

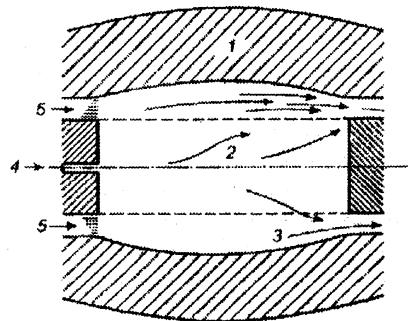
# ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ПОЛЕТОВ В ДАЛЬНИЙ КОСМОС

## П3.1. Ядерный ракетный двигатель с газофазным реактором

В качестве источника энергии для ракетных двигателей и энергетических установок может применяться ядерный реактор, в котором делящееся вещество находится в газообразном виде в виде урановой плазмы или в виде соединения урана, которое остается газообразным в рабочем диапазоне температур, например, гексафторид урана. Такой ЯРД может использоваться для будущих полетов на Марс и другие планеты солнечной системы.

Удельный импульс тяги двигателя определяется температурой нагрева и молекулярным составом газов, истекающих из сопла. Поэтому стремление увеличить удельный импульс тяги требует повышения температуры нагрева газа и использования газов, имеющих низкий молекулярный вес. Применение газофазного реактора, в котором рабочее тело нагревается излучением из зоны, заполненной урановой плазмой, позволяет использовать в качестве рабочего тела водород, который в принципе может быть нагрет до температуры, значительно превышающей температуру плавления конструкционных материалов.

Возможны различные варианты высокотемпературных тепловыделяющих элементов. Они отличаются друг от друга в основном способом организации течения и теплопередачи в твэл. Одной из наиболее перспективных схем газофазного полостного ядерного реактора представляется схема твэл с застойной зоной делящегося вещества [69]. В этом твэл делящееся вещество в виде урановой плазмы находится в центре полости, окруженной замедлителем-отражателем нейтронов, рис. П3.1. Вблизи стенок полости движется другой газ – рабочее тело, которое нагревается излучением высокотемпературной плазмы.



**Рис. П3.1.** Схема твэла газофазного полостного ядерного реактора:  
1 – отражатель-замедлитель; 2 – зона газообразного делящегося вещества;  
3 – зона протока рабочего тела; 4 – подпитка убыли делящегося вещества;  
5 – подача рабочего тела

Исследования газофазных ЯРД с замедлителем-отражателем из окиси берилля и рабочим телом водородом показывают, что их максимальный удельный импульс тяги может составить ~2000 с. Удельный импульс тяги газофазного ЯРД может быть существенно повышен, если использовать для снятия тепла с конструкции двигателя дополнительный контур охлаждения со сбросом тепла в космическое пространство посредством холодильника-излучателя. Этот контур может иметь свое рабочее тело или же использовать основное. Удельный импульс тяги в таких газофазных ЯРД может достигать 4000-6000 с.

Подобный двигатель может быть использован для обеспечения пилотируемой экспедиции к Марсу. При ограничении продолжительности полета 60 днями полная масса космического корабля на орбите Земли составляет ~2000 т, а при продолжительности 80 дней – вдвое меньше. Тяга двигателя, необходимая для таких полетов, составит ~200 кН, масса двигателя 100-120 т, удельный импульс тяги более 5000 с.

Газофазный ядерный реактор, использующий в качестве делящегося вещества плазму урана-235, может позволить получить в одном блоке сравнительно небольших габаритов очень большие тепловые мощности (десятки миллионов киловатт) при очень высоком уровне нагрева рабочего тела в реакторе (до 10000 К и выше). Эта особенность позволяет рассматривать газофазный реактор как основу перспективных энергетических установок будущего. Высокий уровень нагрева рабочего тела делает возможным применение эффективного прямого преобразования тепловой энергии в электрическую с помощью магнитогазодинамического генератора. Проекты космических ЯЭУ и ЯРД и планетных (в том числе наземных) электростанций с использованием газофазного реактора являются перспективным направлением применения ядерной энергии в освоении космоса в будущем.

### **П3.2. Применение ядерных фотонных ракет**

Главная цель полетов в дальний космос 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, способные удалиться от Земли на расстояния от 100 до 10000 астрономических единиц (а.е.) и далее.

На фоне различных предлагаемых экзотических концепций подходы, основанные на использовании в космосе энергии деления ядер, представляются вполне обоснованными и перспективными, так как, 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 году проф. 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 [70]. В основу рассматриваемой концепции космической двигательной системы положена идея преоб-

разования 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 установки тепловая энергия от реактора может доставляться в фокус такого зеркала с помощью системы тепловых труб, а в другом варианте – компактный высокотемпературный ядерный реактор может прямо размещаться в фокусе гигантского зеркала, а охлаждение реактора может осуществляться излучением. Заметим, что фотонный пучок, отраженный от поверхности параболического зеркала, становится практически параллельным.

Ядерный фотонный двигатель (ЯФД), см. рис. П3.2, имеет ряд преимуществ по сравнению с традиционными двигателями. К ним можно отнести

- максимальный возможный удельный импульс  $\sim 3 \cdot 10^7$  с, так как по сути дела рабочим телом в данном случае являются фотоны;
- высокую 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 ядерного 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.

Оценим, какие космические миссии возможны для ракеты с ядерным фотонным двигателем [71].

Для полета к ближайшей звезде, находящейся от Солнца на расстоянии  $\sim 4.2$  световых года, за время жизни одного поколения людей необходимо обеспечить ракете скорость, равную одной десятой скорости света (с). Это потребует  $\sim 10^{45}$  т ядерного горючего. Таким образом, предлагаемый способ полета на ракете с ЯФД к ближайшей звезде за время  $\sim 50$  лет в принципе невозможен! Аналогичные оценки показывают, что для достижения скорости ракеты  $\sim 0.01$  с потребуется  $\sim 300000$  т горючего, что также нереально для современного уровня развития ядерных технологий.

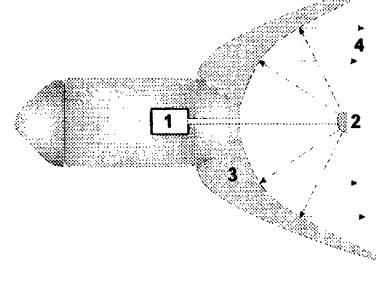


Рис. П3.2. Схема ракеты на основе ЯФД:

1 – реактор, 2 – коллектор тепла, 3 – параболическое зеркало, 4 – направленное излучение

Для достижения скоростей 1000 и 300 км/с (0.0033с и 0.001с) потребуется ~300 и 18 т ядерного горючего, соответственно. Последние величины представляются уже вполне разумными с современной технической точки зрения. Отметим, что при скоростях КА ~100-200 а.е./год возможно достижение космических объектов, находящихся от Солнца на расстоянии ~1000 – 5000 а.е., так как время полета до них составляет ~20 – 50 лет.

Расчеты показывают, что до пояса Купера (расстояние от Солнца ~50-100 а.е.) можно долететь за времена ~20 – 25 лет. При стартовой массе КА в 10 т. и мощности энергоустановки N=100 МВт тепловых потребуется ~5 т ядерного горючего.

Полет на расстояние ~1000 а.е. в течение 25 лет также возможен. Таким требованиям удовлетворяет, например, ракета с начальной массой в 20 т (16 т ядерного горючего) с ядерной энергетической установкой мощностью 2000 МВт<sub>теп</sub>. Отметим, что такие параметры близки к параметрам ядерной установки на основе американского реактора NERVA.

Еще более далекие космические миссии потребуют использования установок с существенно большими массогабаритными характеристиками. При этом полеты на расстояния ~5000-10000 а.е. могут быть осуществлены за времена ~50-80 лет.

Рассмотрим некоторые аспекты создания высокотемпературного источника тепла – ядерного реактора. Требования к такому реактору достаточно жесткие. Он должен обеспечивать работоспособность установки на протяжении нескольких десятков лет для значений тепловой мощности порядка нескольких сотен мегаватт при максимальной температуре установки.

Перспективным вариантом является использование реактора с газофазной активной зоной, содержащей гексафторид урана. 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.

Можно предложить также 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). Топливо в активной зоне представлено, например, в виде крошки. 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. Оценки показывают, что масса реакторной установки с псевдосжиженной активной зоной будет равна ~10 т.