанные телеобъективы располагались на расстоянии 12 метров от центра активной зоны ядерного реактора ОР. Оптические оси объективов были перпендикулярны направлению излучения реактора. С одной стороны объективов (по направлению оптических осей) располагались осветители, а с другой стороны – сканирующее устройство со светоприемником.

Постановкой необходимой защиты – штатного гидридлитиевого блока, экранов, коллиматоров, создавались радиационные условия, хорошо имитирующие реальные на борту КА с ЯЭУ. Коллиматоры обеспечивали малый вклад рассеянного от стен тоннеля и оборудования гамма излучения.

Для выбранной мощности дозы излучения (~20 Р/ч), исходя из данных по потемнению стекол, полученных при аналогичных радиационных условиях, была проведена оценка потери прозрачности на краях объективов, обращенных к источнику излучений. Был определен временной интервал проведения замеров параметров объективов.

Разработанная методика измерений светопропускания объективов в необходимом спектральном интервале, обладающая высокой степенью автоматизации, включала в себя формирование требуемого светового пучка, преобразование светового сигнала в электрический, систему перемещения фотоприемника и способ регистрации электрических сигналов.

Проведенное сравнение экспериментального потемнения объективов от дозы излучения с расчетными, полученными по потемнению нужных марок стекол в подобных радиационных условиях, показало, что расхождение лежит в диапазоне погрешности определения дозы, то есть < 20%. Таким образом, можно было сделать вывод о возможности проведения оценок степени потемнения объективов по справочным данным радиационной стойкости стекол.

Расчет потемнения этих объективов, в случае изготовления их линз из радиационно-стойких аналогов марок стекол серии 100, показал принципиальную возможность использования ОМС «Изумруд» в радиационно-стойком варианте.

Опираясь на полученные результаты и выводы, была проведена работа по определению потемнения еще четырех типов крупногабаритных телеобъективов в указанных выше радиационных условиях. Был определен ресурс их функционирования в случае изготовления линз, как из марок стекол каталога (серия «0»), так и радиационно-стойких (серия «100»).

О некоторых подробностях проведенных исследований потемнения оптических стекол под действием реакторных излучений, рассказывает А.Ф. Усатый:

«Основным секретом в противостоянии стекла потемнению при облучении была малая добавка в состав солей церия (главным образом его окись – CeO). Имелись две серии в то время совершенно секретных стекол: серия 100 – добавка 0,7% CeO (по весу), и серия 200 – 2,0% CeO . Стекла серии 200 практически не темнели под лучом, но имели высокую начальную мутность. Стекла серии 100 имели вполне приемлемое потемнение при облучении и соответствующие ГОСТ начальные характеристики.

Однако имелись мнения о том, что непосредственно в процессе облучения эффекты могут быть иными.

Нами было предложено для определения потемнения стекол провести измерения в модифицированной оптической установке, заменив нижний блок (вместо ФЭУ) ячейкой с обратным возвратом зондирующего светового пучка, проходящего через образец исследуемого стекла и двух металлических (Al) зеркал. На этой установке были получены уникальные данные о временной зависимости поведения оптической плотности практически всех задействованных в проекте стекол (в том числе серий 100 и 200) при облучении реакторным излучением, как в стационарном режиме, так и при изменении мощности реактора. Полностью подтвердилось предположение о существовании короткоживущих центров окраски, связанных с наличием в материале электронов в анионных ловушках (вакансиях). А.П. Александров высоко оценил эти работы и представил несекретную часть к публикации (Г.Я. Васильев, А.Ф. Усатый, Ю.С. Лазуркин, А.А. Марков. «Исследование потемнения и люминесценции стекол в процессе их облучения в ядерном реакторе», ДАН СССР т. 125, №6 (1959).

Исследование люминесценции стекла при помощи нашей методики регистрации малых световых потоков (звездная фотометрия) показало, что выход люминесценции не превышал нескольких процентов от световых потоков, используемых при регистрации процесса индуцированного поглощения света».



Таким образом, организация, по инициативе И.В. Курчатова, в 1950-х годах исследований радиационной стойкости оборудования и поиска технических и схемных решений по ее обеспечению позволила реализовать ряд важных задач аэрокосмического комплекса. НИЦ «Курчатовский институт» явился предприятием, где впервые в СССР были начаты широкомасштабные исследования и испытания на радиационную стойкость комплектующих электронных и электротехнических элементов и материалов и различной аппаратуры и оборудования от приборных отсеков крылатых атомных ракет до космических спутников с питанием от ядерных энергетических установок.

Использование современного электронного оборудования, более чувствительного к радиационному воздействию, требует продолжения и углубления исследований и разработки новых методов повышения радиационной стойкости как отдельных элементов, так и схем.

В Курчатовском институте эти исследования проводятся в ряде подразделений основной площадки и вошедших в состав Центра – ПИЯФ им. Б.П. Константинова в Гатчине и ИТЭФ им. А.И. Алиханова в Москве.

Список литературы:

1. Основные характеристики безциркуляционных реакторных установок с термоэлектрическим и термоэлектронным преобразователями тепловой энергии в электрическую мощность 0,5-5 кВт. Отчет ИАЭ, август 1961 г.
2. А.Б. Земляков, Г.Л. Колосов, В.А. Траубе «Система морской космической разведки и целеуказания (история создания)». – Спб., 2002.
3. Морская космическая система разведки и целеуказания «Лиана» // <http://army-news.ru/2014/01/morskaya-kosmicheskaya-sistema-razvedki-i-celeukazaniya-liana/>
4. Морская космическая система разведки и целеуказания // <https://topwar.ru/12554-morskaya-kosmicheskaya-razvedka-celey.html>
5. О.Ф. Кухарчук, В.А. Линник, А.П. Пышко, Ю.С. Юрьев, В.Я. Пупко и космическая ядерная энергетика» // <http://nuclear-power-engineering.ru/article/2016/04/08/>

ISSN 0032-874X

ПРИРОДА

12 17



Обложка журнала «Природа», № 12, 2017 г.



Приложение. ПЛАЗМЕННЫЕ ДВИГАТЕЛИ И БУДУЩЕЕ КОСМОНАВТИКИ

М.В. Ковальчук¹, В.И. Ильгисонис², В.М. Кулыгин¹

¹Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт» (Москва, Россия)

²Государственная корпорация по атомной энергии «Росатом» (Москва, Россия)

Журнал «Природа», №12, 2017

Перспективы развития космонавтики напрямую связаны с развитием ракетных двигательных установок. Ожидаемый прогресс в этой области будет в значительной степени основан на имеющемся опыте эксплуатации плазменных ракетных двигателей и на результатах многолетних исследований по термоядерному синтезу и физике плазмы. Новые разработки позволяют рассчитывать на существенное увеличение тягово-энергетических характеристик таких двигателей по сравнению с традиционными электрореактивными двигателями.

Дальнейшие шаги в освоении космоса, в том числе расширение функциональных возможностей космических средств на околоземных орбитах, создание и регулярная эксплуатация лунных космических баз, масштабное изучение астероидов, планет и других тел Солнечной системы, а также зондирование дальнего космоса требуют, прежде всего, резкого увеличения возможностей и эффективности космических транспортных систем. В год 60-летия мировой космонавтики, днем рождения которой естественно считать 4 октября 1957 года – дату успешного запуска первого искусственного спутника Земли, осуществленного в нашей стране, – полезно еще раз оглянуться на путь, пройденный за прошедшее время космонавтикой, и оценить перспективы и направления ее дальнейшего развития.

Приговор выносит Ы-формула

В безвоздушном пространстве космический аппарат может двигаться либо по инерции (в том числе под действием сил притяжения со стороны гравитирующих объектов), либо с использованием реактивных двигателей, т.е. жертвуя своей собственной массой. Как следует из школьного курса физики, для вывода на околоземную орбиту спутник необходимо разогнать как минимум до первой космической скорости в 7,9 км/с.

Начиная с первого спутника для запуска большинства космических кораблей (как пилотируемых, так и грузовых) в Советском Союзе, а затем и в Российской Федерации использовали ракету-носитель

семейства Р-7 – так называемую «семерку». Первоначально ее спроектировали как двухступенчатую межконтинентальную баллистическую ракету, но позднее были разработаны различные (в том числе трех- и даже четырехступенчатые – специально для космических задач) модификации «семерки», получившие разные собственные имена: «Спутник», «Восток», «Луна», «Восход», «Молния», многочисленные «Союзы». Эти ракеты, имевшие стартовый вес в диапазоне 260–315 т, могли вывести на околоземную орбиту аппараты массой 6–10 т. На старте у «семерки» параллельно включаются химические ракетные двигатели первой и второй ступеней на времена до 140 и 320 с соответственно, а затем, после их отделения, – двигатель третьей ступени еще примерно на 300 с. Стартовые параметры большинства других носителей, как отечественных, так и зарубежных, отличаются от этих лишь незначительно. Таким образом, искомая скорость (порядка первой космической) сообщается космическому аппарату за относительно короткое время и требует весьма и весьма значительной массы топлива, расходуемой на такой разгон.

Необходимость несоразмерно высокого отношения массы топлива и полезной нагрузки с очевидностью немедленно следует из нескольких хорошо известных формул. Движение космического летательного аппарата (КЛА) как объекта с переменной массой подчиняется уравнению Мещерского, где сила тяги пропорциональна скорости изменения массы объекта (секундному расходу топлива) и скорости, с которой это топливо покидает объект. Форма состояния рабочего тела, т.е. вещества, вылетающего из объекта, не важна – это могут быть раскаленные газы сгоревшего топлива, само топливо в жидком или газообразном виде, твердые тела и др. Значение имеют только скорость вылета рабочего тела из объекта (скорость истечения, приблизительно равная удельному импульсу – отношению создаваемого двигателем импульса к расходу топлива) и скорость потери объектом массы. Интегрирование уравнения Мещерского при постоянной скорости истечения дает формулу Циолковского, согласно которой скорость КЛА, стартовавшего с нулевой скоростью, пропорциональна скорости истечения с коэффициентом пропорциональности, равным логарифму отношения конечной и начальной масс КЛА. Из-за слабой логарифмической зависимости в формуле Циолковского достижение большой по сравнению с удельным импульсом скорости полета потребует весьма и весьма значительной массы топлива. Так, чтобы аппарат с массой 10 т приобрел первую космическую скорость при удельном импульсе 2,5–3 км/с, понадобится ракета с массой горючего примерно 150–250 т, что по порядку величины как раз соответствует основным параметрам



«семерки» (иногда удельный импульс измеряют в секундах, деля исходную величину на ускорение свободного падения $g = 9,81 \text{ м/с}^2$, хотя в этом случае более употребителен термин «удельная тяга»).

Повысить долю полезной массы ракеты и обеспечить возможность маневрирования при ограниченном расходе топлива можно, только увеличив удельный импульс. Простая термодинамика позволяет достаточно точно рассчитать его величину. Для адиабатического истечения раскаленных газов из ракеты несложные вычисления приводят к выражению, получившему неформальное название «Ы-формулы», в которую, помимо температуры в камере сгорания ракетного двигателя, входит еще отношение давлений газа на срезе сопла и собственно в камере. Как следует из «Ы-формулы», для увеличения удельного импульса нужно повышать рабочую температуру и использовать легкое топливо (в идеале – водород). При работе на химическом топливе температура определяется тепловыделением протекающих химических реакций, фиксированным для единицы массы топлива. Это ограничивает скорость истечения величиной не выше 4,5 км/с даже при работе на кислородно-водородном топливе (у «семерки» ее значения для двигателей разных ступеней лежат в диапазоне 2,5–3,2 км/с).

Куда и на чем летим?

Важность достижения высокой скорости истечения рабочего тела апологеты космических полетов прекрасно понимали задолго до начала практического освоения космоса. Еще в 1911 году в своей знаменитой статье [1] К.Э. Циолковский высказал идею создания реактивной тяги с использованием электрических сил: «Может быть, с помощью электричества можно будет со временем придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам. И сейчас известно, что катодные лучи в трубке Крукса, как и лучи радия, сопровождаются потоком электронов, масса которых, как мы говорили, в 4000 раз (на самом деле в 7372. – Прим. авт.) меньше массы гелия, а скорость достигает 30–100 тыс. км/с, т.е. она в 6–20 тыс. раз больше скорости обыкновенных продуктов горения, вытекающих из нашей реактивной трубы».

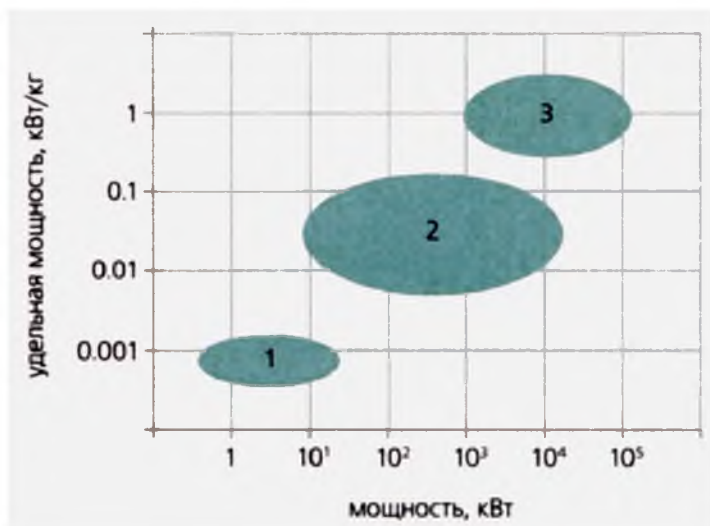
* Не имевшая собственного имени формула для удельного импульса ракетного двигателя с соплом Лавала получила свое название по кинофильму «Операция «Ы» и другие приключения Шурика» (режиссер Л. Гайдай), в одной из новелл которого студенты перед экзаменом выводят именно эту формулу. Сцена фильма отражает всеобщее увлечение космосом в начале 60-х годов XX века.

Иллюстрируя роль скорости истечения в космическом полете, изобретатель стационарных плазменных двигателей А.И. Морозов приводит в своей статье, посвященной разработке идеологии этих устройств [2], пример полета на Луну с посадкой и возвращением на Землю. При использовании американской ракеты-носителя «Сатурн-5», которая и по сей день остается самой грузоподъемной, мощной, тяжелой и большой из успешно летавших ракет, стартовая масса комплекса составляла 2900 т (с учетом многоступенчатости), а на Землю возвращался командный блок массой всего 5,5 т. Таким образом, совершенно очевидно, что для более дальних полетов необходимо увеличивать удельный импульс ракетных двигателей.

Ясно, что современные задачи, стоящие перед космической отраслью, – длительное крейсирование на околоземных орбитах, периодическое изменение плоскости орбиты, налаживание эксплуатации «парома» Земля–Луна, а также реальное освоение дальнего космоса – требуют экономии выбрасываемой массы и, следовательно, существенного увеличения скорости истечения, которое выходит за рамки возможностей химического топлива. Для полетов в далекие области Солнечной системы, например, к внешним планетам, требуется разгон КЛА до 35–70 км/с. На долю топлива в такой ракете придется отвести более 99% стартовой массы, т.е. для полезной нагрузки места практически не останется.

Помимо высокого удельного импульса двигателя, предназначенные для межпланетных полетов, должны обеспечивать тяговые и мощностные характеристики, необходимые для решения стратегических задач космической экспансии в разумное время. Распространенные ориентировочные оценки требуемой мощности перспективных двигательных систем приведены на рисунке.

Используемые в настоящее время ракетные двигатели работают на химическом топливе. Лишь небольшие конструктивные усовершенствования и доработки отличают их от двигателей, с которых человечество начало свое проникновение в космос. Они обладают колоссальной мощностью и могут развивать большую тягу, необходимую для выведения полезной нагрузки на орбиту, – в выполнении этой функции им нет конкуренции в настоящее время. Так, тяга РД-107 (рабочего двигателя «семерки») составляет 814 кН на ур.м. и 1 МН в космическом вакууме; близкие параметры и у американского J-2. Рекордсменами же среди летавших жидкостных ракетных двигателей являются российский РД-171 с тягой 7,26 МН на ур.м. (7,91 МН в вакууме) и американский гигант F-1 с «Сатурна» с тягой у поверхности земли 6,77 МН (7,75 МН в вакууме). Такие двигатели способны



Требования к параметрам двигательной системы в соответствии с миссией КЛА.

Аппараты и задачи: 1 – современные спутниковые системы, связь, наблюдение;

2 – межорбитальные буксиры, создание лунной базы, астероидный контроль, глобальные системы связи и контроля; 3 – дальние грузовые и пилотируемые полеты, зондирование дальнего космоса

быстро разогнать даже тяжелую ракету, но расходуют при этом огромное количество топлива, поскольку скорость истечения у лучших кислородно-водородных двигателей, как уже отмечалось выше, не превышает нескольких километров в секунду.

Альтернативой классическим ракетным двигателям, причем альтернативой реальной, проверенной на практике*, могли бы стать различные электрореактивные двигатели (ЭРД), работы над которыми зачастую велись параллельно с работами над химическими двигателями и которые характеризуются значительно более высокими значениями удельного импульса. К категории ЭРД принято относить самые разнообразные конструкции, использующие для ускорения рабочего тела ракетного двигателя электричество. Их наиболее привлекательные схемы рассмотрены ниже.

* Наряду с ЯРД, рассмотренными в разделе «Ядерные ракетные двигатели и энергодвигательные установки».

Высокий удельный импульс достигим

29 декабря 1971 г. со стартовой площадки космодрома «Плесецк» был произведен пуск ракеты, выведшей на околоземную орбиту метеорологический спутник «Метеор-1-10». Это был обычный спутник, укомплектованный стандартной для метеорологических измерений телевизионной, инфракрасной и актинометрической аппаратурой; отличалась лишь высота его орбиты, составлявшая примерно 890 км против обычных 600–700 км для предыдущих «Метеоров». Главной его особенностью был плазменный двигатель Эол-1, впервые установленный на спутник для проведения летных испытаний. После тестового включения на несколько минут, в течение которых Эол-1, названный в честь мифического полубога – повелителя ветров, продемонстрировал соответствие рабочих параметров плановым характеристикам, двигатель проработал более 170 ч, обеспечив подъем орбиты «Метеора» на 16,5 км.

Это событие, при всей его кажущейся неприметности, относится к числу важнейших достижений отечественной космонавтики, поскольку оно доказало возможность практического использования ЭРД в космосе. Справедливости ради отметим, что в 1964 и в 1970 годах. НАСА осуществило продолжительное тестирование работоспособности ЭРД несколько иной разновидности, так называемых ионных двигателей, первый из которых создал Г. Кауфман, в суборбитальном и космическом полетах (миссии SERT I и SERT II), однако переход к реальному использованию таких двигателей пришелся лишь на 1990-е годы.

Отличия в принципах работы ионных и плазменных двигателей мы рассмотрим ниже. Здесь нам важно лишь то, что и те, и другие продемонстрировали способность обеспечивать удельный импульс на уровне 10–70 км/с.

Основными недостатками существующих ЭРД остаются небольшая мощность (100 Вт – 50 кВт) и невысокие тяговые характеристики (5–500 мН). Двигатель с тягой 10 мН на велосипеде будет разгонять его до обычной скорости ~30 км/ч около суток, а при тяге 100 мН – более двух часов, и то лишь в отсутствие какого-либо сопротивления движению! Но нет худа без добра: малая тяга снимает необходимость сверхточного расчета продолжительности работы двигателя для придания аппарату нужного импульса. Поэтому существующие ЭРД широко используются как рулевые и корректирующие.

В космосе сопротивление практически отсутствует, и, если двигатель способен работать долго, достижение требуемых высоких скоростей принципиально возможно. Так, автоматическая межпланетная станция «Dawn», запущенная НАСА 27 сентября 2007 года для исследования астероида Веста и карликовой планеты Церера, была оснащена



ионными двигателями с тягой всего 30 мН и с удельным импульсом 30,4 км/с. В качестве рабочего тела использовался ксенон, запас которого на борту аппарата был всего 425 кг. В середине 2011 года станция достигла Весты и зондировала ее около года, а в марте 2015 года, преодолев 4,9 млрд км, была захвачена гравитационным полем Цереры, после чего ионные двигатели были успешно использованы для спуска на рабочую орбиту, последующих маневров и неоднократных изменений орбиты. Двигателей было три, хотя энергетики «Dawn» хватало на работу лишь одного из них – остальные служили страховочными на случай сбоев, связанных в основном с попаданием в работающее устройство космических частиц и с электрическими пробоями. Однако сбоев системы управления оказалось значительно больше; в этих случаях выручала перезагрузка системы.

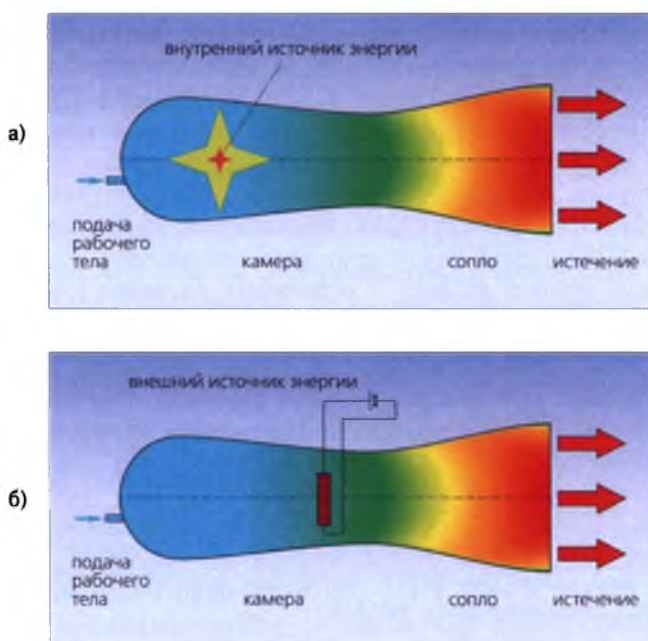
Этих примеров вполне достаточно, чтобы заключить: космические ЭРД в XXI века – не экзотика, они действительно способны обеспечить высокий удельный импульс. Совершенствование и оптимизация конструкций ЭРД наряду с повышением их тягово-мощностных характеристик сегодня представляется наиболее обоснованным путем развития ракетных двигательных систем.

Плазма как рабочее тело

Чтобы реализовать принцип реактивного движения, необходим источник энергии для ускорения выбрасываемого из ракеты рабочего тела. Такой источник может скрываться в самом рабочем теле, как в случае химического топлива, но может быть и внешним.

Если в качестве внешнего источника используется источник электроэнергии, ракетный двигатель относят к категории ЭРД независимо от способа ввода этой энергии в рабочее тело. Поэтому популяция ЭРД весьма многочисленна и включает множество разновидностей. Например, можно нагревать рабочее тело, пропуская через него ток, – так устроены электротермические и дуговые ЭРД. Однако этот вариант малоэффективен и не обеспечивает высокие скорости истечения.

Ключевая идея заключается в переводе рабочего тела в состояние плазмы с последующим ускорением заряженных частиц. Способы такого ускорения также могут быть различны, по ним (и по методу нагрева) как раз и проводят внутреннюю классификацию ЭРД. В принципе все ЭРД, в которых происходит ионизация рабочего тела и образование плазмы, могут быть отнесены к плазменным ракетным двигателям, но на рисунке таковыми называются ЭРД, обеспечивающие ускорение плазмы как целого, т.е. без деления ее на различные составляющие – ионы и электроны.



Схематическое изображение ракетного двигателя с внутренним источником энергии (а) и электротермического ЭРД (б)

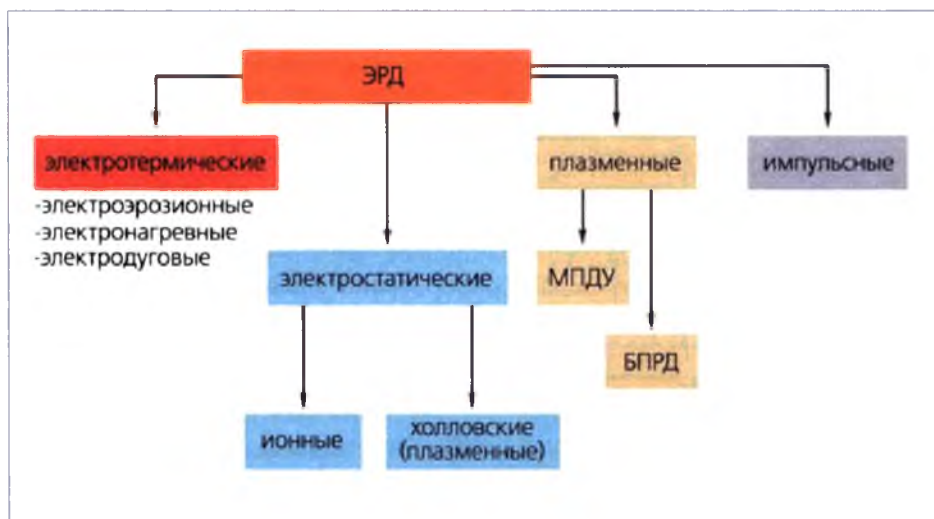
Непосредственное ускорение заряженных частиц электрическим полем без обязательного нагрева рабочего тела – вот та «плодотворная дебютная идея», которая была реализована в плазменных двигателях, отнесенных на рисунке к категории электростатических. Поясним разницу. Нагрев предусматривает сбалансированное поступление энергии во все степени свободы частиц вещества – атомов или молекул; при этом температура как мера нагрева характеризует среднюю кинетическую энергию хаотического движения частиц, находящихся в состоянии локального термодинамического равновесия. Для создания же реактивной тяги необходимо придать частицам направленный импульс, а энергия их движения в поперечных направлениях может быть невелика. Электростатические ЭРД основаны на том, что в статических электрическом и магнитном полях заряженные частицы набирают энергию, когда движутся вдоль направления электрического поля.

Наиболее простым и естественным способом этот принцип реализуется в ионных двигателях – ионниках. Положительные ионы, наиболее массивная компонента плазмы, ускоряются электростатическим полем конденсатора, пластины которого выполнены в виде сеток. Ионы образуются в области ионизации (возникающие при этом электроны

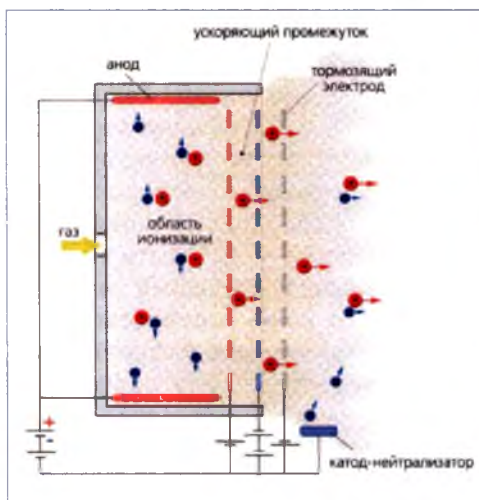


уходят на специальные электроды-коллекторы) и поступают в объем конденсатора через сетчатый анод. Там они ускоряются электрическим полем и по инерции пролетают сквозь сетчатый катод. Такая система будет работать, если пролетевшие через катод ионы не вернутся на него обратно. Для этого в закатодное пространство инжектируется необходимое количество электронов, обеспечивающее электрическую нейтральность вытекающей из двигателя плазмы. Способ ионизации не критичен для работы ионника: для ионизации могут быть использованы газовые разряды любого типа, обычный электродный или безэлектродный, под действием высокочастотного поля, соприкосновение с нагретой поверхностью (контактная ионизация), ультрафиолетовое или лазерное излучение, электронный пучок и др. Важны лишь энергозатраты на ионизацию, поскольку энергетическая цена иона – едва ли не самая существенная составляющая, влияющая на итоговую энергоэффективность ЭРД.

Именно исходя из желания минимизировать эти энергозатраты в качестве рабочего тела ионника часто выбирают ксенон. Последний имеет самый низкий потенциал ионизации (12,1 В) среди инертных газов и наименьшее отношение потенциала ионизации к атомному весу (0,387 В/а.е.). Лучшими характеристиками обладают только благородные, щелочные и некоторые другие металлы, но по сравнению с ними у ксенона имеются свои преимущества: химическая инертность, экологическая безвредность, коррозионная безопасность и др. При высоком давлении его можно хранить в жидком виде практически при



Возможная классификация ЭРД



Принципиальная схема ионного двигателя и внешний вид ионного двигателя ИД-500 разработки Исследовательского центра имени М.В. Келдыша

комнатной температуре. Однако ксенон довольно дорог (более 2500 \$/кг): добывается он из воздуха, но его концентрация в атмосфере крайне невелика (в 1 м³ содержится всего лишь 0,08 мл ксенона). Мал (около 70 т в год) и объем мирового производства ксенона, хотя он несколько подрос за последние годы, что связано с новыми применениями данного газа – в источниках света и в медицине. Поэтому при крупномасштабном развитии техники ЭРД использование такого рабочего тела может служить определенным ограничением.

На сегодняшний день элементы конструкций ионных двигателей достаточно хорошо оптимизированы. Разработаны численные коды, детально рассчитывающие траектории ионов с учетом реальной геометрии и других особенностей различных ионников, что позволяет не только конструировать соответствующие ионно-оптические системы, но и определять скорость эрозии (прежде всего – ускоряющего электрода, основной лимитирующий фактор срока службы). Для качественного же повышения эксплуатационных характеристик ионников есть препятствия, связанные с самим принципом работы. В первую очередь это наличие объемного положительного заряда в ускоряющем промежутке. Такой заряд мешает проникновению новых ионов из зоны ионизации и, следовательно, повышению ионного тока. В физике плазмы хорошо известен закон трех вторых, или закон Ленгмюра, для вольт-амперной характеристики плазменного диода в режиме пространственного заряда. Однако сколько-нибудь значительное повышение рабочего тока

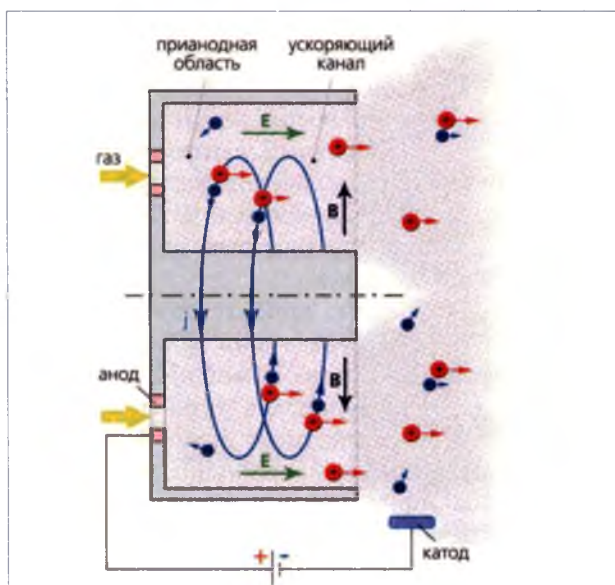


устройства путем повышения напряжения в такой системе невозможно: диод переходит в режим насыщения, а в самом ускоряющем промежутке возможны пробои. По этой же причине малопродуктивны попытки заметно увеличить ионный поток, повышая концентрацию ионов в зоне ионизации. Каждый квадратный сантиметр апертуры ионника дает вклад в его тягу на уровне нескольких тысячных долей ньютона. Поэтому пока увеличение мощности и тяги ионной двигательной установки достигается простым увеличением либо диаметра двигателя, либо числа двигателей в установке.

Устранение объемного заряда, присутствие которого характерно для всех типов ионников, предусмотрено в конструкциях, получивших название «холловские двигатели». Компенсацию объемного заряда ионов можно осуществить электронами, ограничив их перемещение в пространстве посредством магнитного поля. Действительно, ситуация, когда ионы не замагничены и свободно ускоряются электрическим полем, а электроны «привязаны» к силовым линиям магнитного поля, вполне может быть реализована из-за большого различия в массах этих частиц (радиус поперечного вращения заряженной частицы в магнитном поле, называемый ларморовским, для электрона и иона с равной энергией отличается в корень квадратный из отношения масс). Относительно небольшое магнитное поле практически не воздействует на траекторию ионов, тогда как движение электронов поперек магнитных силовых линий имеет характер быстрого ларморовского вращения и относительно медленного дрейфа «ларморовских кружков». Последний приводит к электронному току в перпендикулярном по отношению к магнитному и электрическому полям направлении – разновидности известного эффекта Холла, что и дало название таким устройствам.

Данная идея, зародившаяся в Курчатовском институте, легла в основу двух разновидностей холловских двигателей – двигателя с анодным слоем (ДАС) и стационарного плазменного двигателя (СПД). Основное различие между ними состоит в размере ускоряющего промежутка с магнитным полем: в конструкциях ДАС, разрабатывавшихся А.В. Жариновым с сотрудниками – сначала в Курчатовском институте, затем в Центральном научно-исследовательском институте машиностроения (ЦНИИмаш), – ускорение происходит в относительно узком прианодном слое, а в СПД А.И. Морозова работает весь плазменный объем.

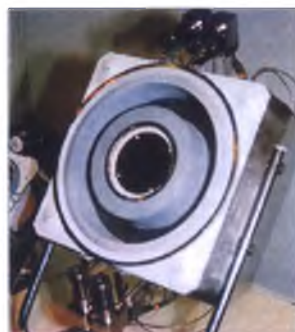
Принципиальная схема холловского двигателя представлена на рисунке (подробнее см. [3, 4]). Синими линиями условно показаны траектории центров ларморовских орбит электронов, дрейфующих в азимутальном направлении. Этот дрейф и есть искомый холловский ток, давший название таким системам. Как и силовые линии магнитного поля, дрейфовые траектории являются эквипотенциалами. В итоге



Принципиальная схема холловского двигателя

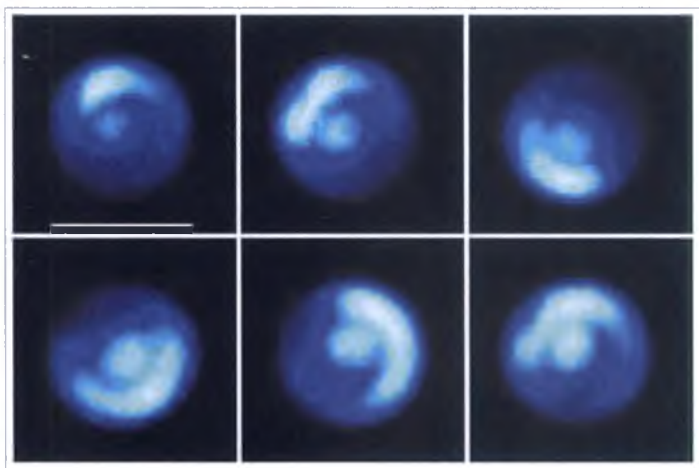
формируется распределение электрического потенциала, градиент которого направлен в основном вдоль оси системы, образуя систему электростатического ускорения «незамагниченных» ионов. Небольшая кривизна магнитных силовых линий на выходе двигателя придает этой системе фокусирующие свойства. Ионы ускоряются и вылетают из двигателя, создавая реактивную тягу. Их объемный заряд нейтрализуется электронами, подаваемыми с катода-нейтрализатора, — так же, как и в ионном двигателе.

Сегодня СПД — это апробированная и весьма надежная конструкция (срок службы порядка 10^4 ч), обеспечивающая плотность ионного тока на выходе двигателя на уровне $\sim 10^{-1}$ – 10^{-2} А/см² при энергии ионов $\sim 10^2$ – 10^3 эВ и дающая удельный импульс до нескольких десятков километров в секунду. Двигатели этого семейства выпускаются серийно и устанавливаются в качестве двигателей коррекции и/или рулевых на самых различных КЛА, причем не только отечественных, но также французских и американских. Вместе с тем попытки масштабирования СПД (как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения мощности СПД по отношению к традиционному киловаттному диапазону) оказались не вполне успешны и породили уважительно-мистическое отношение к данной морозовской конструкции — простой инженерно, но крайне сложной с точки зрения физики происходящих процессов.



Линейка двигателей СПД разработки ОКБ «Факел» (г. Калининград) [7]. Слева направо: СПД-70, СПД-100, СПД-200 (индекс означает диаметр выходного канала в миллиметрах)

Углубленное понимание физики необходимо для дальнейшего развития и совершенствования холловских двигателей. Примером явления, требующего объяснения, могут служить так называемые спои (от англ. spoke – спица) – плазменные образования, видимые с торца СПД, формирование которых может играть как негативную (разрушающую ряд), так и позитивную (обеспечивающую повышенную транспортировку тока) роль для работы двигателя [8]. Свидетельством неуклонно возрастающего интереса к физике ЭРД вообще и СПД в частности может служить существенное расширение в последние годы состава и географии участников представительных международных конференций, организуемых раз в два года Обществом ракетного электродвижения



Изображения споек (съемка высокоскоростной камерой)

(Electric Rocket Propulsion Society)*. В 2005 году Общество, отмечая столетие исследований в этой области, учредило награду – медаль «За выдающиеся достижения в области электроракетных двигателей». А.И. Морозов оказался среди первых шести награжденных, а когда ее стали присуждать каждые два года, среди лауреатов оказались еще двое российских ученых: В.П. Ким (2007 г.) и А.В. Жаринов (2011 г.).

Немного истории

На волне общего энтузиазма, связанного с первыми космическими успехами, 2 июля 1959 г. в Курчатовском институте, в кабинете у академика Л.А. Арцимовича, который возглавлял здесь термоядерные исследования, состоялось совещание о возможности построить двигатель для марсианского корабля. В качестве ориентиров фигурировали тяга порядка 10 кгс, скорость истечения 100 км/с и мощность 10 МВт. А.М. Андрианов предложил плазменный импульсный двигатель, А.И. Морозов – магнитно-плазменный аналог сопла Лаваля и П.М. Морозов – двигательный вариант щелевого источника ионов, разработанного им ранее для электромагнитного разделения изотопов. Однако все эти проекты для тягового двигателя марсианской экспедиции не годились – не было источников питания необходимой мощности (проблема создания таких источников для космических двигателей продолжает оставаться весьма острой и поныне). Поэтому развитие получили сравнительно маломощные варианты ЭРД, которые можно было использовать для ориентации космических аппаратов и корректировки параметров их траекторий.

Из разработок этого направления в тот период самым продвинутым и отвечающим задаче оказался плазменно-эрозионный двигатель Андрианова. Он стал первым устройством такого типа, выведенным в космос: в 1964 году его установили на аппарате «Зонд-2» в качестве двигателя ориентации с питанием от солнечных батарей. Это был импульсный двигатель, дающий импульсы длительностью ~10–30 мкс с частотой 1 Гц. Энерговклад в импульс был всего ~57 Дж, скорость истечения – 2–5 км/с. Двигатель был выполнен в виде двух цилиндрических коаксиальных электродов, разделенных изолятором. К центральному электроду подсоединялась поджигающая игла, соединенная с конденсаторной батареей. При подключении конденсатора между иглой и электродом происходил разряд, вызывающий их испарение (эрозию) и ионизацию. Эта «затравочная» плазма поступала в промежуток между электродами, на которые основная конденсаторная батарея

* См.: erps.spacegrant.org



подавала высокое напряжение. Появление плазмы инициировало поверхностный разряд, испаряющий материал изолятора и ионизирующий его молекулы. Нагрев и взаимодействие тока с собственным магнитным полем ускоряли плазму.

Однако необходим был двигатель, способный работать постоянно, и в 1962 году А.И. Морозов предложил свою, ныне широко используемую, схему плазменного двигателя – уже упоминавшийся СПД. В системе, в которой электроны замагничены, сняты ограничения на плотность тока ионов, обусловленные их объемным зарядом и характерные для схемы с ускорением униполярного потока в ионном двигателе.

Первоначально идея холловских двигателей была встречена «в штыки» не только космическим, но и плазменным сообществом. Вот что писал об этом сам Морозов (цитируем по [6]):

«...После полугодовых мучений я пришел к следующей схеме. Основу составляет кольцевой канал с диэлектрическими стенками, в котором создается внешней системой квазирadiaльное магнитное поле. В глубине канала должен был помещаться анод и газораспределитель. На выходе из канала предлагалось поместить полый термокатод. Таким образом, в канале создавалось продольное электрическое поле. Вместе с радиальным магнитным полем (которое подавляло свободное перемещение электронов от катода к аноду) оно вызывало дрейф электронов по азимуту, создавая «холловский ток». В качестве рабочего вещества по ряду соображений было решено использовать ксенон. В целом процесс должен был проходить следующим образом. Атомы ксенона, поступающие в канал в районе анода, ионизируются в облаке вращающихся электронов и ускоряются в продольном электрическом поле, слабо чувствуя магнитное поле. Выйдя из канала, они «прихватывают» из катода электроны и покидают систему. Казалось бы, все просто и бесспорно. Но стоило мне начать обсуждать эту схему с коллегами-газоразрядчиками, как те сразу переходили на возмущенный крик и буквально выгоняли меня из своих кабинетов. Они кричали, что Морозов невежда, что человечество за 50 лет не смогло создать надтепловое объемное электрическое поле в плазме, что невозможность этого «доказал» Д.Бом, а тут какой-то Морозов пытается все опровергнуть...»

Разумеется, ничего патологического в схеме Морозова не было. Сегодня любой студент, знакомый с основами магнитной гидродинамики, способен объяснить, что присутствие объемного электрического поля в хорошо проводящей среде не только возможно, оно обязательно в случае, когда эта среда движется под углом к магнитному полю. В этом случае условие квазинейтральности плазмы не нарушается и объемный заряд не формируется. В ходе бурных дискуссий

и экспериментальных проверок идея созрела, и во второй половине 1962 г. началась ее конструктивная проработка. В первом варианте была применена секционированная стенка разрядного канала – с тем, чтобы таким образом получать продольное распределение электрического потенциала.

В ходе экспериментов выяснилось, что целиксовая стенка из изолирующего материала обеспечивает гораздо более стабильную работу устройства. В конце 1968 г. была испытана модель, не требующая принудительного охлаждения. Появилась возможность ориентироваться на космические испытания. К работе подключилось ОКБ «Факел», и совместными усилиями лабораторная модель была доведена «до ума».

Однако при первой же попытке вывести новый двигатель на летные испытания разработчики столкнулись с глухим сопротивлением «космиков», не желавших иметь дело с сомнительным электрическим устройством. В ход пошла «тяжелая артиллерия»: во внедренческую кампанию включился директор Курчатовского института А.П. Александров. Наконец было достигнуто соглашение о постановке СПД на спутник «Метеор», который мы упоминали в начале статьи, – так было положено начало практическому применению ЭРД.

Возможны варианты

Как нетрудно понять из изложенного выше, ускорение плазмы как целого, без разделения на ионную и электронную компоненты, устраняет целый ряд проблем электростатических ЭРД, связанных с разделением зарядов, последующей зарядовой компенсацией и др. Методы такого ускорения, разумеется, существуют, и наиболее очевидный из них – магнитогидродинамическое (МГД) ускорение, основанное на все том же эффекте Холла.

Как известно, на электрический ток, текущий поперек силовых линий магнитного поля, действует сила Ампера, пропорциональная величине тока и магнитного поля. Если ток течет по плазме, сила Ампера будет ускорять непосредственно саму плазму. Такие устройства называют магнитоплазодинамическими ускорителями (МПДУ), они обратны традиционным МГД-генераторам, когда при прокачивании хорошо проводящей среды (плазмы, жидкого металла или электролита) поперек магнитного поля на границах проводника возникает разность потенциалов, которую можно использовать для токоотбора.

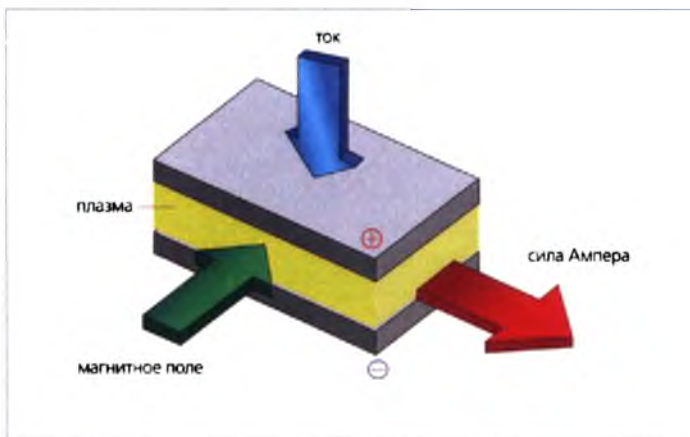
При больших токах, необходимых для организации мощного плазменного потока, простейшее устройство неработоспособно: собственное поле тока порождает компоненту силы Ампера, которая отжимает



плазму и протекающий по ней ток к боковым стенкам. Поэтому среди различных конструкций МПДУ доминируют цилиндрические с осевым сдвигом центрального электрода (катода) относительно анода. В этом случае осевая компонента тока создает азимутальное магнитное поле, взаимодействуя с которым радиальная компонента тока выбрасывает плазму в осевом направлении. Таким образом, можно вообще отказаться от использования внешнего магнитного поля.

Нетрудно понять, что основным фактором, лимитирующим увеличение параметров МПДУ и ограничивающим ресурс, будет износ электродов. Наилучшие результаты демонстрируют вольфрамовые электроды, через которые подается жидкий литий, – при этом его можно использовать и в качестве рабочего тела; полезную роль оказывает добавка бария, снижающая температуру анода и повышающая срок его службы [9].

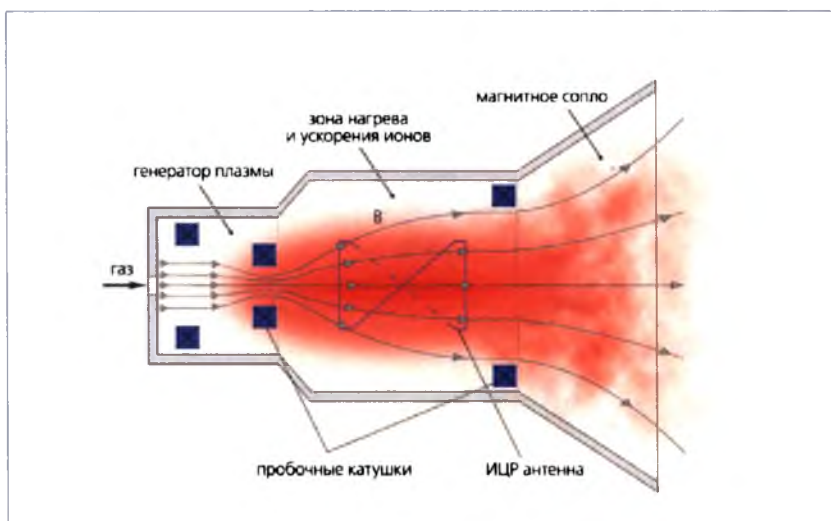
МПДУ в России конструировали в разных организациях, среди которых ГНЦ «Центр Келдыша» и ОКБ «Факел», Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева, ЦНИИмаш, Московский авиационный институт и др. Достигнуты весьма впечатляющие параметры в различных МПДУ: мощность на уровне нескольких сот киловатт (вплоть до мегаватта), ресурс – от нескольких часов до нескольких суток, удельный импульс – от единиц до десятков километров в секунду. Но большинство разработчиков, отмечая чувствительность МПДУ к нюансам токово-магнитной конфигурации и к качеству и чистоте состава рабочего тела, а также быстрый износ электродов, считают подобные системы недостаточно надежными.



Принцип работы плазменного МГД-ускорителя

Возможны ли альтернативы МПДУ, не нарушающие принцип квазинейтральности плазмы? Утвердительный ответ на этот вопрос позволяют дать результаты работ в области управляемого термоядерного синтеза (УТС). Для создания эффективного плазменного ракетного двигателя важна главным образом температура плазмы, и она может быть вполне доведена до килоэлектронвольтового уровня с помощью развитой для задач УТС техники безэлектродного нагрева плазмы. В двигателе не требуется длительного удержания частиц плазмы, необходимого для протекания термоядерных реакций. В отсутствие последних снимается один из ключевых для проблемы УТС технологических вопросов о материале первой стенки реактора, которая должна выдерживать нейтронный и тепловой потоки плотностью в несколько мегаватт на квадратный метр (в двигателе нейтронов нет, а основная энергия будет уноситься вылетающей плазмой, создающей тягу).

По сути, речь идет о возврате к классическому двигателю с нагревом рабочего тела от внешнего источника энергии, с той лишь разницей, что для степени нагрева плазмы высокочастотными волнами с использованием ионно-циклотронного резонанса (ИЦР) нет физических ограничений. В качестве рабочего тела в принципе может использоваться любое вещество: резонансные условия введения мощности обеспечиваются изменением частоты генератора. Возможная блок-схема такого безэлектродного плазменного ракетного двигателя



Принципиальная схема безэлектродного плазменного ракетного двигателя



включает зону генерации плазмы, где происходит ионизация рабочего вещества и образование первичной плазмы; зону нагрева и ускорения, в которой нагреваются ионы плазменного потока; и магнитное сопло. Магнитное поле связывает эти три элемента в единый модуль, обеспечивает термоизоляцию плазменного потока от стенок и элементов конструкций. В зоне нагрева и ускорения магнитное поле образует асимметричную пробочную ловушку – для обеспечения истечения плазмы в нужном направлении магнитное поле на выходе из зоны генерации должно превышать магнитное поле на входе в сопло. Если мощность ВЧ-генератора достаточна для нагрева ионов за один проход, пробки на входе в сопло может не быть вовсе. Поток плазмы из магнитного сопла создает тягу, которая двигает космический корабль.

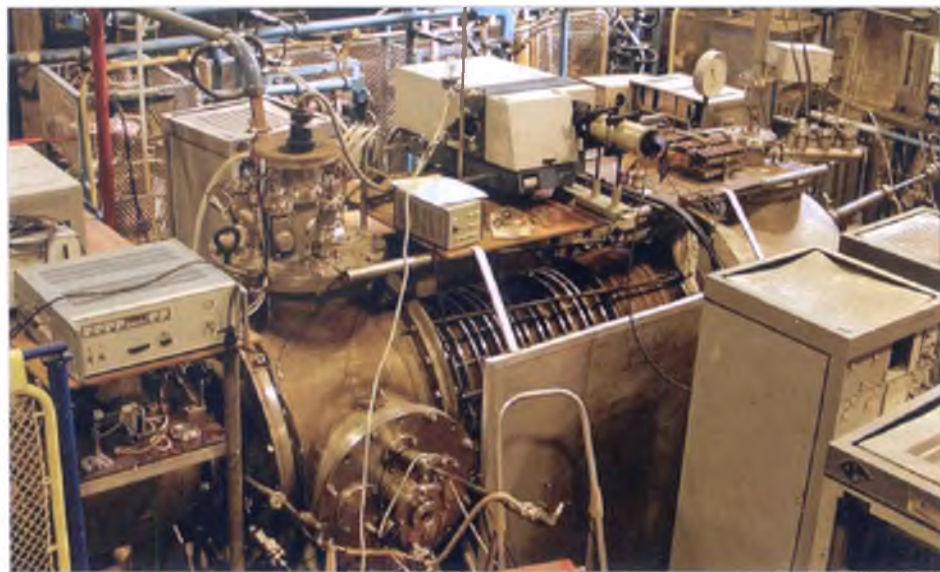
Наиболее очевидные резонансные эффекты, гарантирующие эффективный нагрев плазмы, связаны с циклотронным резонансом (ионным и электронным), при котором частота вводимой электромагнитной волны высокой частоты отвечает циклотронной частоте вращения заряженной частицы в магнитном поле. В генераторе плазмы могут быть также использованы так называемые геликонные волны – электромагнитные волны с круговой поляризацией, распространяющиеся вдоль магнитного поля.

Подобный двигатель может быть создан на базе уже имеющихся технологических возможностей. Для магнитной системы обязательным представляется использование высокотемпературных сверхпроводников, что обеспечит необходимую компактность летного варианта устройства. В НИЦ «Курчатовский институт» такие элементы, существенные для отработки принципов БПРД, реализованы в исследовательской установке ПС-1. Но для проведения полномасштабных экспериментальных работ и наземных испытаний вариантов двигателя нужны испытательные стенды, имитирующие космические условия, т.е. обладающие высокопроизводительными системами криогенной вакуумной откачки.

В настоящее время мощный БПРД разрабатывают в США в рамках проекта магнитоплазменного ракетного двигателя с изменяемым удельным импульсом (VASIMR) [10]: варьировать в широких пределах удельный импульс и тягу при заданной мощности, вводимой в плазму, можно, регулируя поток холодной плазмы из генератора в ускоритель (при увеличении потока растет тяга и уменьшается импульс, и наоборот). Небольшая экспериментальная программа, финансировавшаяся НАСА, стартовала в Центре термоядерной плазмы Массачусетского технологического института в начале 1980-х, а в начале 1990-х она была переведена в Джонсоновский космический центр НАСА. Уже первая

стадия исследований показала эффективность плазменных процессов, обеспечивающих работу двигателя по схеме БПРД. Инициатором проекта стал Ф. Чанг-Диас, американский физик и астронавт НАСА (с 1986 по 2002 год совершил семь космических полетов), который продолжил проект в 2005 году (после ухода из НАСА) в основанной им «Ad Astra Rocket Company». Последовательно наращивая мощность лабораторных вариантов устройства, «Ad Astra» разрабатывает летный вариант двигателя, получивший название VF-200, наземные испытания которого были закончены в середине 2012 года.

К настоящему моменту сформулирована программа сертификации VF-200 для постановки его на Международную космическую станцию и другие КЛА; идут ресурсные испытания, в случае успеха которых предусматриваются летные испытания, затем – трехлетняя опытная эксплуатация на МКС или специальном КЛА для определения реальных рабочих характеристик двигателя и направлений его совершенствования. Ожидаемые параметры летного варианта VF-200 таковы: удельная масса 8 кг/кВт, ВЧ-мощность ~200 кВт (геликонный разряд ~30 кВт, ионный циклотронный нагрев ~170 кВт), КПД двигателя при максимальной мощности 72%.



Установка ПС-1 в Курчатовском институте для исследования плазменных рабочих процессов в ПРД



* * *

Какие выводы следуют из представленной картины состояния дел с ЭРД? Дальнейшее совершенствование электростатических ЭРД – ионных и холловских – возможно, однако шаги по сколько-нибудь существенному повышению их мощности и удельного импульса не очевидны и требуют значительно более глубокого проникновения в физику протекающих процессов и новых конструктивных решений на их основе.

Сегодня в качестве мощных ЭРД просматриваются только двигатели, обеспечивающие ускорение квазинейтрального потока плазмы. Магнитоплазодинамические ускорители вполне работоспособны, однако имеют весьма ограниченный ресурс, определяемый сроком службы электродов и постоянством магнито-токовой конфигурации.

В исследованиях по магнитному УТС известны методы генерации и поддержания униполярного электрического тока с помощью электромагнитных волн (нижнегибридных и циклотронных). Однако теоретически существующая возможность ускорения плазмы в ЭРД путем прямой передачи импульса от электромагнитных волн, инжектируемых в рабочий объем плазменного двигателя, до сих пор серьезно не обсуждалась и не имеет конструктивных проработок. Использование же электромагнитных волн для нагрева замагниченной плазмы вполне реально и позволяет рассчитывать на значительное расширение диапазона рабочих параметров плазменных ракетных двигателей. В отсутствие принципиальных ограничений мощность БПРД фактически определяется мощностью доступного электропитания. Не следует сбрасывать со счетов и возможность появления дополнительного внутреннего источника энергии в таких системах в виде термоядерных реакций, особенно если не вести речь непременно о самоподдерживающихся реакциях. Без этого требования, необходимого для функционирования энергетического реактора, перспективы использования энергии термоядерного синтеза оказываются значительно менее отдаленными. Однако представляется, что и без такого источника развитие космической отрасли в текущем столетии в значительной степени будет определяться прогрессом в разработке плазменных ракетных двигателей.

Список литературы:

1. Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами. Научное обозрение. 1903; 5: 45–75. [Tsiolkovsky K.E. Research of the world spaces by reactive devices, Scientific Review. 1903; 5: 45–75. (In Russ.).]

2. Морозов А.И. Разработка идеологии стационарных плазменных двигателей. Физика плазмы. 2003; 29(3): 261–276. [Morozov A.I. The conceptual development of stationary plasma thrusters. Plasma Physics Reports. 2003; 29(3): 235–250.]
3. Morozov A.I., Savelyev V.V. Fundamentals of plasma thruster theory. Reviews of Plasma Physics. 2000; 21: 203–391.
4. Морозов А.И. Введение в плазмодинамику. М., 2006. [Morozov A.I. Introduction to Plasma Dynamics. CRC Press, 2012.]
5. Горшков О.А. Отечественные электроракетные двигатели сегодня. Новости космонавтики. 1999; 7: 56–58. [Gorshkov O. Domestic electric propulsion engines today. News of Cosmonautics. 1999; 7: 56–58. (In Russ.).]
6. Ильгисонис В.И. Классические задачи физики горячей плазмы. М., 2015. [Igisonis V.I. Classical Problems of Hot Plasma Physics. Moscow, 2015. (In Russ.).]
7. Raites Y., Kaganovich I., Smolyakov A. Effects of the gas pressure on low frequency oscillations in ExB discharges. 34 IEPC. Kobe, Japan, 2015. IEPC-2015-307.
8. Арцимович Л.А., Андронов И.М., Есипчук Ю.В. и др. Разработка стационарного плазменного двигателя (СПД) и его испытание на ИСЗ «Метеор». Космические исследования. 1974; 12(3): 451–468. [Artsimovich L. A., Andronov I.M., Esipchuk Yu.V., et al. Development of stationary plasma thruster (SPT) and its test on the “Meteor” satellite. Space Researches, 1974; 12(3): 451–468.]
9. Gorshkov O. A., Shutov V.N., Kozubsky K.N. et al. Development of High Power Magnetoplasma dynamic Thrusters in the USSR. 30 IEPC. Florence, Italy, 2007. IEPC-2007-136.
10. Chang-Diaz F.R., Bengston R.D., Baity F.W. The physics and engineering of the VASIMR engine. Joint Propulsion Conference 17–19 July 2000. Huntsville, Alabama.



ВМЕСТО ЗАКЛЮЧЕНИЯ

Вторая половина XX и начало XXI веков ознаменовались бурным развитием авиационных и космических технологий. В эти же годы сделаны первые поисковые и практические шаги в использовании в аэрокосмическом комплексе атомной энергии.

Использование атомной энергии диктовалось оборонными задачами – необходимостью создания средств доставки атомного оружия. Это касается, прежде всего, авиационных систем, наряду с ними космические ядерные энергетические и двигательные установки открывали ряд новых тактических и стратегических возможностей.

Приведенные в настоящем издании примеры участия Курчатовского института в разработке авиационных и космических атомных двигателей, ядерно-энергетических установок и электроактивных двигателей, свидетельствуют о существенном прогрессе, достигнутом в нашей стране в этой области науки и техники, хотя становление происходило и происходит в жесткой конкуренции, как с химической, так и солнечной энергетикой.

Что касается гражданского использования, к сожалению, следует признать, что еще нет четкого определения тех областей технического применения атомной энергии, где ее преимущества неоспоримы. Это определение является одной из важнейших задач стратегического планирования.

Во всех направлениях аэрокосмического использования атомной энергии наши отечественные разработки всегда оставались на мировом уровне и достойно конкурировали с передовыми, прежде всего, американскими аналогами. В ряде направлений, например, в использовании ядерных установок с прямым преобразованием энергии, мы были (и остаемся) на передовых позициях, что показали совместные российско-американские исследования и испытания, проведенные в конце 1990-х годов.

Характеристики элементов ядерных ракетных двигателей, подтвержденные многочисленными реакторными испытаниями, также наглядно демонстрируют высокий уровень отечественных технологий и преимущества наших методик отработки.

Выполнение совместных программ свидетельствует о важности и технической и политической значимости международного научно-технического сотрудничества интеллектуально продвинутых партнеров.

Примером такого сотрудничества, безусловно, является многолетняя работа интернациональных экипажей на МКС, использование ряда российских приборов и изотопных источников энергии на американских спутниках, отправленных в дальний Космос.

Одним из сдерживающих факторов развития аэрокосмических атомных установок является необходимость обеспечения ядерной и радиационной безопасности при наземной отработке и штатной эксплуатации КЯЭУ и надежного доказательства радиационной стойкости материалов и оборудования.

Ученые и инженеры Курчатовского института внесли важный вклад в решение этих проблем, продемонстрировав технологию отработки КЯЭУ в процессе многодневных наземных испытаний шести образцов (прототипов) этих установок и, разработав методику исследований радиационной стойкости оборудования на реакторах института.

Опыт создания и использования атомных энергетических установок дает возможность полагать, что их преимущества, безусловно, скажутся при полетах в дальний Космос и освоении Луны и планет. И это – задача будущего.

Решение руководства страны о разработке «Стратегии развития космической ядерной энергетики на период 2019–2030 годов» нацеливает на новые достижения в космических исследованиях и технологиях.

В условиях, когда руководство осуществляют два ведомства («Роскосмос» и «Росатом»), необходимы, как четкое разделение ответственности, так и централизованный механизм управления. «Стратегия» должна способствовать решению, как оборонных, так и общегосударственных задач и учитывать возможность международного сотрудничества, особенно в области глобальных проблем, таких как экология планеты – зондирование земли, сбор накопившегося космического мусора. К таким проблемам следует отнести также предупреждение и борьбу с астероидной опасностью, освоение Луны и планет.

Курчатовский институт имеет солидный опыт практически во всех направлениях космической ядерной энергетики. Это и источники энергии с прямым преобразованием, и технологии ЯРД и ядерных энергодвигательных установок, и технологии электрореактивных двигателей.

Сохранение этого опыта, безусловно, требует и модернизации экспериментальной базы и поддержания коллективов разработчиков и испытателей.

Задел, созданный Курчатовцами совместно с плеядой ведущих ученых и конструкторов авиационной и космической отраслей, вселяет надежду на дальнейшее успешное развитие. Важно сохранить накопленный потенциал и, по возможности, передать крупницы опыта новому поколению исследователей и разработчиков.

Развитие в институте нового направления – НБИКС-природоподобных технологий также может дать новые знания и технологические решения для освоения Космоса.



НАНО	Новые материалы и конструкции
БИО	Новое обоснование возможности длительного пребывания в космосе
ИНФО и КОГНО	Новые подходы к созданию систем управления
СОЦИО	Новое осознание необходимости и возможности решения общецивилизационных задач

Важным является также развитие направления создания роботов. Уже сегодня намечается необходимость проведения различных сборочных и наладочных работ на промежуточных орбитах в космосе. Роль интеллектуальных роботов при этом неоспорима.

Принципиальное значение имеет оснащение Курчатовского института современной вычислительной техникой. Появилась реальная возможность математического моделирования сложных ядерно-энергетических установок и процессов их испытаний и эксплуатации на всем жизненном цикле.

Интеграция накопленного опыта, современных знаний и возможностей дадут новый импульс Курчатовскому институту для развития исследований и разработок для космической программы Российской Федерации.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АЗ	Аварийная защита
АЗС	Аварийная защита стартовая
АР	Автоматический регулятор
АЭС	Атомная электростанция
АСТНА	Система астронавигации
БЗ	Блок защиты
БКПИ	Бортовой канал передачи информации
БЛП	Здание Бюро лабораторных приборов
БПРД	Безэлектродный плазменный реактивный двигатель
БЦВМ	Бортовая цифровая вычислительная машина
БЭР	Биологический эквивалентный рентген
ВВР	Водо-водяной реактор
ВВР-Л	Реактор ЛАЛ
ВВС	Военно-воздушные силы
ВИАМ	Всесоюзный институт авиационных материалов
ВИР	Вакуумно-искровое реле
ВМФ	Военно-Морской Флот
ВНИИНМ	Всесоюзный научно-исследовательский институт неорганических материалов
ВНИИЭМ	Всесоюзный научно-исследовательский институт электронного машиностроения
ВПК	Военно-промышленный комплекс
ВЧ	Высокочастотный
ВФЭ	Вакуумный фотоэлемент
ГИРЕДМЕТ	Государственный институт редких металлов
ГОИ	Государственный оптический институт



ГОСТ	Государственные стандарты
ГП	Государственное предприятие
ГНЦ РФ-ФЭИ	См. ФЭИ
ГНЦ «Центр Келдыша»	См. НИИТП
ГСПИ	Государственный специализированный проектный институт
ГСПИ-11	Государственный союзный проектный институт, ныне АО «Атомпроект»
ГУТ-200	Кобальтовая гамма установка
ДАС	Двигатель с анодным слоем
ДОУД-3	См. ИГР
ЖРД	Жидкостный реактивный двигатель
ИАЭ	Институт атомной энергии АН СССР
ИГР	Импульсный графитовый реактор
ИСЗ	Искусственный спутник Земли
ЗКП	Запасной командный пункт
ИГР	Импульсный графитовый реактор
ИД	Ионный двигатель
ИИН	Импульсный источник нейтронов
ИМБП	Институт медико-биологических проблем
ИПД	Импульсный плазменный двигатель
ИТЭФ	Ныне НИЦ «Курчатовский институт» – Институт теоретической и экспериментальной физики имени А.И. Алиханова
ИЦР	Ионно-циклотронный резонанс
КА	Космический аппарат
КАР	Крылатая атомная ракета

КБ	Конструкторское бюро
КБ-1	Ныне ПАО «Научно-производственное объединение «Алмаз» имени академика А.А. Расплетина»
КБПМ	Конструкторское бюро прикладной механики
КИА	Контрольно-измерительная аппаратура
КЛА	Космический летательный аппарат
КМВ	Ускоритель электронов
КО	Компенсатор объема
КПД	Кoeffициент полезного действия
КПЭО	Комплексная программа экспериментальной отработки
КЯЭУ	Космическая ядерно-энергетическая установка
ЛАЛ	Летающая атомная лаборатория
ЛИИ	Летно-исследовательский институт имени М.М. Громова
ЛИПАН	Лаборатория измерительных приборов Академии наук СССР – ныне НИЦ «Курчатовский институт»
ЛКИ	Летные конструкторские испытания
ЛН	Стенд для тепловых испытаний установки «Ромашка»
ЛРСО	Лаборатория радиационной стойкости оборудования
МАИ	Московский авиационный институт
МВТУ	Московское высшее техническое училище им. Н.Э. Баумана
МГД	Магнитогидродинамическое ускорение
МЗЭВП	Московский завод электровакуумных приборов, см. МЭЛЗ
МИФИ	Московский инженерно-физический институт



МКРЦ	Морской комплекс разведки и целеуказания
МКС	Международная космическая станция
ММИ	Московский механический институт, ныне МИФИ
МО	Министерство обороны
МПДУ	Магнитоплазмодинамический ускоритель
МР	Материаловедческий исследовательский реактор Курчатовского института, см. РФТ
МСМ	Министерство среднего машиностроения
МТ-35	Модельный реактор КАР
МФТИ	Московский физико-технический институт
МЦРИ	Межведомственный центр радиационных испытаний
МЭИ	Московский энергетический институт
МЭК	Марсианский экспедиционный комплекс
МЭЛЗ	Московский электроламповый завод, позднее ОКБ МЗЭВП
НАСА	Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства, National Aeronautics and Space Administration (NASA)
НИИ-1	Научно-исследовательский институт реактивной и ракетной техники
НИИ-9	Ныне Высокотехнологический научно-исследовательский институт неорганических материалов имени академика А.А. Бочвара (ВНИИНМ)
НИИ ВВС	Ныне Государственный летно-испытательный центр (ГЛИЦ) МО РФ им. В.П. Чкалова
НИИП	Научно-исследовательский институт приборостроения, ранее ОКБ-12
НИИТВЭЛ	Научно-исследовательский институт тепловыделяющих элементов, впоследствии – ПНИТИ, НПО «Луч»

НИИТП	Научно-исследовательский институт тепловых процессов, ныне Центр Келдыша
НИКИЭТ	Научно-исследовательский и конструкторский институт энерготехники
НИТИ	Научно-исследовательский технологический институт
НКАП	Народный комиссариат авиационной промышленности
НПО	Научное производственное объединение
НПО «Луч»	См. НИИТВЭЛ
НТД	Научно-техническая документация
ОКБ	Особое Конструкторское бюро
ОКБ-1	Ныне ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева»
ОКБ-12	См. НИИП
ОКБ-23	Позднее «Экспериментальный машиностроительный завод имени В. М. Мясищева», ныне в структуре ОАО «Объединенная авиастроительная корпорация»
ОКБ-52	Ныне АО «Военно-промышленная корпорация «Научно-производственное объединение машиностроения»
ОКБ-165	Ныне – Научно-технический центр им. А.М. Люльки в составе НПО «Сатурн»
ОКБ-456	Ныне НПО «Энергомаш»
ОКБ-670	Ныне НПО «Красная звезда»
ОМС	Оптико-механическая система
ООП	Отдел оптических приборов
ОР-М	Стенд для исследования защиты от излучений с реактором ОР
ОР-С	Стенд для исследования радиационной стойкости с реактором ОР
ОСРВ	Объектовая система реального времени



ПАС	Пилотируемый атомный самолет
ПБ	Пусковой блок
ПВО	Противовоздушная оборона
ПВРД	Прямоточный воздушный реактивный двигатель
ПИР	Прибор измерения реактивности, реактиметр
ПИЯФ	Ныне НИЦ «Курчатовский институт» – Петербургский институт ядерной физики имени Б.П. Константинова
ПКР	Противокорабельная крылатая ракета
ПНИТИ	См. НИИТВЭЛ
ПРД	Плазменный реактивный двигатель
ПРО	Противоракетная оборона
ПФД	Полупроводниковый фотодиод
РБ	Реакторный блок
РВД	Реактор взрывного действия, см. ИГР
РД	Ракетный двигатель
РИТЭГ	Радиоизотопный термоэлектрический генератор
РЛС	Радиолокационная станция
РУ	Реакторные установки
РФТ	Исследовательский реактор Курчатовского института (предшественник МР)
САУ	Система автоматического управления
СБЦ	Служба безопасности Центра
СМ СССР	Совет Министров СССР
СНИИП	Специализированный научно-исследовательский институт приборостроения
СОС	Система ориентации и стабилизации
СПВРД	Сверхзвуковой прямоточный воздушный реактивный двигатель

СФТИ	Сухумский физико-технический институт
СПД	Стационарный плазменный двигатель
СЦР	Самопроизвольная цепная реакция
ТВС	Тепловыделяющая сборка
ТВЭ, ТВЭЛ	Тепловыделяющий элемент
ТГР	Телевизионная глобальная разведка
ТЗ	Техническое задание
ТК	Технологический канал
ТМКБ	Ныне ФГУП Тушинское машиностроительное конструкторское бюро «Союз»
ТРД	Турбореактивный двигатель
ТРДА	Турбореактивный двигатель атомный
ТРДАГ	Турбореактивный двигатель атомный с гелиевым теплоносителем
ТРДАЖ	Турбореактивный двигатель атомный с жидкометаллическим теплоносителем
ТРДЯХ	Турбореактивный двигатель ядерно-химический
ТРП	Термоэлектрический (или термоэмиссионный) реактор-преобразователь
ТЭГ	Термоэлектрический генератор
ТЭН	Трубчатый электронагреватель
ТЭП	Термоэмиссионный преобразователь (совокупность ЭГК)
УС-А	Космический аппарат
УТС	Управляемый термоядерный синтез
Ф-1	Физический первый, первый в Евразии реактор
ФВР	Физический прототип водо-водяного реактора
ФМБА	Федеральное медико-биологическое агентство



ФР-100	Горячий нейтронно-физический стенд
ФТИ	Физико-технический институт
ФЭИ	Физико-энергетический институт, ныне Государственный научный центр Российской Федерации – Физико-энергетический институт имени А.И. Лейпунского
ФЭУ	Фотоумножитель
ФХ-1	Критический стенд
ХИ	Холодильник-излучатель
Ц-14	Стенд для наземных испытаний КАР
ЦАГИ	Центральный аэрогидродинамический институт
ЦВМ	Цифровая вычислительная машина
ЦИАМ	Центральный институт авиационного моторостроения
ЦКБМ	Центральное конструкторское бюро машиностроения
ЦК КПСС	Центральный комитет Коммунистической партии Советского Союза
ЦНИИ	Центральный научно-исследовательский институт
ЦНИИ-22	Ныне ЦНИИ-22 МО РФ
ЦНИИ-58	Ныне в составе ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева»
ЦНИИмаш	Центральный научно-исследовательский институт машиностроения
ЭВМ	Электронно-вычислительная машина
ЭГК	Электрогенерирующий канал
ЭМН	Электромагнитный насос
ЭРД	Электрореактивный двигатель
ЭРДУ	Электрореактивная двигательная установка

ЯРД	Ядерный ракетный двигатель
ЯЭДУ	Ядерная энергодвигательная установка
ЯЭУ	Ядерная энергетическая установка
АЕС	Atomic Energy Commission – Комиссия по атомной энергии (США)
NEVRA	Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application, совместная программа Комиссии по атомной энергии США и НАСА по созданию ядерного ракетного двигателя
SNAP	Systems for Nuclear Auxiliary Power – вспомогательные ядерные энергетические установки



ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ИСПОЛЬЗОВАННЫЕ В ТЕКСТЕ

Число М (МАХА)	Характеристика течения газа с большими скоростями, равная отношению скорости течения к скорости звука (отношение скорости полета к скорости звука)
Тяга	Сила, передаваемая движителю транспортной машины (авиационной, космической), или сила, развиваемая двигателем
Удельная тяга	Отношение тяги двигателя к его массе, объему или другому параметру. Показатель совершенства двигателя
Мощность тяги (тяговая мощность)	Произведение тяги, развиваемой двигателем, и скорости движения, которую он сообщает транспортному средству
Импульс ракетного двигателя	Произведение среднего значения тяги на время работы – мера работы, выполняемая двигателем
Удельный импульс	Отношение тяги к секундному массовому расходу рабочего тела

***Рекомендовано к печати
Редакционно-издательским советом
НИЦ «Курчатовский институт»***

Печать цифровая. Тираж 1000. Заказ №37
Отпечатано в НИЦ «Курчатовский институт»
123182, Москва, пл. Академика Курчатова, д. 1



АКАДЕМИИ НАУК СССР
ОРИЕНТА ЛЕНИНА ЛАБОРАТОРИИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ
ПРИБОРОВ



О Т Ч Е Т

О ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЁТА-СНАРЯДА
ДАЛЬНОГО ДЕЙСТВИЯ С ЯДЕРНЫМ ПРЯМОУГОЛЬНЫМ ВОЗДУШНО-
РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

РУКОВОДИТЕЛЬ РАБОТЫ:

(КУРЧАТОВ И. В.)

(АЛЕКСАНДРОВ А. П.)

М. Курчатов
А. Александров

М. Курчатов
(КУРЧАТОВ И. В.)

Март-1954 г.
г. Москва

В-10162

