

4. КОСМИЧЕСКИЕ ДВИГАТЕЛИ

Ученые и инженеры, работающие в области космонавтики, всегда стремились создавать наиболее эффективные ракетные двигатели. В частности, они пытались использовать ядерную энергию для нагрева рабочего тела, т.к. это позволяло сделать доступным полет космонавтов на Марс и другие планеты, а также полёты автоматических зондов за пределы Солнечной системы. Однако всевозможных трудностей, в том числе финансовых, возникло очень много, и сегодня ни Россия, ни США не имеют пригодных для установки на космический аппарат ядерных ракетных двигателей (ЯРД). Всё же и СССР и США примерно в одно время создали и испытывали на стендах прототипы таких двигателей.

4.1 Америка

В США работы по созданию ядерного ракетного двигателя «НЕРВА» (NERVA - Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application) были начаты в 1960 совместно с Комиссией по атомной энергии. Полученные в самом начале работ по программе «Ровер» в Лос-Аламосской лаборатории обнадеживающие результаты послужили поводом для того, чтобы президент Кеннеди в своей речи в 1961, посвященной планам высадки на Луну, призвал к ускорению работ по созданию ядерных ракетных двигателей, «которые обещают новые возможности в осуществлении заманчивых и беспрецедентных по масштабам исследований космоса за пределами лунной орбиты». Весной 1969 были завершены наземные испытания «Экс-Ф Прайм», прототипа ядерного двигателя.

По программе NERVA был разработан графитовый реактор, охлаждаемый жидким водородом, который испарялся, нагревался и выбрасывался через ракетное сопло. Графит был выбран из-за его высокой температурной стойкости. По проекту NERVA ЯРД должен был

развивать тягу 1100 кН в течение одного часа и иметь удельный импульс 800 сек, что почти вдвое превышает соответствующий показатель для химических двигателей.

Отработка ЯРД велась сразу на опытных полноразмерных реакторах без сопла - Kiwi. При этом тепловыделяющие элементы часто разрушались из-за трещин в защитном покрытии. До 1972 прошли испытания 20 ядерных реакторов, в том числе система NRX-A6 в течение одного часа работы реактора на полной мощности. 28 запусков стендовых ЯРДов имели суммарную продолжительность 4 ч. Испытания проходили на полигоне в штате Невада. В одном из вариантов ЯРД NERVA предварительно подогретый в рубашке охлаждения сопла и корпуса реактора



водород поступал в тепловыделяющие сборки, где за счет специально развитой поверхности теплообмена обеспечивался его нагрев до 2360 К. Часть горячих газов отбиралась для привода турбины турбонасосного агрегата, что обеспечивало расход водорода до 40,7 кг/с и тягу 33,6 т при тепловой мощности реактора 1510 МВт и массе 3400 кг.

Рис.32 Ядерная ракетная система подготовлена для испытания двигателя в Испытательном центре в шт. Невада. Реактор и сопло отчетливо видны над надписью NRX (NERVA Reactor Experiment - испытания реактора «Нерва»).

В январе 1973 изменение приоритетов в стратегии развития американской науки и техники заставило НАСА отказаться от своих планов осуществления пилотируемых межпланетных полетов и создания для этих целей ЯРД. Однако в начале 21-го века НАСА снова начала рассматривать возможности проведения полетов на Марс и создания там базы.

Кроме программы «НЕРВА», нацеленной на разработку ядерных двигателей с твердой активной зоной, создаётся ЯРД с газообразной зоной, удельная тяга которого лежит в диапазоне 1500–1600 с. Проект «Ровер» стал основой для разработки ЯРД, предназначенных для пилотируемого полета на Марс. Это - летный вариант компактного, размерами с письменный стол, реактора, мощность которого соответствует приличной гидроэлектростанции. В Центре им. Льюиса проведены оценки различных схем ядерных двигателей применительно к полету на Марс с возвращением корабля на Землю. Рассматривались: схема ядерного двигателя с твердой активной зоной и три схемы с газовой активной зоной — с регенеративным охлаждением элементов двигателя, со сбросом тепла в космос посредством излучателя и с прозрачными стенками, ограничивающими активную зону (типа «лампа»). Рассчитаны массы космических кораблей, стартующих к Марсу с околоземной орбиты, для различных по своим задачам экспедиций — краткосрочная экспедиций без высадки на Марс продолжительностью не более 200 суток и научно-исследовательская экспедиция с обстоятельным изучением планеты в течение 40-дневного пребывания на ней, посредством оставляемого на Марсе специального мобильного блока массой 140 т. Схема ядерного ракетного двигателя с регенеративным охлаждением и замкнутая цепь (или схема «лампа») позволят осуществить такую экспедицию за год, а краткосрочную — за 150 суток, при стартовой массе 130 т. Обеспечивающая большую удельную тягу схема со сбросом тепла в космос посредством излучателя позволит осуществить экспедицию за 200 суток, при стартовой массе 130 т, а краткосрочную - за 80 суток, при стартовой массе 90 т.

Недостатком ЯРД является радиоактивное излучение, основным источником которого служит активная зона ядерного реактора. Летом 1985 была развернута программа «Проджект Форкаст 2» (Project Forecast 2), нацеленная на поиск новых решений с высокими характеристиками. В фокусе исследований - создание безопасного компактного ядерного

двигателя для межорбитального транспортного аппарата. В Лаборатории космической техники начаты исследования по разработке двигателя с делящимся веществом в виде мелких частиц. Особое внимание уделено предотвращению нежелательных воздействий реактора на биосферу Земли при аварийном прекращении полета. Опыт, накопленный в ходе работ по проекту «Ровер» и программе «НЕРВА», показывает, что риск, связанный с конструкцией ядерной двигательной установки и ее эксплуатацией, может быть ограничен вполне приемлемыми пределами.

В 2005 в США принята программа разработки ЯРД для экспедиции, организованной на Марс в ближайшие 10 лет. Создание ракеты с ядерной двигательной установкой стало главным для NASA приоритетом в научно-исследовательских работах. Новый двигатель должен в три раза увеличить скорость полета ракеты и сократить время перелета до Марса до двух месяцев. При этом возможно будет применен газофазный ядерный двигатель, в котором медленно движущаяся газовая струя делящегося плутония окружена более быстрым потоком охлаждающего водорода.

Интересная идея создания двигателя, использующего реакцию аннигиляции материи и антиматерии, изучалась в рамках программы стратегической оборонной инициативы (СОИ) США. Антивещество в виде атомов хранится в электромагнитной ловушке и посредством магнитного поля подается в камеру двигателя, где оно взаимодействует с обычным веществом, превращаясь в гамма-излучение, которое нагревает рабочую жидкость и создает реактивную струю. Хотя магнитные ловушки используются в физике высоких энергий, для получения нескольких граммов антивещества, необходимых для полета, требуется огромное количество энергии.

4.2 СССР (Россия)

В СССР решение о создании ядерных стратегических ракет и ракет космического назначения было принято в 1957. Реальные эксперименты в этом направлении были начаты, после пуска на Семипалатинском полигоне импульсного реактора ДОУ-3 («До моего третьего удара», – шутил И.В.Курчатов. Реактор был пущен после его смерти). Ректор выдавал мощные потоки нейтронов и использовался для испытания радиационной стойкости материалов, топливных сборок и т.п. На этом реакторе удалось нагреть струю водорода до температуры 3000°С. В 1961 на Семипалатинском полигоне был запущен реактор ИГР и начаты первые эксперименты. В 1975-1989 на реакторе ИВГ-1 выполнена отработка тепловыделяющих сборок на ресурс в форсированном режиме при температурах до 3100 К и тепловых потоках 20 кВт/см³ (на порядок выше, чем в США). А на стендовом реакторе ЯРД минимальной размерности ИРГИТ проводились запуски при мощности 60 МВт и температуре 2650 К.

В 70-80-е годы КБ "Салют", КБ химавтоматики, ИАЭ, НИКИЭТ и НПО "Луч" (ПНИТИ) разработали различные проекты космических ЯРД и ядерных энергодвигательных установок. В КБ химавтоматики создавались ЯРД РД 0411 и ядерный двигатель минимальной размерности РД 0410 тягой 40 и 3,6 т соответственно. В результате были изготовлены реактор, «холодный» двигатель и стендовый прототип для проведения испытаний на газообразном водороде. В отличие от американского, с удельным импульсом не больше 8250 м/с, советский ЯРД за счет более жаростойких и совершенных по конструкции тепловыделяющих элементов и высокой температуры в активной зоне имел этот показатель равным 9100 м/с. Стендовая база «Байкал-1» для испытаний ЯРД размещалась в 60 км юго-западнее г. Семипалатинск-21. Она начала работать в 1962-м. В 1971-1978 на полигоне испытывались тепловыделяющие элементы прототипов ЯРД. С 1970 по 1988 год проведено около 30 «горячих» пусков реакторов. При этом мощность не превышала 230 МВт при расходе водорода до 16,5 кг/с и его температуре на выходе из реактора 3100 К. Все запуски прошли успешно и безаварийно.

Конструкторы ОКБ-11 С.П.Королева рассматривали несколько вариантов космических и боевых ракет, оснащенных ядерными ракетными двигателями (ЯРД). В качестве рабочего тела оценивались вода и сжиженные газы – водород, аммиак и метан. На созданных прототипах ЯРД достигнуты экстремальные для ядерных реакторов значения удельной мощности и температуры рабочего тела. Газоохлаждаемый реактор размером с небольшой бочонок имел параметры:



мощность 200 МВт, температуру газа 3200К, время непрерывной работы 10 минут и при этом излучал 2×10^{15} н*см²/с. Экспериментальный РД-0410 имел тягу 3,6 т при массе (вместе с радиационной защитой и рамой крепления) 2 т. Выигрыш очевиден.

Рис.33 Модель водородного ЯРД типа РД-0410 (разработчик «КБ химавтоматики», г.Воронеж)

Двигатель РД-0410 за 10 включений в течение 1 часа выдаёт тягу 3.6 т и скорость истечения 8,93 км/с при тепловой мощности реактора 196 МВт. Агрегат с теневой защитой, но без высотного сопла имеет длину 3.6 м, диаметр 1.6 м и массу 2 тонны. Нужно отметить, что размерность выбиралась такой, чтобы можно было испытать установку на существующих стендах. Но имеющиеся технологии позволяют, без принципиальных изменений конструкции и почти не меняя размеров и массы, создать двигатель тягой 40 тонн - для межпланетных кораблей, стартующих с околоземной орбиты этого больше чем достаточно. Можно и больше, но тогда нужно

перекомпоновывать тепловыделяющую сборку. Управление реактором осуществляется не стержнями, вводимыми в активную зону, а поворотными барабанами, заполненными карбидом бора, и расположенными в бериллиевом отражателе по ее периферии. Понятно, что такая схема (кстати, типовая для отечественных реакторов космического назначения, и известном «Топазе» то же самое) работает только при определенной геометрии реактора.

Масса силовой установки, использующей ядерные реакции деления, может быть всего порядка сотни килограммов (и даже меньше) а мощность при этом многократно превышать мощность двигателя внутреннего сгорания такой же массы. Вряд ли кто-то решится ставить ядерные реакторы на самолёты или автомобили. В космосе же требуются большая мощность и продолжительность работы двигателя при минимальном весе топлива, поэтому для космических транспортных систем будущего ядерная энергия может оказаться самой перспективной.

Разработка ракет с ядерным двигателям, предназначенных для вывода на орбиту искусственных спутников земли, была остановлена по экологическим причинам. Однако, ядерные ракеты для межпланетных путешествий продолжают разрабатываться. Предполагается, что на таких ракетах будут установлены высокотемпературные газоохлаждаемые реакторы, в которых в качестве теплоносителя используется водород.

4.3 Типы ЯРД космического назначения

Жидкостные (химические) ракетные двигатели открыли человеку дорогу в космос - на околоземные орбиты. Но дальше двигаться на этой энергетической базе бессмысленно: скорость истечения реактивной струи в них не превышает 4.5 км/с, а для межпланетных полетов нужны десятки километров в секунду. А чтобы получить конечную скорость больше скорости истечения нужно, чтобы отбрасываемая масса была значительно больше остающейся. В свою очередь, для дальних полетов эта конечная масса тоже не маленькая...

Следующим звеном ракетных двигателей стали ЯРД.

Ядерный ракетный двигатель - ракетный двигатель, рабочим телом в котором служит либо какое-либо вещество (водород), нагреваемое за счет энергии, выделяющейся при ядерной реакции или радиоактивном распаде, либо непосредственно продукты этих реакций. Различают радиоизотопные, термоядерные и собственно ядерные ракетные двигатели (используется энергия деления ядер).

ЯРД получили свое название благодаря тому, что создают тягу за счет использования ядерной энергии, т. е. энергии, которая выделяется в результате ядерных реакций. Ядерную энергию в ракетных двигателях можно использовать тремя способами: **1.** Высвобождаемая энергия используется для нагрева рабочего тела, которое затем расширяется в сопле, так же как в обычном

ЖРД. 2. Ядерная энергия преобразуется в электрическую и затем используется для ионизации и разгона частиц рабочего тела. 3. Наконец импульс создается самими продуктами деления, образованными в процессе ядерной реакции деления. Сейчас существует много видов ЯРД.

4.3.1 Ядерный взрывной двигатель

Использование энергии атомного взрыва. В 1960-х годах НАСА и Комиссия по атомной энергии США исследовали довольно экзотический метод получения тяги в рамках проекта «Орион». В этом методе разгон ракеты до большой скорости, необходимой для полета к другим планетам, осуществлялся путем последовательных взрывов небольших атомных зарядов, выбрасываемых за ракетой. Специальные гасители должны были сглаживать воздействие взрывов. В рамках проекта «Орион» построено несколько моделей платформ из алюминия; вопрос состоял в том, выдержит ли она быстрый рост температуры и давления, создаваемых химическими взрывами. В 1959 состоялся 100-метровый полет платформы, обеспеченный шестью последовательными взрывами, который продемонстрировал, что импульсный режим полета может быть стабильным. Воздействие высоких температур столь кратковременен, что поток тепла в платформу невелик, и охлаждения платформы не требовалось. Эксперименты показали, что такие материалы, как алюминий или сталь, подходят для изготовления платформы. Проект «Орион» отменен в соответствии с международными договорами по ограничению ядерных вооружений.

4.3.2 Радиоизотопный ЯРД

Из всех возможных типов ЯРД наиболее разработан тепловой радиоизотопный двигатель (например, на базе рассмотренных в предыдущих лекциях атомных тепловых батарей, использующих энергию, выделяющуюся при распаде радионуклида). Ядерные энергоустановки обладают уникальными характеристиками, к которым относятся практически неограниченная энергоемкость, независимость функционирования от окружающей среды, неподверженность внешним воздействиям. Однако максимальная мощность нынешних ядерных радиоизотопных установок ограничена величиной порядка нескольких киловатт, поэтому нельзя надеяться на широкое применение радионуклидных двигателей в космонавтике.

4.3.3 ЯРД с реактором деления.

Этот тип ЯРД представляет собой сочетание атомного энергетического реактора с ракетным двигателем. Существует множество ЯРД на базе реактора деления: твёрдофазный; газифазный; жидкофазный и коллоидный; термоядерный; импульсный и др.

ЯРД значительно эффективнее жидкостного реактивного двигателя (ЖРД), но только в определенном диапазоне. Они не могут запускаться на Земле, не могут возвращаться на Землю из-за остаточной радиации. Они требуют тяжелой радиационной защиты. Ядерные двигатели предназначены исключительно для работы в космосе. И то на очень высоких орбитах (600 километров и выше), чтобы космический аппарат вращался вокруг Земли многие столетия. Потому что «период высвечивания» ЯРД составляет как минимум 300 лет.

Многие системы ЯРД устроены так же, как у жидкостного ракетного двигателя. Только температура рабочего тела, истекающего из сопла и создающего тягу, повышается не за счет реакции окисления (горения) двух компонентов, а за счет тепловой энергии, выделяющейся в процессе деления ядер. Вместо камеры сгорания, в ядерном двигателе размещен реактор, способный нагреть газ до высокой температуры. Эта температура ограничивается стойкостью применяемых материалов. В реакторе можно разогревать любой газ, а энергетическая эффективность ракетного двигателя тем выше, чем это рабочее тело имеет меньшую молекулярную массу. Поэтому, если в ЯРД применить водород, то скорость истечения его из сопла будет в 3 раза выше, чем в лучшем - кислородно-водородном ЖРД, т.к. молекулярная масса в первом случае - 2 г/моль, а во втором - 18. Значит, для космического полета потребуется существенно меньше рабочего тела.

Замечание. В проектах электронно-импульсного двигателя выдвинута еще более перспективная идея – в качестве рабочего тела использовать электроны, у которых «молекулярная масса» в 4000 раз меньше, чем у водорода.

В качестве рабочего тела могут быть применены жидкий водород, аммиак, гидразин. Удельные импульсы соответственно — 900, 500, 450 сек.

Один из возможных вариантов двигателей для отрыва от Земли - это устройства, в которых урановый ядерный реактор будет разогревать водород до 2500°C , затем этот водород будет смешиваться с атмосферным воздухом и сгорать при температуре 4000°C . Подобная система пригодна только для отрыва от Земли. Более того, включать её будут только на высоте 10 тысяч метров, а до этого ракету должен будет тянуть обычный ракетный двигатель на химическом топливе, чтобы в случае аварии минимизировать ущерб. Похожим образом, но без участия кислорода, предлагается двигать космический аппарат и в открытом космосе: разогретый в ядерном реакторе водород выбрасывается наружу через сопла, создавая двигательный импульс.

Делящееся вещество в активной зоне реактора может находиться в твердом, жидком или газообразном состоянии.

ЯРД с твёрдофазным реактором деления. Создание подобного ЯРД открывает перед космонавтикой большие перспективы, поскольку его можно использовать для дальних полетов. Реакторы состоят из тепловыделяющих сборок, содержащих соединение урана-235 с замедлителем нейтронов (для уменьшения массы урана с десятков до нескольких килограммов) и окруженных отражателем нейтронов, а также из устройств, обеспечивающих запуск, регулирование и останов.

Типичный твердофазный реактор имеет вид цилиндра с высотой и диаметром 1-2 м. Он включает активную зону; отражатель, окружающий эту зону; управляющие органы; силового корпуса и другие элементы. Активная зона содержит ядерное горючее - делящееся вещество (обогащенный до 90% уран), заключенное в тепловыделяющих элементах, и замедлитель. Тепловыделяющие элементы твердофазного реактора пронизаны каналами, по которым протекает, постепенно нагреваясь, рабочее тело. Каналы имеют диаметр порядка 1-3 мм, а их суммарная площадь составляет 20-30% поперечного сечения активной зоны. Активная зона подвешивается при помощи специальной решетки внутри силового корпуса, с тем чтобы она могла расширяться при нагреве реактора (иначе она разрушилась бы из-за термических напряжений). Активная зона испытывает высокие механические нагрузки, связанные с действием значительных гидравлических перепадов давления (до нескольких десятков атмосфер) от протекающего рабочего тела, термических напряжений и вибраций. В отличие от американского, с удельным импульсом не больше 8250 м/с, советский ЯРД за счет более жаростойких и совершенных по конструкции тепловыделяющих элементов и высокой температуры в активной зоне имел этот показатель равным 9100 м/с.

ЯРД с газообразной активной зоной (ГФЯРД). Дальнейшим развитием ЯРД является ядерная двигательная-энергетическая установка на основе высокотемпературного газофазного реактора - ГФЯР. Возможны два типа ЯРД с газофазной активной зоной. В двигателе с удержанием ядерного горючего применяется вихревая закрутка или коаксиальные потоки для разделения газообразного ядерного горючего и рабочего тела во избежание смешения двух газов. В ЯРД с прозрачной ампулой также используются газодинамические силы для отделения газообразного ядерного горючего от стенок реактора, но в этом случае обеспечивается абсолютное разделение ядерного горючего и рабочего тела с помощью прозрачной ампулы.

В 50-е ядерные двигатели с газовой активной зоной привлекли внимание специалистов благодаря своим высоким характеристикам: в то время удельная тяга оценивалась величиной 6000 с при тяге, достигающей 130 кг. В 60-х рассматривались замкнутая и открытая схемы ядерных двигателей с газовой активной зоной. Реализация открытой схемы представляется более простой: необходимо лишь обеспечить требуемое содержание ядерного горючего путем соответствующей организации течения рабочего тела и управления реактором. Разогрев рабочего тела в ЯРД с твердофазным реактором ограничен температурой тепловыделяющих элементов и стойкостью их материала. А чем выше температура, тем больше удельный импульс двигателя. Однако если использовать газообразное ядерное топливо, то эта проблема снимается. Появляются возможности увеличения удельного импульса до 20-30 км/с при температуре рабочего тела до 12000К.

В основе одного из проектов такой установки - высокотемпературный ГФЯР со вспомогательными подвижными твердофазными тепловыделяющими сборками, которые обеспечивают критическую массу ядерного горючего. Основным элементом конструкции является одна или несколько рабочих камер, окруженных замедлителем-отражателем нейтронов. Ядерное горючее внутри камер удерживается изолированно от стенок в плазменном состоянии в количестве, необходимом для самоподдерживающейся цепной реакции. В промежутке между зоной делящейся плазмы и стенками организуется поток рабочего тела. Нагрев рабочего тела обеспечивается лучистым теплопереносом, при этом его температура на выходе рабочей камеры достигает 10000К. В центральной цилиндрической полости за счет магнитного поля соленоида, окружающего реактор, формируется малорасходная, «застойная», зона. Уран, находящийся в ней в газовой фазе, разогревает протекающий водород за счет распределенных в газе лучепоглощающих добавок и не смешивается с ним. Поглощение лучистой энергии рабочим телом обеспечивает одновременно и тепловую защиту стенок. Истекающая из сопла плазма обладает высокой электропроводностью и обеспечивает получение электрической энергии во встроенном в сопло МГД-генераторе. Эта энергия необходима для питания соленоида, насосов, подающих рабочее тело, и бортовых систем аппарата. Удельный импульс ГФЯРД достигает 20000 м/с.

Газофазный ТВЭЛ заключён в ампулу, в которую непрерывно поступает ядерной топливо. Топливо представляет собой либо пасту, содержащую мелкодисперсный урановый порошок и щелочные металлы, либо расплав урана, разогреваемого непосредственно перед подачей в камеру. Ураносодержащая струя, поступающая в камеру, под действием нейтронного потока высокой интенсивности разогревается, испаряется и переходит в плазменное состояние. Излучение от этой плазмы нагревает рабочее тело. Внутренняя стенка входного конического участка рабочей камеры выполняется из тугоплавкого сплава. Эта стенка газопроницаема, что позволяет вдувать водород и гелий вместе со струей ядерного топлива. Тем самым исключается образование рециркуляционной зоны на участке испарения топлива и турбулизация потока. Вдуваемый водород, в свою очередь, даёт периферийный спутный поток, отделяющий стенки камеры от центральной струи урановой плазмы.

Основная проблема при разработке газофазного реактора – снижение потерь делящегося вещества, которые не должны превышать долей процента от расхода рабочего тела. Некоторая часть урана постоянно уносится потоком водорода в окружающее пространство, но система подачи ядерного горючего все время компенсирует его убыль. Вынос ядерного горючего компенсируется его подачей в рабочую камеру либо в жидкометаллическом виде (1500К), либо в виде пастообразной смеси порошка с NaK эвтектикой. Энергоснабжение космического аппарата с ГФЯРД на режиме выключенной рабочей камеры осуществляют две газотурбинные энергоустановки общей мощностью 200 кВт с нагревом рабочего тела в твердофазных тепловыделяющих сборках. ГФЯРД имеет тягу 17,3 т при давлении в рабочей камере 100 кг/см² и скорости истечения водорода 20 км/с. Продолжительность работы на номинальном режиме при пяти включениях - около 3,5 ч. Мощность МГД-генератора должна составлять 25 МВт.

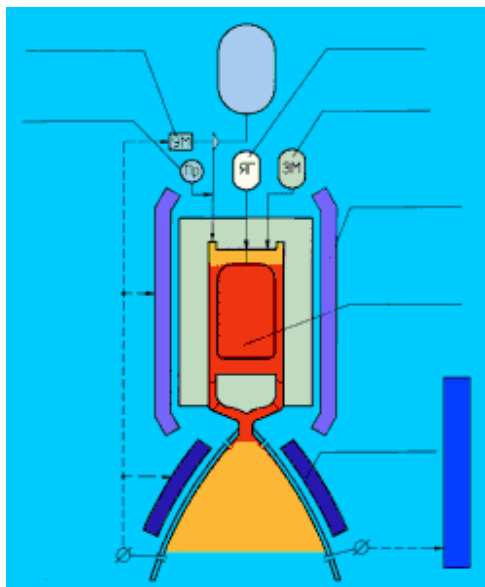


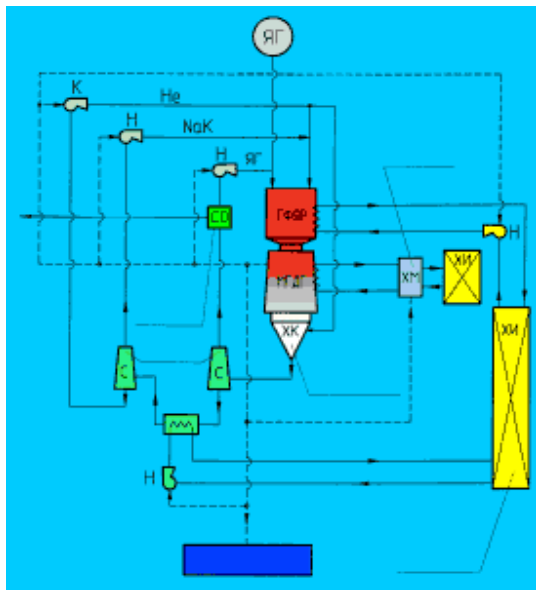
Рис.34 Газофазовый ядерный реактор, работающий по открытой схеме

Космические энергетические установки проектировались по открытой и замкнутой схемам. Если рабочее тело выбрасывается через реактивное сопло наружу, то установка представляет собой ядерный ракетный двигатель открытой схемы. В качестве рабочего тела используется водород, в который для обеспечения электропроводности и поглощения лучистого теплового потока добавляются присадки в виде паров NaK и Li, а также

вольфрамового порошка (при этом одновременно достигается приемлемая температура водорода у стенки камеры). Такой ЯРД имеет чрезвычайно высокие удельные характеристики (удельный импульс порядка 2000:3000 с). Если установка спроектирована таким образом, что рабочее тело выбрасывается наружу через МГД-генератор с высоким КПД, то имеем ЯКЭУ открытой схемы. Двигательная энергетическая установка открытой схемы (**Рис.34**) включает в себя однополостной реактор с кольцевым выходным каналом и газофазным твэлом с застойной плазменной зоной ядерного горючего. Стабилизация зоны осуществляется с помощью мощного внешнего соленоида.

В установках замкнутой схемы (**Рис.35**) преобразователем энергии является МГД-генератор, а все рабочие компоненты циркулируют по контуру, не имеющему связи с внешней средой. ЯКЭУ имеет весьма высокий КПД (30:40 %), низкие значения удельной массы преобразователя и удельного расхода рабочего тела. Присадки, вводимые в рабочее тело, помимо всего прочего, призваны способствовать МГД-взаимодействию. Кроме газофазного реактора и МГД-генератора в конструкции присутствуют холодильники, сепараторы и насосы. Рабочим телом является пар NaK в смеси с гелием. Выделяющееся избыточное тепло сбрасывается в космическое пространство с помощью излучателей. Вырабатываемая энергия используется для различных целей, одним из ее потребителей может быть электроракетный двигатель.

Преимуществом использования в замкнутых схемах ГФЯР, в котором вместо твердых твэлов используются газообразные, является принципиальная возможность обеспечения весьма длительного функционирования за счет соответствующей подпитки горючим взамен выводимых из контура во внешнюю среду продуктов ядерных реакций. Существенное значение имеет и то обстоятельство, что в замкнутых схемах требование к выносу ядерного горючего из реактора вместе с рабочим телом менее строгое, чем в открытых. Это позволяет рассматривать более



простую организацию процессов, допускающих большую степень смешения ядерного горючего и рабочего тела. При этом отпадает необходимость в магнитной стабилизации - плазменная зона из застойной превращается в струйную. Использование нескольких таких зон (многополостной реактор) улучшает массогабаритные характеристики ГФЯР. Известно, что между тепловой мощностью реактора и возможностями обеспечения приемлемого температурного режима элементов конструкции существует определенная зависимость. Исследованиями было установлено, что оптимальная тепловая мощность ГФЯР открытой схемы должна быть не ниже 2 ГВт, а замкнутой - 300 МВт (при давлении в рабочей камере порядка 1000 кгс/см²).

Рис.35. Газофазовый ядерный реактор, работающий по закрытой схеме

Вследствие преимуществ одноступенчатого космического корабля, стартующего с Земли, наиболее перспективным вариантом ЯРД с газофазной активной зоной является двигатель с прозрачной ампулой. Основной двигатель имеет несколько параллельных газофазных ядерных реакторов-полостей, заключенных в оболочку, работающую под высоким давлением. Жидкий водород нагнетается через замедлительно-отражатель и сопло, обеспечивая регенеративное охлаждение, и нагревается в полостях до очень высокой температуры за счет теплообмена излучением. После этого горячий водород расширяется в сопле и, истекая, создает тягу. Мощный насос, подающий под давлением жидкий водород, приводится в действие турбиной, работающей на водороде, который поступает из системы регенеративного охлаждения двигателя.

В единичной полости ЯРД с прозрачной ампулой за счет вихревого движения потока образуется стабильное ядро из делящегося вещества. Вихревой поток создается тангенциальным впрыском оптически прозрачного охладителя. Реакция деления газообразного ядерного горючего повышает его температуру до

нескольких тысяч градусов; температура на внешней границе зоны удержания горючего достигает 5500 - 27500К. Энергия из этой зоны передается главным образом тепловым излучением, которое проходит через прозрачную стенку, и поглощается газообразным рабочим телом - водородом, поглощательную способность которого увеличивают путем ввода небольшого количества вещества-присадки. Благодаря поглощению энергии теплового излучения средняя температура рабочего тела повышается до величины, составляющей ~80% от температуры на внешней границе зоны удержания горючего (4400 - 22000К). При расширении водорода с такой температурой в сопле удельная тяга составляет от 1100 до 5000 сек.

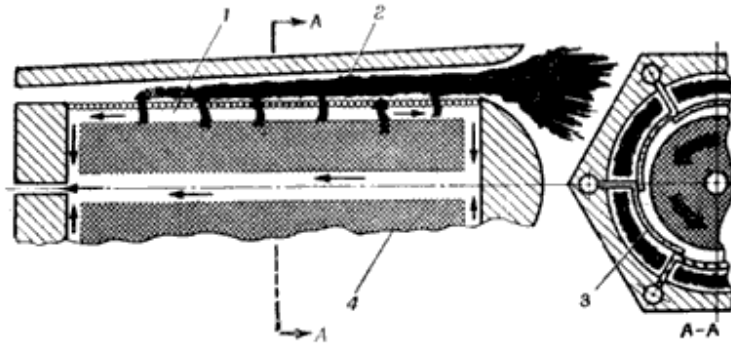


Рис.36. Геометрия единичной полости ЯРД с прозрачной ампулой. 1- охладитель (гелий или неон); 2 - рабочее тело - водород $T = 4400 - 22000\text{K}$; $I_{\text{уд}} = 1100 - 5000$ сек; 3 - прозрачная стенка; 4 - газообразное ядерное горючее, $T = 5500 - 27500\text{K}$.

Двухслойная прозрачная стенка поглощает менее 1% энергии излучения, испускаемой ядерным горючим, которая затем уносится охладителем ампулы

(например, гелием). Охлаждающий газ после ввода в полость служит буферной зоной для поглощения осколков деления, а также обеспечивает вращение ядра, образованного горючим. Для предотвращения конденсации горючего на стенке и для уменьшения ее нагрева за счет теплопроводности, конвекции и осколками деления необходимо отделить газообразное ядерное горючее от прозрачной стенки. Часть ядерного горючего и продуктов деления захватывается буферным газом, а затем отделяется от охлаждающего газа в охлаждаемой системе рециркуляции, что позволяет осуществлять повторный впрыск горючего и охладителя в полость.

Первый ЯРД с прозрачной ампулой будет иметь регенеративное охлаждение. Его удельная тяга равна 1500 - 2000 сек. Дальнейшее повышение удельной тяги двигателя связано с применением высокотемпературных космических излучателей для отвода энергии нейтронного и гамма-излучения, накопленной в стенках замедлителя. Такой вариант двигателя будет иметь удельную тягу в вакууме до 5000 сек при приемлемых значениях отношений тяги к весу двигателя.

Ввиду того что ЯРД с прозрачной ампулой обеспечивает надежное удержание ядерного горючего и продуктов деления при отношении тяги к весу, существенно большем единицы, его можно будет применять для выполнения задач вывода на орбиту одноступенчатого космического корабля, стартующего с Земли и ускоряющегося в пределах земной атмосферы.

Электрореактивные двигатели. Удельная тяга электрореактивного двигателя более высокая и лежит в диапазоне 850–4400 с. Межорбитальный аппарат, снабженный электро-ядерным ракетным двигателем, сможет доставлять с околоземной орбиты на геостационарную груз массой в три раза больший, чем с жидкостными двигателями на криогенных компонентах. Однако из-за низкой тяги электрореактивного двигателя продолжительность такой транспортировки увеличится до 200–400 суток, что может оказаться совершенно неприемлемым для некоторых грузов ввиду длительного нахождения в поясе Ван Аллена.

Ионный двигатели и двигатели Холла часто причисляют к электроракетным двигателям (тяга в которых обеспечивается за счёт электрической энергии). Рабочее тело ионизируется (реактивная струя ионов) и разгоняется электрическим (в ионных двигателях) или магнитным (в двигателях Холла) поле. Преимущество таких двигателей - чрезвычайно высокий удельный импульс (из-за высокой скорости реактивного ионного потока), гораздо выше чем у ЯРД.

Безопасность. С самого начала создания ЯРД особое внимание уделяли предотвращению нежелательных воздействий реактора на биосферу Земли при аварийном прекращении полета. Опыт показывает, что риск, связанный с конструкцией ядерной двигательной установки и ее эксплуатацией, может быть ограничен вполне приемлемыми пределами. ООН допускают возможность использования ядерных реакторов для освоения космического пространства при

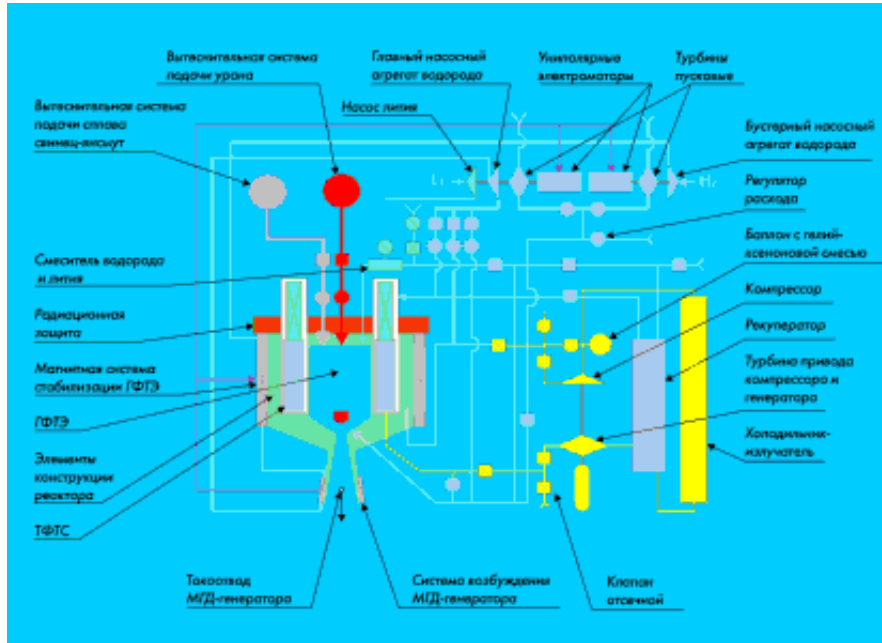
условии соблюдения мер безопасности. Эти меры подразумевают запрещение незапланированных критических режимов работы ядерных реакторов в космосе, устранение радиоактивных выбросов в случае аварий как на запуске, так и в полете, сохранение в допустимых пределах уровня радиационного облучения экипажа и обеспечение надежной работы двигательной установки.

В случае полета ракеты с ядерным двигателем запуск реактора будет осуществляться на орбите сборки космического корабля. До момента старта корабля со сборочной орбиты реактор будет находиться на нулевом уровне мощности, а после выведения реактора на рабочий режим космический аппарат начнет свое ускоренное движение от Земли. Время пребывания на сборочной орбите достаточен, чтобы уровень радиоактивности вышедшего из строя реактора постепенно снизился до безопасного при падении реактора на Землю. Посредством экранирования можно снизить радиоактивное облучение полезной нагрузки и экипажа до приемлемого уровня. Подбором формы топливного бака и других элементов аппарата, а также их размещением можно предельно снизить эффект вторичного излучения. Системы безопасности, включающие специальное диагностическое оборудование, позволят предотвратить возникновение отказов или разрушение систем и агрегатов, а контроль над заданным режимом работы реактора, осуществляемый экипажем и центром управления полетов, исключает возможность опасных отклонений от расчетного разгона и аварий на крейсерском режиме работы.

Особое место в системе безопасности занимает предотвращение радиоактивного загрязнения атмосферы и местности. В настоящее время проблема радиационной защиты космических аппаратов с ЯРД считается в принципе решенной. Решены также и принципиальные вопросы, связанные с обслуживанием ЯРД на испытательных стендах и пусковых площадках.

ЯРД для полёта на Марс. Концептуальная разработка ядерной двигательной энергетической установки для обеспечения марсианской экспедиции является последней по времени, вобравшей в себя весь предшествующий опыт. Установка основана на комбинированном однополостном газофазно-твердофазном реакторе трансформируемой конструкции массой 57,5 т (**Рис.37**). Прототипом устройства является комбинированный газофазно-твердофазный реактор «Лампа». Тепловая мощность реактора 2,14 ГВт. Твердофазные тепловыделяющие сборки (ТфТВС), размещенные по кольцу вокруг центральной полости реактора и снабженные приводными механизмами, обеспечивают необходимый уровень нейтронного потока и критичность при запуске, когда ядерное горючее в полости газофазного твэла отсутствует. По мере подачи и накопления в центральной полости ядерного горючего, т.е. образования плазменной зоны и формирования газофазного твэла, ТфТВС из активной зоны извлекаются, а реактор превращается в газофазовый ядерный реактор.

Благодаря трансформируемой конструкции установка может работать в двух режимах: - двигательном (газофазном) тягой 17 т при удельном импульсе 2000 с - на разгонных и тормозных участках траектории; - энергетическом (твердофазном) с электрической мощностью 200 кВт для обеспечения внутренних нужд космического аппарата без расходования рабочего тела - на маршевом участке траектории. Этот режим обеспечивается замкнутым газотурбинным контуром с гелий-ксеноновой смесью в качестве рабочего тела, преобразованием тепловой энергии в электрическую с КПД 20% и сбросом избыточного тепла через холодильник-излучатель (цикл Брайтона). На двигательном режиме работы электроснабжение обеспечивается встроенным в сопло многополюсным МГД-генератором мощностью 25 МВт с электродами и шинами возбуждения, ориентированными по образующим сопла. Минимизацию массогабаритных характеристик ГФЯР обеспечивают: применение в качестве ядерного горючего ^{233}U ; максимально возможное использование в замедлителе-отражателе реактора металлического, в том числе крупнокристаллического бериллия, а в остальной части - графита; использование для высокотемпературных элементов конструкций рабочей камеры тугоплавких металлов улучшенного изотопного состава, а для силовых корпусов реактора - высокопрочных титановых сплавов и упрочняющих углекомполитов; применение для сильноточных систем магнитной стабилизации, возбуждения МГД-генератора и электропривода насосов гиперпроводящего



алюминия (чистотой 0,9999), допускающего при жидководородном охлаждении плотность тока 100 А/мм^2 при удельном сопротивлении в десятки раз ниже, чем у меди.

Рис.37 ЯРД для полёта на Марс

Понятно, что экстремальные температурные режимы работы многих элементов конструкции ГФЯР и крайне агрессивная среда (расплавленный уран,

водород высокого давления, щелочные металлы) потребовали проведения глубоких материаловедческо-технологических проработок. В результате для системы подачи ядерного горючего были разработаны тугоплавкие сплавы на основе тантала - вольфрама - гафния, а также ниобия. Для некоторых участков стенок рабочей камеры были разработаны пористые тугоплавкие материалы как на основе вольфрама, так и молибдена, а для высокотемпературных фильтроэлементов - никеля и нихрома. Дальнейший анализ выявил исключительную эффективность применения рассмотренного выше ЯРД для марсианского экспедиционного комплекса. При полезной нагрузке 150 т стартовая масса марсианского энергетического комплекса (МЭК) на околоземной орбите составит 520...540 т (в зависимости от даты старта). Для сопоставления можно указать, что в случае применения ЯРД с твердофазным реактором стартовая масса МЭК составляла бы 730:800 т, а с химическим ЖРД - 1700:2500 т.

Кроме основных схем ЯРД – твердо- и газофазных, в 60–80-е годы широко исследовались и другие: с центробежным удержанием топлива (удельный импульс до 11000 м/с), твердофазные на стабильных компонентах топлива и с рабочим телом на основе гидрида лития, газофазные с шестифтористым ураном и др. По каждому из направлений получены ценные материалы, имеющие не только прикладное, но и фундаментальное теоретическое и практическое значение. Начатое в середине 70-х годов изучение установок с циркулирующим топливом на основе шестифтористого урана привело к разработке предложений по использованию такой схемы в энергодвигательном комплексе марсианской экспедиции.

В случае полёта на Марс ракеты с ядерным двигателем, запуск реактора будет осуществляться на орбите сборки корабля. До момента старта корабля со сборочной орбиты реактор будет находиться на нулевом уровне мощности, а после выведения реактора на рабочий режим космический аппарат начнет свое ускоренное движение от Земли. При отклонении вектора тяги от расчетного направления предусмотрена возможность отсечения тяги двигателя.