

ПРИМЕНЕНИЕ ЯДЕРНЫХ ФОТОННЫХ РАКЕТ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ДАЛЬНОГО КОСМОСА*

**А.В. Гулевич*, А.В. Зродников*, Е.А. Иванов*, О.Ф. Кухарчук*,
Д.В. Евтодиев****

** ГНЦ РФ-Физико-энергетический институт им. А.И. Лейпунского, г. Обнинск*

** Обнинский институт атомной энергетики, г. Обнинск*



Рассмотрена концепция ракетного фотонного движителя с ядерным реактором, основанная на принципе преобразования тепловой энергии реактора в направленный поток излучения. Оценены возможности использования такого движителя для полетов в дальний космос. На основе полученных соотношений динамики полета такой ракеты сделаны оценки возможных космических миссий на расстояния от 100 до 10000 астрономических единиц.

ВВЕДЕНИЕ

Возможность исследования дальнего космоса является одной из наиболее интригующих и интересных проблем современной науки и техники. Осуществимость дальних космических полетов обсуждается в научной литературе уже на протяжении нескольких десятилетий [1]. Главная цель таких полетов, как представляется сейчас, может состоять в изучении структуры отдаленных объектов Солнечной системы (Пояса Купера, гелиосферы, гравитационной солнечной линзы), а также в исследовании дальних границ Солнечной системы, межзвездной среды и т.д. Для выполнения таких миссий необходимы космические аппараты (КА), способные удалиться от Земли на расстояния от 100 до 10000 а.е. и далее. В последнее время для этих целей предложен ряд концепций, которые основываются на применении солнечных и лазерных парусов [2,3], систем, использующих ядерные реакции аннигиляции или синтеза [5], традиционных ядерных ракетных двигателей [4].

На фоне достаточно экзотических концепций подходы, основанные на использовании в космосе энергии деления тяжелых ядер, представляются вполне обоснованными и перспективными, т.к. во-первых, энергетический выход этой реакции является наивысшим среди всех известных на сегодня ядерных реакций; во-вторых, ядерные технологии в настоящее время достаточно хорошо освоены, в том числе и в космических применениях.

В 1998 г. в ГНЦ РФ-ФЭИ профессором В.Я. Пупко с соавторами была предложена концепция фотонной ракеты на основе ядерного реактора и была показана эффективность использования такой системы для полета к планете Плутон [7]. В основу рассматриваемой концепции космической движительной системы положена идея

© А.В. Гулевич, А.В. Зродников, Е.А. Иванов, О.Ф. Кухарчук, Д.В. Евтодиев, 2002

* Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, грант 00-15-99305

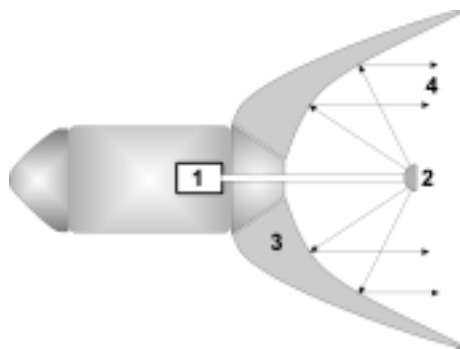


Рис. 1. Схема ракеты на основе ЯФД: 1 – реактор, 2 – коллектор тепла, 3 – параболическое зеркало, 4 – направленное излучение

преобразования тепловой энергии ядерного реактора в энергию направленного потока электромагнитного излучения. Предполагается, что такое преобразование может быть осуществлено с помощью секций излучателя, выполненных в виде параболических зеркал. При этом в первом варианте конструкции тепловая энергия от реактора может доставляться в фокус такого зеркала с помощью системы тепловых труб (см. рис. 1), а в другом варианте компактный высокотемпературный ядерный реактор может прямо размещаться в фокусе гигантского зеркала, а охлаждение реактора осуществляется излучением. Заметим, что фотонный пучок, отраженный от поверхности параболического зеркала, становится практически параллельным [6].

Ядерный фотонный движитель (ЯФД) имеет ряд преимуществ по сравнению с традиционными движителями:

- максимально возможный удельный импульс $\sim 3 \cdot 10^7$ с, т.к. по сути дела рабочим телом в данном случае являются фотоны;
- высокая эффективность преобразования энергии деления в энергию направленного фотонного пучка;
- не требуется наличие мощных источников электроэнергии на борту КА;
- для создания фотонной тяги используется «бросовое» тепло реактора.

Основным недостатком ЯФД является его относительно малая тяга вследствие малого импульса, который уносят с собой фотоны. Другим недостатком является необходимость высоких температур в реакторе и на коллекторе теплоты. Следовательно, в конструкции необходимо применять высокотемпературные материалы.

Цель работы заключается в том, чтобы теоретически обосновать возможность осуществления дальних космических полетов с использованием ядерного фотонного движителя и оценить основные характеристики такой системы.

ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ МЕХАНИКИ ПОЛЕТА

Уравнение движения космического аппарата переменной массы с ядерным фотонным двигателем в пустоте

$$M(t) \frac{\partial^2 x}{\partial t^2} = \frac{\varepsilon N}{c}, \quad (1)$$

где N – тепловая мощность реактора, которая предполагается постоянной в течение времени пока не будет выработано ядерное горючее; ε – эффективный коэффициент преобразования тепловой энергии реактора в энергию направленного инфракрасного излучения в помощью системы параболических зеркал, который учитывает долю энергии от реактора, падающую на поверхность зеркал, и их отражающую способ-

ность; c - скорость света в пустоте; $M(t)$ - масса ракеты в момент времени t , которая складывается из массы ядерного реактора, радиационной защиты и полезной загрузки M_R и массы ядерного горючего $M_U(t)$: $M(t) = M_R + M_U(t)$ (в начальный момент времени масса ракеты равна M_0). Предполагается также, что масса ядерного горючего значительно превышает критическую массу, необходимую для работы реактора.

Рассмотрим два варианта работы ЯФД.

1. В первом варианте предполагается, что в течение полета отработанное ядерное горючее (ядерные отходы) не удаляется с борта космического корабля, т.е. $M(t) = M_0 = \text{const}$, и решение уравнения (1) на разгонном участке траектории полета имеет простейшее решение:

$$v_1(t) = \frac{\varepsilon N t}{M_0 c}, \quad x_1(t) = \frac{\varepsilon N t^2}{2 M_0 c}. \quad (2)$$

Время t_R , в течение которого работает ядерный реактор, определяется его тепловой мощностью N и запасом топлива M_{U0} . Оно может быть определено из соотношения $t_R = aN/M_{U0}$, где коэффициент $a \sim 1$ г U^{235} /МВт·сут. или $1.15 \cdot 10^{-14}$ кг/Дж. Обозначив $\alpha = M_0/N$ (удельная энерговооруженность ракеты) и $\gamma = M_{U0}/M_0 = aNt_R/M_0$ (доля ядерного топлива в общей стартовой массе ракеты), можно записать следующие выражения для пройденного пути и максимальной скорости КА к моменту времени окончания разгонного участка t_R :

$$x_1(t_R) = \frac{\varepsilon \alpha \gamma^2}{2 c a^2}, \quad v_1(t_R) = \frac{\varepsilon \gamma}{a c}. \quad (3)$$

Отметим, что максимальная скорость КА в рассматриваемом варианте не может превышать предельного значения $v_1 \rightarrow 1/ac \approx 300$ км/с.

2. Для того, чтобы преодолеть ограничение по максимальной скорости, во втором варианте ракеты с ЯФД предполагается, что в реакторе непрерывно осуществляется сепарация, удаление из активной зоны и выброс в космос отработавшего ядерного топлива. Изменение массы топлива в этом случае прямо пропорционально мощности реактора и времени его работы: $M_U(t) = M_{U0} - aNt$. При этом уравнение (1) также интегрируется в аналитической форме, а его решение имеет вид

$$x_2(t) = \frac{\varepsilon M_0}{c a^2 N} \left\{ \left(1 - \frac{aNt}{M_0} \right) \left[\ln \left(1 - \frac{aNt}{M_0} \right) - 1 \right] + 1 \right\}, \quad (4)$$

$$v_2(t) = -\frac{\varepsilon}{ac} \ln \left(1 - \frac{aNt}{M_0} \right).$$

В момент времени t_R , формулы (4) можно представить в параметрической форме:

$$x_2(t_R) = \frac{\varepsilon \alpha}{c a^2} \{ (1 - \gamma) \ln(1 - \gamma) + \gamma \}, \quad (5)$$

$$v_2(t_R) = -\frac{\varepsilon}{ac} \ln(1 - \gamma).$$

После разгонного участка полет космического аппарата осуществляется в отсутствие ускорения со скоростью v_2 . Полное время, которое требуется для выполнения миссии, т.е. достижения цели, находящейся на расстоянии L от Земли, составит

$$t_L = t_R + \frac{L - x_2}{v_2} = \frac{\alpha}{a} \left(1 + \frac{\varepsilon \gamma - L c a^2 / \alpha}{\varepsilon \ln(1 - \gamma)} \right).$$

Если цель достигается уже на разгонном участке, то время t_L может быть найдено из первого уравнения (4).

Таким образом, зависимость расстояния L от времени имеет вид

$$L(t) = \begin{cases} \frac{\alpha \varepsilon}{ca^2} \left[\left(1 - \frac{at}{\alpha} \right) \ln \left(1 - \frac{at}{\alpha} \right) + \frac{at}{\alpha} \right], & 0 \leq t \leq \frac{\alpha \gamma}{a} \\ \frac{\alpha \varepsilon}{ca^2} [(1-\gamma) \ln(1-\gamma) + \gamma] - \frac{\varepsilon}{ca} \ln(1-\gamma) \left(t - \frac{\alpha \gamma}{a} \right), & t > \frac{\alpha \gamma}{a} \end{cases}. \quad (6)$$

Следует отметить интересную особенность второго уравнения (5): максимальная скорость v_2 КА с ядерным фотонным двигателем не зависит от удельной мощности реактора, а зависит только от параметров γ и ε . Однако время, за которое будет достигнута максимальная скорость (т.е. длительность разгонного участка), существенно зависит от α .

Отметим, что отношение максимальных скоростей для вариантов 1 и 2 имеет вид

$$v_2/v_1 = -\ln(1-\gamma)/\gamma.$$

Так, например, значение $v_1/v_2 = 2$ достигается при $\gamma \approx 0.8$, а $v_1/v_2 = 5$ – при $\gamma \approx 0.993$. Принимая в идеальном случае $\varepsilon = 1$, можно оценить параметр γ по формуле

$$\gamma = 1 - \exp(-\alpha c v_R). \quad (7)$$

Кинетическая энергия, которую приобретает ракета после завершения разгонного участка, может быть рассчитана по формуле

$$E_K = \frac{M_0(1-\gamma)}{2a^2c^2} \ln^2(1-\gamma).$$

За время разгона в реакторе будет выделено $E_F = M_{UO}/a$ энергии и, следовательно, «полезная» доля энергии (доля ядерной энергии реактора, затраченная на кинетическую энергию КА) будет определяться из соотношения

$$\frac{E_K}{E_D} \approx \frac{1-\gamma}{2000\gamma} \ln^2(1-\gamma). \quad (8)$$

Функция (8) на отрезке $0 \leq \gamma \leq 1$ имеет максимум при $\gamma \approx 0.8$, значение которого составляет

$$\max(E_K/E_D) \approx 3.2 \cdot 10^{-4}.$$

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНЫХ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ

Оценим, какие космические миссии возможны для ракеты с ядерным фотонным двигателем.

Известно [5], что для полета к ближайшей звезде, находящейся от Солнца на расстоянии ~ 4.2 световых года, за время жизни одного поколения людей необходимо обеспечить ракете скорость $v_R \sim 0.1$ с. Тогда, следуя формуле (7), $\gamma \approx 1 - \exp(-103)$. При «сухой» (без топлива) массе аппарата $M_0 - M_{UO} = 10$ тонн это потребует $\sim 10^{45}$ тонн ядерного горючего. Таким образом, предлагаемый способ полета на ракете с ЯФД к ближайшей звезде за время ~ 50 лет в принципе *невозможен!* Аналогичные оценки показывают, что для достижения скорости $v_R \sim 0.01$ с потребуются ~ 300000 тонн горючего, что также нереально для современного уровня развития ядерных технологий.

Для достижения скоростей 1000 и 300 км/с (0.0033 с и 0.001 с) потребуются ~ 300 и 18 тонн ядерного горючего соответственно. Последние цифры представляются уже вполне разумными с современной технической точки зрения. Отметим, что при скоростях КА ~ 100 -200 а.е./год возможно достижение космических объектов, находя-

щихся от Солнца на расстоянии $\sim 1000 - 5000$ а.е., т.к. время полета до них составляет $\sim 20 - 50$ лет.

Как видно из формулы (6) L зависит от трех параметров: α , γ и ε . Выполним расчет нескольких космических миссий, которые заключаются в полете КА на расстояния 100, 1000 и 5000 астрономических единиц соответственно.

На рис. 2 приведены зависимости $L(t)$, построенные для различных значений удельной мощности реактора α и γ при значении параметра $\varepsilon = 0.9$. Отметим, что в расчетах пренебрегалось начальной скоростью, которую необходимо сообщить космическому аппарату, чтобы он мог покинуть пределы солнечной системы. Технически операция по разгону КА до требуемой начальной скорости (~ 16 км/с) может быть осуществлена с использованием двигательной установки на традиционном химическом топливе. Оценки показывают, что данное допущение вносит малую поправку к выполненным расчетам, которой можно пренебречь на стадии концептуальных исследований.

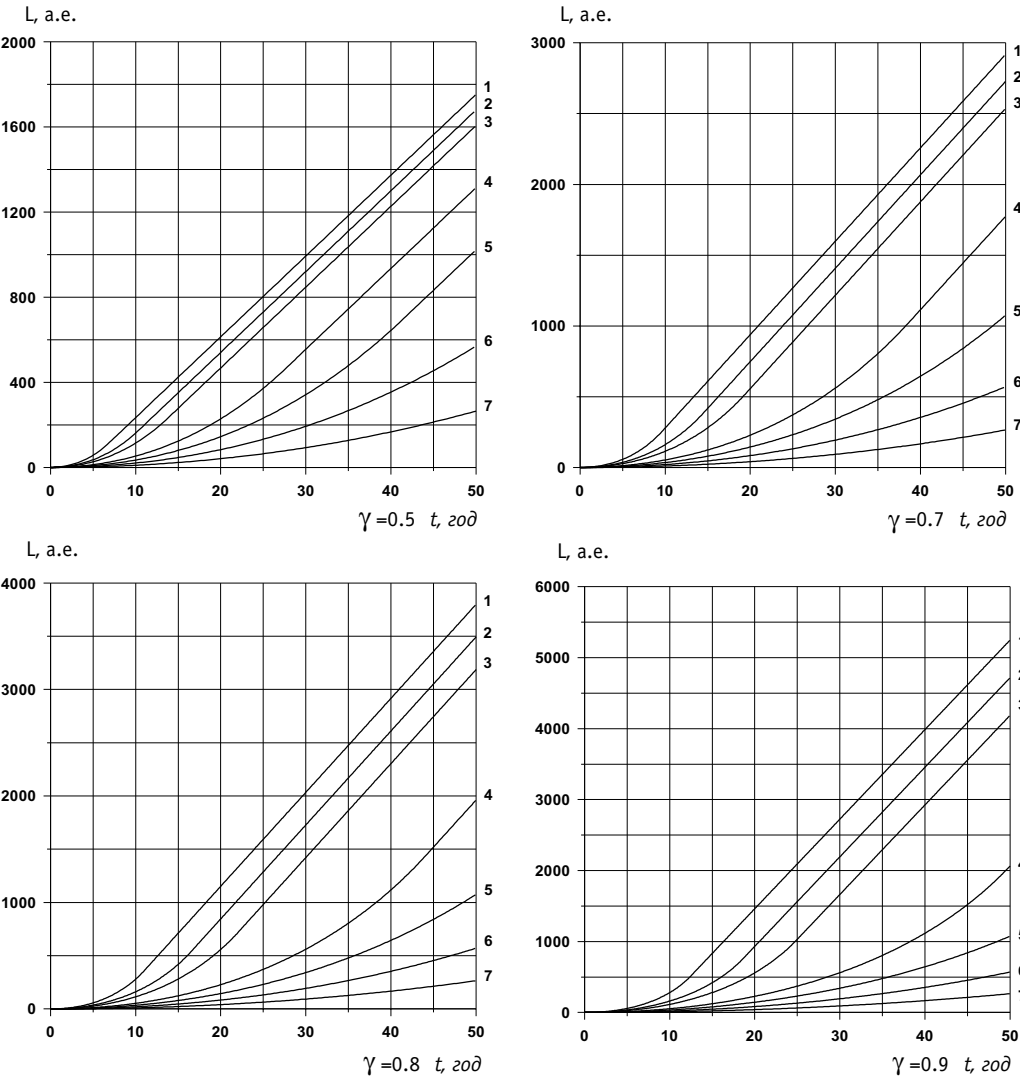


Рис. 2. Расчеты зависимости $L(t)$ при разных значениях параметров α [кг/кВт] и γ : 1 - $\alpha=5 \cdot 10^{-3}$; 2 - $\alpha=7.5 \cdot 10^{-3}$; 3 - $\alpha=10^{-2}$; 4 - $\alpha=2 \cdot 10^{-2}$; 5 - $\alpha=3 \cdot 10^{-2}$; 6 - $\alpha=5 \cdot 10^{-2}$; 7 - $\alpha=0.1$

Расчеты показывают, что при значениях $\alpha = 10^{-1}$ кг/кВт и $\gamma = 0.5$ можно долететь до Пояса Купера (расстояние от Солнца $\sim 50 - 100$ а.е.) за времена $\sim 20 - 25$ лет. При стартовой массе КА $M_0 = 10$ тонн и мощности энергоустановки $N=100$ МВт тепловых (реактор класса SNRE [8]) потребуется ~ 5 тонн ядерного горючего.

Полет на расстояние ~ 1000 а.е. в течение 25 лет возможен при использовании установок с массогабаритными характеристиками $\alpha = 10^{-2}$ кг/кВт и $\gamma = 0.8$. Таким требованиям удовлетворяет, например, ракета с начальной массой в 20 тонн (16 тонн ядерного горючего) с ядерной энергетической установкой мощностью 2000 МВт. Отметим, что такие параметры близки к параметрам ядерной установки на основе реактора NERVA [8].

Еще более далекие космические миссии потребуют использования установок с более жесткими массогабаритными характеристиками ($\alpha = 5 \cdot 10^{-3}$ кг/кВт и $\gamma = 0.9$). При этом полеты на расстояния $\sim 5000 - 10000$ а.е. могут быть осуществлены за времена $\sim 50 - 80$ лет.

ОЦЕНКА ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ЗЕРКАЛА

Выполним теперь оценки теплового состояния параболического зеркала (3) и коллектора тепла, расположенного в его фокусе (2) (см. рис. 1). Очевидно, что для отвода мощности ~ 1000 МВт потребуется использовать зеркало гигантских размеров. Кроме того, необходимо поддерживать высокой температуру поверхности коллектора тепла в фокусе такого зеркала. Чтобы избежать этой проблемы, можно использовать несколько параболических зеркал и соответственно коллекторов тепла. Тепловая энергия будет доставляться в коллекторы с помощью системы тепловых труб. Общий вид такой ракеты с несколькими зеркалами изображен на рис. 3.

Полагая количество излучающих зеркал равным n , а площадь поверхности одного коллектора, простую оценку температуры поверхности коллектора можно выполнить с помощью известного соотношения Стефана-Больцмана

$$N = n \varepsilon_c \sigma S_c T_c^4,$$

где N - мощность реактора, ε_c и T_c - степень черноты материала поверхности коллектора и его температура соответственно, σ - постоянная Стефана-Больцмана.

Принимая значения параметров $n = 100$, $\varepsilon_c = 1$, $S_c = 5 \text{ м}^2$, $N = 1000$ МВт, получим оценку температуры поверхности коллектора $T_c \approx 2430 \text{ К}$.

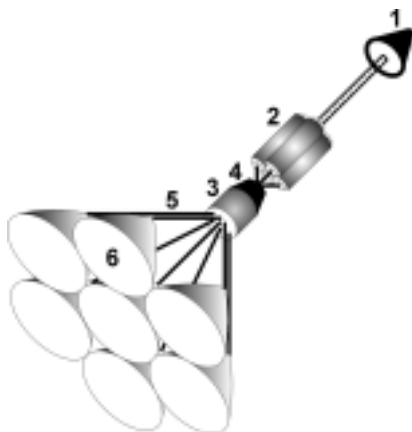


Рис. 3. Схема ракеты с несколькими излучающими зеркалами: 1 - приборный отсек; 2 - топливные баки; 3 - реакторная установка; 4 - радиационная защита; 5 - система тепловых труб; 6 - система параболических зеркал

Вследствие достаточно высокой температуры создание коллектора и системы тепловых труб с необходимыми характеристиками представляет определенные технические трудности. Температура коллектора достаточно высока и поэтому требуется применение высокотемпературных материалов, таких как Nb, Mo, W. Теплоносители Na, Na-K не пригодны для использования в тепловых трубах из-за низкой температуры кипения. Работоспособность тепловых труб на Li была экспериментально продемонстрирована до температур 1600°C [9]. Наиболее предпочтительным представляется использование Ga как теплоносителя, т.к. он имеет относительно низкое давление кипения (1 бар для 2230°C) и низкую температуру плавления ~29°C. Опыт работы с этим теплоносителем имеется в ГНЦ РФ-ФЗИ.

Совершенно другая ситуация с излучающим зеркалом. В идеальном случае, полагая, что площадь поверхности одного зеркала составляет $S_m = 100 \text{ м}^2$ при коэффициенте отражения 0.99, его средняя температура оценивается величиной $T_m = 370 \text{ К}$. Таким образом, для такого зеркала не требуется специального охлаждения и его можно изготовить из легких материалов с плотностью ~1 г/м³, которые рассматриваются сейчас для создания солнечных и лазерных космических парусов [3].

В принципе, можно было бы вообще отказаться от идеи использования большого числа относительно небольших зеркал, а использовать один гигантский парус диаметра ~100 - 400 метров [3] и массой ~100-200 кг, поместив в его фокус тепловой коллектор эффективной площадью 500 м², что эквивалентно площади сферы с радиусом ~6 м. В такой концепции ядерный реактор играл бы роль источника энергии для «искусственного Солнца», которое движется вместе с КА и разгоняет его пока не закончится запас ядерного горючего.

КОНЦЕПЦИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ЯДЕРНОГО РЕАКТОРА ДЛЯ ФОТОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрим некоторые аспекты создания высокотемпературного источника тепла – ядерного реактора. Требования к такому реактору (за исключением вопросов безопасности) достаточно жесткие. Он должен обеспечивать работоспособность установки на протяжении нескольких лет для мощностей порядка нескольких сотен мегаватт при максимальной температуре установки.

Перспективным вариантом является использование реактора с газофазной активной зоной, содержащей фторид урана [8]. Несмотря на высокое давление (2-2.5 МПа) эта установка обладает достаточно большим размером. Здесь отсутствуют проблемы с поддержанием критичности, т.к. она обеспечивается циркуляцией топлива. При этом следует отметить, что газофазный реактор эффективен как тепловой ракетный двигатель, но не как энергетический источник.

Можно предложить второй вариант установки с псевдосжиженной активной зоной. Ядерная высокотемпературная установка, предназначенная для использования в качестве источника теплового излучения, в этом случае состоит из реакторного блока и источника теплового излучения (излучателя).

Реакторный блок состоит из ядерного реактора с псевдосжиженной активной зоной, систем теплоотвода, регулирования, защиты и управляющего блока. Предполагается, что топливо в активной зоне представлено в виде крошки (например, TRISO). Топливная засыпка удерживается в активной зоне вихревым потоком газа, который используется как теплоноситель и как рабочее тело в турбокомпрессорном агрегате. Рабочее тело – смесь гелия и ксенона. Энергия, выделяемая в топливе, передается газу и выносится из активной зоны в высокотемпературный излучатель. Давление в контуре теплоносителя реактора ~20 атмосфер, падение давления в активной зоне и в высокотемпературном излучателе составляет по предварительным оценкам 12 ат-

мосфер. Полная мощность реактора составляет ~1200 МВт, при этом полезная мощность, передаваемая блоку нагревателя, приблизительно равна ~1000 МВт. Предварительные оценки показывают, что для обеспечения собственных энергетических потребностей (для прокачки газа) достаточно утилизации тепла, выделяемого в конструкционных материалах и «утекающего» с внешней поверхности корпуса реактора. Для этого используется второй газовый контур с турбокомпрессорным агрегатом, т.е. установка имеет два излучателя – высокотемпературный (полезный) и низкотемпературный, предназначенный для собственных нужд. На прокачку теплоносителя при этом затрачивается около 3% энергии деления (~30 МВт). В нашем случае оптимизация параметров реакторной системы – это выбор температуры холодильника при заданной температуре нагревателя. Температура нагревателя определяет тепловые нагрузки на элементы конструкции, требования к ядерному топливу и т.п., т.е. является ограничивающим фактором. Для наиболее реалистичных вариантов реактора проведены расчеты массы установки и турбокомпрессорного агрегата с низкотемпературными холодильниками-излучателями. Эти данные представлены в табл. 1.

Таблица 1

**Параметры высокотемпературного реактора
с псевдосжиженным топливом**

Температура высокотемпературного излучателя	Температура низкотемпературного излучателя, К	Общая потеря мощности, МВт	Масса реакторной установки, т
2400	780	169	8,82
2500	796	163	8,68
2600	809	158	8,57
2750	824	150	8,43

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе рассматривается схема космического двигателя, использующего принцип преобразования тепловой энергии ядерного реактора в направленный поток светового излучения с помощью системы параболических зеркал. Получены основные соотношения для анализа динамики полета космического аппарата с таким двигателем. Выполнены оценки возможных космических миссий и показана возможность их практического осуществления на современном уровне техники на расстояния вплоть до 10000 а.е. Конечно при планировании полетов в космос на такие расстояния необходимы более глубокие научные и технологические исследования. Например, необходим корректный учет влияния притяжения Солнца и планет Солнечной системы, что может потребовать дополнительных энергетических затрат. Необходимы также и более детальные проработки как облика реакторной установки, ее систем управления, так и всей энергетической системы в целом. Можно констатировать лишь одно – возможность осуществления дальних миссий с помощью фотонной ракеты на основе ядерного реактора даже на сегодняшнем уровне развития реакторных технологий не выглядит абсолютно фантастической.

Литература

1. *Frisbee R.H.* Interstellar Mission Propulsion Studies – Status Update: Presentation to tenth Annual NASA/JPL/MSFC/AIAA Advanced Propulsion Research Workshop, 1999, April 5-8. - P. 125-153.
2. *Landis G.A.* Dielectric Films for Solar and Laser-pushed Laighsails: Proc. of Space Technology and Applications International Forum-2000, Albuquerque, NM.- 2000. - P. 989-992.

3. *Garner C.E.* A Solar Sail Design For a Mission to the Near-Interstellar Medium: Proc. of Space Technology and Applications International Forum-2000, Albuquerque, NM. – 2000. - P. 947-961.
4. *Lipinski R.J. et al.* NEP for Kuiper Belt Object Rendezvous Mission: Proc. of Space Technology and Applications International Forum-2000, Albuquerque, NM, 2000. - P. 1192-1201.
5. *Lenard R.X. and Lipinski R.J.* Interstellar Rendezvous Missions Employing Fission Propulsion Systems: Proc. of Space Technology and Applications International Forum-2000, Albuquerque, NM, 2000. - P. 1544-1555.
6. *Feynman R. et al.* The Feynman Lectures on physics. Addison-Wesley Publishing Company, Inc, Massachusetts. Palo Alto, London, 1963. - V. 1. - Chapters 15 and 27.
7. *Poupko V.Ya. et al.* Light Propulsion for Space Flight: Proc. of Space Technology and Applications International Forum-99, Albuquerque, NM. - 1999.
8. *Caveny, L.H. et al.* Orbit-raising and Maneuvering Propulsion: Research Status and Needs. // Progress in Astronautics and Aeronautics. Published by the AIAA, Inc. New York, 1984. – V. 89.
9. *Михайлов В.Н. и др.* Литий для синтеза и космической энергетики 21-го века. - М.: Энергоатомиздат, 2000.
10. *Kare J.T.* Pulsed Laser Thermal Propulsion For Interstellar Precursor Missions: Proc. of Space Technology and Applications International Forum-2000, Albuquerque, NM. – 2000. - P. 1278-1284.
11. *Winglee R.* Mini-Magnetospheric Plasma Propulsion (M2P2): High Speed Propulsion Sailing the Solar Wind: Proc. of Space Technology and Applications International Forum-2000, Albuquerque, NM, 2000. - P. 962-967.

Поступила в редакцию 1.03.2002

reactor core. Background for developing a correspondent methodology related with occurred bowing and deformation of fuel assemblies (FA) under operation, jamming of the rod cluster control assemblies (RCCA), and generation of enhanced inter-FA gaps impacting on local energy release in fuel, is under consideration. Schematization of WWER-1000 FA and reactor core design is outlined and implemented for developing the procedure for calculation of thermomechanical behaviour of the FA integrated into WWER-1000 reactor core. The description presents computational models, which are implemented for validation of thermomechanical behaviour of the WWER-1000 reactor cores and development of recommendations for the design improvement.

УДК 621.039.54

Calculation Method on the Longitudinal and Transversal Bowing of WWER-1000 Core Subassemblies under Operation \V.M. Troyanov, Y.U. Likhachev, V.I. Folomeev; Editorial board of journal «Izvestia visshikh uchebnikh zavedeniy. Yadernaya energetika» (Communications of Higher Schools. Nuclear Power Engineering). - Obninsk, 2002. - 10 pages, 4 illustrations. - References, 2 titles.

The paper reviews calculation method on the longitudinal and transversal bowing of WWER-1000 core subassemblies under operation. The method is based on the beam-pivot modelling of the sub-assembly (FA) bowing. FA is simulated by the multi-tied pivot system. Calculation method of non-linear FA bowing takes into account irradiation effects for structure materials, friction and slipping of fuel rods within spacer grids, external forces, weight acting, hydraulic forces etc. The solution of non-linear equation system is realized by the computer code "TEREMOK".

УДК 629.76:629.78

Application of Nuclear Photon Engines for Deep-space Exploration \A.V. Gulevich, A.V. Zrodnikov, Eu.A. Ivanov, O.F. Kukharchuk, D.V. Evtodiev; Editorial board of journal «Izvestia visshikh uchebnikh zavedeniy. Yadernaya energetika» (Communications of Higher Schools. Nuclear Power Engineering). - Obninsk, 2002. - 9 pages, 1 table, 3 illustrations. - References, 11 titles.

Conception of using the nuclear photon rocket engines for deep space exploration is proposed. Some analytical estimations have been made to illustrate the possibility to travel to 100 – 10000 AU using a small thrust photon engine. Concepts of high temperature nuclear reactors for the nuclear photon engines are also discussed.

УДК 502.3 (470.333)

Implementation of Neural Networks for Assessment of Surface Density Contamination with ^{90}Sr (For Territory of Bryansk Region as an Example) \R. Parkin, M. Kanevsky, E. Saveleva, I. Pichugina, B. Yatsalo; Editorial board of journal «Izvestia visshikh uchebnikh zavedeniy. Yadernaya energetika» (Communications of Higher Schools. Nuclear Power Engineering). - Obninsk, 2002. - 7 pages, 2 tables, 5 illustrations. - References, 10 titles.

The joint spatial analysis of surface density contamination of Bryansk region with radionuclides ^{90}Sr and ^{137}Cs is considered. Fallouts of these radionuclides as a result of the Chernobyl accident are correlated, that allows investigating their joint spatial structure and improving quality of spatial interpolation. The application of artificial neural network (Multilayer Perceptron) for an estimation of surface density contamination with ^{90}Sr is described. As a result of implementation of this approach the detailed maps of contamination with ^{90}Sr and ^{137}Cs for Bryansk region were created that is used in geoinformation decision support system for rehabilitation of radioactive contaminated territories.

УДК 574.4:502.3

Ecological Risk. 1. The Origin of Risk in Agrosphere and Natural Ecosystems under Pollution of the Environment \E.S. Fesenko, B.I. Synzynys; Editorial board of journal «Izvestia visshikh uchebnikh zavedeniy. Yadernaya energetika» (Communications of Higher Schools. Nuclear Power Engineering). - Obninsk, 2002. - 11 pages. - References, 21 titles.

The most fundamental problems for contaminated land risk assessment relate to bioavailability of contaminants relative to the study of bioavailability and toxicity criteria. Approach to risk assessment normally consist of three general components. Monitoring of biomarkers, bioconcentration, indicator species, changes in community structure. These indicators are seldom used in current risk