

## **Модуль 4 Двигательные установки реактивных систем управления космических аппаратов.**

### **4.1. Классификация, область применения и требования, предъявляемые к реактивным системам управления**

Одна из важнейших задач проектирования космического аппарата - обеспечение управления его движением в пространстве. От успешного решения ее зависят эффективность КА и выполнение программы полета.

Для управления движением космического аппарата в пространстве, в частности, для выполнения таких операций, как ориентация, стабилизация, коррекция орбиты, маневр и др., широко используются реактивные системы управления, представляющие собой двигательные установки с несколькими реактивными двигателями малой тяги, установленными в различных каналах управления, и общей системой питания.

К таким двигательным установкам предъявляются чрезвычайно жесткие требования, важнейшими из которых являются многократные (более  $10^4$  раз) запуски в условиях космического вакуума и невесомости и импульсный режим работы. В связи с этим работа таких систем осуществляется в основном в переходных режимах и влияние динамических факторов на основные характеристики систем чрезвычайно велико.

В настоящее время для управления космическими аппаратами применяются реактивные системы, в которых в качестве рабочего тела используются сжатые газы и продукты реакций одно- и двухкомпонентного топлива. Такие системы установлены, например, на советских и американских автоматических межпланетных станциях, советских космических кораблях «Союз», орбитальных станциях «Салют», американских космических кораблях «Аполлон» и орбитальной станции «Скайлэб».

Исходная энергия, которая может быть использована в ракетных двигателях малой тяги: энергия сжатого газа; химическая, ядерная или солнечная энергия.

Источник энергии сжатого газа - сам сжатый газ, находящийся в емкости (баке или баллоне); химической энергии - химические ракетные топлива - вещества, способные выделять тепло в результате химических реакций; ядерной энергии - ядерные ракетные топлива - вещества, способные выделять энергию в результате деления ядер тяжелых элементов, синтеза ядер легких элементов или радиоактивного распада; солнечной энергии - излучение Солнца.

Учитывая, что тип ракетного двигателя малой тяги определяется, прежде всего, типом источника энергии, а затем агрегатным состоянием применяемого топлива, в основу классификации ракетных микродвигателей, применяемых для управления движением космических летательных аппаратов, целесообразно положить указанные признаки (рис. 4.1).

Как отмечалось ранее, двигательная установка реактивной системы управления КА состоит из ракетных двигателей и системы питания. Система питания служит для подачи топлива (рабочего тела) к двигателям. Система питания состоит из емкостей для размещения топлива (рабочего тела) и при необходимости газа наддува для вытеснения топлива, а также агрегатов автоматики, обеспечивающих подготовку системы к работе, ее функционирование, отключение и т. д.

Ракетные двигатели малой тяги служат для создания реактивной тяги и состоят из управляемого клапана с приводом (обычно электромагнитным), открывающего или перекрывающего доступ топлива (рабочего тела) в камеру двигателя, где подготавливается рабочее тело, и реактивного сопла, в котором запасенная энергия рабочего тела преобразуется в кинетическую энергию реактивной струи.

Простейшими из всех ракетных двигателей малой тяги являются двигатели на сжатом газе. В газореактивных системах сжатый газ, размещенный в баллонах, с помощью агрегатов автоматики подается к двигателям, в соплах которых при обычной

температуре в процессе расширения потенциальная энергия сжатого газа превращается в кинетическую энергию реактивной струи. Эти двигатели чрезвычайно просты и надежны, однако они имеют невысокую экономичность (удельная тяга составляет 700 м/с) и применяются на небольших космических аппаратах при непродолжительном времени полета.

В ракетных двигателях малой тяги на жидком топливе, которые в настоящее время являются основными двигателями, применяемыми в системах управления космических аппаратов, в зависимости от типа экзотермической реакции происходит либо сгорание (для двухкомпонентного топлива), либо разложение топлива (для унитарного топлива) с выделением тепла и образованием продуктов реакции - рабочего тела, которое затем расширяется в сопле. Экономичность жидкостных ракетных двигателей значительно выше, чем у двигателей на сжатом газе (удельная тяга достигает 3000 м/с). Жидкостные ракетные двигатели применяют почти на всех типах космических аппаратов. Однако жидкостно-реактивные системы значительно сложнее газореактивных.

В последнее время появились также химические двигатели на двухкомпонентном газовом топливе для получения малых управляющих усилий. Принцип их устройства аналогичен устройству жидкостных ракетных двигателей.

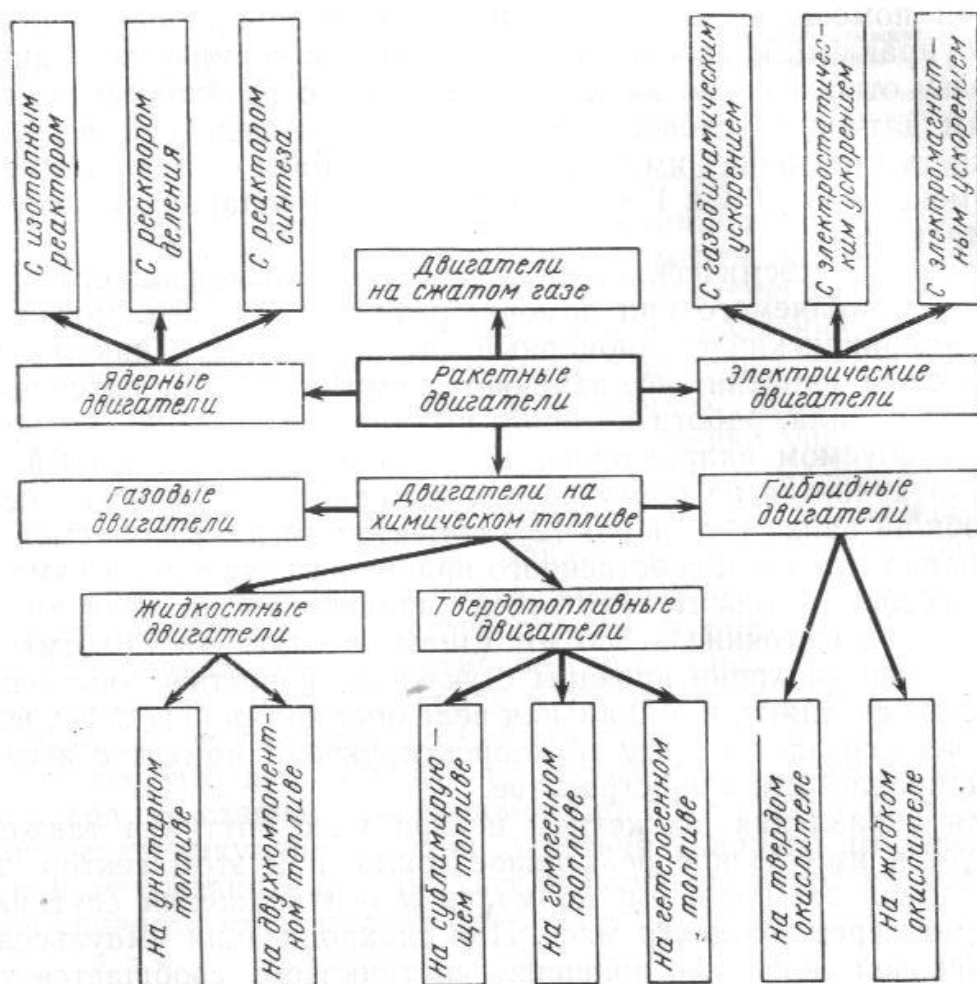


Рис. 4.1. Классификация ракетных двигателей малой тяги систем управления космических аппаратов

Характерная особенность твердотопливных двигателей состоит в том, что топливо обычно размещается в камере двигателя в виде зарядов определенной формы. Воспламеняется заряд специальным воспламенителем, а горение происходит по

поверхности, не защищенной бронирующим покрытием. Твердое топливо может быть либо гомогенным, т. е. представлять собой твердый раствор компонентов, один из которых нитроцеллюлоза, а другой - растворитель типа нитроглицерина и других веществ, либо гетерогенным (смесевым), т. е. механической смесью элементов окислителя и горючего. Микродвигатели на твердом топливе более просты, но менее экономичны (удельная тяга до 2500 м/с), чем жидкостные и значительно труднее поддаются регулировке. Возможен вариант размещения твердотопливного заряда в специальном аккумуляторе, откуда образовавшиеся продукты сгорания с помощью агрегатов автоматики подводятся к двигателям, устройство которых в этом случае аналогично устройству двигателей на сжатом газе с той лишь разницей, что они работают не на «холодном» газе, а на высокотемпературных продуктах сгорания.

К твердотопливным двигателям условно можно отнести и двигатели, в которых используется так называемое сублимирующее топливо, которое при нагревании до сравнительно небольших температур (до 1000° С) образует газообразное рабочее тело непосредственно из твердой фазы. В качестве таких топлив могут быть использованы, например, такие вещества как карбонат, сульфат и бисульфат аммония, метилкарбонат и др. К недостаткам таких двигателей относится невозможность получения с их помощью сравнительно больших уровней тяг и малая экономичность.

Гибридные двигатели сочетают элементы жидкостных и твердотопливных двигателей, причем возможны два варианта выполнения гибридного двигателя в зависимости от того, применяется ли горючее или окислитель в твердом виде. Другой компонент в этом случае применяется в жидком виде. При создании гибридных двигателей исходят из того, что во многих случаях наилучшие энергетические и массовые характеристики могут быть получены при использовании компонентов топлива, находящихся в различных агрегатных состояниях.

Если однокомпонентное рабочее тело нагревать, можно значительно увеличить эффективность двигателя. Такой нагрев можно осуществить, например, с помощью ядерных реакторов деления, тяжелых элементов. За счет подогрева рабочего тела в реакторе возможно резкое повышение экономичности двигателя (удельная тяга 10000 - 25000 м/с). Нагревать рабочее тело можно и в радиоизотопном реакторе.

Если ускорение рабочего тела проводить не газодинамически, а с применением электрического и магнитного поля, можно после предварительной ионизации рабочего тела разгонять одноименно заряженные частицы или нейтральную плазму до очень высоких скоростей и, следовательно, получать высокую экономичность двигателя (удельная тяга до 100000-200000 м/с). При этом в зависимости от типа устройства для разгона рабочего тела электрические двигатели подразделяются на электротермические (с газодинамическим ускорением), электростатические и электромагнитные. В электротермических микродвигателях рабочее тело нагревается стабилизированной электрической дугой, а в качестве рабочего тела используются обычно легкие вещества с малой молекулярной массой (водород, гелий и др.). В электростатических ракетных микродвигателях рабочее тело, в качестве которого обычно используются щелочные металлы - цезий, рубидий и др., а также такие вещества как ртуть, аргон и др., сначала подвергается ионизации, а затем образовавшиеся ионы ускоряются в сильном электростатическом поле до скоростей в десятки и сотни километров в секунду. Для того чтобы реактивная струя была нейтральной, предусматривается устройство для нейтрализации пучка ионов электронами. В электромагнитном (плазменном) двигателе рабочее тело находится в состоянии плазмы и разгоняется с помощью воздействующего на него электромагнитного поля до таких скоростей, как и в электростатических двигателях.

Основные требования к реактивным системам управления КА вытекают из условий их работы и определяются в основном величинами возмущающих сил и моментов,

действующих на летательный аппарат; массой аппарата, его моментом инерции, назначением двигателей, а также требуемой точностью управления.

Однако, несмотря на различия в этих требованиях для каждой отдельной системы и для каждого отдельного аппарата, основные требования для всех реактивных систем одинаковы и сводятся к следующим.

Ракетные двигатели малой тяги КА должны сохранять свою работоспособность после воздействия линейных и вибрационных перегрузок, действующих на участке выведения космического аппарата на орбиту.

На конструкцию действуют вибрационные перегрузки от работы маршевого двигателя, которые изменяются в широком спектре частот от нескольких единиц до нескольких тысяч колебаний в секунду и действуют в различных направлениях. Таким образом, основные нагрузки действуют на конструкцию системы во время работы двигателя первой ступени, когда аэродинамические нагрузки достигают максимальной величины. Двигатели и системы должны работать с чрезвычайно высокой надежностью в условиях космического вакуума, невесомости, широкого диапазона температур от высоких вследствие непосредственного нагрева солнечной радиацией до низких при потере тепла за счет излучения в космос; потоков метеорных частиц и космических излучений; воздействия агрессивных компонентов топлива на конструкционные материалы в течение длительного времени.

Двигатели и системы должны обеспечивать:

- работу в непрерывном режиме с заданным ресурсом и заданной величиной управляющего усилия;
- работу в импульсном режиме с заданным ресурсом и заданными величинами отдельных импульсов, характеристики которого как по частоте, так и по продолжительности включения двигателей могут сильно различаться;
- высокое быстродействие для получения малых значений угловых скоростей и точного управления движением летательного аппарата;
- высокую экономичность для минимального расхода отбрасываемой двигателями массы;
- минимальное энергопотребление при работе двигателей и системы;
- стабильность перечисленных параметров двигателей или так называемую воспроизводимость параметров;
- высокую герметичность всех подвижных и неподвижных соединений для исключения дополнительных возмущений движения летательного аппарата и потерь рабочего тела;
- высокую надежность работы, в противном случае при отказе реактивной системы управления летательный аппарат, как правило, не может выполнять возложенные на него функции;
- минимальные габариты и массу, причем масса системы является определяющим критерием при выборе того или иного типа системы;
- простоту и удобство в эксплуатации при хранении и подготовке к пуску;
- низкую стоимость изготовления и эксплуатации.

Тот или иной тип реактивной системы управления при проектировании космического аппарата выбирается сравнением характеристик различных систем и полетных требований, определяемых назначением летательного аппарата.

В качестве общих критериев для выбора типа системы можно предложить следующие:

1. Состояние разработки и степень отработанности.
2. Стоимость разработки и изготовления.
3. Возможность серийного изготовления и наличие сырьевой базы.
4. Минимально возможная величина единичных импульсов тяги.
5. Надежность.

## 6. Минимальная полная масса.

При равноценности первых четырех критериев систему выбирают сравнением двух последних критериев: надежности и полной массы системы.

Для определения областей целесообразного применения систем можно воспользоваться изображением этих областей в координатах полный импульс - тяга. При этом границы между областями предпочтительного использования различного типа систем представляют собой линии равной массы систем при постоянных величинах полного импульса и тяги.

На рис. 4.2 показаны области рационального применения реактивных систем управления КА в зависимости от тяги микродвигателей и полного импульса при использовании различных топлив. Из рисунка видно, что системы с использованием сублимирующего топлива целесообразно применять при весьма малых значениях тяги (менее 0,5 Н) и полного импульса (менее 5000 Н·с). До тяги 5 Н и полного импульса 100000 Н·с более рациональны системы на сжатом газе.

При значительно больших величинах полного импульса (100000 Н·с и более) и том же уровне тяги более выгодны системы с электрореактивными двигателями.

При тяге более 5 Н и значениях полного импульса более 10000 Н·с предпочтительнее системы на жидком топливе. В частности, при полном импульсе до 50000 Н·с - системы на жидком монотопливе, а при больших значениях полного импульса - системы на жидком двухкомпонентном топливе.

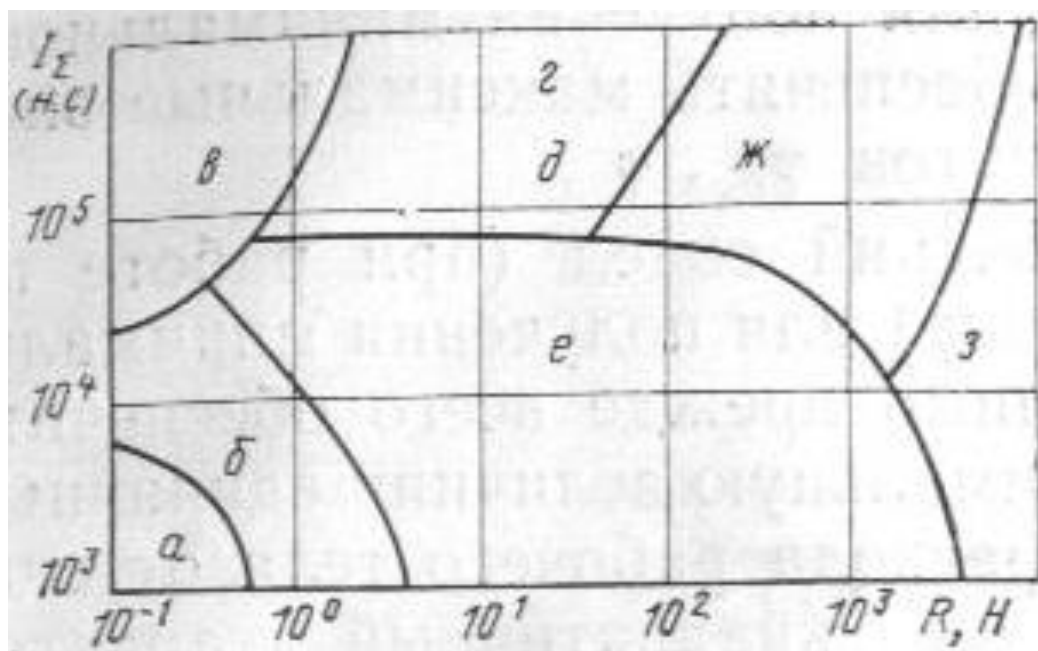


Рис. 4.2. Области рационального применения реактивных систем управления космических аппаратов в зависимости от тяги  $R$  и суммарного импульса  $I_\Sigma$  при использовании различных топлив: а - сублимирующие вещества; б - сжатые газы; в - электрореактивные двигатели; г, з - жидкое топливо  $H_2+O_2$ ; д - жидкое топливо  $A-50+N_2O_4$ ; е - жидкое монотопливо  $N_2H_4$ ; ж - жидкое топливо  $H_2+F_2$

На рис. 4.3 показано изменение массы реактивной системы управления от суммарного импульса тяги при использовании различных топлив. Из рисунка видно, что при суммарном импульсе более 5000 Н·с масса систем на сжатом газе превышает массу систем на жидком топливе, что объясняется более высокими энергетическими характеристиками жидких топлив.

В настоящее время широкое применение получили лишь реактивные системы на сжатом газе, жидком одно- и двухкомпонентном топливе и отчасти на твердом топливе. Системы с использованием ядерной и электрической энергии до сих пор еще не нашли

широкого применения в связи со значительно худшими массовыми характеристиками (большая масса ядерного реактора и источника электрической энергии). Твердотопливные микродвигатели получили значительно меньшее распространение в качестве двигателей систем управления из-за трудности обеспечения многократного запуска двигателя.

При выборе типа реактивной системы управления, кроме перечисленных факторов, следует учитывать, что наряду с требованиями реализации достаточно высоких значений полного и удельного импульсов тяги, частоты включений, возможности многократного и воспроизводимого запуска, ракетные микродвигатели являются прежде всего исполнительными органами системы управления и функционируют в соответствии с логикой ее работы.

Поэтому наибольшая экономичность системы может быть достигнута по разному в зависимости от двух принципиально различных режимов ее работы.

1. На режиме непрерывной тяги для получения минимального расхода рабочего тела необходимо обеспечить максимальные значения удельного импульса тяги  $I_y$  и коэффициентов полноты удельного импульса тяги  $\varphi_I$ .

2. На режиме импульсных включений сопел (при работе по предельному автоколебательному циклу) для получения минимального расхода рабочего тела необходимо, прежде всего, обеспечить максимальное быстродействие и минимальную величину единичных импульсов тяги  $I$ , ибо зависимость расхода рабочего тела от единичных импульсов тяги носит здесь квадратичный характер  $G \approx I^2 / I_y$ .

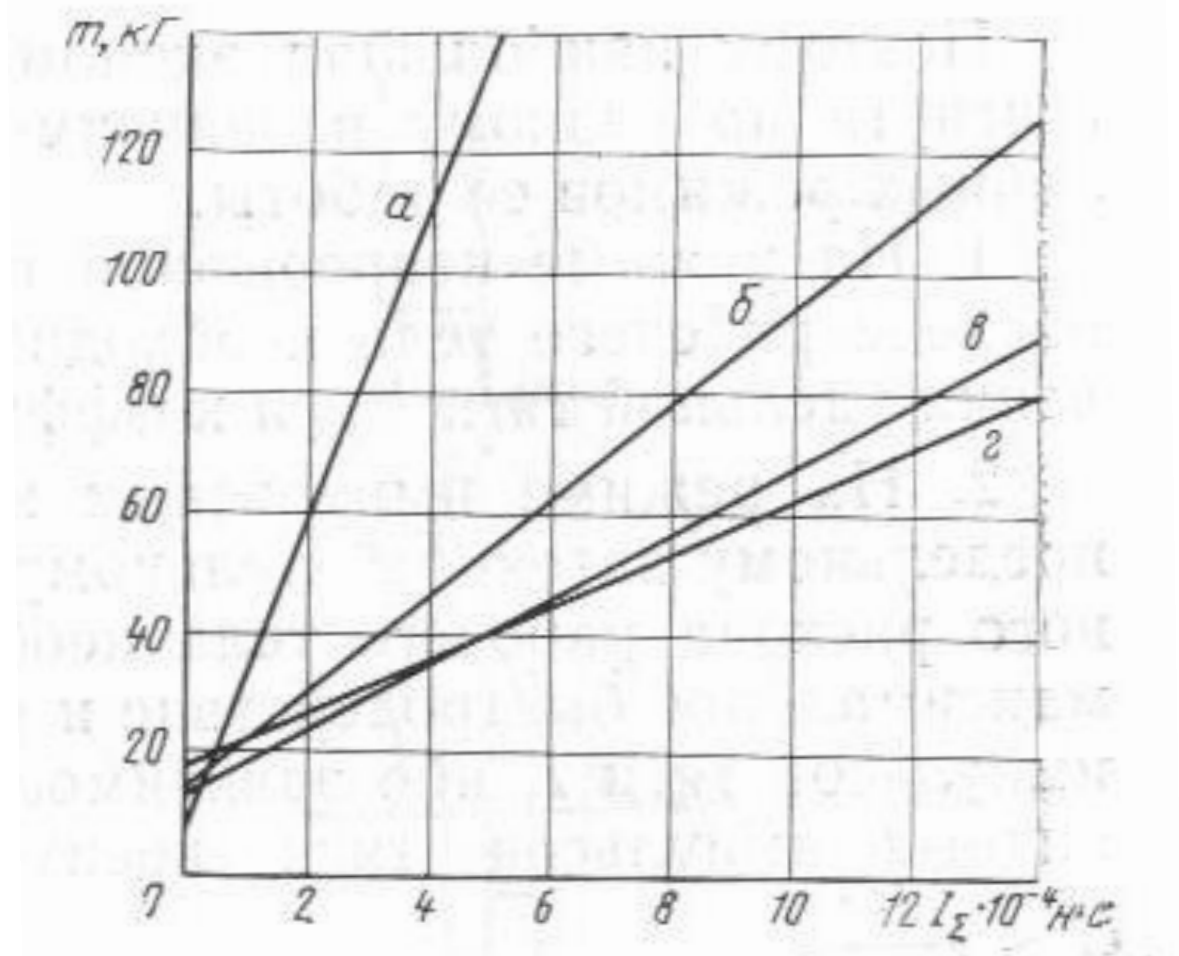


Рис. 4.3. Зависимость массы реактивной системы управления от суммарного импульса при использовании различных топлив: а — сжатый газ  $N_2$  ( $I_{y,n}=695$  м/с); б — жидкое монотопливо  $H_2O_2$  ( $I_{y,n}=1540$  м/с); в — жидкое монотопливо  $N_2H_4$  ( $I_{y,n}=2160$  м/с); г — жидкое двухкомпонентное топливо  $N_2O_4 + N_2H_4$  (или ММГ, НДМГ, А-50) ( $I_{y,n}=2740$  м/с)

Таким образом, высокие удельные параметры системы и применяемого рабочего тела сами по себе не всегда определяют ее эффективность и при оценке следует обращать внимание на отыскание таких режимов работы, при которых возможности системы и применяемого рабочего тела использовались бы наиболее полно.

## **4.2 Отличительные особенности ЖРДМТ**

Важной отличительной особенностью ЖРДМТ является низкий уровень тяги на непрерывном режиме работы. Величина тяги двигателя определяется, прежде всего, его назначением и выполняемой функцией в системе управления КА. К настоящему времени созданы двигатели этого класса, развивающие тягу от нескольких десятых долей ньютона до 1600 Н.

Вторая отличительная особенность ЖРДМТ заключается в том, они должны надежно работать как в непрерывном, так и в импульсных режимах. От двигателей активной системы управления пространственным положением КА требуется срабатывание до нескольких сотен тысяч раз, причем в зависимости от задач управления длительность одного включения двигателя может изменяться от нескольких сотых долей секунды до десятых ее долей. Эти включения двигателя могут следовать с разной частотой (скважностью). Если же двигатели используются для коррекции скорости или орбиты полета КА, то они работают непрерывно от нескольких секунд до нескольких минут. Столь широкий диапазон импульсных и непрерывных режимов обеспечивают ЖРДМТ, работающие на самовоспламеняющемся двухкомпонентном топливе азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

Создание совершенного ЖРДМТ с низким уровнем тяги, работающего с высокой степенью эффективности как в непрерывном, так и в импульсных режимах, представляет весьма сложную техническую проблему. Главная трудность заключается в малых значениях расходов топлива в ЖРДМТ, составляющих на непрерывных режимах в зависимости от номинала тяги величины от долей г/с до нескольких десятков г/с. В импульсных режимах величина расходуемого топлива за импульс намного меньше расхода в непрерывном режиме.

Такие малые расходы топлива не только при импульсной, но и при непрерывной работе двигателя, фактически исключают возможность использования в ЖРДМТ наружного регенеративного охлаждения стенок камеры одним из компонентов из-за малого теплосъема. Как следствие, для таких двигателей очень остро стоит задача защиты огневой стенки камеры двигателя от прогара и эрозии при контакте с высокотемпературными продуктами сгорания.

Одним из возможных путей решения этой задачи является организация у огневой стенки камеры низкотемпературного пристеночного слоя продуктов сгорания. Высокая экономичность двигателя при условии надежного внутреннего охлаждения может быть получена лишь при размещении большого числа топливных форсунок с очень малым расходом компонентов на смесительной головке малых геометрических размеров. Поскольку такие смесительные головки практически невозможно реализовать, то обычно на головке ЖРДМТ размещается сравнительно небольшое количество форсунок, а при малых тягах - один смесительный элемент. В результате неизбежно ухудшаются показатели экономичности рабочего процесса из-за появления в камере двигателя крупномасштабной неравномерности распределения компонентов по поперечному сечению камеры сгорания.

Достаточно типичной является схема смесеобразования в ЖРДМТ, формирующая двухзонную эпюру распределения компонентов. В приосевой центральной зоне (ядре) потока создается топливная смесь с соотношением компонентов, близким к

стехиометрическому, а в пристеночной зоне у огневой стенке подается в избытке либо горючее, либо окислитель. Чаще в избытке подается горючее.

Подача окислителя в камеру сгорания обычно осуществляется через одну или несколько форсунок, что определяется величиной расхода окислителя, только в центральную зону – ядро потока. Горючее подается через форсунки, расположенные ближе к периферии смесительной головки, на стенку камеры и в ядро потока. Это делается с целью создания низкотемпературного пристеночного слоя, высокотемпературного ядра потока. Количество форсунок зависит от расхода горючего. Располагаться они могут в один или несколько рядов. С увеличением тяги двигателя возрастает величина расхода горючего, что облегчает решение задачи охлаждения огневой стенки камеры. К тому же появляется благоприятная для повышения экономичности двигателя возможность оставшуюся от затрат на охлаждение часть горючего подать непосредственно в центральную область потока, разместив здесь же соответствующие форсунки.

Третья отличительная особенность ЖРДМТ заключается в необходимости надежно работать в условиях космического пространства в течение длительного времени, исчисляемого более десяти лет.

Эту особенность ЖРДМТ необходимо учитывать при проектировании новых двигателей особенно при выборе конструкционных материалов, проведении оценочных расчетов на прочность и надежность. Необходимо учитывать длительное воздействие на ЖРДМТ всех факторов космического пространства.

Испытания ЖРДМТ на земле необходимо проводить на специальных стендах, которые в максимальной степени имитируют условия космического пространства.

Целью испытаний двигателя является получение исчерпывающей информации, позволяющей сделать вывод о его функционировании в заданном диапазоне изменения различных воздействующих факторов. Проведение экспериментального исследования предполагает выполнение достаточно широкого комплекса измерений параметров двигателя, характеризующих его работу в условиях, наиболее близких к эксплуатационным. Поэтому при создании экспериментального оборудования и средств, обеспечивающих испытания, необходимо исходить, прежде всего, из назначения двигателя, определяющего уровень рабочих параметров, его конструктивное исполнение и другие особенности.

#### **4.3 Режимы работы ЖРДМТ. Динамические и энергетические параметры ЖРДМТ**

ЖРДМТ могут работать в непрерывном и импульсном режимах. Непрерывным считается режим работы ЖРДМТ при однократном включении такой продолжительности, при которой удельный импульс тяги практически не зависит от времени включения. Для большинства существующих двухкомпонентных ЖРДМТ продолжительность непрерывного режима находится в пределах от 0,25 до нескольких тысяч секунд.

Импульсным режимом работы называют режим многократных кратковременных включений ЖРДМТ, при котором удельный импульс тяги в общем случае зависит от времени включения, порядкового номера импульса и частоты включений.

Для большинства существующих двухкомпонентных ЖРДМТ время включения при импульсном режиме составляет 0,03-1,0 с.

Различают установившийся и неустойчивый импульсные режимы работы ЖРДМТ. Установившимся считают импульсный режим, при котором удельный импульс тяги не зависит от порядкового номера включения. На неустойчивом импульсном режиме удельный импульс тяги зависит от порядкового номера включения. Широкое распространение имеет также режим одиночных включений ЖРДМТ - режим работы с



паузами, в течение которых двигатель приходит в исходное состояние. Диаграмма работы ЖРДМТ приведена на рис. 4.4. На диаграмме показаны основные переходные процессы и интервалы времени, их характеризующие (динамические параметры ЖРДМТ). Время включения ЖРДМТ  $\tau_{вк}$  представляет собой интервал времени от момента подачи напряжения на управляющий электроклапан до момента снятия напряжения. Время останова - интервал времени от момента снятия напряжения с электроклапана до момента, когда тяга или давление в камере снизятся до условного значения, равного 0,1 значения тяги или давления в камере на непрерывном режиме. Это время характеризует последствие ЖРДМТ и обозначается  $\tau_{нд}$ . Сумма времени включения и останова  $\tau_p = \tau_{вк} + \tau_{нд}$  составляет время работы ЖРДМТ. Время выхода на режим  $\tau_{0,9}$  исчисляется как интервал времени от момента подачи напряжения на электроклапан до момента, когда тяга или давление в камере достигают значения, равного 0,9 значения тяги или давления в камере на непрерывном режиме. Интервал времени от момента снятия напряжения с электроклапана ЖРДМТ до момента подачи напряжения составляет паузу между включениями  $\tau_n$ . Отношение паузы к сумме времени включения и паузы называется скважностью включения ЖРДМТ:  $s = \tau_n / (\tau_{вк} + \tau_n)$ . Скважность можно также определить как произведение частоты включения (число включений в секунду) на паузу  $s = f \cdot \tau_n$ . Коэффициентом заполнения импульсного режима ЖРДМТ  $k_3$  называют отношение времени включения к сумме времени включения и паузы:  $k_3 = \tau_{вк} / (\tau_{вк} + \tau_n)$ . Значение  $k_3$  можно также определить как произведение частоты включения на время включения:  $k_3 = f \cdot \tau_{вк}$ .

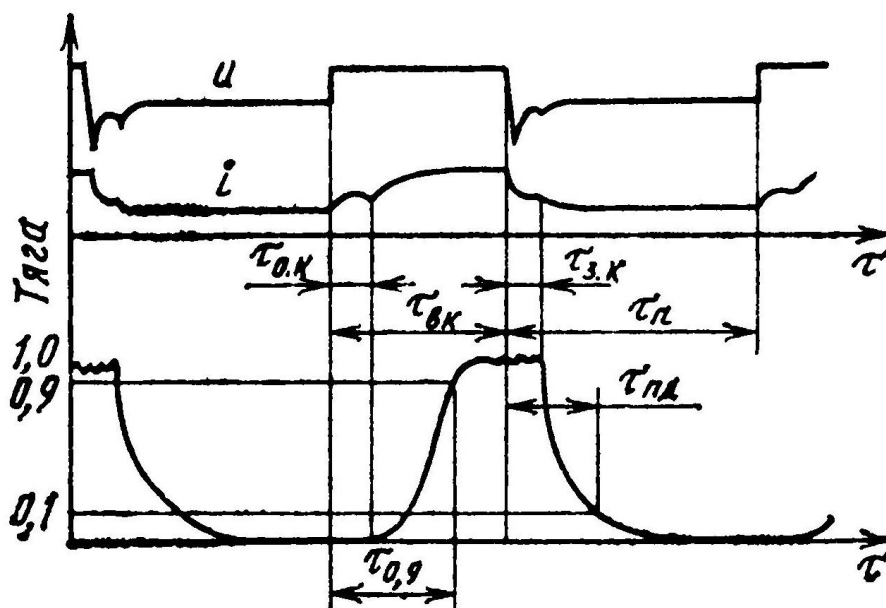


Рис. 4.4. Диаграмма работы ЖРДМТ:  $u$  - напряжения питания клапана;  $i$  - ток в обмотке клапана;  $\tau_{0,к}$  - время открытия клапана;  $\tau_{з,к}$  - время закрытия клапана

Понятие тяги ЖРДМТ используют обычно для установившегося непрерывного режима работы. Для других режимов используют понятие импульса тяги - интеграла тяги ЖРДМТ по времени. Составляющими импульса тяги являются импульс тяги при выходе на режим  $I_{0,9}$  и импульс последствия  $I_{нд}$ . Импульс тяги ЖРДМТ - один из основных параметров, задаваемых при проектировании.

Характеристикой экономичности ЖРДМТ является удельный импульс тяги, который определяется следующим образом:

- при непрерывном режиме работы - как отношение тяги ЖРДМТ к расходу топлива при установившемся непрерывном режиме:

$$I_{y.n} = P / \dot{m};$$

- при установившемся импульсном режиме работы - как отношение импульса тяги ЖРДМТ для серии импульсов из  $n$  включений при установившемся импульсном режиме работы к расходу топлива за  $n$  включений:

$$I_{y.u} = \int_0^{\tau} P d\tau / n\dot{m}, \text{ где } \tau = n(\tau_{\text{вк}} + \tau_n).$$

На экономичность работы двигателя в импульсном режиме оказывают влияние заклапанные объемы двигателя - объемы от седла клапана до среза сопла форсунок. При паузах между включениями более 0,01...0,02 с компоненты топлива из заклапанных объемов практически полностью испаряются, поэтому после команды на включение двигателя примерно 0,005...0,01 с затрачивается не на создание импульса, а на заполнение заклапанных объемов. Минимизация заклапанных объемов ЖРДМТ имеет большое значение для повышения эффективности двигателя.

Удельный импульс на импульсном режиме ниже, чем на непрерывном  $I_{y.u} < I_{y.n}$ ; разница между ними может составлять до 50 %.

Поскольку ЖРДМТ практически всегда работают при  $p \approx 0$  Па, то в дальнейшем для РДМТ будем опускать индекс «п» (в пустоте) и отмечать индексами импульсный («и») или непрерывный («н») режимы.

#### 4.4 Газореактивные двигательные установки КА

Газореактивные двигательные установки КА с использованием в качестве рабочего тела сжатого газа - самые простые и надежные из всех известных реактивных систем управления, в связи с чем они широко применяются на различных типах космических аппаратов. Их отличительные особенности:

- простота конструкции;
- высокое быстродействие;
- возможность получения весьма малых значений тяги и единичных импульсов тяги при их высокой стабильности;
- высокая надежность;
- возможность создания системы с длительным сроком работы в связи с неагрессивностью и стабильностью применяемых рабочих тел;
- простота эксплуатации;
- низкая стоимость изготовления и отработки.

Основной недостаток, ограничивающий применение реактивных систем управления на сжатом газе, - сравнительно невысокая экономичность (малая удельная тяга), что при больших значениях суммарного импульса тяги приводит к резкому ухудшению массовых характеристик. Другим недостатком таких систем является ограниченный уровень достижимых тяг газореактивных РДМТ.

Простота конструкции и высокая надежность предопределили применение реактивных систем управления на сжатом газе для космических аппаратов малых и средних размеров с целью предварительного успокоения, ориентации и стабилизации, а также разгрузки маховичных систем ориентации и выполнения программных разворотов.

Для РДМТ космических аппаратов, работающих по предельному циклу, реактивные системы на сжатом газе обладают несомненными преимуществами, так как в камере газореактивных двигателей отсутствуют процессы горения и разложения топлива, а изменение тяги по времени почти полностью соответствует изменению командного электрического сигнала.

Системы, в которых в качестве рабочего тела используется запасенный на борту космического аппарата сжатый газ, получили название газореактивных систем. Их называют еще так же системами на «холодном» газе, чем подчеркивается использование энергии сжатого газа без предварительного его подогрева (coldgasattitudecontrolsystems). В качестве рабочего тела в подобных системах применяют такие газы, как воздух, азот, аргон, аммиак, фреон и др.

Из рис. 4.5 видно, что азот и воздух обеспечивают получение наилучших энерго-массовых характеристик газореактивной системы. Эти рабочие тела обладают удовлетворительными эксплуатационными свойствами, широко используются в промышленности и имеют низкую стоимость.

Водород, гелий, неон, хотя и дают возможность получить высокую удельную тягу, но не нашли практического применения в реактивных системах из-за их малой плотности, так как с увеличением требуемого суммарного импульса тяги размеры и масса баллонов для размещения газа возрастают.

Для газореактивных систем большое значение имеет обеспечение герметичности всех подвижных и неподвижных соединений, чтобы исключить дополнительные возмущения движения летательного аппарата и потери рабочего тела.

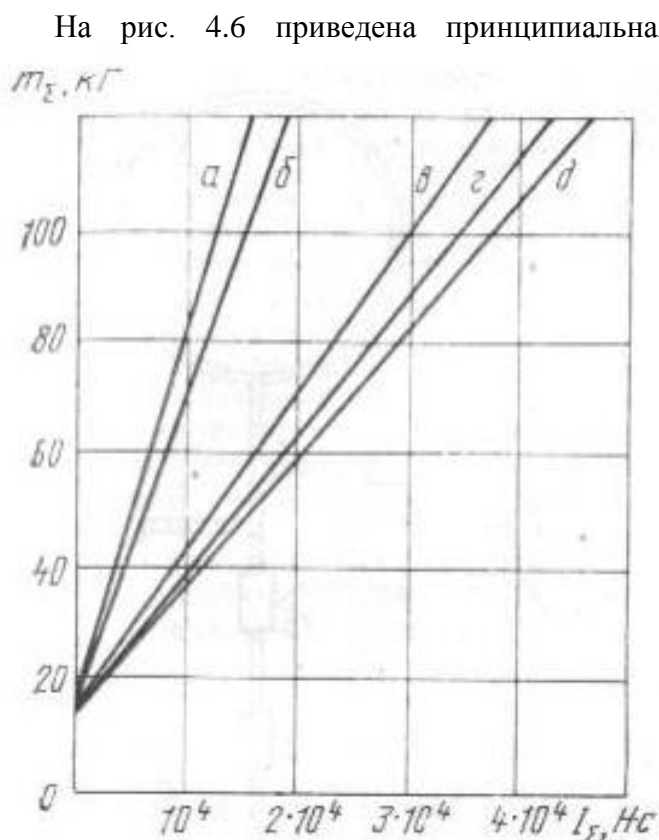


Рис. 4.5. Зависимость массы реактивной системы с двенадцатью двигателями от суммарного импульса тяги при использовании в качестве рабочего тела сжатого газа: Параметры системы:  $p_{б.н} = 21,0$  МПа;  $p_k = 0,35-1,4$  МПа;  $R=4,5-45$  Н; а - водород; б - гелий; в - воздух; г - азот; д - метан

постоянной величины управляющего усилия в системе. Редуцированный газ низкого давления по трубопроводу 6 поступает к коллектору низкого давления 9, а оттуда подводится к газореактивным микродвигателям 11, установленным в соответствующих каналах стабилизации. Двигатели включаются в работу при подаче электрической команды от системы управления на клеммы 10 питания электромагнитного привода

схема газореактивнойдвигательной установки, которая обеспечивает постоянное управляющее усилие при многократных включениях системы. Сжатый газ хранится на борту в баллоне 1. Через заправочно-дренажный клапан2происходит заправка газа и дренаж, а также необходимые проверочные операции. Предварительно система включается в работу подачей электрической команды на клеммы 10 пуско-отсечного клапана 3, который в период хранения герметично закрывает доступ газа в систему. После срабатывания пуско-отсечного клапана 3 газ высокого давления через фильтр 4 поступает к регулятору давления газа 5. Назначение регулятора давления заключается в редуцировании высокого давления до заданной величины и в поддержании этой величины в определенных пределах. Как будет видно из дальнейшего, поддержание постоянного давлениягаза после регулятора обеспечивает получение

клапана двигателя, при этом клапан двигателя открывается, и газ поступает в сопло двигателя. При истечении газа из сопла создается постоянное по величине управляющее усилие, а при многократном включении двигателя импульсы тяги почти повторяют по форме командные электрические сигналы от системы управления. В результате на аппарат действуют определенные управляющие моменты, которые управляют положением аппарата в пространстве. Предохранительный клапан 12 предназначен для исключения аварийной ситуации при временном повышении давления газа в коллекторе 9, например, из-за выхода из строя регулятора давления 5. Чтобы предотвратить в этом случае возникновение возмущений при срабатывании предохранительного клапана за счет истечения из него сжатого газа, организуется безмоментный выход газа из предохранительного клапана, т. е. истечение газа в противоположные стороны через одинаковые проходные сечения. Низкое давление газа в коллекторе 9 и, следовательно, тяга микродвигателей 11 контролируется с помощью датчика низкого давления 7 снятием с его клемм 8 определенного электрического напряжения. Высокое давление газа в баллоне 1 и тем самым герметичность системы контролируется с помощью датчика высокого давления 13 снятием с его клемм 3 определенного электрического напряжения.

На рис. 4.7 приведена принципиальная схема размещения газореактивнойДУ на автоматическом космическом аппарате «Маринер».

На рис. 4.8 приведена принципиальная схема ракетного двигателя на сжатом газе. Сжатый газ подводится к микродвигателю по трубопроводу 1. При отсутствии электрического напряжения питания на клеммах 10 клапан 5 с помощью пружин 2 прижат к седлу 6 и препятствует доступу газа в камеру 7 и сопло 8. Такая схема проста и обеспечивает надежную работу двигателя. Конструктивно клапанный механизм двигателя обычно объединен с электромагнитным приводом клапана в один блок. При подаче напряжения питания на электромагнитный привод клапан открывается. Клапанное устройство двигателя обеспечивает достаточно высокую герметичность (утечка азота при давлении перед клапаном 0,1 МПа не превышает  $0,83 \text{ мм}^3/\text{с}$ ).

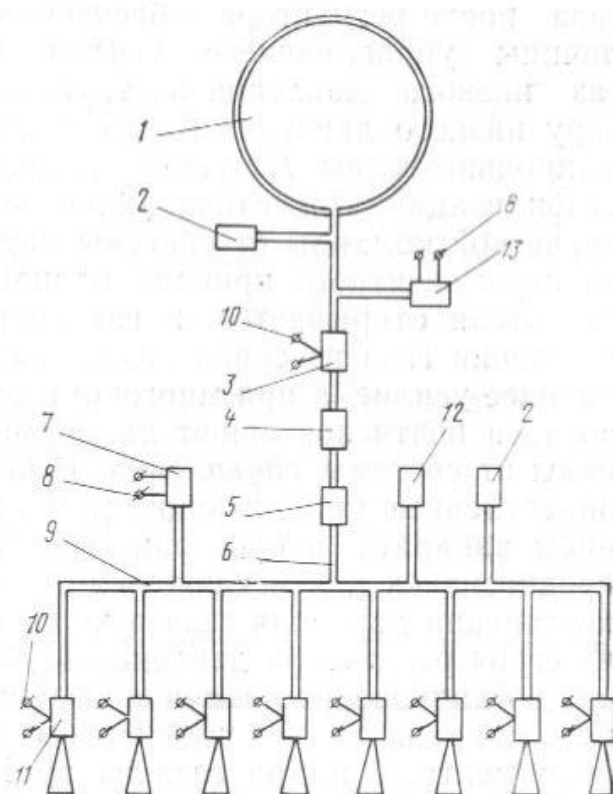


Рис. 4.6. Схема реактивной системы управления, в которой в качестве рабочего тела используется сжатый газ: 1 - баллон со сжатым газом; 2 - заправочно-дренажный клапан; 3 - пуско-отсечной клапан; 4 - фильтр; 5 - регулятор давления газа; 6 - трубопровод; 7 - датчик низкого давления газа в коллекторе; 8 - клеммы подвода электрического питания к датчикам; 9 - коллектор газа низкого давления; 10 - клеммы подвода электрического питания к клапанам; 11 - ракетный микродвигатель, работающий на сжатом газе; 12 - предохранительный клапан с безмоментным выходом; 13 - датчик высокого давления газа в баллоне

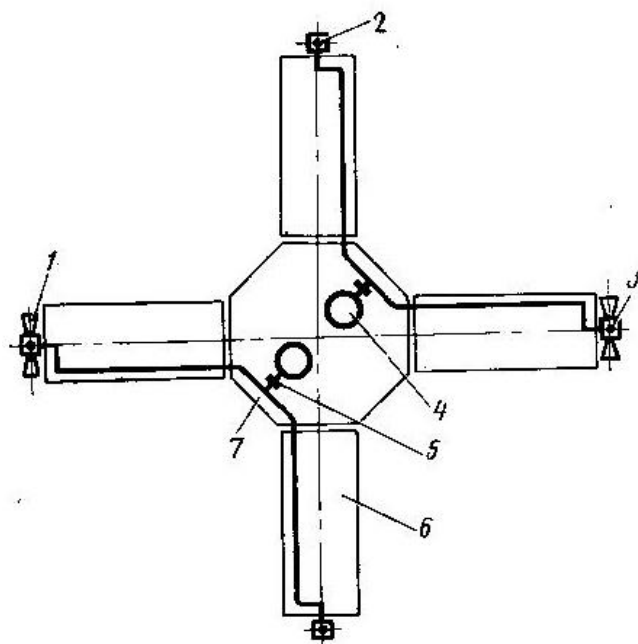


Рис. 4.7. Схема размещения газореактивной системы на американском автоматическом космическом аппарате типа «Маринер»: 1 - управляющие сопла в канале крена; 2 - управляющие сопла в канале тангажа; 3 - управляющие сопла в канале рыскания; 4 - баллоны для размещения сжатого газа (азота); 5 - регулятор давления азота ( $p_{раб}=0,1$  МПа); 6 - панели солнечных батарей; 7 - корпус аппарата

Для повышения экономичности газореактивных систем и улучшения их энергетических характеристик рабочее тело перед подачей его к двигателям можно предварительно подогревать в специальном теплообменнике.

На рис. 4.9 видно, что при подогреве рабочего тела удельная тяга двигателей может быть увеличена в несколько раз. Однако подогрев газа связан с затратой значительного количества энергии (рис. 4.10) и необходимостью иметь на борту специальный источник тепла.

Нагревается газ либо с помощью электронагревательного элемента, запитываемого от специального источника энергии, либо с помощью радиоизотопного источника энергии. Недостатком данной схемы является то, что микродвигатели работают на горячем газе, в связи с чем значительно ухудшаются условия работы клапанной пары и электромагнитного привода клапана. Кроме того, при применении электронагревательного элемента значительно увеличивается потребление энергии.

Для улучшения энергетических характеристик систем на газовом топливе, а также для повышения их герметичности американской фирмой TRV созданы системы, в которых газовое топливо запасается на борту в сжиженном состоянии, а затем газифицируется при подводе к рабочему телу тепловой энергии от электрического или

радиоизотопного нагревателя. Американской фирмой «Филко» создана система, в которой рабочее тело - водород хранится, в связанном виде в гидридах металлов (титан, цирконий, литий). Под воздействием теплового излучения гидрид металла разлагается и освобожденный водород истекает через сопла. При истечении водорода обеспечивается удельный импульс тяги порядка  $I_y = 5000$  м/с.

Несмотря на отмеченные преимущества газореактивные системы с подогревом рабочего тела получили ограниченное применение главным образом из-за отсутствия, как правило, на борту космического аппарата достаточно мощных источников энергии.

Примеры применения в настоящее время газовых РДМТ разработки отечественного предприятия НИИМАШ в ракетно-космической технике с информацией об характеристиках двигателя приведены на рис. 4.11 и 4.12.

Таким образом, газореактивные системы можно разделить на системы на «холодном газе» и системы с радиоизотопным или с электроподогревом рабочего тела.

В системах на «холодном» газе в качестве рабочего тела используют азот, аммиак, аргон, фреон и др. При этом система обеспечивает тягу  $R=2 \cdot 10^{-2} \dots 45$  Н, удельный импульс тяги  $I_y = 500 \dots 700$  м/с и суммарный импульс тяги  $I_\Sigma \leq 5850$  Н·спри времени запаздывания системы  $\tau_{0,9} = 0,005 \dots 0,008$  с и  $\tau_{0,1} = 0,01 \dots 0,02$  с.

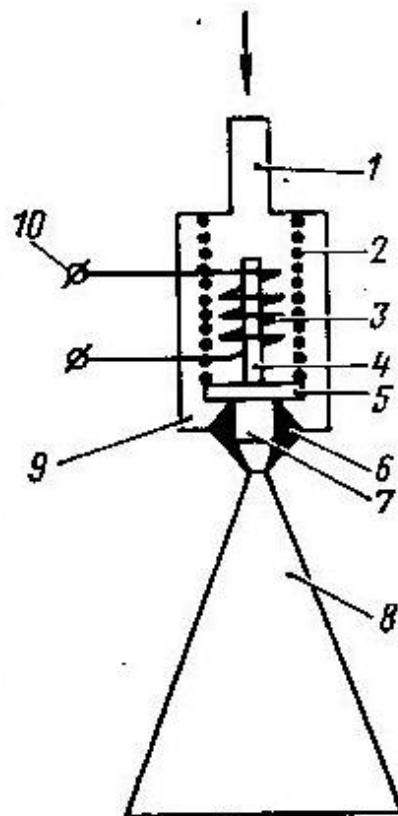


Рис. 4.8. Схема ракетного микродвигателя, работающего на сжатом газе: 1 - трубопровод подвода рабочего тела; 2 - пружина; 3 - обмотка электромагнитного привода клапана; 4 - якорь электромагнитного привода клапана; 5 - клапан; 6 - седло; 7 - камера; 8 - сопло; 9 - корпус клапана; 10 - клеммы подвода электрического питания к электромагнитному приводу клапана

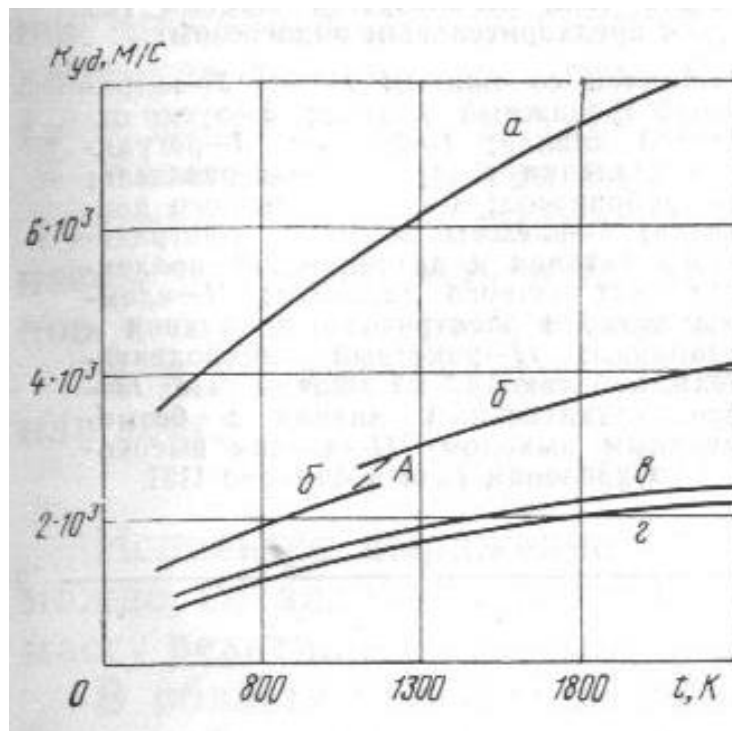


Рис. 4.9. Теоретический удельный импульс различных рабочих тел в зависимости от температуры их подогрева: а - водород; б - аммиак; в - азот; г - углекислый газ; А - увеличение удельного импульса за счет разложения аммиака

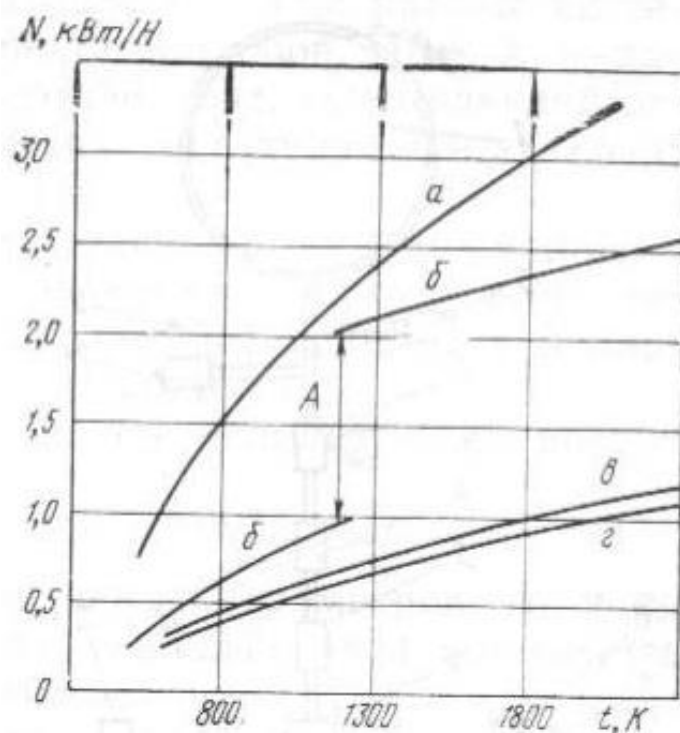
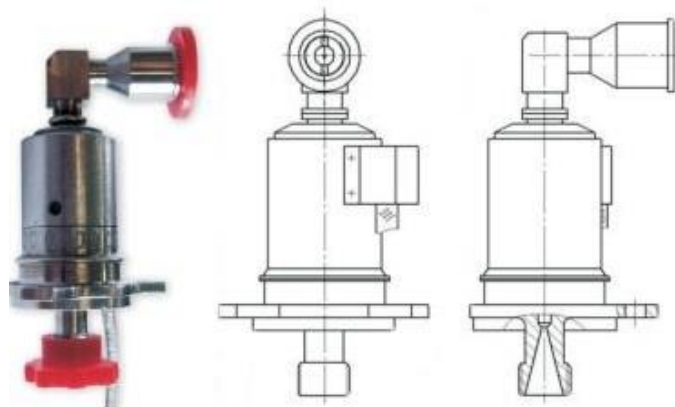


Рис. 4.10. Потребляемая мощность на единицу тяги двигателя в зависимости от температуры подогрева рабочего тела для различных рабочих тел: а - водород; б - аммиак; в - углекислый газ; г - азот; А - энергия, необходимая для разложения аммиака

### Газовый ракетный двигатель малой тяги МД08-02

Предназначен для применения в двигательной установке возвращаемого аппарата космического аппарата международной программы «Фобос-Грунт».



|  |                |
|--|----------------|
| Рабочее тело                               | Азот/гелий     |
| Номинальная тяга, Н                        | 0,8/0,73       |
| Удельный импульс в непрерывном режиме, м/с | 716/1657       |
| Номинальное давление на входе, МПа         | 1,77           |
| Максимальное давление на входе, МПа        | 1,96           |
| Минимальное давление на входе, МПа         | 1,47           |
| Минимальный импульс за включение, Нс       | 0,043/0,039    |
| Время включения, с                         | 0,030...2 00   |
| Габаритные размеры, мм                     | 58,2x31,8x31,2 |
| Максимальная масса, кг, не более           | 0,066          |
| Максимальный диаметр сопла, мм             | 8              |
| Геометрическая степень расширения сопла    | 64             |
| Ресурс по времени включений, с             | 10 000         |
| Количество включений                       | 80 000         |
| Номинальное напряжение, В                  | 27             |
| Диапазон напряжений, В                     | 20...34        |
| Ток срабатывания, А                        | 0,05...0,07    |

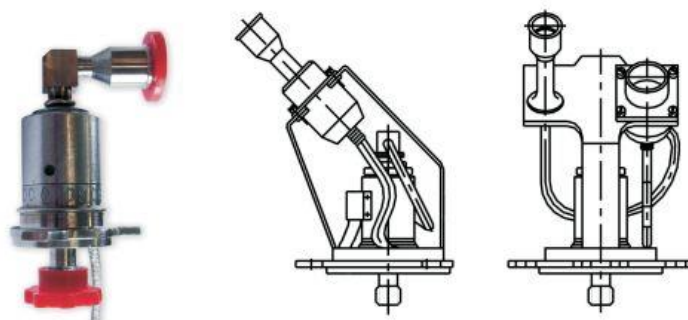
Рис. 4.11.



## **Газовый ракетный двигатель малой тяги МД08**



Двигатель предназначен для точной ориентации космических аппаратов в пространстве по командам, подаваемым системой управления. Двигатели МД08 обеспечили успешное выполнение полета космических аппаратов серий «Космос» и «Экспресс»



|  |               |
|--|---------------|
| Рабочее тело                                       | Азот/гелий    |
| Номинальная тяга, Н                                | 0,8/0,73      |
| Средний удельный импульс в непрерывном режиме, м/с | 716/1657      |
| Номинальное давление на входе, МПа                 | 1,77          |
| Рабочее давление на входе, МПа                     | 1,47...1,96   |
| Время включения, с                                 | 0,030...2 000 |
| Габаритные размеры, мм                             | 84x61x55      |
| Максимальная масса, кг                             | Не более 0,25 |
| Количество включений                               | 80 000        |
| Рабочее напряжение, В                              | 27±7          |

Рис. 4.12

#### **4.5 Реактивные двигательные установки системы управления КА на однокомпонентном жидком химическом топливе**

Реактивные системы на однокомпонентном жидком топливе - наиболее простые из всех жидкостных систем управления, в связи с чем они нашли широкое применение на многих типах космических аппаратов.

Реактивные системы на однокомпонентном жидком топливе имеют ряд преимуществ: для работы ракетного двигателя требуется только один бак с одним питающим устройством и соответственно меньшее количество агрегатов автоматики. В связи с этим значительно упрощается система подачи и впрыска топлива, а также конструкция баковых устройств.

Жидкостные реактивные микродвигатели на однокомпонентном топливе значительно проще двухкомпонентных, так как функция форсуночной головки у них сводится лишь к подаче одного компонента в камеру двигателя, а функция смешения компонентов полностью отпадает. Кроме того, отпадает необходимость в устройствах для поддержания требуемого соотношения компонентов топлива, от которых зависит качество процессов в двигателе, а также эффективность его работы.

Работа двигателя на однокомпонентном топливе менее чувствительна к изменению температуры окружающей среды. Для двухкомпонентных топлив температура по-разному влияет на изменение плотности горючего и окислителя. Для данного объема впрыскиваемой жидкости изменение плотности влияет на рабочее соотношение компонентов топлива. В результате этого один бак опорожняется раньше другого.

Процесс генерации рабочего тела в микродвигателях на однокомпонентном топливе чрезвычайно прост и происходит обычно при контакте топлива с катализатором разложения. Относительно низкая температура рабочего тела (менее 1200°С) исключает необходимость в специальной системе охлаждения камеры, что также повышает надежность работы двигателя.

Получение «чистых» продуктов разложения топлива, не содержащих углерода, играет существенную роль особенно при установке на борту космического аппарата оптических устройств, очень чувствительных к загрязнению.

Несмотря на очевидные преимущества, системы на однокомпонентном жидком топливе имеют и ряд существенных недостатков, которые ограничивают их применение.

Основные из них следующие:

- ухудшение динамических характеристик и экономичности двигателей при работе с малой частотой и длительностью включений;
- трудность создания достаточно надежного катализатора разложения топлива, не требующего для работы предварительного подогрева, который выдерживал бы большую расходонапряженность и значительный ресурс;
- высокая стоимость катализатора разложения топлива.

К жидким однокомпонентным ракетным топливам предъявляются, как известно, следующие основные требования:

- обеспечение высокой удельного импульса тяги;
- достаточная химическая и термическая стабильность;
- взрывобезопасность в условиях эксплуатации;
- совместимость с конструкционными материалами;
- большая плотность;
- минимальная токсичность;
- обеспеченность сырьевыми ресурсами.

Из однокомпонентных жидких топлив наиболее полно этим требованиям отвечают такие топлива как высококонцентрированная (90-98%) перекись водорода  $\text{H}_2\text{O}_2$  и гидразин  $\text{N}_2\text{H}_4$ .

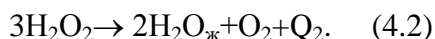
Гидразин и перекись водорода разлагаются в присутствии соответствующих катализаторов с выделением тепла и образованием высокотемпературного чистого рабочего тела, не содержащего твердых частиц, углерода и т. д.

Для разложения перекиси водорода применяют перманганат калия. Каталитические воздействия на перекись водорода оказывает не сам перманганат, а перекись марганца  $MnO_2$ . При 100%-ной концентрации  $H_2O_2$  и перманганата калия реакция образования  $MnO_2$  выглядит так:



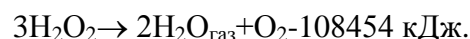
Перекись марганца сохраняется на поверхности пакета катализатора. Количество и активность  $MnO_2$  достаточны для разложения значительного количества  $H_2O_2$ , непрерывно омывающей поверхность пакета.

После выделения активной  $MnO_2$  протекает вторая реакция - разложение перекиси водорода:



Удельный вес первой реакции по сравнению с основной реакцией невелик.

Количество тепла, выделяющееся в химической реакции (4.2), идет на испарение воды и нагревание парогазовой смеси, состоящей из водяного пара и кислорода. С учетом затрат тепла на испарение воды реакцию разложения  $H_2O_2$  можно представить так:



На рис. 4.13 приведены зависимости удельного импульса для  $N_2H_4$  от условной степени разложения аммиака  $x$  и для перекиси водорода  $H_2O_2$  от концентрации  $c$ . Видно, что по теоретическому удельному импульсу гидразин превосходит перекись водорода. Кроме того, гидразин имеет также и эксплуатационные преимущества, поскольку перекись водорода может разлагаться при контакте со многими конструкционными материалами, при загрязнениях и т. п.

Гидразин в присутствии катализаторов разлагается с выделением тепла и образованием газообразных продуктов, в которые входят аммиак,

азот и водород. Так, из 1 кг гидразина образуется 2,9 м<sup>3</sup> чистого неконденсированного газа температурой примерно 1380° С, который создает удельную тягу около 2400 м/с.

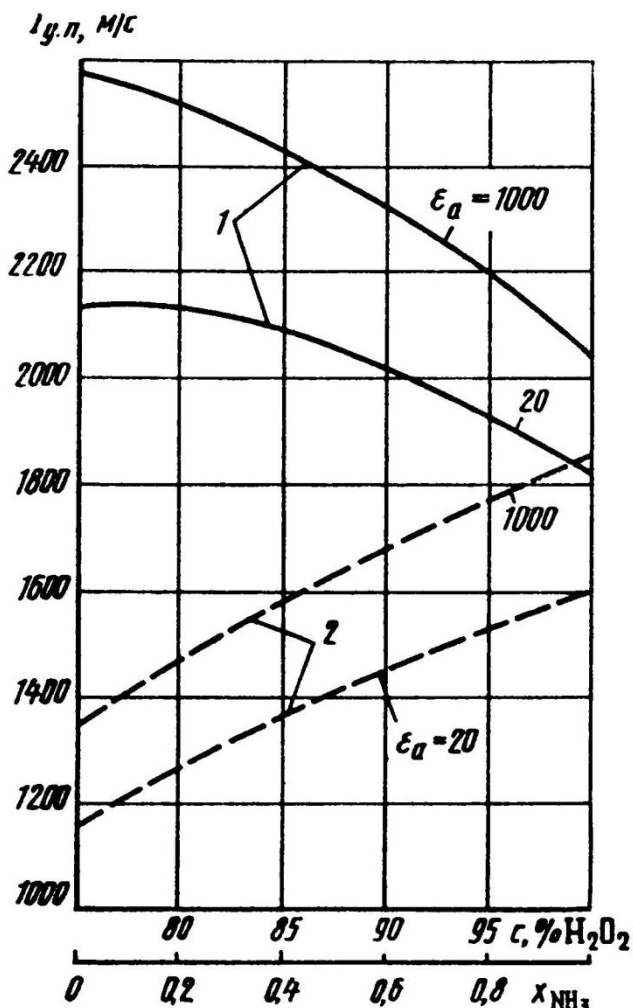
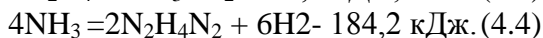
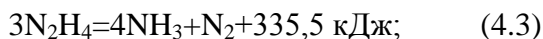


Рис. 4.13. Зависимость удельного импульса: 1- для  $N_2H_4$ - от степени разложения аммиака; 2 - для  $H_2O_2$ - от концентрации  $c$

Характер процесса каталитического разложения гидразина довольно сложен и зависит от геометрической формы и размеров камеры разложения, природы и характеристик катализатора, времени разложения и других факторов.

Термическое разложение гидразина  $N_2H_4$  происходит по двум последовательным реакциям



В табл. 4.1 приведена равновесная диссоциация  $x$ -доли  $NH_3$  в функции от температуры при давлении 2,0 МПа.

Таблица 4.1 - Равновесная доля диссоциированного  $NH_3$  как функция температуры (общее давление 2,0 МПа)

| Температура, К                | 400  | 500  | 600  | 700  | 800  |
|-------------------------------|------|------|------|------|------|
| Доля диссоциированного $NH_3$ | 0,05 | 0,25 | 0,60 | 0,88 | 0,96 |

Из табл. 4.1 видно, что при температуре ниже 400 К  $NH_3$  диссоциирует незначительно и продукты разложения  $N_2H_4$  состоят лишь из газа  $NH_3$  и  $N_2$  согласно реакции, представленной уравнением (4.3). При температуре выше 400 К происходит термическое разложение по уравнению (4.4). Из таблицы 4.1 видно, что равновесное разложение заканчивается при температуре 800 К.

Расчеты показывают, что при адиабатическом разложении  $NH_3$  по уравнению (4.3) выделяющегося количества тепла достаточно для нагревания газов  $NH_3$  и  $N_2$  до температуры 1649 К. Однако, если предположить, что равновесная диссоциация  $NH_3$  идет по уравнению (4.3), то температура газов достигает лишь 867 К.

Равновесная концентрация  $NH_3$  при температуре 867 К пренебрежимо мала, поэтому если гидразин разлагается адиабатически и достигает равновесия, в состав продуктов разложения в основном входят газы  $N_2$  и  $H_2$  и лишь следы  $NH_3$ .

В работе [ ] показано, что химическая реакция (4.4) более медленная, чем реакция уравнения (4.3). Время пребывания в камере микродвигателя может составлять несколько миллисекунд, поэтому естественно ожидать, что только часть  $NH_3$  разложится по уравнению (4.4).

Если реакция уравнения (4.3) протекает полностью, а реакция (4.4) не полностью, то общая реакция разложения гидразина может быть представлена в зависимости от мольной доли разложившегося  $NH_3$ :

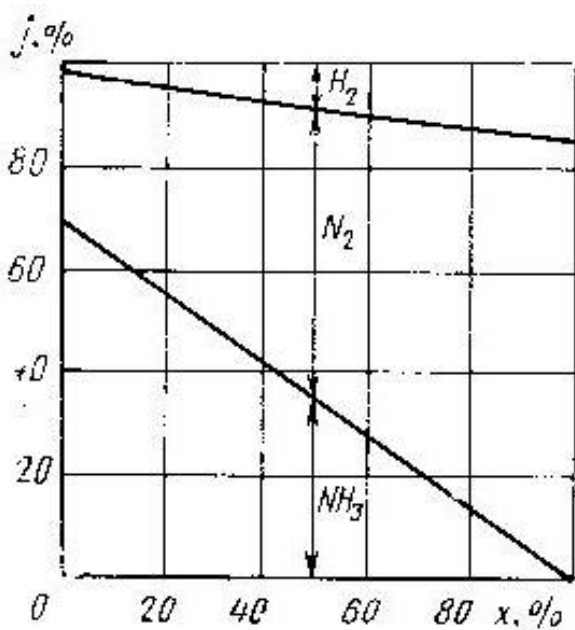
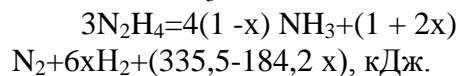


Рис. 4.14. Зависимость состава рабочего тела  $j$  при разложении гидразина от степени диссоциации аммиака в смеси  $x$

Характеристики гидразина, применяемого в качестве жидкого топлива в микродвигателях, зависят от количества диссоциированного  $NH_3$ .

На рис. 4.14 приведен массовый состав рабочего тела при разложении гидразина в зависимости от степени диссоциации аммиака.

Состав продуктов разложения и их температура изменяются с изменением времени пребывания в каталитическом пакете. Время пребывания гидразина в каталитическом пакете зависит от длины, давления и расходонапряженности пакета.

На рис. 4.15 в качестве примера приведены значения температуры и молекулярной массы продуктов разложения гидразина в зависимости от степени диссоциации аммиака. Из рисунка видно, что при разложении гидразина на аммиак и азот по уравнению (4.3) значения температуры и молекулярной массы продуктов разложения принимают максимальные значения.

В качестве катализатора разложения гидразина широко применяется катализатор Shell-405, состоящий из таблетированной окиси алюминия  $\text{Al}_2\text{O}_3$  с большой площадью поверхности ( $160 \text{ м}^2/\text{г}$ ), пропитанный иридием (33% иридия и 67% окиси алюминия), и размером частиц 0,8—1,2 мм. Этот катализатор обладает высокой эффективностью. Основным недостатком катализатора Shell-405 является высокая стоимость (цена его равна 4500 долл. за 1 кг). Поэтому наряду с катализатором Shell-405 за рубежом применяются катализаторы Н-7 и НА-3 на основе железа, никеля и кобальта, осажденных на подложку из окиси алюминия. По эффективности эти катализаторы не уступают катализатору Shell-405, но значительно дешевле его (стоимость 13 долл за 1 кг). Однако они для своей работы требуют предварительного нагрева до температуры 300—500°C, и, следовательно, дополнительного расхода энергии

На рис. 4.16 приведена принципиальная конструктивная схема микродвигателя на перекиси водорода. На космическом аппарате «Меркурий» в качестве исполнительных органов системы ориентации использовалась реактивная система на перекиси водорода с 18-ю двигателями: шестью двигателями тягой 4,5 Н, четырьмя двигателями тягой 27 Н и восемью двигателями тягой 109 Н.

На рис. 4.17 показана конструкция жидкостного микродвигателя на гидразине.

На рис. 4.18 приведена принципиальная схема реактивной системы управления на однокомпонентном жидком топливе. Однокомпонентное топливо хранится в баке 1. Заправочно-сливной клапан 3 служит для заправки и слива топлива из системы. Эластичный вытеснительный мешок 2 служит разделителем между топливом, размещенным в мешке, и газом наддува, находящемся в полости между разделителем и стенками бака. Газ наддува заправляется в бак 1 через клапан 4. Датчики 5 и 6 используются для телеметрического контроля за давлением и температурой топлива в баке соответственно. Нагреватель 7 служит для поддержания температуры топлива в заданном диапазоне перед подачей его к двигателям. Включение системы в работу производится путем подачи электрической команды на клеммы пускового клапана 8, который в период хранения герметично перекрывает доступ топлива в систему. После

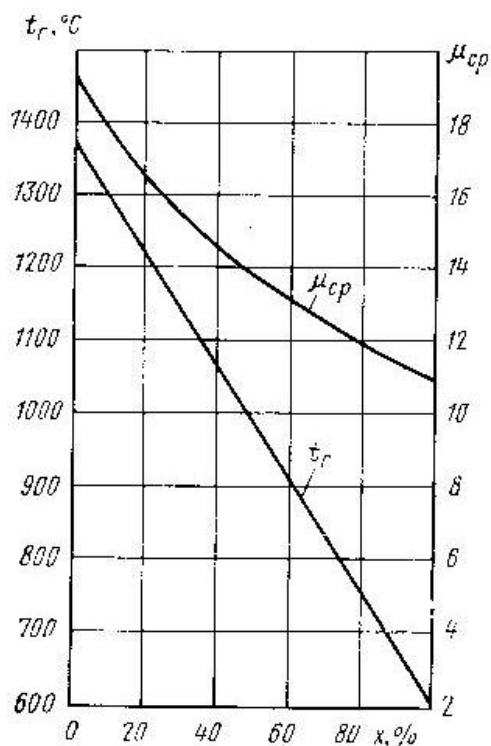


Рис. 4.15. Зависимость температуры продуктов разложения гидразина  $t_r$  и средней молекулярной массы рабочего тела  $\mu_{cp}$  от степени диссоциации аммиака в рабочем теле

срабатывания пускового клапана 8 топливо через фильтр 9 под действием газа наддува вытесняется из мешка 2 в коллектор 12, а из коллектора подводится к управляющим электроклапанам 13. При подачи электрической команды от системы управления электроклапаны 13 открываются и топливо поступает в камеры двигателей. В камере двигателя размещается катализатор разложения. При контакте компонента с катализатором происходит процесс генерации высокотемпературного газа за счет разложения топлива. Из камеры двигателя высокотемпературный газ поступает в сопла 15 двигателей. Датчик давления 11 используется для контроля давления топлива в коллекторе. Клапан 10 служит для проверки герметичности управляющих клапанов 13 и коллектора 12. В процессе вытеснения однокомпонентного топлива из бака происходит падение давления газа наддува, т. е. давление топлива на входе в двигатели падает в процессе работы системы. Для наддува бака используются сжатые газы: азот, гелий и другие. По описанной выше схеме построена реактивная система для коррекции орбиты спутника ERTS.

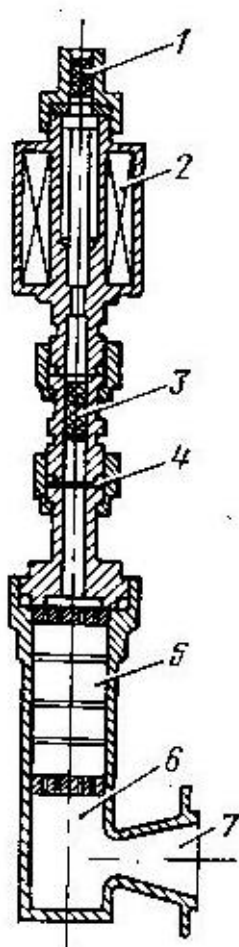


Рис. 4.16. Конструкция жидкостного ракетного микродвигателя на перекиси водорода тягой 107 Н для системы ориентации американского космического аппарата «Меркурий»

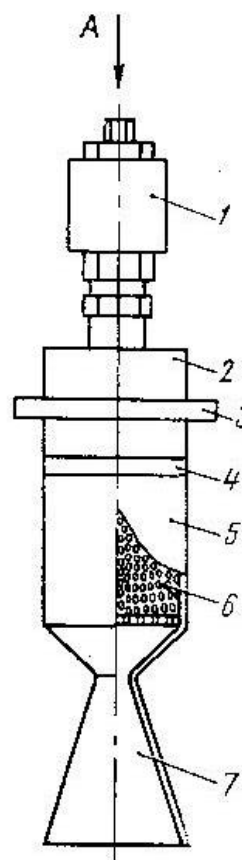


Рис. 4.17. Общий вид жидкостного ракетного микродвигателя фирмы «Белков» (ФРГ) на гидразине тягой 14,7 Н

В зависимости от способа газификации рабочего тела различают микродвигатели на продуктах:

- каталитического разложения однокомпонентного топлива;
- термического разложения однокомпонентного топлива;

- термokatалитического разложения однокомпонентного топлива (двухкамерные).

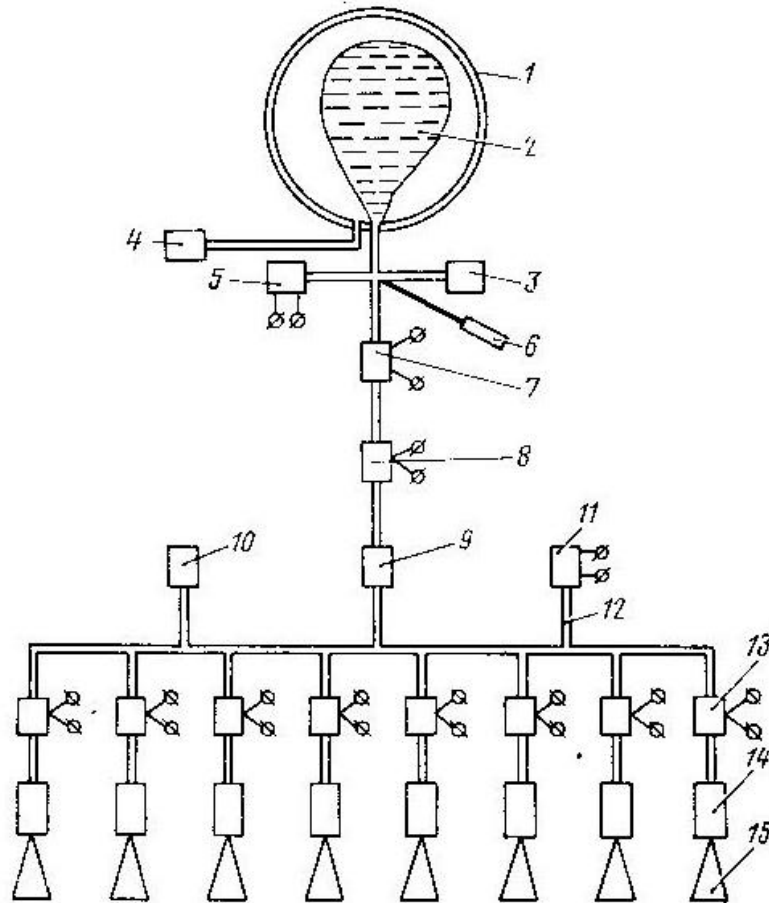


Рис. 4.18. Схема реактивной системы на однокомпонентном жидком топливе: 1 – топливный бак; 2 – эластичный вытеснительный мешок; 3 – запорочно-сливной клапан; 4, 10 – клапаны проверки герметичности; 5, 11 – датчики давления топлива; 6 – датчик температуры топлива; 7 – электронагреватель; 8 – пусковой клапан; 9 – фильтр; 12 – коллектор; 13 – управляющий электроклапан; 14 – камера разложения с катализатором; 15 – сопло

Диапазоны тяг, развиваемых двигателями, работающими на гидразине  $10^{-3}$ - $10^3$  Н. Нижний предел тяги таких двигателей с расходом топлива в жидкой фазе составляет 0,1 Н. При меньшем уровне тяги применяют двигатели с расходом топлива в газовой фазе. Для большого уровня тяги (примерно 1950 Н и более) обычная конструкция двигателя нерациональна и дорога, поэтому применяют управляющую предкамеру с каталитическим разложением гидразина (5—15% основного расхода) и основную камеру, в которой оставшая часть гидразина разлагается термически.

Однокомпонентные гидразиновые ракетные двигатели разработки отечественных предприятий «КБхиммаш» и ОКБ «Факел» с информацией об их характеристиках приведены на рис. 4.19-4.21.

Двигатели с каталитическим разложением гидразина охватывают следующий диапазон параметров:

$$P = 0,09—1400 \text{ Н}; I_y = 2200-2400 \text{ м/с}; \tau = 18000 \text{ с};$$

$$n=10^6; I_{\Sigma} = 182000 \text{ Н}\cdot\text{с}; \tau_{0,9}=0,017-0,025 \text{ с}; \tau_{0,1}=0,020—0,025 \text{ с}.$$

При тяге двигателей  $P > 1500$  Н необходимо использовать двигатели с термokatалитическим разложением гидразина.

**«Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М.Исаева»-  
филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева»**

**ЖРДМТ каталитического разложения C5.221 и C5.216**



1 - C5.221 тяга 50 Н; 2 - C5.216 тяга 10 Н

Двигатели каталитического разложения гидразина: C5.216, тягой 10 Н, и C5.221, тягой 50 Н, успешно эксплуатировались на аппаратах «Фобос-1» и «Фобос-2». На этих аппаратах было установлено 24 двигателя C5.221 и 4 двигателя C5.216.

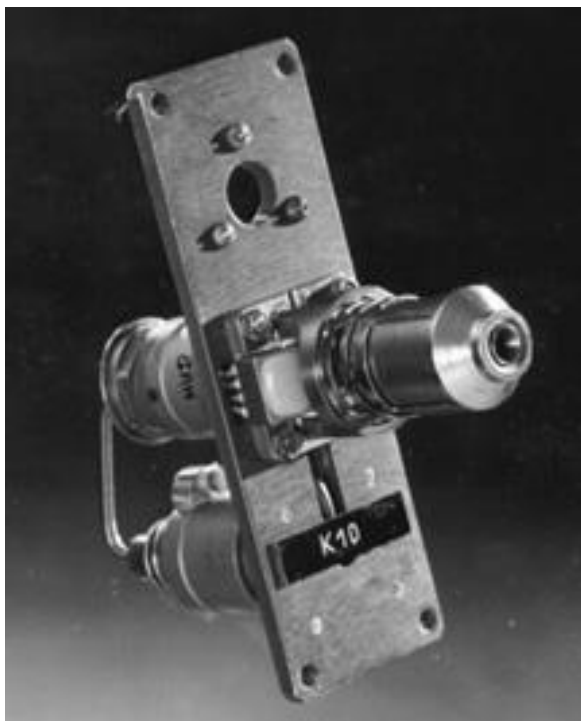
В настоящее время двигатель C5.221. широко используется в разгонном блоке «Фрегат». В 40 «Фрегатах» 480 двигателей успешно отработали без единого замечания. Двигатель C5.221 является одним из самых надёжных ЖРДМТ.

| Индекс ЖРДМТ                               | C5.216   | C5.221   |
|--|----------|----------|
| Тяга, Н                                    | 10       | 50       |
| Топливо                                    | Гидразин | Гидразин |
| Удельный импульс, с                        | 230      | 230      |
| Давление топлива на входе в двигатель, МПа | 1,5±0,2  | 1,5±0,2  |
| Суммарное время работы, с                  | 1500     | 1500     |
| Время единичного включения, с              | 0,05-600 | 0,05-600 |
| Мощность нагревателя, Вт                   | 40       | 20       |
| Масса, кг                                  | 0,6      | 1,1      |

Рис. 4.19



**Однокомпонентный термокаталитический ракетный двигатель  
малой тяги К10**



Состояние разработки К10: летная модель, выпускается серийно.

| Номинальные параметры  |                                |
|--|--------------------------------|
| Рабочее тело   | гидразин                       |
| Тяга, Н  | 0,1                            |
| Давление на входе, кПа                                       | 184...172                      |
| Удельный импульс, с  | 220...200                      |
| Ресурс по:<br>- Количество топлива<br>- Количество включений | Не менее 20<br>Не менее 70 000 |
| Габаритные размеры, мм                                       | 137x130x44                     |
| Масса, кг  | Не более 0,2                   |

Рис. 4.20

**Однокомпонентный термokatалитический ракетный двигатель  
малой тяги K50-10.1**



*Состояние разработки K50-10.1: летная модель, выпускается серийно.*

| Номинальные параметры  |               |             |
|------------------------|---------------|-------------|
| Рабочее тело           | гидразин      |             |
| Тяга, Н                | 0,548...0,096 | 0,65...0,37 |
| Давление на входе, кПа | 853...206     | 1030...780  |
| Удельный импульс, с    | 220...200     |             |
| Ресурс по:             |               |             |
| - Количество топлива   | 20            | 50          |
| - Количество включений | 130 000       |             |
| Масса, кг              | 0,46          |             |

Рис. 4.21

Рассмотрим устройство и принцип работы однокомпонентного термокаталитического ЖРДМТ разработки ОКБ «Факел», конструктивная схема которого представлена на рис. 3.22.

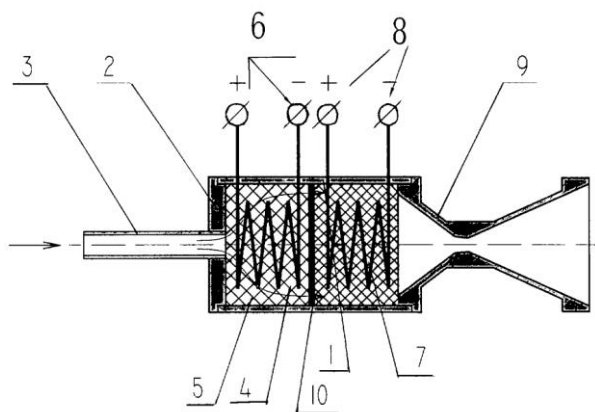


Рис. 4.22. Конструктивная схема однокомпонентного термокаталитического ЖРДМТ: 1 - камера разложения топлива; 2 - днище камеры; 3 - узел подвода топлива; 4 - испаритель; 5 - проницаемый каталитически неактивный электропроводящий материал; 6, 8 - токоподводы; 7 - термокаталитический пакет; 9 - сопло; 10 - проницаемый слой материала с большим термическим сопротивлением

В ДУ с ЖРДМТ используется вытеснительная подача топлива, на входе в узел подвода топлива 3 двигателя установлен электромагнитный топливный клапан (на рисунке 1.2 он не показан).

Двигатель содержит камеру разложения топлива 1 с днищем 2, примыкающий к днищу камеры узел подвода топлива 3, испаритель 4, выполненный из проницаемого каталитически неактивного электропроводящего материала 5, снабженного токоподводами 6, термокаталитический пакет 7, снабженный токоподводами 8, и сопло Лавалю 9. В камере 1 между узлом подвода топлива и термокаталитическим пакетом установлен проницаемый слой материала с большим термическим сопротивлением 10.

Работа двигателя осуществляется следующим образом.

По команде подготовки выполняется подача электроэнергии на токоподводы 8 и 6 для предварительного разогрева термокаталитического пакета 7, например, до температуры 400 °С и материала 5 испарителя 4 до температуры 220 °С.

После разогрева термокаталитического пакета 7 и испарителя 4 жидкое ракетное топливо (например, гидразин) из топливного бака ДУ под необходимым давлением подводится по трубопроводу системы хранения и подачи к входному штуцеру электромагнитного топливного клапана. В требуемый момент система управления КА вырабатывает управляющий электрический сигнал на включение ЖРДМТ. Этот сигнал подается на электрическую обмотку электромагнитного клапана. Через промежуток времени, равный времени начала открытия клапана, клапан открывается и топливо подается через примыкающий к днищу 2 узел подвода топлива 3 поступает в испаритель 4. В момент поступления топлива напряжение на токоподводах 6 испарителя повышают, при этом максимальный уровень напряжения определяют из условия подвода электроэнергии, достаточной для испарения и перегрева паров поступающего расхода топлива до температуры, не превышающей температуры потери термостабильности данного топлива. В результате теплообмена с материалом испарителя поток жидкого ракетного топлива нагревается и испаряется. Поскольку дополнительная энергия подводится к рабочему телу на участке камеры с минимальным перепадом температур с окружающей средой, то уровень тепловых потерь незначителен, а поскольку дополнительного преобразования продуктов разложения не происходит, то время пребывания продуктов разложения в камере минимально. После испарения пары топлива через слой материала 10 подаются в термокаталитический пакет 7. В термокаталитическом пакете 7 пары топлива разлагаются

при оптимальном соотношении компонентов, составляющих продукты разложения, продукты разложения нагреваются выделяющейся при разложении химической энергией и затем высокотемпературные продукты разложения перемещаются в газодинамическое сопло 9, истекая через которое, струя продуктов разложения создает реактивную тягу.

### **3.6 Реактивные двигательные установки системы управления КА на двухкомпонентном жидком химическом топливе**

Реактивные системы с использованием продуктов сгорания двухкомпонентного жидкого топлива в качестве рабочего тела получили в настоящее время наиболее широкое распространение. Это объясняется высокой экономичностью микродвигателей, хорошими динамическими свойствами, малым энергопотреблением, малой массой, малыми размерами, большим сроком службы. РДМТ на двухкомпонентном топливе позволяют достаточно просто осуществлять работу двигателей в импульсном режиме, а верхний уровень тяги двигателей практически не ограничен.

Реактивные системы управления на двухкомпонентном топливе отличаются высокой надежностью. Высокая надежность достигается, с одной стороны, повышением надежности отдельных функциональных узлов системы, с другой стороны, - их дублированием.

По сравнению с реактивными системами на однокомпонентном жидком топливе реактивные системы на двухкомпонентном топливе более экономичны, имеют лучшие динамические характеристики и обладают лучшими эксплуатационными свойствами. С помощью двухкомпонентных двигателей возможно решение широкого круга задач по управлению космическими аппаратами, и следовательно, возможно создание многофункциональных двигательных установок.

Двигательные установки космических аппаратов находятся длительное время в космическом пространстве. Поэтому стабильность топлива в процессе длительного хранения позволяет избежать значительных его потерь.

В настоящее время в ЖРДМТ широко используются высококипящие стабильные компоненты топлива: гидразин  $N_2H_4$ , несимметричный диметилгидразин (НДМГ)  $(CH_3)_3N_2H_2$ , монометилгидразин  $CH_3N_2H_3$  (ММГ), аэрозин-50 и окислитель  $N_2O_4$ , которые обладают хорошими физическими свойствами, пригодны для длительного хранения и имеют высокие энергетические характеристики. Смесь, состоящая из 50% НДМГ и 50%  $N_2H_4$ , называется аэрозин-50 (А-50). Указанные пары компонентов топлива образуют пару самовоспламеняющихся компонентов топлива, которые воспламеняются при их контакте в жидкой фазе.

Топливо  $N_2O_4$ +аэрозин-50 применялось в маршевом двигателе космического корабля «Аполлон», предназначенном для посадки человека на Луну.

В последнее время в России, США и ФРГ ведутся работы по внедрению высокоэффективных несамовоспламеняющихся компонентов топлива: водород и кислород, - для реактивных систем управления.

Ведущей фирмой США по разработке ЖРДМТ на двухкомпонентном топливе является фирма «Марквардт», разработавшая целую серию двигателей, из которых наиболее распространенным является двигатель R-4D тягой 450 Н, который устанавливался на космическом аппарате «Аполлон». На рис. 4.23 показан общий вид двигателя R-4Di космического корабля «Аполлон».

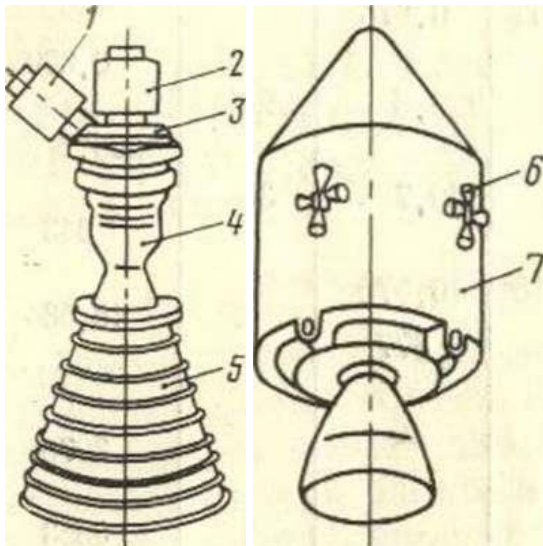


Рис. 3.23. Общий вид двигателя R-4Д и расположение двигателей R-4Д на корпусе служебного отсека американского космического корабля «Аполлон»: 1 - клапан горючего; 2 - клапан окислителя; 3 - форсуночная головка; 4 - камера сгорания; 5 - сопло; 6 - двигательный модуль; 7 - корпус служебного отсека космического корабля «Аполлон»

давление в баках 8 и 25. Обратные клапаны 6 и 26 служат для предотвращения проникновения паров компонентов топлива в общий трубопровод наддува при аварийном травлении разделителей. Предохранительные клапаны 10, 23 и 27 предназначены для защиты топливных баков от разрушения при отказе регулятора давления и аварийного повышения давления.

После подачи электрической команды на топливные клапаны 12 и 21 топливо из баков 8 и 25 под действием давления газа наддува поступает в коллекторы 15 и 28, а оттуда - к управляющим клапанам микродвигателей 16, установленных в соответствующих каналах стабилизации.

Включение двигателей в работу осуществляется при подаче электрической команды от системы управления на клеммы питания электромагнитных приводов клапанов. При этом клапаны открываются и топливо поступает в камеры двигателей через форсуночные отверстия в головке

На рис. 4.24 приведена простейшая принципиальная схема реактивной системы управления на двухкомпонентном жидком топливе. Горючее и окислитель хранятся на борту аппарата в баках 8 и 25 соответственно. Заправочно-сливные клапаны 11 и 22 используются для заправки и слива топлива из системы, а также для проведения испытаний по проверке герметичности системы. Эластичные вытеснительные мешки 9 и 24 являются разделителями между компонентами топлива и рабочим телом наддува. Заправка газа в баллон 1 осуществляется через клапан 2.

Предварительное включение системы в работу осуществляется путем подачи электрической команды на клеммы пускового клапана 4, который в период хранения герметично перекрывает доступ газа в систему. Регулятор давления 5 обеспечивает постоянное

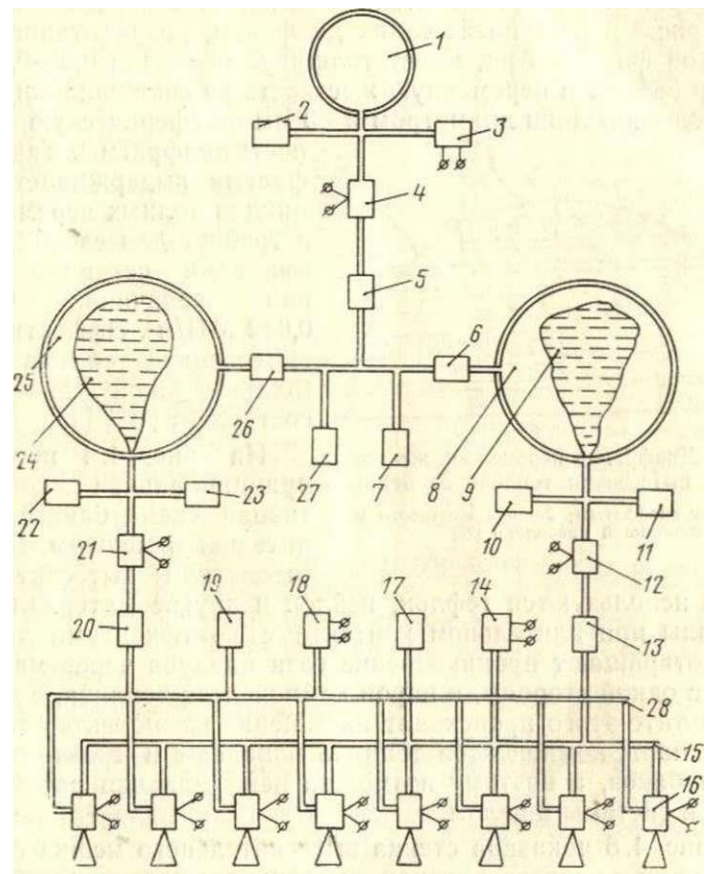


Рис. 4.24. Принципиальная схема реактивной системы управления на двухкомпонентном жидком топливе: 1 - баллон со сжатым газом; 2 - заправочный клапан; 3 - датчик давления; 4 - пусковой клапан наддува; 5 - регулятор давления; 6, 26 - обратные клапаны; 7, 17, 19 - проверочные клапаны; 8 - бак горючего; 9, 24 - вытеснительные мешки; 11, 22 - заправочно-сливные клапаны; 12, 21 - отсекающие топливные клапаны; 13, 20 - топливные фильтры; 15, 28 - коллекторы; 16 - ЖРДМТ; 25 - бак окислителя; 10, 23, 27 - предохранительные клапаны

камеры. Продукты сгорания истекают из сопла и

создают управляющее усилие. В результате на аппарат действуют управляющие моменты, с помощью которых осуществляется управление положением аппарата в пространстве. Телеметрический контроль за давлением газа в баллоне и давлением топлива в коллекторах осуществляется с помощью датчиков давления<sup>3, 14 и 18</sup>. Клапаны<sup>7, 17 и 19</sup> используются для проверки герметичности топливных баков, управляющих клапанов и коллекторов.

Для подачи топлива к двигателям без газовых включений в условиях невесомости, кроме вытеснительных мешков, применяются металлические разделители — диафрагмы переменной жесткости.

В процессе сгорания топлива в камере сгорания двухкомпонентного двигателя температура газов в ядре потока достигает 2800...2900°С при давлении в камере  $p_k=0,7-0,8$  МПа. Поэтому к конструкционному материалу, из которого изготавливается камера сгорания, предъявляются жесткие требования:

- работоспособность при температуре до 1600° С как в непрерывном, так и в импульсном режиме работы с многочисленными теплосменами;
- устойчивость как во окислительной, так и в восстановительной среде продуктов сгорания;
- достаточная эрозионная стойкость;
- стойкость к вибрационным и ударным перегрузкам;
- свариваемость нержавеющей сталью;
- удовлетворительная механическая обработка резанием с получением высокой чистоты.

В качестве конструкционных материалов для изготовления камер сгорания двигателей используются тугоплавкие материалы: молибден, ниобий, бериллий, сплавы тантала, вольфрама, кобальта, ванадия, хрома и другие тугоплавкие металлы. В таблице 4.2 приведены некоторые свойства тугоплавких материалов. Однако применение тугоплавких материалов без специальных покрытий невозможно ввиду их недостаточного сопротивления окислению при высокой температуре. Например, интенсивное окисление ниобия начинается уже при температуре выше 400 °С. Образующаяся в результате окисления окалина пориста и не предохраняет от дальнейшего окисления. При нагревании молибденовых сплавов выше 600°С образуются

Таблица 4.2 - Некоторые свойства тугоплавких материалов, применяемых в конструкции камер сгорания ракетных двигателей малой тяги

| Наименование материала | Характеристики материала |                           |                              |                           |                             |                       |                       |
|------------------------|--------------------------|---------------------------|------------------------------|---------------------------|-----------------------------|-----------------------|-----------------------|
|                        | химический символ        | температура плавления, °С | плотность, г/см <sup>3</sup> | теплоемкость, кДж/кг град | теплопроводность, Вт/м·град | предел прочности, МПа | модуль упругости, ГПа |
| Вольфрам               | W                        | 3410                      | 19,5                         | 0,143                     | 0,202                       | 1050-1400             | 413                   |
| Молибден               | Mo                       | 2996                      | 10,2                         | 0,302                     | 0,145                       | 350-520               | 90                    |
| Тантал                 | Ta                       | 2695                      | 16,6                         | 0,151                     | 0,054                       | 590-770               | 324                   |
| Ниобий                 | Nb                       | 2415                      | 8,57                         | 0,315                     | 0,050                       | 250-350               | 84-100                |

летучие окислы, которые препятствуют образованию защитной окислительной пленки. Тугоплавкие сплавы должны защищаться специальными покрытиями, которые предотвращают или ограничивают доступ кислорода к тугоплавкому металлу. В качестве

таких покрытий, используются окислы циркония, гафния, тория и кремния. Камера сгорания двигателя R-4D изготавливается из сплава молибдена с содержанием 0,5% титана, а в качестве защитного покрытия используется дисилицидмолибденовое покрытие. Выбор материала для изготовления камеры еще не гарантирует работоспособность двигателя, если не организована защита стенок камеры от перегрева. Однако, обычные способы охлаждения, широко используемые в маршевых жидкостных ракетных двигателях, не могут быть применены к конструкции ЖРДМТ, прежде всего, из-за малых расходов компонентов топлива. Кроме того, выбор способа охлаждения зависит от назначения реактивной системы, ее, энергетических, динамических и весовых характеристик, вида используемого топлива и конструкционных материалов камеры сгорания.

Наибольшее распространение получили следующие способы охлаждения камеры сгорания:

- радиационное охлаждение (стенка камеры сгорания и сопло излучают тепло термической радиацией);
- применение аблирующих покрытий (на поверхности покрытия происходят химические реакции и фазовые превращения); при этом тепло расходуется на фазовые превращения (плавление, испарение, сублимацию) и эндотермические реакции пиролиза для органических веществ в поверхностном слое покрытия; защитное действие оказывают газообразные продукты, выделяющиеся при абляции;
- внутреннее пленочное охлаждение (путем отбора тепла частью компонентов топлива, которые попадают на стенку камеры сгорания);
- комбинированное охлаждение, сочетающее обычно радиационный и пленочный способы охлаждения.

Абляционное охлаждение имеет ограниченный срок службы, зависящий от первоначальной толщины стенки камеры сгорания. Периодические включения и выключения двигателя являются для абляционного охлаждения более тяжелым режимом, чем режим продолжительных включений, так как между импульсами горячая обуглившаяся поверхность двигателя продолжает передавать тепло остальной массе материала.

На рис. 4.25 приведена конструктивная схема двигателя R-4D. Тяга двигателя равна 450 Н. Камера сгорания 20 с пленочным охлаждением изготовлена из молибденового сплава и покрыта изнутри противоокисным покрытием - дисилицидом молибдена. К соплу 22 крепится легкий насадок 23, обеспечивающий геометрическую степень уширения сопла до 40. Форсуночная головка необходима для смешения компонентов топлива и создания пристеночного слоя для охлаждения камеры сгорания. К форсуночной головке через монтажный фланец крепится камера сгорания 20, а также клапан горючего 13 и окислителя 10. В головке двигателя 5 установлены струйные форсунки, равномерно распределенные в четырех concentрических поясах по огневой поверхности головки:

- восемь форсунок горючего 3 в первом внешнем поясе для создания пленочной завесы охлаждения камеры сгорания;
- восемь форсунок горючего 2 во втором поясе;
- восемь форсунок окислителя 1 в третьем поясе;
- восемь форсунок горючего 16 в четвертом поясе пленочного охлаждения предкамеры.

Предкамера 19 представляет цилиндр, выступающий над поверхностью головки и имеющий два отверстия для впрыска топлива. Она предназначена для смешения и воспламенения части топлива раньше, чем произойдет воспламенение топлива в основной камере сгорания. Это создает повышенное давление в основной камере, что, в свою очередь, способствует уменьшению времени задержки воспламенения основного расхода топлива и тем самым улучшает динамические характеристики двигателя.

Подача топлива в двигатель осуществляется через два одинаковых по конструкции нормально-закрытых электромагнитных клапана 10 и 13, каждый из которых управляется



двухкатушечным соленоидным приводом. Клапан состоит из подвижной части и седла, а в его конструкции предусмотрен жиклер для настройки сопротивления тракта с целью обеспечения необходимого расхода компонента при заданном давлении на входе. Кроме этого, клапан имеет 165-микронный фильтр для защиты от загрязнения крупными частицами, которые могут быть внесены при монтаже двигателя. Более тонкая очистка топлива осуществляется 18-микронными фильтрами, установленными в топливных магистралях системы. Наличие в каждом клапане двух обмоток обеспечивает резервирование привода клапана. Благодаря тому, что в конструкции клапана имеются лишь две подвижные детали - шток, который одновременно является и якорем электромагнита, и пружина, - обеспечивается высокое быстродействие и надежность работы клапана.

Камера сгорания имеет комбинированное пленочное и радиационное охлаждение, а, кроме того, высокое термическое сопротивление между камерой и клапаном, благодаря чему температура головки на установившемся режиме составляет  $+70^{\circ}\text{C}$ , а температура от прогревания головки после выключения двигателя за счет тепла от нагретой камеры не более  $+150^{\circ}\text{C}$ . Соответственно значения температуры клапанов составляют  $+21$  и  $+55,5^{\circ}\text{C}$ .

При длительном выключении двигателей могут замерзать компоненты топлива в подводящих магистралях. Поэтому перед повторным запуском предусмотрен обогрев компонентов топлива. Для этого применяются нагревательные элементы, установленные непосредственно на двигателе или на кронштейнах его крепления к аппарату. Мощность нагревателя примерно 13 Вт.

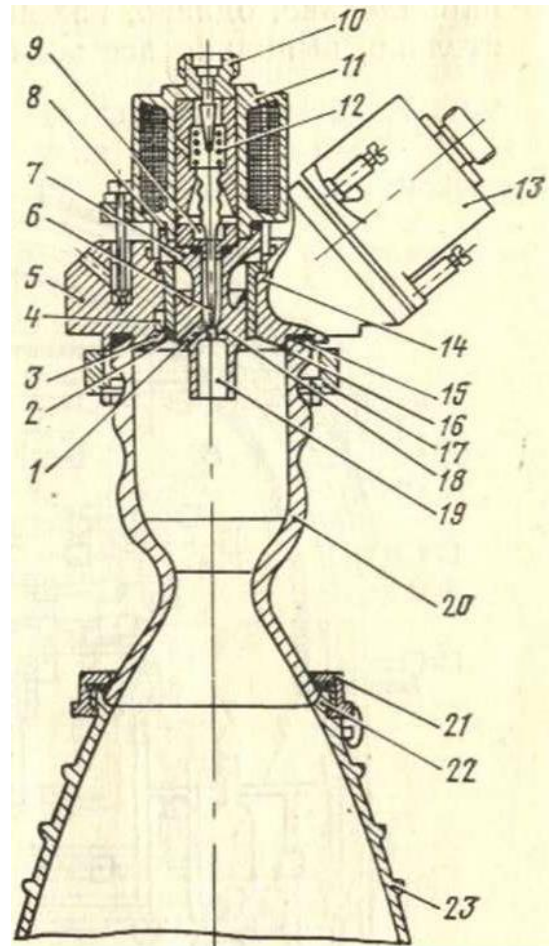


Рис. 4.25. Конструкция двигателя R-4D: 1 - восемь отверстий окислителя; 2 - восемь основных форсунок горючего; 3 - восемь форсунок горючего для охлаждения; 4 - коллектор горючего; 5 - головка; 6 - подвод окислителя; 7 - вкладыши; 8 - изолятор; 9 - седло; 10 - клапан окислителя; 11 - катушка электромагнита; 12 - пружина; 13 - клапан горючего; 14 - подвод горючего; 15 - уплотнение; 16 - восемь форсунок для охлаждения предкамеры; 17 - кольцо; 18 - отверстие окислителя; 19 - предкамера; 20 - камера; 21 - кольцо; 22 - сопло; 23 - насадок



#### **Рекомендуемая литература при изучении модуля 4:**

1. Беляев, Н. М. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов/ Н. М. Беляев, Н. П. Белик, Е. И. Уваров. — М.: Машиностроение, 1979.— 232 с., ил.
2. Беляев, Н. М. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов/ Н. М. Беляев, Е. И. Уваров. — М.: Машиностроение, 1974.- 200с., ил.
3. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей: учебник для студентов вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.П. Тишин; под редакцией В.П. Глушко.— М.: Машиностроение, 1989.— 464 с.: ил.
4. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: учебник для студентов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки» / Г.Г. Гахун, В.И. Баулин, В.А. Володин и др.; Под общ.ред. Г.Г. Гахуна.— М.: Машиностроение, 1978, 1989.— 424 с.: ил.
5. Егорычев В.С. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики: учеб.пособие /В.С. Егорычев, А.В. Сулинов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2014. – 126 с.: ил.