

Н. М. БЕЛЯЕВ

Е. И. УВАРОВ

РАСЧЕТ
И ПРОЕКТИРОВАНИЕ
РЕАКТИВНЫХ
СИСТЕМ
УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ

Н. М. БЕЛЯЕВ, Е. И. УВАРОВ

РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Под редакцией
член-корр. АН УССР В. М. КОВТУНЕНКО



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1974

Беляев Н. М., Уваров Е. И. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1974, 200 с.

В книге изложены основы расчета и проектирования реактивных систем управления космических летательных аппаратов, в которых в качестве рабочего тела используются сжатые газы и продукты реакции одно- и двухкомпонентного топлива. Рассмотрены основные характеристики и область применения систем. Приведены методы расчета параметров и описана конструкция принципиальных узлов систем. Освещены вопросы динамики реактивных микродвигателей.

Книга рассчитана на инженерно-технических работников, занимающихся ракетно-космической техникой. Она будет полезна также студентам вузов соответствующих специальностей.

Табл. 21, ил. 114, список лит. 43 назв.

Рецензент д-р техн. наук, проф. С. Д. Гришин

Б $\frac{31904-184}{038(01)-74}$ 184-74

© Издательство «Машиностроение», 1974 г.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Освоение космического пространства поставило перед наукой и техникой новые проблемы, важнейшая среди которых — создание и усовершенствование двигательных установок для космических летательных аппаратов. Лишь благодаря созданию эффективных ракетных двигателей удалось осуществить полеты искусственных спутников Земли, автоматических межпланетных станций к ближайшим планетам солнечной системы, а также полеты пилотируемых советских космических кораблей «Восток», «Восход», «Союз» и орбитальных станций «Салют», американских космических кораблей «Меркурий», «Джемини», «Аполлон» и орбитальной станции «Скайлэб».

Космический летательный аппарат должен быть оснащен двигательной установкой, которая обеспечила бы не только вывод аппарата на заданную траекторию полета (орбиту вокруг Земли, траекторию движения к другим планетам и т. д.), но и управление движением аппарата на траектории и, в частности, его ориентацию и стабилизацию, коррекцию скорости полета и траектории, проведение маневров по стыковке и расстыковке с другими аппаратами и т. д. Поэтому создание двигательной установки для управления движением космического аппарата — одна из основных задач, решаемых при проектировании аппарата. От успешного решения этой задачи зависит эффективность летательного аппарата и эффективность выполнения программы полета.

Для управления движением космического аппарата в пространстве широко используются реактивные двигательные установки, представляющие собой системы с несколькими реактивными двигателями малой тяги, установленными по различным каналам стабилизации, и общей системой питания*. Такие двигательные установки получили название реактивных систем управления [13]. К реактивным системам управления предъявляются весьма жесткие требования, во многом отличные от тех, которые предъявляются к маршевым двигательным установкам ракет. Это объясняется многократными запусками двигателей в условиях космического вакуума и невесомости, а также импульсным режимом работы с высокими динамическими характеристиками.

* В книге ионные и плазменные двигатели не рассматриваются.

В настоящее время в качестве рабочего тела двигателей таких систем используются сжатые газы или продукты реакции одно- и двухкомпонентного жидкого или твердого топлива. При проектировании космического аппарата необходимо выбрать оптимальный вариант системы, рассчитать ее основные характеристики, разработать принципиальную схему и конструкцию важнейших узлов, выбрать конструкционные материалы.

Предлагаемая книга является попыткой последовательно и систематизированно изложить методы расчета, проектирования и испытаний реактивных систем управления космическими летательными аппаратами на основе исследования и анализа имеющихся в литературе данных, а также обобщения и систематизации опыта создания реактивных систем.

Цифровой и графический материал в книге, а также сведения по топливам заимствованы из зарубежной литературы. Приведены иллюстрации методов расчета и проектирования.

Из-за бурного развития ракетно-космической техники в книге не могут быть освещены все последние достижения в рассматриваемой области. Изложенный материал, однако, достаточен для того, чтобы дать читателю представление о существующих методах проектирования и отработки реактивных систем управления космическими летательными аппаратами.

Авторы с благодарностью примут критические замечания и пожелания читателей, которые просят присылать по адресу: Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., д. 3.

Глава 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

1. 1. Способы управления движением космического летательного аппарата в пространстве

Под космическим летательным аппаратом подразумевается летательный аппарат, предназначенный для полета в космос или в космосе. К таким аппаратам относятся ракеты-носители, космические корабли, орбитальные и межпланетные автоматические и пилотируемые станции.

Решением Международной авиационной федерации (ФАИ) принято считать полет космическим в том случае, если высота его не менее 100 км [9]. Управление движением аппарата в таких условиях осуществляется практически при полном отсутствии аэродинамических сил, так как давление окружающей среды уже на высоте 100 км составляет около 10^{-2} Н/м², а плотность воздуха — около 10^{-6} кг/м³. Поэтому в космическом полете демпфирующий и восстанавливающий моменты, как правило, отсутствуют, а любое возмущение, действующее на аппарат, вызывает его вращение до тех пор, пока к нему не будет приложен противоположный по направлению вращающий момент. В связи с этим для компенсации даже ничтожно малых внешних или внутренних возмущающих моментов к аппарату должны быть приложены соответствующие управляющие моменты.

Максимальный управляющий момент определяется угловым ускорением, необходимым при маневрировании, и максимальным возмущающим моментом. Источником возмущающих моментов, нарушающих угловое положение аппарата в пространстве, являются моменты от вращающихся масс внутри аппарата, аэродинамические и гравитационные моменты, моменты от сил давления солнечного света, моменты от взаимодействия токонесущих контуров бортовых систем с внешним магнитным полем и т. д.

Условия космического полета (вакуум, невесомость, большая длительность полета) определяют особенности, присущие только системам управления космическими летательными аппаратами.

Например, управление может осуществляться при помощи импульсов силы или изменения момента количества движения аппарата. Все это привело к созданию принципиально новых устройств управления угловым движением и движением центра масс летательного аппарата.

Характер движения космического летательного аппарата зависит от участка траектории, на котором он находится, и от программы полета. Различают два вида движения:

- движение при отсутствии больших внешних сил и моментов с выключенными двигателями (орбитальное движение, которое занимает большее время полета);

- движение при наличии больших внешних сил и моментов и при работающих двигателях (выведение на орбиту, посадка, коррекция траектории и другие операции, занимающие значительно меньшее время полета).

Главная особенность движения первого вида — независимость движения центра масс летательного аппарата от его угловых поворотов вокруг центра масс. Однако независимость движения космического аппарата по траектории от его поворотов вокруг центра масс вовсе не означает, что он не нуждается в управлении угловым положением. В большинстве случаев при выполнении полета космический аппарат должен быть определенным образом ориентирован в пространстве. Определенное угловое положение придается аппарату относительно небесных тел, силовых линий магнитного и гравитационного полей или иных заданных направлений в пространстве. Так, в зависимости от назначения аппарата его можно ориентировать на соответствующие небесные тела при астрономических наблюдениях, на земные пункты для связных спутников Земли, имеющих направленные антенны, на Солнце для аппаратов, снабженных солнечными батареями (ориентация рабочих поверхностей батарей), может быть также взаимная ориентация при сближении кораблей и т. д.

Управление угловым движением космического аппарата на участках свободного полета, т. е. придание его осям определенного положения относительно заданных направлений, называют ориентацией. Системы, выполняющие эту задачу, работают в условиях малых возмущающих моментов, действующих на летательный аппарат, что позволяет использовать в них ряд принципов и устройств, не применимых в других системах управления. Такие системы называются системами ориентации.

Движение второго вида также требует управления угловым положением летательного аппарата, ибо от этого зависит направление вектора тяги двигателя или аэродинамических сил, т. е. сил, определяющих траекторию движения центра масс аппарата. В этом случае при поворотах вокруг центра масс изменяется движение самого центра масс, т. е. траектория полета. Управление угловым положением аппарата вокруг центра масс на участках полета со значительным ускорением (при работе двигателей, тор-

мождении и т. д.) называется угловой стабилизацией, а система управления — системой стабилизации.

При ориентации угловое движение аппарата вокруг центра масс не влияет на траекторию движения его центра масс и представляет собой самостоятельную задачу. При стабилизации же управление угловым положением является вспомогательным, необходимым для управления движением центра масс аппарата (поддержания необходимого направления вектора тяги или подъемной силы).

Другой задачей управления движением центра масс является ориентация вектора тяги двигателя с последующей коррекцией траектории полета. Системы угловой стабилизации работают при сравнительно больших возмущающих моментах, поэтому для создания управляющих моментов при стабилизации используются более мощные управляющие устройства, чем в системах ориентации.

По способу получения управляющих моментов для ориентации все системы можно разделить на активные, пассивные и комбинированные.

В активных системах для создания управляющих моментов приходится либо затрачивать энергию из бортовых источников, либо расходовать бортовые запасы рабочего тела.

В пассивных системах ориентация осуществляется путем приложения моментов, возникающих при взаимодействии летательного аппарата с внешней средой (магнитным полем, гравитационным полем и т. д.), без каких-либо затрат бортовой энергии или расхода бортовых запасов рабочего тела. Существуют гравитационные системы ориентации, а также системы, в которых используется давление солнечного света, аэродинамические силы, возникающие при полете в верхних разреженных слоях атмосферы, силы взаимодействия магнитных масс аппарата с внешним магнитным полем. Главным достоинством пассивных систем является практически неограниченный срок службы. Однако все они имеют малую устойчивость по отношению к возмущающим моментам, поскольку силовые эффекты, создаваемые с помощью таких систем, незначительны.

В комбинированных системах содержатся элементы активных и пассивных систем.

Наибольшее распространение получили активные системы. Пассивные и комбинированные системы используются значительно реже.

В активной системе информацию о положении космического аппарата относительно осей ориентации и о характере его углового движения система ориентации получает от чувствительных элементов (датчиков), представляющих собой, например, электронно-оптические приборы, в которых в качестве опорных ориентиров используются небесные светила — Солнце, Земля, Луна, звезды. В качестве таких приборов применяются: инфракрасная

вертикаль, фотоследящие измерители направления на Солнце, различные астрономические приборы и т. д. Под действием излучения этих светил датчики вырабатывают электрические сигналы, изменяющиеся при отклонении оси датчика от направления на опорный ориентир. Датчиками могут служить также гироскопические приборы, которые, однако, не могут целиком работать без электронно-оптических приборов. Но гироскопические приборы практически не чувствительны к помехам и безотказны в работе. Оптические датчики, например, могут быть «ослеплены» факелом работающих двигателей.

Сигналы, поступающие с датчиков, сопоставляются между собой и после соответствующего преобразования поступают к так называемым исполнительным органам. Исполнительные органы системы управления представляют собой устройства, которые непосредственно вырабатывают управляющие воздействия (управляющие усилия и управляющие моменты), приложенные к летательному аппарату.

Исполнительные органы управляются чувствительными элементами системы управления при помощи преобразующих устройств, называемых также логическим преобразующим блоком. Этот блок выполняет две задачи: усиление, сопоставление и преобразование сигналов датчиков в управляющие сигналы для включения и выключения исполнительных устройств и логические операции, необходимые для правильного функционирования системы ориентации. Например, при поступлении сигнала об отклонении летательного аппарата по крену включение исполнительного элемента, управляющего движением крена, не происходит сразу, а сигнал отклонения по крену сопоставляется с сигналом, идущим от соответствующего датчика угловой скорости. Если окажется, что угловая скорость направлена в сторону увеличения угла крена, то включается соответствующий исполнительный элемент; если же в сторону уменьшения угла крена, то аппарат и без включения исполнительного элемента вернется к нужному положению.

Сигналы датчиков, преобразованные в блоке логики, поступают к исполнительным органам, которые могут быть двух типов:

— устройства, создающие управляющие усилия за счет взаимодействия с внешней средой. К ним относятся токонесущие контуры, электромагниты и постоянные магниты, создающие управляющие моменты путем взаимодействия их собственного магнитного поля с внешним магнитным полем, в котором находится летательный аппарат. Они эффективны только в сильном магнитном поле. Их преимущество заключается в том, что работа их не связана с расходом рабочего тела, запасенного на борту аппарата;

— реактивные устройства, работа которых не зависит от окружающей среды, что является их главным преимуществом (рис. 1.1). К ним относятся инерционные устройства (гиросило-

вые стабилизаторы и реактивные маховики) и реактивные двигатели.

Инерционные устройства создают управляющие моменты за счет сил реакции подвижных твердых и жидких масс, принудительно перемещаемых внутри летательного аппарата. Обычно применяются подвижные твердые массы (гиросиловые стабилизаторы, реактивные маховые массы). Их преимущество в том, что работа их не связана с затратой рабочего тела, которое надо запастись на борту летательного аппарата. Однако способность их противодействовать внешним возмущающим моментам, прило-

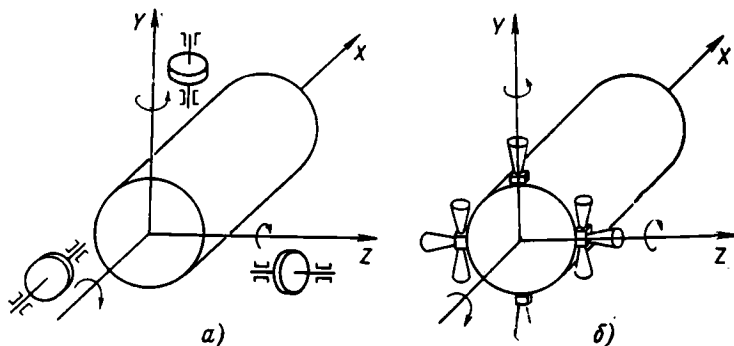


Рис. 1.1. Расположение реактивных исполнительных устройств систем ориентации на космическом летательном аппарате:

а—инерционные устройства; б—реактивные сопла

женным к аппарату, ограничена, поэтому в длительно функционирующих системах ориентации они комбинируются с другими типами исполнительных устройств (например, с электромагнитными или реактивными). Реактивные маховые массы выполняются обычно в виде маховиков (гироскопов) с регулируемой угловой скоростью вращения. При изменении угловой скорости вращения во время разгона или торможения маховиков развиваются моменты реакции, которые используются как управляющие моменты, воздействующие на летательный аппарат. Применяют обычно три реактивных маховые массы, создающие моменты относительно каждой из трех осей аппарата. Такие реактивные массы (двигатели-маховики) целесообразно применять при больших импульсах и при управляющих моментах небольшой длительности. К существенным недостаткам двигателей-маховиков относится явление «насыщения», возникающее при создании длительного управляющего момента в одном направлении. Максимальный управляющий момент, который может быть создан двигателем-маховиком перед его насыщением, определяется его размерами и массой. Импульс, соответствующий насыщению, равен величине момента вращения, создаваемого маховиком при максимальной угловой скорости вращения.

Получение управляющих моментов в плоскостях стабилизации аппарата с помощью реактивных двигателей основано на использовании реакции отбрасываемой из сопла с большой скоростью массы (запасенной на борту обычно либо в виде сжатого газа, либо в виде жидкого топлива), за счет чего создается управляющее усилие и момент управления. Главный недостаток реактивных двигателей заключается в расходовании рабочего тела, запасы которого в полете невосполнимы. Для вращения же маховиков нужна лишь электроэнергия, бортовые запасы которой пополняются, например, с помощью солнечных батарей. Однако маховики не способны противодействовать внешнему возмущающему моменту в течение длительного времени, ибо угловая скорость маховика, постепенно раскручивающегося и противодействующего возмущающему моменту, к некоторому моменту времени достигает максимума. Следовательно, маховик далее уже не может создавать управляющий момент. Поэтому реактивные маховики обычно комбинируют с другими типами исполнительных устройств.

Для ориентации большое значение имеет экономичность всей системы. Система должна потреблять минимум электроэнергии и, что важнее всего, — минимум рабочего тела. Слабые возмущения должны компенсироваться и слабыми управляющими моментами. Однако в реактивных двигателях, применяемых как исполнительные устройства, управляющее усилие постоянно и не регулируется из-за сложности организации регулирования тяги. Поэтому независимо от характера возмущений двигатели развивают при включении одну и ту же тягу и один и тот же управляющий момент. Вследствие этого при больших возмущениях двигатели работают в непрерывном режиме, а при малых — включаются периодически на доли секунды с большими паузами, что в среднем может быть эквивалентно многократному уменьшению тяги и, следовательно, — расхода рабочего тела. Таким образом, блок логики должен формировать как непрерывные, так и импульсные сигналы для включения двигателей в зависимости от сигналов, поступающих от датчиков ориентации.

Управление движением центра масс аппарата и ориентацией в известной мере объединяется при маневре аппарата, так как перед сообщением ему необходимого для изменения орбиты импульса (направление и время действия импульса определяется заранее) осуществляется нужная ориентация и в заданное время производится включение двигателя, сопровождаемое стабилизацией, причем подобная операция может повторяться несколько раз.

Система управления космического аппарата по принципу построения является замкнутой системой автоматического управления. Поэтому ее функциональная схема включает в себя (рис. 1.2):

— объект управления (космический аппарат);

- измерительные устройства, выдающие информацию о параметрах движения объекта;
- усилительно-преобразующее устройство, обеспечивающее требуемый закон управления движением объекта;
- управляющие исполнительные устройства, обеспечивающие создание необходимых сил и моментов.

Общее требование к системам ориентации и стабилизации — установление и поддержание необходимого углового положения летательного аппарата. Частные требования к системе управления в значительной мере определяются требованиями программы

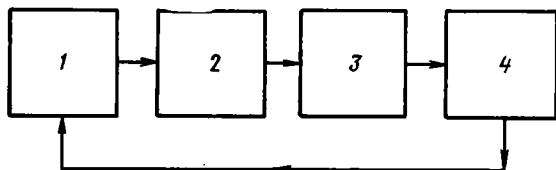


Рис. 1.2. Функциональная схема системы управления космическим летательным аппаратом:

1—объект управления (космический аппарат); 2—измерительные устройства (чувствительные элементы); 3—усилительно-преобразующее устройство; 4—управляющие исполнительные устройства

полета. Большие значения управляющих моментов приводят к необходимости применять активную систему управления ориентацией. Во многих случаях для создания управляющих моментов применяются реактивные двигатели, так как с их помощью может быть решен широкий круг задач по управлению движением космического летательного аппарата. В частности, с их помощью решаются следующие задачи:

- компенсация возмущений, возникающих при отделении космического аппарата от ракеты-носителя, и предварительное его успокоение;
- ориентация аппарата в пространстве для обеспечения заданного положения;
- программные развороты аппарата в положение, необходимое для выполнения поставленных задач;
- компенсация возмущающих моментов от вращающихся масс, аэродинамических, гравитационных и других сил для стабилизации заданного положения в пространстве;
- коррекция скорости и траектории полета;
- угловые и линейные перемещения аппарата во время маневра (например, при стыковке и расстыковке);
- торможение при спусках аппарата.

Кроме задач управления положением летательного аппарата в пространстве, реактивные двигатели применяются также для закрутки аппарата вокруг какой-нибудь оси, регулирования угловой скорости вращения, разгрузки маховичных систем управле-

ния, а также для создания перегрузок с целью обеспечения подачи топлива из баков к двигателю без газовых включений в условиях невесомости, перемещения космонавтов в открытом космосе и при запуске маршевого жидкостного ракетного двигателя.

Для выполнения перечисленных задач в состав системы управления входят обычно двигатели, различающиеся как по номинальному значению управляющего усилия, так и по другим характеристикам. Диапазон управляющих усилий таких двигателей составляет $10^{-3} \div 10^3$ Н, что значительно меньше усилий, создаваемых ракетными двигателями, предназначенными для выведения аппарата на заданную траекторию полета. Поэтому такие двигатели получили название двигателей малой тяги или микродвигателей.

Для обеспечения работы микродвигателей необходима специальная система питания, включающая в себя агрегаты автоматики (клапаны, регуляторы, пусковые устройства и т. д.), баки и баллоны для размещения топлива и газа. Таким образом, микродвигатели вместе с системой питания можно рассматривать как автономную систему, служащую для получения управляющего усилия за счет реакции истечения массы газа из сопел двигателей. Такие системы получили название реактивных систем управления [2].

1. 2. Классификация ракетных микродвигателей. Требования, предъявляемые к реактивным системам

В ракетных микродвигателях может быть использована энергия сжатого газа; химическая энергия; ядерная энергия и солнечная энергия.

Источником энергии сжатого газа является сам сжатый газ, находящийся в емкости (баке или баллоне), источником химической энергии — химические ракетные топлива (вещества, способные выделять тепло в результате химических реакций), источником ядерной энергии — ядерные ракетные топлива (вещества, способные выделять энергию в результате деления ядер тяжелых элементов, синтеза ядер легких элементов или радиоактивного распада), источником солнечной энергии — Солнце.

Ракетные микродвигатели можно классифицировать в зависимости от типа источника энергии, а также от агрегатного состояния применяемого топлива (рис. 1. 3).

Как отмечалось ранее, реактивная система управления состоит из 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 для вытеснения топлива, а также агрегатов автоматики, обеспечивающих подготовку системы к работе, ее функционирование, отключение и т. д.

Микродвигатели 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 осуществляется подготовка рабочего тела, и реактивного сопла, в котором запасенная энергия рабочего тела преобразуется в кинетическую энергию реактивной струи.

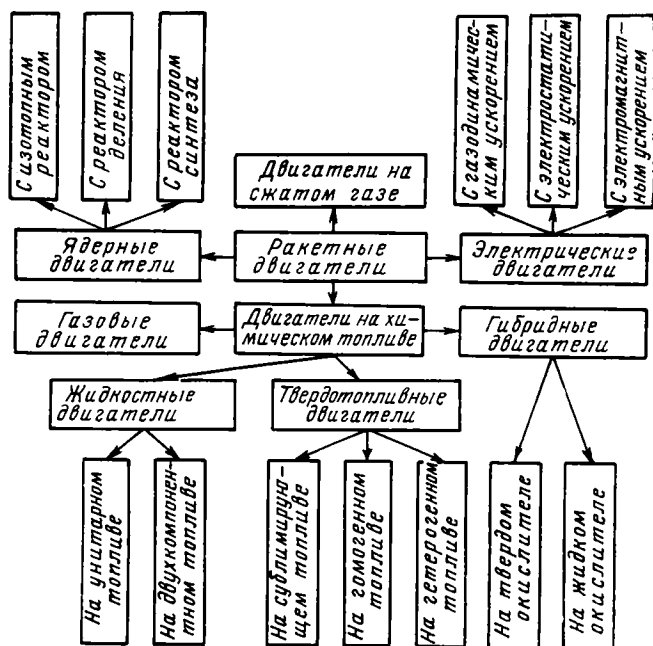


Рис. 1.3. Классификация космических ракетных двигателей систем управления

Простейшими из всех ракетных микродвигателей 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 происходит превращение потенциальной энергии сжатого газа в кинетическую энергию реактивной струи. Эти двигатели чрезвычайно просты и надежны, однако они имеют невысокую экономичность (удельная тяга составляет примерно 700 (Н·с)/кг) и применяются на небольших космических аппаратах при непродолжительном времени полета.

В ракетных микродвигателях 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 (в случае двухкомпонентного топлива), либо разложение топлива (в случае унитарного топлива) с выделением тепла и образованием продуктов реакции — рабочего тела, которое затем расширяется в сопле. Экономичность жидкостных двигателей значительно выше, чем у двигателей на сжатом газе. Удельная тяга у них достигает 3000 (Н·с)/кг [3]. Жидкостные двигатели применяются почти на всех типах космических летательных аппаратов. Однако жидкостнореактивные системы управления значительно сложнее газореактивных.

Для получения малых управляющих усилий применяют химические двигатели на двухкомпонентном газовом топливе. Принцип их действия такой же, как у жидкостных двигателей.

Характерной особенностью твердотопливных двигателей является то, что топливо обычно размещается в камере двигателя в виде зарядов определенной формы. Воспламенение заряда осуществляется специальным воспламенителем, а горение происходит по поверхности заряда, не защищенной бронирующим покрытием. Твердое топливо может быть либо гомогенным, т. е. представлять собой твердый раствор компонентов, одним из которых является нитроцеллюлоза, а другим — растворитель типа нитроглицерина и других веществ, либо гетерогенным (смесевым), т. е. механической смесью элементов окислителя и горючего. Микродвигатели на твердом топливе проще, однако они менее экономичны (удельная тяга до 2500 (Н·с)/кг [3], 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. [23]. Недостатком таких двигателей является невозможность получения с их помощью сравнительно больших уровней тяг и малая экономичность.

Гибридные двигатели сочетают в себе 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 весовые * 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 10 000—25 000 (Н·с)/кг. Нагрев рабочего тела можно производить и в радиоизотопном реакторе [18].

Если ускорять движение рабочего тела не газодинамически, а с применением электрического и магнитного полей, можно после предварительной ионизации рабочего тела разгонять заряженные частицы или нейтральную плазму до очень высоких скоростей и, следовательно, получать высокую экономичность двигателя (удельная тяга до 100 000—200 000 (Н·с)/кг. При этом в зависимости от типа устройства для разгона рабочего тела электрические двигатели подразделяются на термические (с газодинамическим ускорением), электростатические и электромагнитные. В электротермических микродвигателях нагрев рабочего тела производится стабилизированной электрической дугой, а в качестве рабочего тела используются обычно легкие вещества с малым молекулярным весом (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, 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.

При разработке реактивных систем управления необходимо учитывать сложность и продолжительность полета, а также воздействие многих факторов космического пространства, таких, как глубокий вакуум, невесомость, космическая радиация и т. д.

Применение реактивных микродвигателей в качестве исполнительных органов систем ориентации и стабилизации предъявляет дополнительные жесткие требования к их динамическим характеристикам, так как каждый двигатель в этом случае становится звеном системы управления и, как исполнительное звено, описывается передаточной функцией между командным электрическим сигналом и развиваемым управляющим усилием.

* Здесь и далее под «весовыми характеристиками» подразумевается масса системы и ее отдельных элементов.

Основной режим работы микродвигателей в замкнутом контуре управления — импульсные включения. По причинам принципиального и конструктивного характера микродвигатели не могут в идеальной степени повторять во времени и по форме командные электрические импульсы от системы управления. В результате этого имеют место запаздывания во времени с момента подачи электрической команды на включение микродвигателя до момента появления управляющего усилия (тяги) и с момента снятия электрического сигнала с двигателя до момента начала уменьшения тяги. Кроме того, увеличение и уменьшение тяги существенно растянуты во времени. Времена запаздывания и закон увеличения и уменьшения тяги — основные динамические характеристики, которые сильно влияют на протекание переходных процессов в системе управления. Запаздывания во включении микродвигателей приводят к увеличению амплитуд и угловых скоростей колебаний летательного аппарата.

Для удовлетворительной работы системы ориентации и стабилизации необходимо обеспечить достаточное быстродействие микродвигателей. Получение высоких динамических характеристик является одной из важнейших задач, стоящих при разработке микродвигателей.

Основные требования к реактивным системам управления вытекают из условий их работы и определяются в основном величинами возмущающих сил и моментов, действующих на летательный аппарат, массой аппарата и его моментом инерции, назначением двигателей, а также требуемой точностью и скоростью 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.

Реактивные микродвигатели 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 следующих 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 с целью 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, ибо, в случае отказа 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.

Основные характеристики систем могут быть объединены в следующие группы:

— энерго-весовые характеристики;

— динамические характеристики;

— эксплуатационные характеристики и количественные показатели надежности.

В следующих разделах рассматриваются основные параметры, входящие в каждую группу указанных характеристик.

1. 3. Энерго-весовые характеристики

Энерго-весовые характеристики системы отражают ее энергетические возможности, конструктивное совершенство и эффективность применяемого топлива (рабочего тела). Основными пара-

метрами, составляющими группу энерго-весовых характеристик, являются:

- управляющее усилие или тяга;
- удельная тяга или удельный импульс;
- удельный импульс давления в камере или расходный комплекс;
- коэффициент тяги или тяговый комплекс;
- полный или суммарный импульс тяги системы;
- коэффициенты, оценивающие процессы, происходящие в камере и сопле двигателя;
- относительный импульс системы.

Тяга и удельная тяга являются важными параметрами ракетного микродвигателя. Уравнение для определения тяги при допущении об одномерном движении газа по соплу микродвигателя имеет вид

$$R = Gw_c + (p_c - p_0)F_c, \quad (1.1)$$

где G — секундный расход рабочего тела, кг/с;

p_c — давление газов на срезе сопла, Н/м²;

p_0 — давление окружающей среды, Н/м²;

w_c — скорость газов на срезе сопла, м/с;

F_c — площадь среза сопла, м².

При работе двигателя в космических условиях давление окружающей среды составляет 10^{-2} – 10^{-3} Н/м², поэтому можно приближенно считать, что $p_0 = 0$. Тогда выражение для тяги (1.1) примет вид

$$R = Gw_c + p_c F_c. \quad (1.2)$$

Тяга характеризует работу двигателя главным образом на стационарном, установившемся режиме и задается в зависимости от весовых и геометрических характеристик летательного аппарата, динамики его движения и программы полета. Максимальное значение тяги определяется обычно величиной возмущений, действующих на летательный аппарат, которые должны быть скомпенсированы, или значениями угловых и поступательных ускорений для выполнения различных маневров (потребной эффективностью управления). Минимальная величина тяги устанавливается исходя из расхода рабочего тела при работе системы по предельному циклу, во время которого двигатели периодически выдают импульсы тяги для обеспечения углового положения космического аппарата в заданных пределах.

Удельная тяга — это тяга, отнесенная к секундному расходу рабочего тела

$$R_{уд} = \frac{R}{G}, \quad (1.3)$$

Введя понятие эффективной скорости истечения газов из сопла $W_э = W_с + \frac{F_с}{G} p_с$, можно представить удельную тягу на любом режиме следующим уравнением:

$$R_{уд} = W_э^* \quad (1.4)$$

Удельная тяга является одним из важнейших параметров микродвигателя, поскольку этот параметр характеризует его экономичность, т. е. степень совершенства рабочего процесса двигателя, работающего на данном топливе (рабочем теле).

Следует заметить, что выражения (1.3) и (1.4) можно использовать лишь для оценки стационарного режима работы микродвигателя, когда можно измерить его тягу и секундный расход топлива (рабочего тела). В случае нестационарного режима работы, каким является режим импульсных включений, зафиксировать мгновенные значения тяги и расхода чрезвычайно сложно, поэтому удельную тягу определяют в интервале времени $\tau_{имп}$ как среднее значение из выражения

$$R_{уд.имп} = \frac{\int_0^{\tau_{имп}} R d\tau}{\int_0^{\tau_{имп}} G d\tau} = \frac{I}{G_{имп}}, \quad (1.5)$$

где I — импульс тяги за время $\tau_{имп}$, Н·с;

$G_{имп}$ — количество топлива (рабочего тела), израсходованного за время $\tau_{имп}$, кг.

Из-за непроизводительного расхода топлива (рабочего тела) при работе на переходных режимах включения и отключения микродвигателя его удельная тяга в импульсном режиме ниже, чем при работе в непрерывном режиме

$$R_{уд.имп} < R_{уд}.$$

Удельным импульсом давления в камере (расходным комплексом) называют величину

$$I_{р.к} = \frac{p_{кр}^* F_{к0}}{G}, \quad (1.6)$$

где $p_{кр}^*$ — давление заторможенного потока в критическом сечении сопла в Н/м². **

Величину $I_{р.к}$ можно определить теоретическим расчетом и в эксперименте, поскольку все входящие величины можно измерить.

* Так как $H = (\text{кг} \cdot \text{м})/\text{с}^2$, то размерность $R_{уд}$ может выражаться в м/с.

** В дальнейшем принимается, что $p_{кр} = p_k$ в связи с постоянством давления торможения.

Оценка совершенства рабочего процесса в камере производится с помощью коэффициента потерь в камере $\varphi_{p,k}$

$$\varphi_{p,k} = \frac{I_{p,k,э}}{I_{p,k,т}}, \quad (1.7)$$

где $I_{p,k,э}$ — удельный импульс давления в камере, определенный экспериментально, Н·с.

$I_{p,k,т}$ — удельный импульс давления в камере, определенный теоретически из термодинамического расчета, Н·с.

Коэффициент $\varphi_{p,k}$ оценивает неполноту выделения тепла в камере, т. е. потери в камере сгорания, и для современных двигателей [5] $\varphi_{p,k} = 0,95 \div 0,99$.

Коэффициент тяги сопла (или коэффициент сопла)

$$K_T = \frac{R}{p_k F_{кр}}, \quad (1.8)$$

где p_k — давление в камере двигателя, Н/м²;

$F_{кр}$ — площадь критического сечения сопла, м².

Коэффициент тяги K_T показывает, во сколько раз тяга микродвигателя больше ее составляющей от камеры сгорания $p_k F_{кр}$. Поэтому коэффициент K_T иногда называют безразмерной тягой. Теоретически коэффициент K_T определяется из выражения [5]

$$K_T = 2 \frac{k}{\sqrt{k^2 - 1}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{p_c}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \times \\ \times \left[1 + \frac{k-1}{2k} \cdot \frac{\left(\frac{p_c}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \left(\frac{p_c}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \right], \quad (1.9)$$

где k средний показатель изоэнтропы расширения.

Из формулы (1.9) видно, что коэффициент K_T не зависит ни от работы камеры сгорания, ни от внешних условий и является характеристикой, определяющей только работу сопла камеры.

Коэффициент K_T можно представить в виде

$$K_T = K_k + K_d + K_s, \quad (1.10)$$

где K_k , K_d и K_s — составляющие коэффициента тяги, характеризующие доли, снимаемые соответственно с камеры, докритической и закритической частей сопла.

Составляющие коэффициента тяги определяются из выражений

$$K_k = 1;$$

$$K_1 = 2 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} - 1 = f(k);$$

$$K_s = K_\tau - (K_k + K_d) = f\left(k, \frac{p_c}{p_k}\right).$$

В пределе при бесконечном расширении газа в сопле, т. е. при

$$\frac{p_c}{p_k} \rightarrow 0,$$

$$K_\tau = 2 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \frac{k}{\sqrt{k^2 - 1}}. \quad (1.11)$$

В табл. 1.1 приведены значения составляющих коэффициентов K_τ (камера, докритическая и закритическая части сопла) при различных показателях расширения k .

Таблица 1.1

k	1,10	1,15	1,20	1,25	1,30	1,35	1,40
$K_{\tau \max}$	2,88	2,45	2,23	2,08	1,98	1,89	1,81
K_k	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
K_d	0,21	0,22	0,23	0,25	0,26	0,26	0,26
$K_{s \max}$	1,67	1,23	1,00	0,83	0,72	0,63	0,55

Можно считать, что в пределе доля от общей величины тяги, создаваемой двигателем, составляет в среднем:

- от камеры $\approx 40\%$;
- от докритической части $\approx 10\%$;
- от закритической части сопла $\approx 50\%$.

Таким образом, роль сопла в создании тяги космического ракетного двигателя исключительно велика, особенно, если учесть, что в космических условиях можно обеспечить сколь угодно большую степень расширения газа в сопле.

Из выражения (1.3), (1.6) и (1.8) следует, что

$$R_{y.d} = K_\tau I_{p.k}. \quad (1.12)$$

Таким образом, коэффициент тяги характеризует относительный вклад сопла в создание удельной тяги.

Полный импульс системы определяется интегралом от тяги, взятым по полному времени работы всех двигателей системы. Он

определяется теми же факторами, что и тяга, и еще дополнительно — временем работы. Полный импульс получаем из выражения

$$I_{\Sigma} = \sum_1^3 \sum_i^m \int_{\tau_i}^{\tau_{i+1}} R d\tau, \quad (1.13)$$

где $\sum_1^3$ — сумма составляющих полного импульса по трем каналам стабилизации;

m — число импульсов в каждом канале;

τ_i, τ_{i+1} — время начала и конца каждого импульса, с.

I_{Σ} — в нс.

Если в первом приближении допустить, что по всем трем каналам стабилизации возмущения, отрабатываемые двигателями, равновероятны, а тяга меняется скачкообразно от нуля до минимального значения, то выражение для полного импульса тяги можно упростить:

$$I_{\Sigma} = R_{\text{ном}} \cdot \tau_{\Sigma}, \quad (1.14)$$

где τ_{Σ} — суммарное время работы системы по всем трем каналам стабилизации, с.

Если же принять удельную тягу постоянной и равной средней величине $R_{\text{уд.ср}}$, то

$$R_{\text{ном}} = R_{\text{уд.ср}} G, \quad (1.15)$$

$$I_{\Sigma} = R_{\text{уд.ср}} G \tau_{\Sigma} = R_{\text{уд.ср}} G_1, \quad (1.16)$$

где G_1 — израсходованное топливо за все время работы системы τ_{Σ} , кг

Величина полного импульса системы определяется тактико-техническим назначением летательного аппарата и является одним из важнейших параметров, характеризующих систему, так как от величины полного импульса зависит выбор типа реактивной системы управления.

Как и в каждом тепловом агрегате, в двигателях реактивной системы управления существуют определенные потери, приводящие к снижению удельной тяги (тепловые, химические, газодинамические). Всевозможные потери в двигателе, ведущие к снижению удельной тяги, оцениваются коэффициентом удельной тяги.

$$\varphi = \frac{R_{\text{уд.э}}}{R_{\text{уд.т}}}, \quad (1.17)$$

где $R_{\text{уд.э}}$ — удельная тяга, определенная экспериментально, Н · с/кг;

$R_{\text{уд.т}}$ — удельная тяга, определенная теоретически из термодинамического расчета, Н · с/кг.

Коэффициент удельной тяги оценивает совершенство двигателя в целом и, в частности, характеризует потери, обусловленные неполнотой сгорания (выделения тепла), неравномерностью процесса расширения газа в сопле, трением, неравномерностью скорости истечения, многофазностью течения и т. д. У современных двигателей коэффициент удельной тяги [5] $\varphi_{уд} = 0,90 \div 0,97$.

Потери удельной тяги в общем случае определяются потерями в камере, в сопле и на тепловом сопротивлении, т. е. коэффициентом потери в камере $\varphi_{р.к.}$, коэффициентом сопла φ_c и коэффициентом потерь на тепловое сопротивление $\varphi_{тепл.}$:

$$\varphi = \varphi_{р.к.} \cdot \varphi_c \cdot \varphi_{тепл.} \quad (1.18)$$

Потери на тепловом сопротивлении имеют место только при скоростной камере сгорания [5]. Для изобарической камеры сгорания $\varphi_{тепл.} = 1$, и тогда выражение (1.18) имеет вид $\varphi = \varphi_{р.к.} \cdot \varphi_c$.

Коэффициент потерь в сопле определяется из выражения

$$\varphi_c = \frac{K_{т.э.}}{K_{т.т.}},$$

где $K_{т.э.}$ — коэффициент сопла, определенный экспериментально; $K_{т.т.}$ — коэффициент сопла, определенный теоретически из термодинамического расчета.

Коэффициент φ_c характеризует потери на трение, на непараллельность и неравномерность истечения, многофазность течения и т. д. Для современных двигателей [5] $\varphi_c = 0,95 \div 0,98$.

Таким образом, окончательные выражения для тяги и удельной тяги с учетом указанных потерь принимают следующий вид:

$$R = \varphi_c K_{т.т.} p_k F_{кр.},$$

$$R_{уд} = \varphi_{р.к.} I_{р.к.т.} \varphi_c K_{т.т.} = \varphi_{уд} K_{т.т.} I_{р.к.т.}$$

Весовое совершенство системы можно характеризовать массой системы, не заправленной компонентами топлива и газом — массой «сухой» системы $G_{сух.}$ и массой системы, заправленной компонентами топлива и газом G_z . Однако наиболее полную оценку конструктивного совершенства системы и эффективности применяемого топлива (рабочего тела) можно провести с помощью относительного импульса системы $\bar{I} = \frac{I_z}{G_z}$, который показывает,

какая величина импульса тяги может быть получена с одного килограмма полной массы системы G_z .

1.4. Динамические характеристики

Режим работы микродвигателей в системе ориентации и стабилизации с постоянной тягой характеризуется переменной длительностью и частотой следования импульсов, которая может

изменяться от нескольких импульсов в секунду до одного импульса за несколько минут и часов. Такой режим работы называют режимом импульсной модуляции.

Для выполнения различных функций микродвигатели реактивных систем управления должны обеспечивать тысячи и десятки тысяч повторных включений.

Большинство этих включений представляет собой результат работы системы по предельному циклу, когда заданное положение аппарата в пространстве поддерживается в определенных пределах, обусловленных так называемой «зоной нечувствительности» системы управления.

Параметры переходных процессов, характеризующих динамику микродвигателей в импульсном режиме работы, чрезвычайно важны. К динамическим характеристикам системы относятся:

- приемистость или быстроедействие микродвигателя;

- полоса пропускания командных сигналов, характеризующаяся частотой и скважностью пропускаемых сигналов;

- величина и стабильность минимального импульса тяги.

Идеальный микродвигатель должен выдавать импульсы тяги прямоугольной формы, равные по дли-

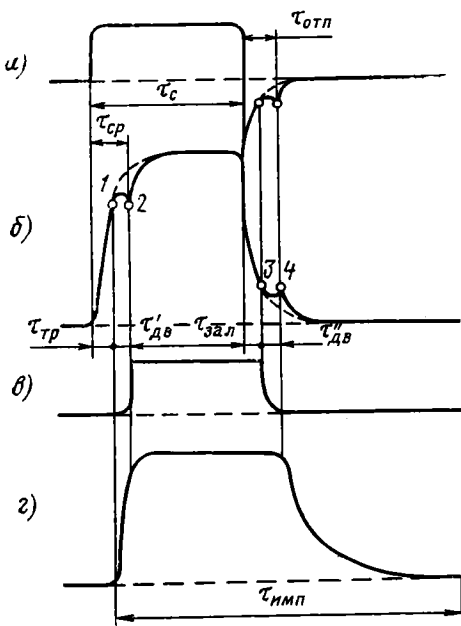


Рис. 1.4. Временные диаграммы изменения параметров ракетного микродвигателя при $\tau_c > \tau_{ср}$:

а— $u=u(\tau)$; б— $i=i(\tau)$; в— $x=x(\tau)$; г— $R=R(\tau)$
 1, 3—начало движения якоря; 2, 4—посадка якоря на стоп седло; $\tau_{тр}$ —время трогания якоря; $\tau'_{дв}$ —время движения якоря при срабатывании; $\tau_{ср}$ —время срабатывания; τ_c —время командного сигнала; $\tau_{зал}$ —время залипания якоря; $\tau''_{дв}$ —время движения якоря при отпускании; $\tau_{отп}$ —время отпускания; $\tau_{имп}$ —время импульса тяги

тельности электрическим командам от системы управления. При уменьшении длительности командного сигнала величина импульса тяги должна стремиться к нулю. Однако реальный импульс тяги значительно отличается от идеального.

На рис. 1.4 показаны реальные временные диаграммы изменения основных параметров микродвигателя при пуске, работе на стационарном режиме и останове. При подаче команды на электроклапан двигателя в виде электрического импульса напря-

жения длительностью τ_c (см. рис. 1.4,а) ток в обмотке электромагнита постепенно нарастает, пока не будет равен току трогания (см. рис. 1.4,б). Далее при движении якорь-клапана ток несколько падает до момента посадки якоря на ограничитель хода, а затем вновь возрастает до стационарного значения. Интервал времени, отмеченный точками 1 и 2, соответствует времени движения якоря-клапана (рис. 1.4,в). В этом интервале начинает расти давление в камере и создается тяга (рис. 1.4,г). В момент снятия электрического напряжения с клапана возникает противо-э. д. с., которая характеризуется временем отпущения клапана $\tau_{отп}$ (рис. 1.4,а). В связи с этим и ток в обмотке электромагнита не исчезает мгновенно (рис. 1.4,б), а движение клапана начинается лишь тогда, когда ток достигает такой величины, когда усилия электромагнита уже недостаточно для удержания клапана в открытом положении. В интервале времени, отмеченном точками 3 и 4, происходит движение и закрытие якорь-клапана (рис. 1.4,в). В связи с задержкой закрытия клапана давление в камере двигателя также уменьшается с некоторым запаздыванием (рис. 1.4,г).

При уменьшении длительности командного сигнала импульс тяги уменьшается. На рис. 1.5 показаны временные диаграммы изменения тех же параметров ракетного микродвигателя, что и на рис. 1.4, но при уменьшенной длительности командного сигнала. Из рисунка видно, что характер изменения параметров остался прежним. Однако ток в обмотке электромагнита уже не достигает постоянной величины, а горизонтальный участок на кривой изменения тяги почти отсутствует. Тем не менее клапан двигателя успевает открыться на полное сечение.

На рис. 1.6 показаны временные диаграммы изменения тех же параметров ракетного микродвигателя, но при значительно меньшей длительности командного сигнала по сравнению с рис. 1.4 и 1.5. Из рисунка видно, что в этом случае клапан двигателя уже не успевает открыться на полное сечение, в связи с чем происходит дросселирование газа или жидкости, подаваемых в камеру, и режим номинальной тяги не достигается.

Для исследования динамических характеристик двигателя достаточно рассмотреть изменение во времени командного электрического напряжения $u(\tau)$, тока в обмотке электропривода $i(\tau)$, хода клапанов двигателя $x(\tau)$ и тяги $R(\tau)$ (или давления в камере).

Основные величины, характеризующие запаздывания в срабатывании электромагнитного привода, определяются из временных графиков изменения командного напряжения и тока в электромагнитном приводе двигателя. Импульс напряжения соответствует командному сигналу от системы управления, а кривая изменения тока связана с изменением рабочего зазора электромагнита, т. е. с ходом якоря, и поэтому может быть использована для оценки процесса движения клапанов двигателя. Основной же ди-

намической зависимостью является зависимость тяги (давления в камере) от времени.

В соответствии с переходной характеристикой апериодического звена первого порядка [14] изменения тяги по времени в реальном импульсе на участках пуска и останова двигателя с дос-

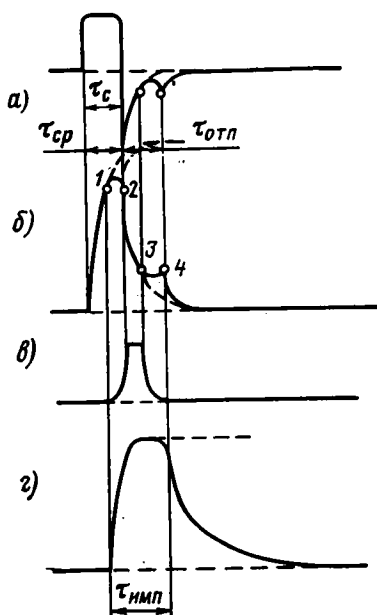


Рис. 1. 5. Временные диаграммы изменения параметров ракетного микродвигателя при $\tau_c = \tau_{ср}$:
а — $u = u(\tau)$; б — $i = i(\tau)$; в — $x = x(\tau)$;
г — $R = R(\tau)$
1, 3 — начало движения якоря; 2, 4 — посадка якоря на стоп (седло)

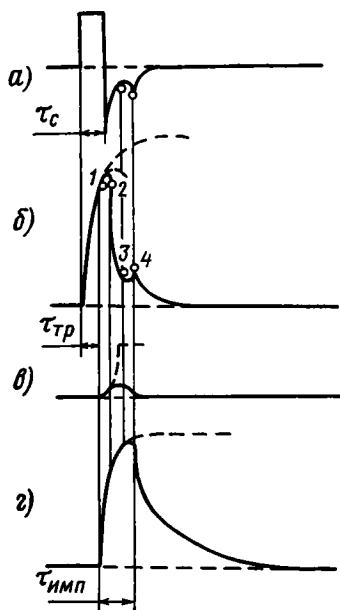


Рис. 1. 6. Временные диаграммы изменения параметров ракетного микродвигателя при $\tau_{тр} < \tau_c$:
а — $u = u(\tau)$; б — $i = i(\tau)$; в — $x = x(\tau)$;
г — $R = R(\tau)$
1, 3 — начало движения якоря; 2 — конец движения якоря; 4 — посадка клапана на седло

таточной для практики точностью можно описать с помощью следующих выражений

$$R_{\text{пуск}} = R_{\text{ном}} \left(1 - e^{-\frac{\tau}{T_1}} \right), \quad R_{\text{ост}} = R_{\text{ном}} e^{-\frac{\tau}{T_2}},$$

где τ — текущее время нарастания (спада) тяги с момента начала изменения тяги, с;

T_1 — постоянная времени двигателя при пуске, с;

T_2 — постоянная времени двигателя при останове, с;

$R_{\text{пуск}}$ и $R_{\text{ост}}$ — в Н.

Величины T_1 и T_2 определяются проекциями касательных к кривой изменения тяги на линию установившегося значения тяги

$R_{\text{ном}}$. Имея экспериментальные кривые (осциллограммы) изменения $R(\tau)$ или $p(\tau)$, можно определить величины T_1 и T_2 графически (рис. 1.7). Постоянные времени очевидно характеризуют скорость увеличения тяги при включении и уменьшения тяги при выключении двигателя. Их величины зависят от заклапанного объема и площади критического сечения сопла двигателя.

Длительность переходных процессов увеличения и уменьшения тяги определяем из соотношения [14] $\tau_{\text{перех}} \approx 3T$, что на основании выражений для $R_{\text{пуск}}$ и $R_{\text{ост}}$ соответствует при пуске выходу на режим, соответствующий тяге, равной 95% от номинала, а при останове — уменьшению тяги до 5% от номинала. Эти значения тяг можно использовать как границы для определения неуправляемых участков импульса.

На рис. 1.7 показано изменение во времени командного сигнала, подаваемого на электромагнит клапана двигателя, и тяги.

Как следует из рисунка, реальный импульс тяги сдвинут по отношению к командному сигналу. Времена $3T_1$ и $3T_2$ характеризуют неуправляемые участки импульса, которые оказывают вредное влияние на процесс управления. Времена τ_1 и τ_2 , характеризующие указанный сдвиг, называются временем чистого запаздывания клапана соответственно при открытии и закрытии. Время τ_1 соответствует времени с момента подачи электрической команды на включение двигателя до момента трогания якоря и определяется из уравнения изменения тока в обмотке электромагнитного привода клапана [17]

$$i = i_0 \left(1 - e^{-\frac{\tau}{T_k}} \right),$$

где $i_0 = \frac{u_0}{R_0}$ — установившееся значение силы тока в цепи катушки электромагнита, А;

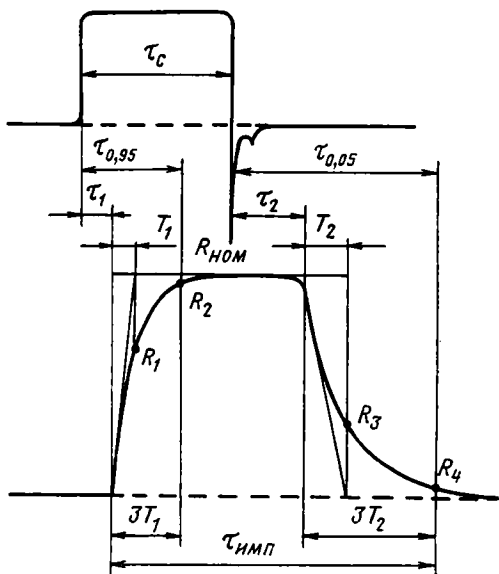


Рис. 1.7. Командный сигнал и импульс тяги ракетного микродвигателя:

$a-u=u(\tau)$; $b-R=R(\tau)$; $R_1=0,63 R_{\text{ном}}$; $R_2=0,95 R_{\text{ном}}$; $R_3=0,37 R_{\text{ном}}$; $R_4=0,05 R_{\text{ном}}$

u_0 — установившееся значение напряжения питания, В;
 R_0 — номинальное сопротивление обмотки катушки электромагнита, Ом;

$T_k = \frac{L_0}{R_0}$ — постоянная катушки электромагнита, с;

L_0 — начальное значение индуктивности катушки электромагнита, Гн.

Движение якоря начинается при определенной величине тока срабатывания $i = i_1$, которую можно найти из выражения

$$F_z = -\frac{i^2}{2} \frac{dL}{d\sigma}.$$

Здесь F_z — усилие электромагнита, Н;

L — индуктивность катушки, определяемая из выражения

$$L = \frac{\mu_0 S_{\text{я}} \omega^2}{\sigma},$$

где μ_0 — магнитная проницаемость вакуума, Гн/м;

$S_{\text{я}}$ — площадь якоря электромагнита, м²;

ω — число витков катушки электромагнита;

σ — текущий зазор между якорем и ограничителем хода электромагнита, м.

Дифференцируя последнее выражение и подставляя полученный результат в уравнение для F_z , получим

$$F_z = \frac{i^2}{2} \frac{L}{\sigma}.$$

В момент трогания якоря

$$i = i_1, \quad L = L_0, \quad \sigma = \sigma_0,$$

$$F_z = F_0 + \frac{\pi d_{\text{кл}}^2}{4} p_0,$$

где F_0 — начальное усилие возвратной пружины клапана, Н.

Из последнего выражения после подстановки параметров находим

$$i_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot \sigma_0}{L_0} \left(F_0 + \frac{\pi d_{\text{кл}}^2}{4} p_0 \right)}.$$

Подставляя полученное выражение в уравнение изменения силы тока в электромагнитном приводе, после преобразований определяем

$$\tau_1 = \frac{L_0}{R_0} \ln \frac{1}{1 - \frac{R_0}{u_0} \sqrt{\frac{2 \sigma_0}{L_0} \left(F_0 + \frac{\pi d_{\text{кл}}^2}{4} p_0 \right)}}$$

Время τ_2 соответствует времени с момента снятия электрической команды с двигателя до момента трогания (отпускания) якоря и зависит от скорости изменения тока после разрыва цепи. При размыкании ток в цепи электромагнитного привода изменяется в соответствии с уравнением [17]

$$-L \frac{di}{dt} = i(R_0 + R_{ш}),$$

где $R_{ш}$ — шунтирующее сопротивление, включенное параллельно катушке электромагнита, Ом.

Интегрируя последнее уравнение, получим

$$i = i_0 e^{-\frac{t}{T_p}}.$$

Здесь T_p — постоянная релаксации при падении тока в обмотке электромагнита в с, определяемая из выражения

$$T_p = \frac{L_k}{R_0 + R_{ш}},$$

где L_k — индуктивность катушки при полностью открытом клапане, Гн.

Движение якоря начинается при токе отпускания $i = i_2$, который определяется из выражения $F_s = \frac{i_2^2}{2} \frac{L}{\sigma}$.

Учитывая, что в момент трогания (отпускания)

$$i = i_2, \quad L = L_k,$$

$$\sigma = \sigma_k, \quad F_s = F_0 + c(\sigma_0 - \sigma_k),$$

где c — жесткость возвратной пружины клапана в Н/м, получаем

$$i_2 = \sqrt{\frac{2\sigma_k}{L_k} [F_0 + c(\sigma_0 - \sigma_k)]}.$$

Подставляя i_2 в уравнение изменения тока, находим

$$\tau_2 = \frac{L_k}{R_0 + R_{ш}} \ln \frac{\sqrt{\frac{2\sigma_k}{L_k} [F_0 + c(\sigma_0 - \sigma_k)]}}{\frac{u_0}{R_0}}.$$

Очевидно, что для улучшения динамических качеств электромагнитного привода клапана времена чистого запаздывания τ_1 и τ_2 должны быть минимальными и стабильными. Время τ_1 зависит от соотношения усилий электромагнита и механизма привода двигателя. Оно пропорционально противодействующей силе, начальному зазору между упором и ограничителем хода электромагнита.

та и обратно пропорционально подводимой электрической мощности [17]. Время τ_2 зависит от величины немагнитного зазора при притяннутом якоре и от натяжения возвратной пружины. Подбором этих величин можно получить минимальное время отпущения. Времена τ_1 и τ_2 связаны между собой так, что при увеличении усилия возвратной пружины время отпущения уменьшается, а время трогания увеличивается. При этом $\tau_1 + \tau_2 \approx \text{const}$.

Кроме перечисленных факторов, на τ_1 и τ_2 влияют масса и количество движущихся частей в конструкции электромагнитного привода двигателя, сопротивление и емкость электрических коммуникаций от источника питания до электромагнитного привода, а также условия коммутации, в зависимости от которых меняются электрические параметры цепи.

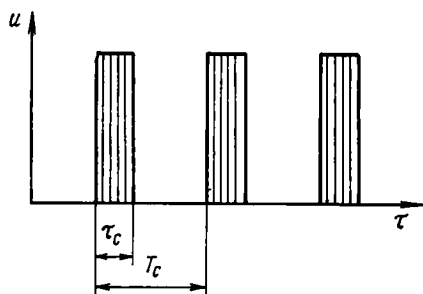


Рис. 1.8. График подачи командных сигналов на двигатель

Преимущество, или быстродействие двигателя обычно определяется временем $\tau_{0,95}$ набора тяги, равной 95% от номинальной, с момента подачи командного сигнала на двигатель, а также временем $\tau_{0,05}$

спада тяги от номинального значения до 5% номинальной величины с момента снятия командного сигнала с двигателя. При этом под номинальной тягой $R_{\text{ном}}$ понимается тяга двигателя в установившемся режиме работы.

Очевидно, что $\tau_{0,95} = \tau_1 + 3T_1$, $\tau_{0,05} = \tau_2 + 3T_2$.

Вместо 95 и 5% уровней тяги часто пользуются соответственно 90 и 10% уровнями, тогда время увеличения и уменьшения тяги обозначают соответственно через $\tau_{0,9}$ и $\tau_{0,1}$.

На рис. 1.8 изображен типовой график включения микродвигателя, который характеризуется длительностью командного сигнала τ_c , периодом включения микродвигателя T_c , частотой $f = \frac{1}{T_c}$ и скважностью $\gamma = \frac{\tau_c}{T_c}$.

Единичный импульс тяги (см. рис. 1.7)

$$I_{\text{ед}} = \int_0^{\tau_{\text{имп}}} R d\tau.$$

Часть единичного импульса с момента выключения двигателя (снятия напряжения с электропривода) называется импульсом последствия.

Импульс последействия

$$I_{\text{пл}} = \int_0^{\tau_{\text{пл}}} R d\tau,$$

где $\tau_{\text{пл}}$ — время последействия (с момента выключения двигателя до достижения нулевого или некоторого достаточно малого уровня тяги).

Так как двигатели реактивных систем управления работают в основном в импульсном режиме, необходимо оценивать эффективность использования топлива, подаваемого в двигатель за одно включение. В процессе работы бывают десятки тысяч включений двигателя, поэтому из-за многократных пусков и остановов двигателя (особенно при работе минимальными единичными импульсами) может неэкономично использоваться топливо, а это приведет к необходимости увеличения запасов топлива на борту летательного аппарата и, в конечном счете, к увеличению массы реактивной системы управления.

Особенно отрицательное влияние на экономичность системы оказывает импульс последействия. Поэтому важно точно определить его величину и разброс. Импульс последействия является в основном функцией характеристик конструкции: быстродействия клапанов, величины заклапанных объемов, заполненных топливом, и количества несгоревших компонентов топлива и продуктов реакции в камере в момент подачи командного сигнала на выключение двигателя.

Соответственно разброс импульса последействия зависит от изменения указанных выше параметров, а также от рассогласования времени закрытия клапанов после подачи сигнала на выключение двигателя.

Так как импульс последействия является составной частью единичного импульса, то все сказанное выше также относится к единичному импульсу тяги.

Требования высокого быстродействия, получения минимальных значений единичного импульса тяги и импульса последействия необходимы также для обеспечения малых значений угловых скоростей аппарата. Для обеспечения достаточно малых единичных импульсов тяги приходится задавать двигателям малую тягу, однако это лимитируется эффективностью управляющих органов. Поэтому для того, чтобы, с одной стороны, была соответствующая эффективность управления аппаратом, а, с другой, — требуемая точность управления, стремятся обеспечить максимальную частоту включений двигателя и минимальные величины $\tau_{0,1}$, $\tau_{0,9}$, γ , τ_c , $I_{\text{ед}}$ и $I_{\text{пл}}$, а, кроме того, обеспечить стабильные значения величин $\tau_{0,1}$, $\tau_{0,9}$, $I_{\text{ед}}$, $I_{\text{пл}}$.

Оценим влияние величины единичного импульса тяги на расход топлива (рабочего тела) при работе системы по предельному циклу. Допустим, что управляющий момент M , создаваемый тя-

гой двигателя за один импульс, прикладывается к летательному аппарату в течение пренебрежимо малого промежутка времени. В этом случае максимально потребное количество рабочего тела определяется из выражения

$$M = I_{\text{инер}} \cdot \frac{d\omega}{d\tau},$$

где $I_{\text{инер}}$ — момент инерции летательного аппарата вокруг оси вращения, кг · м²;

ω — угловая скорость вращения аппарата вокруг той же оси, рад/с;

M — управляющий момент Н · м.

С другой стороны, момент $M = RL$,

где L — плечо управляющего момента, м.

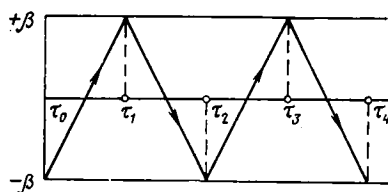


Рис. 1.9. Зависимость углового движения летательного аппарата от времени:

β — угол зоны нечувствительности: $\tau_0, \tau_1, \tau_2, \tau_3$ — моменты времени, в которые летательному аппарату сообщаются единичные импульсы тяги I

Тогда $Rd\tau = \frac{I_{\text{инер}}}{L} d\omega$, или, если перейти к конечным величинам,

$$R\Delta\tau = \frac{I_{\text{инер}}}{L} \Delta\omega.$$

Левая часть полученного выражения представляет собой единичный импульс тяги $I = R\Delta\tau$, измеряемый в Н · с.

На рис. 1.9 показано угловое движение летательного аппарата во времени в пределах зоны нечувствительности $\pm\beta$, при этом в моменты времени $\tau_0, \tau_1, \tau_2, \tau_3$ и т. д. летательному аппарату сообщаются единичные импульсы тяги I .

Если пределы зоны нечувствительности равны $\pm\beta$, то закон углового движения аппарата в промежутке времени τ_0 — τ_1 имеет вид

$$\tau_1 - \tau_0 = \frac{2\beta}{\omega_1},$$

где ω_1 — угловая скорость движения аппарата в указанном промежутке времени.

В момент времени τ_1 угловая скорость изменится на величину $-\Delta\omega$ и станет равной

$$\omega_2 = \omega_1 - \Delta\omega.$$

С другой стороны,

$$\omega_2 = \frac{2\beta}{\tau_2 - \tau_1},$$

где ω_2 — угловая скорость движения аппарата в промежутке времени $\tau_1 - \tau_2$.

Из полученных выражений можно найти

$$\tau_2 - \tau_1 = \frac{2\beta}{\omega_1 - \Delta\omega}$$

и

$$\tau_2 - \tau_0 = \frac{2\beta}{\omega_1} + \frac{2\beta}{\omega_1 - \Delta\omega} = 2\beta \left(\frac{1}{\omega_1} + \frac{1}{\omega_1 - \Delta\omega} \right).$$

Очевидно, что период движения равен одному полному циклу, т. е. времени $\tau_2 - \tau_0$. Так как за указанный период имеют место два импульса тяги, то частота импульсов

$$f = \frac{2}{\tau_2 - \tau_0} = \frac{\omega_1 \Delta\omega - \omega_1^2}{\beta \Delta\omega}.$$

Наибольший расход рабочего тела будет, очевидно, при максимальной частоте импульсов. Определим значение $\Delta\omega$, соответствующее максимальной частоте импульсов $f_{\max}$. Для этого продифференцируем полученное выражение и результат приравняем нулю:

$$\frac{df}{d\omega} = \frac{\Delta\omega - 2\omega_1}{\beta \Delta\omega} = 0.$$

Отсюда

$$\omega_1 = \frac{\Delta\omega}{2}.$$

Подставив ω_1 в выражение для частоты импульсов f , получим

$$f_{\max} = \frac{\Delta\omega}{4\beta}.$$

Максимальный суммарный импульс L_1 , развиваемый за 1 с работы двигателя по предельному циклу, определим из формулы

$$L_1 = I f_{\max} = \frac{I \Delta\omega}{4\beta}.$$

С другой стороны, $\Delta\omega = \frac{I L}{I_{\text{инер}}}$.

Учитывая полученные выражения, определяем

$$L_1 = \frac{I^2 L}{4\beta I_{\text{инер}}}.$$

Так как $I_1 = R_{\text{уд.ср}} G_1$, то, приравняв правые части полученных уравнений, после преобразований получим

$$G_1 = \frac{I^2}{R_{\text{уд.ср}}} \cdot \frac{L}{4\beta I_{\text{инер}}},$$

где G_1 — секундный расход рабочего тела при работе по предельному циклу.

Из последней формулы следует, что при заданных геометрических и весовых характеристиках летательного аппарата и определенной зоне нечувствительности экономичность реактивной системы управления при работе по предельному циклу зависит не только от удельной тяги двигателей, но определяется и минимально возможной величиной отдельных импульсов тяги. При увеличении указанных импульсов расход рабочего тела увеличивается в квадрате.

1.5. Эксплуатационные характеристики и количественные показатели надежности

Реактивная система управления эксплуатируется в определенных условиях, которые зависят от многих факторов и, в частности, от назначения летательного аппарата и программы его полета. В связи с этим и эксплуатационные характеристики систем могут сильно различаться. Однако можно выделить общие характеристики, присущие любой системе.

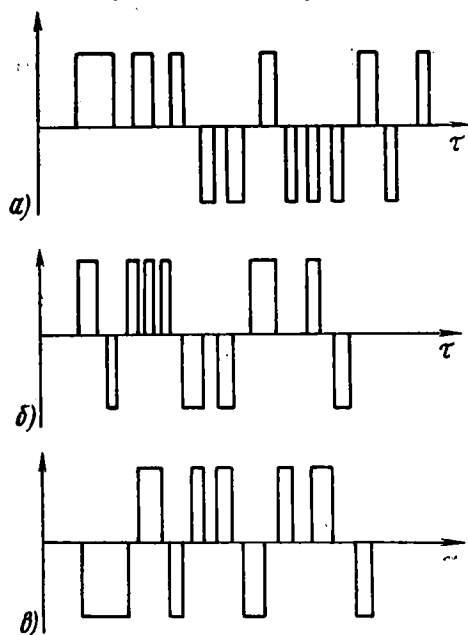


Рис. 1.10. Временной график включений управляющих микродвигателей в каналах стабилизации:

а—тангаж; б—рыскания; в—крена

Однако можно выделить общие характеристики, присущие любой системе.

1. Временной график работы (циклограмма) включений микродвигателей в различных каналах стабилизации. На рис. 1.10 показана типовая циклограмма включений микродвигателей в каналах стабилизации, которая определяет время непрерывной и импульсной работы, длительность отдельных импульсов и пауз между ними. От режима включений зависят требования к временным характеристикам микродвигателей. Циклограмма включений по-

звсляет более точно оценить необходимый запас топлива (рабочего тела).

2. Условия окружающей среды: давление, температура, влажность, радиационная обстановка, невесомость и т. д. Время воздействия указанных факторов.

3. Линейные и вибрационные перегрузки, действующие на систему при транспортировке, выводе на орбиту, а также при маневре летательного аппарата в разреженных и плотных слоях атмосферы.

4. Срок эксплуатации, предусматривающий время хранения в складских условиях, степень готовности к пуску, необходимость регламентных работ и время полета.

Во всех перечисленных условиях эксплуатации система должна сохранять работоспособность. Система может перейти из работоспособного состояния в неработоспособное, причем переход этот происходит скачкообразно и представляет собой не случайный, а закономерный процесс, являющийся следствием накопления незаметных и постепенных количественных изменений. Действительно, у системы, эксплуатация которой только что началась, гарантируется длительная безотказная работа в то время, как у системы, уже отработавшей определенный технический ресурс, в процессе эксплуатации вследствие износа и старения материалов произошли некоторые внешние и внутренние скрытые изменения параметров, в результате которых вероятность появления отказа системы значительно возрастает.

Переход из одного качественного состояния в другое следует рассматривать в тесной связи с количественными изменениями, происходящими в системе.

Свойство системы сохранять работоспособность и значения параметров в заданных пределах называется надежностью.

Количественно надежность оценивается с помощью вероятностно-статистических методов расчета по результатам испытаний систем и ее элементов, а также элементов других систем аналогичных конструкций.

Неисправностью считают несоответствие системы и ее элементов хотя бы одному из требований как к основным, так и к второстепенным параметрам, характеризующим качество системы. Неисправность может проявляться либо в виде отказа, либо в виде повреждения. В случае отказа система прекращает выполнять хотя бы одну из заданных ей функций, или хотя бы один из основных ее параметров выходит за допустимые пределы. Во всех других случаях имеют место повреждения, которые хотя и не приводят к отказу системы, но являются отклонениями от установленных норм, соответствующих техническим условиям. Если в системе нет отказов, ее считают работоспособной.

В процессе эксплуатации происходит старение и износ деталей системы. Под старением понимают процесс постепенного и непрерывного изменения ее параметров, которые не зависят от ре-

жима работы, а под износом — процесс постепенного изменения параметров системы, вызываемый действием механических, электрических, тепловых и других нагрузок, возникающих в процессе работы.

Важной эксплуатационной характеристикой системы является ее долговечность, т. е. время, в течение которого система сохраняет свою работоспособность (время с момента начала эксплуатации до момента возникновения отказа), а также ее технический ресурс, под которым понимают время работы системы от начала эксплуатации до ее прекращения, обусловленного износом или старением.

Надежная работа системы зависит от многих факторов, которые можно разделить на объективные и субъективные. К объективным факторам относятся: воздействие окружающей среды, механические и другие внешние воздействия, старение, износ, динамические нагрузки и т. п. К субъективным факторам относятся: выбор схемы и ее конструктивное выполнение, выбор элементов и материалов конструкции, режимов эксплуатации и др.

Так как решающее влияние на надежность оказывают эксплуатационные факторы, то вероятность нормального функционирования в процессе эксплуатации является одной из наиболее полных количественных характеристик безотказной работы системы.

Характеристики систем, даже изготовленных в одних и тех же условиях, имеют все же значительный разброс и являются случайными величинами, которые подчиняются вполне определенным статистически устойчивым закономерностям, называемым законами распределения.

Основными числовыми характеристиками случайных величин, рассматриваемых в теории надежности, являются математическое ожидание MO и ее дисперсия. Пусть в процессе работы системы, состоящей из N_0 элементов, к концу времени работы τ имеется N_n исправных и $N_{от}$ отказавших элементов, т. е. $N_n + N_{от} = N_0$.

Определим вероятность безотказной работы $P(\tau)$ (функцию надежности системы) за время τ . Если надо найти функцию $P(\tau)$ для всех $\tau \leq \tau_0$ (τ_0 — фиксированный интервал времени), то необходимо проводить испытания системы в течение времени τ_0 и отмечать моменты возникновения отказов. Зная эти моменты, легко найти функцию $N_n(\tau)$, которая равна числу элементов, не отказавших к моменту τ . В начальный момент эта функция $N_n(0) = N_0$, а в момент каждого отказа она уменьшается на единицу.

Составим отношение

$$P_{N_0}(\tau) = \frac{N_n(\tau)}{N_0} = \frac{N_0 - N_{от}(\tau)}{N_0} = 1 - \frac{N_{от}(\tau)}{N_0} = 1 - Q_{N_0}(\tau).$$

Отношение $P_{N_0}(\tau)$ называется эмпирической функцией надежности, а отношение $\frac{N_{от}(\tau)}{N_0} = Q_{N_0}(\tau)$ — эмпирической функцией

вероятности отказа системы. С ростом N_0 эти функции равномерно приближаются к функциям $P(\tau)$ и $Q(\tau)$ соответственно и для больших N имеют место приближенные равенства

$$P_{N_0}(\tau) = \frac{N_n(\tau)}{N_0} \approx P(\tau); \quad Q_{N_0}(\tau) = \frac{N_{от}(\tau)}{N_0} \approx Q(\tau).$$

Функция $P(\tau)$ является убывающей функцией времени. Действительно,

$$\frac{dP(\tau)}{d\tau} = \frac{d\left(1 - \frac{N_{от}(\tau)}{N_0}\right)}{d\tau} = -\frac{1}{N_0} \cdot \frac{dN_{от}(\tau)}{d\tau},$$

где $\frac{dN_{от}(\tau)}{d\tau}$ — скорость возникновения отказов.

Следовательно,

$$\frac{dN_{от}(\tau)}{d\tau} = -N_0 \frac{dP(\tau)}{d\tau}.$$

Поделив обе части последнего уравнения на величину $N_n(\tau)$, получаем выражение для интенсивности отказов λ :

$$\lambda(\tau) = \frac{1}{N_n(\tau)} \cdot \frac{dN_{от}(\tau)}{d\tau} = -\frac{N_0}{N_n(\tau)} \cdot \frac{dP(\tau)}{d\tau}.$$

Так как вероятность исправной работы $P(\tau) = \frac{N_n(\tau)}{N_0}$, то

$$\lambda(\tau) = \frac{1}{P(\tau)} \cdot \frac{dP(\tau)}{d\tau}.$$

Интенсивность отказов является одним из важнейших критериев, используемых при оценке надежности системы, и зависит, как правило, от времени.

Проинтегрировав выражение для интенсивности отказов $\lambda(\tau)$, получаем общее выражение для надежности системы

$$P(\tau) = e^{-\int_0^{\tau} \lambda(\tau) d\tau}.$$

Кроме экспоненциального распределения, используются также гамма-распределение и нормальное распределение.

Для экспоненциального распределения [8]:

$$MO(\tau) = T,$$

где T — математическое ожидание или средняя наработка на отказ, которую можно определить по экспериментальным данным

$$\text{из выражения } T = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \tau_i.$$

$$\text{Дисперсия } D(\tau) = T^2.$$

Таким образом, экспоненциальный закон характеризуется одним параметром T .

Для гамма-распределения:

$$MO(\tau) = T; \quad D(\tau) = \frac{T^2}{m},$$

где $m = \text{const}$.

Таким образом, гамма-распределение характеризуется двумя параметрами T и m .

Для нормального распределения [8]:

$$MO(\tau) = T; \quad D(\tau) = \sigma^2,$$

где $\sigma = \sqrt{\frac{\sum (\tau - T)^2}{N}}$ — стандартное отклонение;

τ — общее время эксплуатации;

T — средняя долговечность системы.

Нормальное распределение является двухпараметрическим, так как определяется параметрами T и σ^2 , и характерно для отказов, вызванных износом при длительной эксплуатации, например, отказов реактивных систем управления.

Таким образом, основными количественными характеристиками надежности реактивных систем управления являются:

- среднее время безотказной работы;
- частота отказов;
- вероятность безотказной работы;
- интенсивность отказов.

Среднее время безотказной работы $T_{\text{ср}}$ определяется как математическое ожидание времени наработки на отказ

$$T_{\text{ср}} = \frac{\sum_{i=1}^N t_i}{N},$$

где t_i — время наработки i -й системы на отказ;

N — число систем.

Среднее время исправной работы системы — одна из наиболее наглядных характеристик надежности, однако оно не может полностью характеризовать надежность системы (рис. 1.11), так как при одинаковом среднем времени исправной работы время безотказной работы может быть различным.

Частота отказов f является плотностью распределения вероятностей наработки до отказа, причем

$$f = \frac{N_{\text{от}}(\tau)}{N_0 \tau_0},$$

где τ_0 — рассматриваемый интервал времени.

Частота отказов позволяет судить о числе элементов, которые могут выйти из строя на данном интервале времени.

В ряде случаев в условиях эксплуатации удобнее пользоваться интенсивностью отказов, которая определяется из выражения

$$\lambda(\tau) = \frac{N_{от}(\tau)}{(N_0 - N_{от}(\tau)) \tau}.$$

Интенсивность отказов, представленную в виде функции времени, называют λ -характеристикой; λ -характеристики имеют обычно три ярко выраженных участка (рис. 1.12).

Участок А характерен для начального времени эксплуатации, в течение которого преобладают отказы, возникающие в

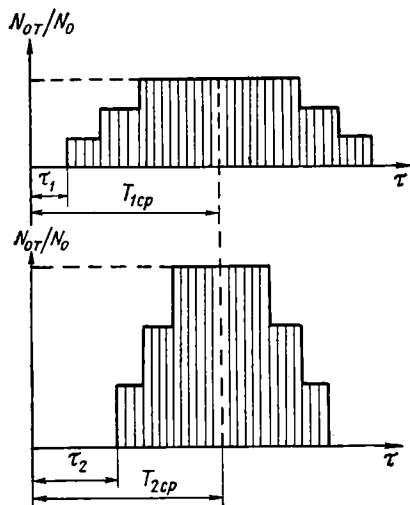


Рис. 1.11. Распределение отказов при одинаковом среднем времени наработки на отказ ($T_{1cp} = T_{2cp}$), но при разном времени безотказной работы ($\tau_1 < \tau_2$)

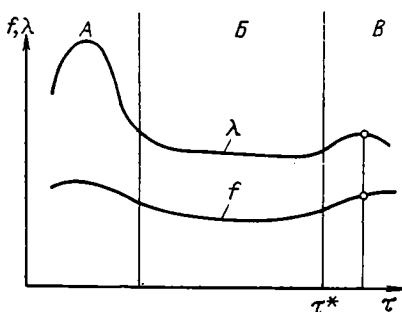


Рис. 1.12. Зависимость частоты и интенсивности отказов от времени эксплуатации

результате скрытых неисправностей, несовершенства производства, ошибок проектирования, а также ошибок эксплуатации. Этот участок характерен резким скачком увеличения интенсивности отказов, хотя иногда он и отсутствует.

Участок Б является основным и учитывает интенсивность отказов в процессе длительной эксплуатации системы. Интенсивность здесь примерно одинакова, а появление отказов обусловлено скрытыми дефектами производства, преждевременным старением, внешними и другими причинами.

Участок В характеризуется возрастанием интенсивности отказов вследствие появления массового износа и старения элементов системы.

Участок А иногда удается исключить из эксплуатации путем проведения приработки агрегатов системы перед эксплуатацией в заводских условиях для отбраковки наиболее слабых элемен-

тов, а также при правильной организации регламентных работ в процессе эксплуатации.

Оценивая работу системы только по интенсивности отказов, можно составить превратное представление о надежности системы, ибо даже при одинаковой частоте отказов для правой и левой частей кривой (см. рис. 1.12) надежность для правой части значительно меньше, чем для начального участка, так как количество систем к этому времени убывает. По достижении же времени t наблюдается резкое падение кривой, связанное не с увеличением надежности, а с уменьшением числа отказов из-за снижения числа исправных систем (элементов). Интенсивность отказов полностью характеризует надежность системы при эксплуатации ее до отказа.

Вероятность безотказной работы системы означает, что в определенных условиях эксплуатации в пределах заданного времени работы отказ не возникает. Для реактивных систем управления, которые можно отнести к разряду сложных систем, поток отказов практически можно рассматривать как простейший поток, подчиняющийся закону Пуассона [8].

Тогда при отсутствии отказов в заданном интервале времени получаем экспоненциальный закон надежности ($\lambda = \text{const}$)

$$P(\tau) = e^{-\lambda t},$$

где λ — интенсивность отказов;

t — время работы;

$P(t)$ — вероятность безотказной работы.

Если же λ -характеристика на участке B не постоянна и наблюдается отклонение потока отказов от закона Пуассона, выражение для вероятности безотказной работы имеет вид

$$P(\tau) = e^{-\int_0^t \lambda(\tau) d\tau},$$

т. е. $P(t)$ — функция не только интервала времени, но и потока отказов.

Используя эту характеристику, можно вычислить интервал времени, в течение которого обеспечивается безотказная работа с заданной вероятностью при известном среднем времени безотказной работы, определить вероятность безотказной работы по известному среднему времени исправной работы, определить среднее время исправной работы, необходимое для получения заданной вероятности безотказной работы в течение определенного интервала времени.

Расчет количественных характеристик надежности производится как на стадии проектирования, так и на стадии эксплуатации систем. На стадии проектирования он позволяет ориентировочно оценить ожидаемую надежность системы и ее элементов и

сопоставить полученные количественные характеристики проектируемой системы с заданными требованиями, а также принять соответствующее решение. На стадии эксплуатации этот расчет позволяет выявить и предусмотреть появление тех или иных неисправностей и повысить вероятность безотказной работы агрегатов и системы в целом.

Инженерные методы расчета надежности обычно предусматривают определение одной или двух ее количественных характеристик.

Чаще всего оповаривается вероятность безотказной работы системы $P(t_3)$ в течение интервала времени от начала эксплуатации до заданного времени t_3 , при этом расчет сводится к определению ожидаемой величины $P(t_3)$ для данной системы. Для полного расчета надежности необходимо располагать данными об условиях работы элементов системы, об изменении характеристик интенсивности их отказов и т. д. Элементы системы рассматриваются как элементы сложной системы, надежность которой в целом зависит от надежности ее элементов и способа их включения в систему.

Различают два основных вида соединений элементов в системе: последовательное и параллельное (рис. 1.13). Под последовательным понимают такое соединение, при котором отказ одного какого-либо элемента влечет за собой отказ всей системы. В этом случае при условии, что отказ каждого из N элементов системы является независимым событием, $P_{\text{послед}} = \prod_{i=1}^N P_i$.

При параллельном соединении элементов отказ всей системы возможен лишь при условии отказа каждой из параллельных ветвей. На основании свойства противоположных событий и теоремы умножения вероятностей для независимых событий

$$P_{\text{парал}} = 1 - \prod_{j=1}^k \left(1 - \prod_{i=1}^N P_i \right).$$

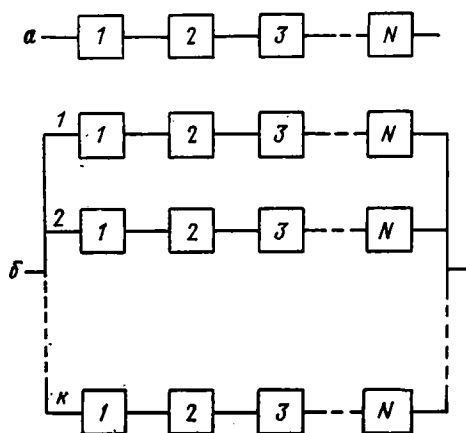


Рис. 1.13. Основные виды соединений элементов в системе:

a —последовательное; b —параллельное; $i=1, 2, 3, \dots, N$ —количество последовательно соединенных элементов; $k=1, 2, \dots, k$ —количество параллельных ветвей

На параллельном соединении элементов основано резервирование (или дублирование) элементов и систем, являющееся одним из способов повышения надежности. Следует, однако, отметить, что параллельное соединение обеспечивает эффективное резервирование лишь тогда, когда у одного и того же элемента системы могут быть несколько отказов, различных по своей физической сущности. При этом для обеспечения резервирования по одному типу отказов элемент необходимо включать в схему последовательно, а по другому — параллельно.

В реактивных системах часто используется резервирование комплектов двигателей или отдельных агрегатов и даже целых систем. В полете дублирующий элемент (система) может находиться либо во включенном состоянии («горячее» резервирование), либо в выключенном и включаться после выхода из строя работающего элемента или системы («холодное» резервирование). Распознавание отказа работающего элемента (системы) и включение резервного комплекта может производиться как с помощью телеметрической системы и командной радиолинии с Земли, так и автономно с помощью автоматической схемы распознавания отказа.

Так как обычно располагают ограниченной информацией об отказах элементов системы, то оценивают точность приближенного определения надежности с помощью достоверной вероятности.

Таким образом, количественными показателями надежности реактивной системы управления являются:

- вероятность безотказной работы как основной количественный показатель надежности;
 - среднеквадратическое отклонение вероятности безотказной работы как характеристика ее точности;
 - достоверная вероятность как степень достоверности оценки безотказной работы;
 - технический ресурс работы в непрерывном режиме;
 - технический ресурс работы в импульсном режиме и количество включений;
 - долговечность.
-

Глава 2

РЕАКТИВНЫЕ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЖАТОГО ГАЗА В КАЧЕСТВЕ РАБОЧЕГО ТЕЛА

2. 1. Особенности и принципиальные схемы

Реактивные системы с использованием сжатого газа в качестве рабочего тела являются самыми простыми и надежными из всех известных реактивных систем управления, в связи с чем они широко применяются на различных типах космических аппаратов. Их отличительными особенностями являются:

- 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.

Основным недостатком, ограничивающим применение реактивных систем управления на сжатом газе, является сравнительно невысокая экономичность (малая удельная тяга), что при больших значениях полного импульса тяги приводит к резкому ухудшению весовых характеристик. Другим недостатком таких систем является ограниченный уровень достижимых тяг газореактивных микродвигателей.

Простота конструкции и высокая надежность обусловили 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 систем ориентации, работающих по предельному циклу, реактивные системы на сжатом газе обладают несомненными преимуществами, так как в камере газореак-

тивных двигателей нет процессов горения и разложения топлива, а изменение тяги во времени почти полностью соответствует изменению командного электрического сигнала.

Системы, в которых в качестве рабочего тела используется сжатый газ, запасенный на борту космического аппарата, получили название газореактивных систем. Их называют еще также

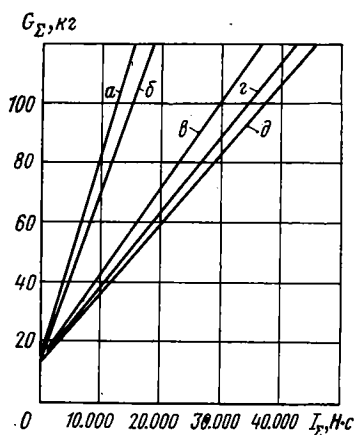


Рис. 2. 1. Зависимость массы реактивной системы с двенадцатью двигателями от полного импульса тяги при использовании в качестве рабочего тела сжатого газа:

а—водород; б—гелий; в—воздух; г—азот; д—метан. Параметры системы: $p_{б.н}=21,0 \text{ МН/м}^2$; $p_к=0,35 \div 1,4 \text{ МН/м}^2$; $R=4,5 \div 45 \text{ Н}$ [34]

системами на «холодном» газе, чем подчеркивается использование энергии сжатого газа без предварительного его подогрева (*cold gas attitude control systems*) [34]. В качестве рабочего тела в подобных системах применяются такие газы, как воздух, азот, аргон, аммиак, фреон и др.

Из рис. 2.1 видно, что азот и воздух обеспечивают получение наилучших энерго-весовых 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, не нашли практического применения в реактивных системах из-за малой плотности, так как с увеличением потребного полного импульса тяги размеры и масса баллонов для размещения газа возрастают.

Из рис. 2. 2 и 2. 3 видно, что при использовании водорода, гелия и неона для обеспечения необходимого заданного импульса тяги уменьшается масса рабочего тела, а масса газореактивной системы в целом получается значительно большей, чем при использовании воздуха и азота.

Для газореактивных систем важно обеспечить герметичность всех подвижных и неподвижных соединений для исключения дополнительных возмущений движения летательного аппарата и потерь рабочего тела.

На рис. 2. 4 приведена принципиальная схема реактивной системы для стабилизации космического аппарата путем вращения, в которой в качестве рабочего тела используется сжатый газ. Сжатый газ хранится на борту аппарата в специальном баллоне 1 и заправляется в систему через заправочно-дренажный клапан 2, через который в случае необходимости осуществляется и дренаж

газа из баллона, а также операции, связанные с проверкой герметичности системы. Включение системы в работу производится путем подачи электрической команды на клеммы 4 пуско-отсечного клапана 5, который в период хранения герметично перекрывает доступ газа в систему. После срабатывания пуско-отсечного клапана 5 газ через фильтр 6, который устанавливается для предотвращения проникновения в магистраль случайных посторонних частиц, поступает в коллектор 8 и подводится к управляющим

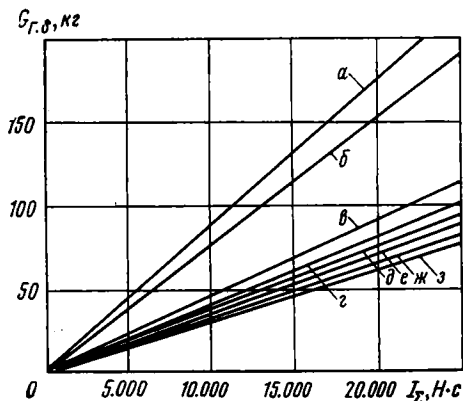


Рис. 2.2. Зависимость массы газа с баллонами от полного импульса тяги при использовании в качестве рабочего тела сжатого газа.

Параметры системы: начальное давление газа в баллонах $24,5 \text{ МН/м}^2$; материал баллонов — титан; коэффициент запаса прочности 2,2 [31]; α —водород; β —гелий; γ —неон; δ —ксенон; ϵ —аргон; ζ —азот; η —фреон; θ —метан

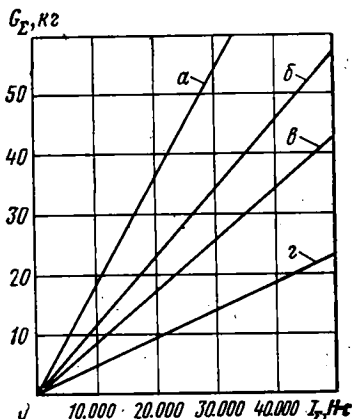


Рис. 2.3. Зависимость массы рабочего тела от полного импульса тяги при использовании в качестве рабочего тела сжатого газа.

Параметры системы: $p_{б.н} = 21,0 \text{ МН/м}^2$; $p_k = 0,7 \text{ МН/м}^2$ [34]; α —воздух или азот; β —метан; γ —гелий; δ —водород.

соплами 7, которые направлены в разные стороны и обычно разнесены на соответствующих плечах для повышения эффективности управления.

При истечении газа из сопел создаются управляющие усилия, которые образуют пару сил, действующих на аппарат и сообщающих ему вращательное движение вокруг заданной оси. Контроль за давлением газа в баллоне осуществляется с помощью датчика давления 9, с клемм которого снимается соответствующее электрическое напряжение. Истечение газа через сопла происходит до полного опорожнения баллона 1. При этом как давление в баллоне, так и давление перед соплами все время уменьшается. В связи с этим тяга сопел также непрерывно уменьшается по мере расхода рабочего тела. Таким образом, подобная система не обеспечивает работу сопел с постоянной тягой и не может быть применена в системах ориентации при многократных включениях управляющих сопел.

На рис. 2.5 приведена принципиальная схема размещения газореактивной системы на автоматическом космическом аппарате «Маринер».

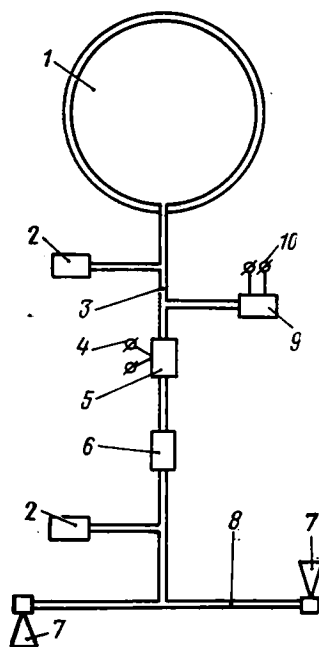


Рис. 2.4. Принципиальная схема реактивной системы стабилизации путем вращения, в которой в качестве рабочего тела используется сжатый газ:

1—баллон со сжатым газом; 2—заправочно-дренажный клапан; 3—трубопровод; 4—клеммы подвода электрического питания к клапану; 5—пуско-отсечный клапан; 6—фильтр; 7—управляющее сопло; 8—коллектор; 9—датчик давления газа в баллоне; 10—клеммы подвода электрического питания к датчику [13]

На рис. 2.6 приведена газореактивная система, которая обеспечивает постоянное управляющее усилие при многократных включениях системы. Как и в системе (см. рис. 2.4) сжатый газ хранится на борту в баллоне 1. Через заправочно-дренажный клапан 2 осуществляется заправка и дренаж газа, а также необходимые проверочные операции. Предварительное включение системы в работу производится путем подачи 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 через фильтр 4, устанавливаемый для предотвращения проникновения в магистраль случайных посторонних частиц, поступает к регулятору давления газа 5. Назначение регулятора давления — редуцировать высокое давление до заданной величины и поддерживать эту величину в определенных пределах. Как будет видно из дальнейшего, поддержание постоянного давления газа после регулятора обеспечивает получение постоянной величины управляющего усилия в системе. Редуцированный газ низкого давления по трубопроводу 6 поступает к коллектору низкого давления 9, а отсюда подводится к газореактивным микродвигателям 11, установленным в соответствующих каналах стабилизации. Включение

двигателей в работу осуществляется при подаче электрической команды от системы управления на клеммы 10 питания электромагнитного 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 дейст-

вуют строго определенные управляющие моменты, с помощью которых осуществляется управление положением аппарата в пространстве. Предохранительный клапан 12 предназначен для исключения аварийной ситуации при чрезмерном повышении давления газа в коллекторе 9, например, вследствие выхода из строя регулятора давления 5. Чтобы предотвратить в этом слу-

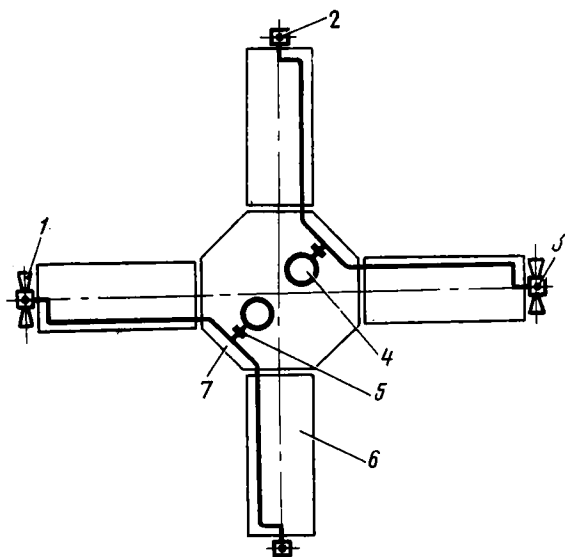


Рис. 2.5. Схема размещения газореактивной системы на американском автоматическом космическом аппарате типа «Маринер»:

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 ($p_p = 0,1 \text{ МН/м}^2$); 6—панели солнечных батарей; 7—корпус аппарата

чае возникновения возмущений при срабатывании предохранительного клапана за счет истечения из него сжатого газа, предусмотрен безмоментный выход газа из предохранительного клапана, т. е. истечение газа в противоположные стороны через одинаковые проходные сечения. Контроль низкого давления газа в коллекторе 9, т. е. косвенный контроль тяги микродвигателей 11 осуществляется с помощью датчика низкого давления 7 путем снятия с его клемм 8 электрического напряжения. Контроль высокого давления газа в баллоне 1 осуществляется с помощью датчика высокого давления 13 путем снятия с его клемм 8 электрического напряжения.

На рис. 2.7 приведена принципиальная схема ракетного микродвигателя на сжатом газе. Сжатый газ подводится к микродвигателю по трубопроводу 1. При отсутствии электрического напря-

жения 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.

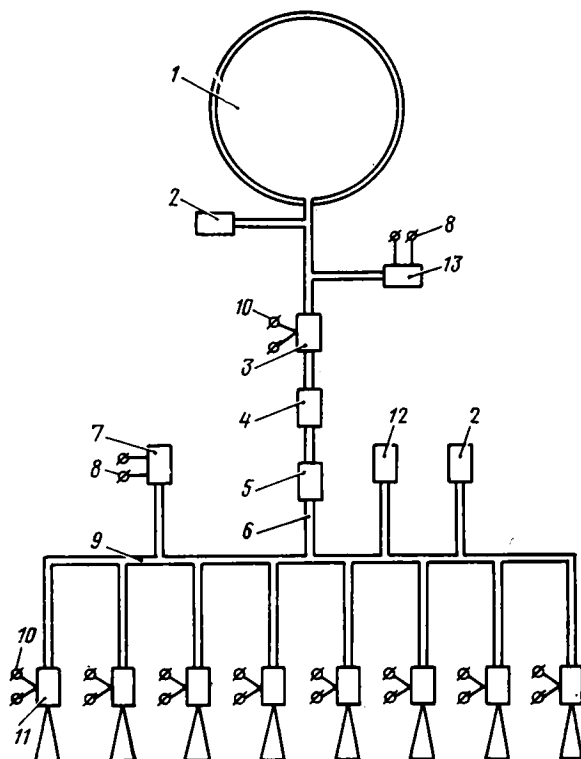


Рис. 2. 6. Схема реактивной системы управления, в которой в качестве рабочего тела используется сжатый газ:

1—баллон со сжатым газом; 2—запорочно-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 [13]

Конструктивно клапанный механизм двигателя обычно объединен с электромагнитным приводом клапана в один блок, как это сделано, например, в газореактивном двигателе реактивной системы американского космического аппарата «Маринер-4» (рис. 2. 8). Клапанное устройство этого двигателя обеспечивает достаточно высокую герметичность (утечка азота при давлении перед клапаном $0,1 \text{ МН/м}^2$ не превышает $0,83 \text{ мм}^3/\text{с}$).

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

Из рис. 2.9 видно, что в случае подогрева рабочего тела удельная тяга двигателей может быть увеличена в несколько раз. Однако подогрев газа связан с затратой значительного количества энергии (рис. 2.10) и необходимостью иметь на борту специальный источник тепла.

На рис. 2.11 приведена принципиальная схема газореактивной системы с подогревом газа в специальном теплообменнике. Эта схема аналогична описанной выше (см. рис. 2.6) и отличается только введением подогревателя 6. Газ после регулятора давления попадает в подогреватель, где и нагревается до заданной температуры. Нагрев газа может осуществляться либо с помощью электронагревательного элемента, к которому подводится питание от специального источника энергии, либо с помощью радиоизотопного источника энергии. Недостатком данной схемы является то, что микродвигатели 12 работают на горячем газе, в связи с чем значительно ухудшаются условия работы клапанной пары и электромагнитного привода клапана. Кроме того, в случае применения электронагревательного элемента значительно увеличивается потребление энергии.

На рис. 2.12 приведена принципиальная схема газореактивного двигателя, в котором для улучшения условий работы электронагревательный элемент (или радиоизотопный источник энергии) расположен непосредственно перед соплом двигателя. В этом случае клапанная пара и электропривод двигателя соприкасаются с холодным газом, так как подогрев последнего производится непосредственно перед соплом, а нагревательный элемент отделен от клапанного устройства термоизолирующей прокладкой.

Обычно сопло вместе с электронагревательным элементом выполняется в виде единого блока, как это сделано, например, на ракетном двигателе с электроподогревом рабочего тела для реактивной системы американского космического аппарата «Вела-3» (рис. 2.13). Газ (азот) подводится к соплу 10 по спиральному трубопроводу 6, который вместе с электронагревательным эле-

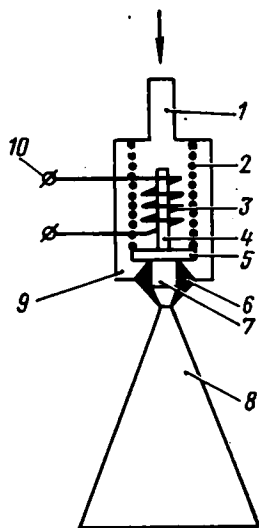


Рис. 2.7. Схема ракетного микродвигателя, работающего на сжатом газе:

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 [13]

ментом 5 припаян твердым припоем к основанию 3, обмотан стеклотентой 4 и для лучшей теплоизоляции помещен в кожух 1, для лучшей теплоизоляции помещен в кожух 1,

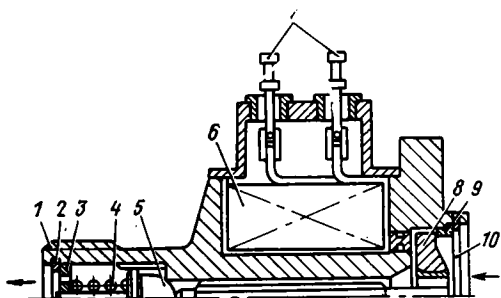


Рис. 2.8. Конструктивная схема управляющего клапана двигателя реактивной системы на сжатом газе космического аппарата «Маринер-4»:

1—корпус клапана; 2, 10—стопорные шайбы; 3, 9—опорные втулки; 4—пружина; 5—шариковый клапан; 6—катушка электромагнита; 7—клеммы питания; 8—якорь электромагнита

который залит теплоизолирующим веществом 2 (стекловолокном).

Для улучшения энерго-весовых характеристик систем на газовом топливе, а также для повышения их герметичности американ-

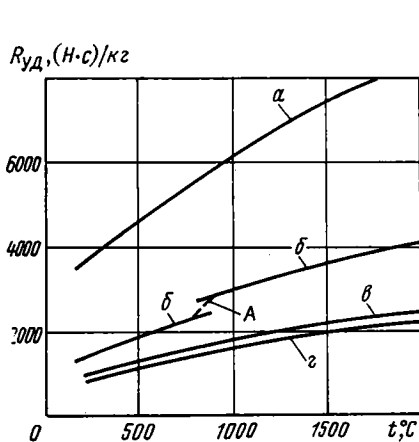


Рис. 2.9. Теоретический удельный импульс различных рабочих тел в зависимости от температуры их подогрева:

а—водород; б—аммиак; в—азот; г—углекислый газ; А—увеличение удельного импульса за счет разложения аммиака [31]

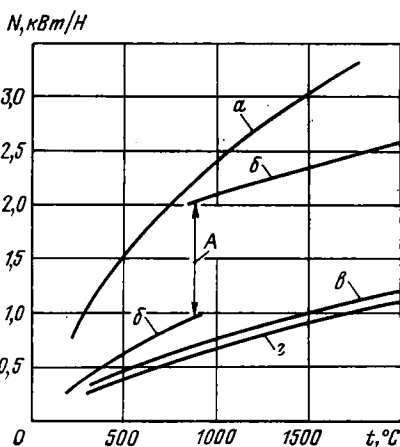


Рис. 2.10. Потребляемая мощность на единицу тяги двигателя в зависимости от температуры подогрева рабочего тела для различных рабочих тел:

а—водород; б—аммиак; в—углекислый газ; г—азот; А—энергия, потребляемая для разложения аммиака [31]

ская фирма TRV создала 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 разработана система, в которой рабочее тело (во-

дород) хранится в связанном виде в гидридах металлов (титан, цирконий, литий). Под воздействием теплового излучения гидрид металла разлагается и освобожденный водород истекает через

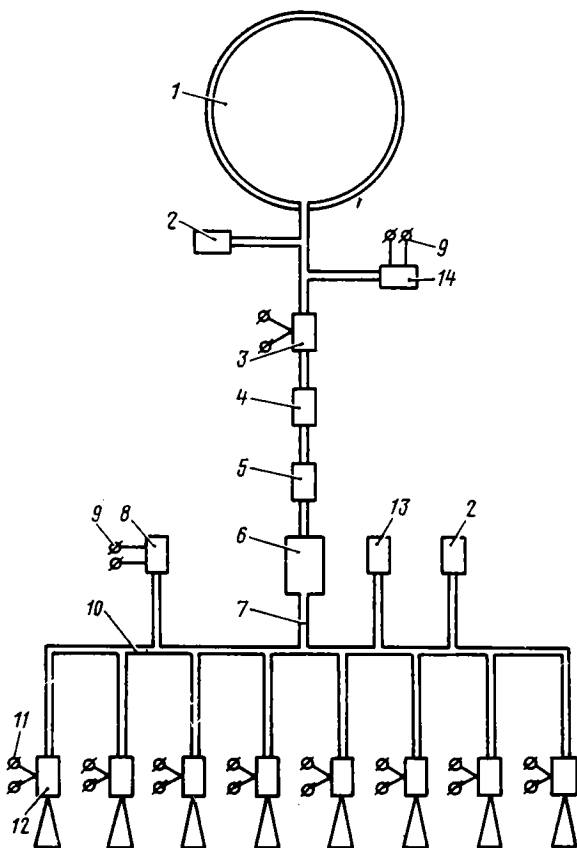


Рис. 2.11. Схема реактивной системы управления, в которой в качестве рабочего тела используется сжатый газ с предварительным подогревом:

1—баллон со сжатым газом; 2—запорочно-дренажный клапан; 3—пуско-отсечной клапан; 4—фильтр; 5—регулятор давления газа; 6—подогреватель; 7—трубопровод; 8—датчик низкого давления; 9—клеммы подвода электрического питания к датчикам; 10—коллектор газа низкого давления; 11—клеммы подвода электрического питания к клапанам; 12—ракетный микродвигатель, работающий на сжатом газе; 13—предохранительный клапан с безмоментным выходом; 14—датчик высокого давления газа в баллоне [13]

сопла. При истечении водорода обеспечивается тяга порядка $R_{уд} = 5000 \text{ (Н} \cdot \text{с) / кг}$.

Несмотря на свои преимущества, реактивные системы с подогревом рабочего тела получили ограниченное применение, как

правило, из-за отсутствия достаточно мощных источников энергии на борту космического летательного аппарата.

В табл. 2.1 приведены основные характеристики зарубежных двигателей и газореактивных систем. Из таблицы видно, что газореактивные системы можно разделить на:

- системы на «холодном» газе;
- системы с радиоизотопным подогревом или с электроподогревом рабочего тела.

В системах на «холодном» газе в качестве рабочего тела используются азот, аммиак, аргон, фреон и др. При этом система обеспечивает тягу $R = 2 \cdot 10^{-2} \div 45 \text{ Н}$, удельную тягу $R_{уд} = 500 \div 720 \text{ (Н} \cdot \text{с)/кг}$ и полный импульс тяги $I_z \leq 5850 \text{ Н} \cdot \text{с}$ при времени запаздывания системы $\tau_{0,9} = 0,005 \div 0,008 \text{ с}$ и $\tau_{0,1} = 0,01 \div 0,02 \text{ с}$.

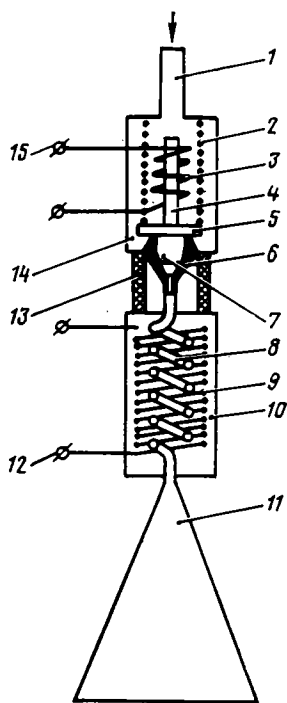


Рис. 2.12. Схема ракетного микродвигателя, работающего на сжатом газе, с устройством подогрева рабочего тела:

1—трубопровод подвода рабочего тела; 2—пружина; 3—обмотка электромагнитного привода клапана; 4—якорь электромагнитного привода клапана; 5—клапан; 6—седло; 7—камера; 8—спиральный трубопровод подвода рабочего тела; 9—нагревательный элемент; 10—кожух с теплоизоляцией; 11—сопло; 12—клеммы подвода электрического питания к нагревательному элементу; 13—теплоизолирующая прокладка; 14—корпус клапана; 15—клеммы подвода электрического питания к электромагнитному приво-ду клапана [31]

В системах с радиоизотопным подогревом или электроподогревом рабочего тела в качестве рабочего тела используются сжи-

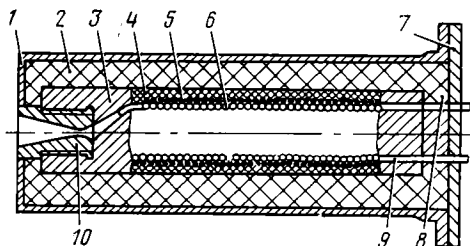


Рис. 2.13. Конструкция ракетного микродвигателя с устройством подогрева рабочего тела космического аппарата «Вела-3»:

1—кожух из стекловолокна; 2—теплоизолирующее вещество; 3—основание; 4—стеклолента; 5—электронный нагревательный элемент; 6—спиральный трубопровод; 7—фланец; 8—провода электрического питания; 9—трубопровод подвода рабочего тела; 10—сопло

женные газы (аммиак, водород). Эти системы обеспечивают тягу порядка $R = 4,5 \cdot 10^{-6} \div 4,54 \text{ Н}$ и удельную тягу порядка $R_{уд} = 950 \div 5750 \text{ (Н} \cdot \text{с)/кг}$.

2.2. Анализ энерго-весовых характеристик

Реактивные системы управления на сжатом газе обладают лучшими динамическими и эксплуатационными характеристиками, низкой стоимостью и имеют более высокую надежность по сравнению с системами, в которых используются другие рабочие тела. Однако при больших значениях полного импульса тяги энерго-весовые характеристики газореактивных систем ухудшаются. Для определения области рационального применения реактивных систем на сжатом газе необходимо провести анализ их энерго-весовых характеристик.

С этой целью проанализируем связь энергетических и весовых параметров системы.

Полная масса системы

$$G_{\Sigma} = G_{\text{дв}} + G_{\text{агр}} + G_{\text{емк}} + G_{\text{т}}, \quad (2.1)$$

где G_{Σ} — полная масса системы, кг;

$G_{\text{дв}}$ — масса двигателей, кг;

$G_{\text{агр}}$ — масса агрегатов автоматики системы питания, кг;

$G_{\text{емк}}$ — масса емкостей для размещения рабочего тела, кг;

$G_{\text{т}}$ — масса рабочего тела (топлива), заправленного в систему, кг.

В полную массу системы не включена масса трубопроводов для подачи топлива из емкостей к двигателям, кабелей для подвода электропитания и элементов крепления системы. Масса перечисленных элементов в значительно большей степени определяется компоновкой системы на летательном аппарате, а не типом системы и ее параметрами, и поэтому не может быть учтена при сравнительной оценке энерго-весовых характеристик систем.

Масса двигателей $G_{\text{дв}}$ определяется их количеством, устанавливаемым в систему, а масса каждого двигателя складывается из массы сопла, камеры, клапанного механизма и электромагнитного привода и зависит в основном от совершенства конструкции и величины потребной тяги.

Масса агрегатов системы питания $G_{\text{агр}}$ определяется их количеством и номенклатурой и зависит от типа системы. Масса агрегатов автоматики состоит из массы запорочных, дренажных, предохранительных, пусковых, отсечных и других клапанов, а также массы регуляторов давления, фильтров и других устройств клапанного типа. Масса агрегатов автоматики мало зависит от параметров системы, но в значительной степени определяется типом системы, ее схемой, наличием дублирующих элементов.

Масса емкостей для размещения рабочего тела $G_{\text{емк}}$ зависит от типа системы, материала конструкции, коэффициентов запаса прочности и главным образом от количества топлива, заправляемого в систему, а следовательно, от величины полного импульса тяги.

Таблица 2.1

Характеристики некоторых зарубежных двигателей и реактивных систем управления с использованием в качестве рабочего тела сжатого газа [21], [31], [34], [40]

Назначение, конструктивные особенности и фирма-разработчик реактивной системы или двигателей	Характеристики											
	Рабочее тело	Давление газа в баллоне, МН/м ²	Масса рабочего тела, кг	Температура газа в баллоне, °С	Тяга, Р, Н	Удельная тяга R _{уд} , (Н·с)/кг	Полный им- пульс тяги I _п , Н·с	Единичный импульс тяги I _{ед} , Н·с	Время заправ- ки, с	Энергопотреб- ление, Вт	Масса, кг	Габариты l×d, мм
Система для управле- ния положением и стаби- лизацией в полете косми- ческого аппарата «Мари- нер-67». Двигатели (по два комплекта) установ- лены на концах панелей солнечных батарей. Каж- дый комплект включает в себя шесть двигателей с системой питания. Ра- бочее тело хранится в двух титановых балло- нах, смонтированных на корпусе аппарата	Азот	17,5	1,135	—	2,2÷45	500÷ 600	—	—	—	—	0,12 (двигате- ля)	—
	Аммиак	—	—	—	4,5·10 ⁻⁶ ÷ 2,7·10 ⁻³	950	—	—	—	—	—	—
	Фреон	8,8÷ 14,0	2,9	20	0,9÷2,25	450	1350	—	—	16,5	12,4	—

Система управления положением спутника «Пионер»	Азот	22,8	—	21	0,9	720	324	—	—	8,0	4,32	—
Двигатели для систем ориентации космических аппаратов фирмы Рокет-дайн. Смесь газов, проходящая через катализатор (15 мг катализатора на один двигатель) воспламеняется, благодаря чему азот нагревается. Ус-танавливаются две связи по шесть двигателей (одна связка резервная). Предполагается установка на космических аппаратах для облета Юпитера, Сатурна, Урана и Плутона в 1976—1984 гг.	Газообразная смесь азота, водорода, кислорода (тридайн) $T_K=720\text{ K}$	—	—	447	45·10 ⁻³	1450	—	—	—	—	12,7× ×3	—
Двигатели фирмы Аммиачное топливо	Аммиачное топливо	—	—	—	45·10 ⁻³	3000	—	—	—	—	0,225	150× ×51
Маркварт для управления положением космического аппарата в пространстве и коррекции его траектории во время длительных полетов (до 5 лет). Имеется электроподогреватель рабочего тела перед солом, камера выполнена из рения, выдерживающего воздействие топлива высокой температуры (до 2100° C) и давления в течение длительного времени	Водород					5750						

Назначение, конструктивные особенности и фирма-разработчик реактивной системы или двигателей	Характеристики											
	Рабочее тело	Давление газа в баллоне, МН/м ²	Масса рабочего газа в баллоне, кг	Температура газа в баллоне, °С	Тяга, Р, Н	Удельная тяга, R _{уд} (Н·с)/кг	Полный им-пульс тяги I _п , Н·с	Единичный им-пульс тяги, I _{ед} , Н·с	Время заправки T _{0,9} , T _{0,1} , с	Энергопотребление, Вт	Масса, кг	Габариты l×d мм
Система управления положением спутника ОГО-АБЦ	Аргон	28,0	—	21	0,225	520	3960	—	—	6,5	16,7	—
Система управления положением спутника ОГО-Д	Криптон	28,0	—	21	0,225	370	5850	—	—	6,5	27	—
Система управления положением аппарата «Вела-3»	Азот	28,0	—	21	0,90	720	855	—	—	8,0	4,32	—
Двигатель с электро-термическим подогревом рабочего тела аппарата «Вела-3»	Азот	—	—	594	0,189	1230	—	—	—	92	5,17	—
Двигатель для управления положением и стабилизацией	Аммиак	—	—	897	0,09	2400÷ 2600	—	1,8× 10 ⁻³ ±1,5%	0,005 0,02	14	0,225	—

Масса заправляемого топлива G_T зависит от полного импульса тяги и располагаемой удельной тяги, а также от выбранных гарантийных запасов топлива.

Энергетические параметры и масса реактивных систем управления связаны функциональной зависимостью вида

$$G_{\Sigma} = f_1(R, I_{\Sigma}) = A + B, \quad (2.2)$$

где

$$A = G_{дв} + G_{ар} = f_2(R), \quad (2.3)$$

$$B = G_{емк} + G_T = f_3(I_{\Sigma}), \quad (2.4)$$

т. е. составляющие полной массы системы могут быть представлены функциями ее основных параметров: тяги и полного импульса тяги.

На борт космического летательного аппарата берется большее количество топлива, чем это требуется для создания заданного импульса тяги (с учетом гарантийных запасов, неполной выработки и т. д.), т. е.

$$G_T > G_{p,т}, \quad (2.5)$$

где $G_{p,т}$ — количество рабочего тела, идущего на создание полного импульса тяги, кг.

В реактивной системе на сжатом газе для поддержания заданного уровня тяги используется регулятор давления.

На рис. 2.6 приведена принципиальная схема реактивной системы с регулятором давления. Для поддержания давления газа в заданных пределах на протяжении всего периода работы системы необходимо, чтобы соблюдалось условие

$$\frac{p_{б.к}}{p_p} \geq n, \quad (2.6)$$

где $p_{б.к}$ — давление газа в баллоне к концу работы системы, Н/м²;
 p_p — давление газа после регулятора давления, Н/м²;
 n — число, большее единицы.

Таким образом, к концу работы системы в баллоне остается некоторое количество газа $G_{г.к}$, так что

$$G_T = G_{г.н} = G_{p,т} + G_{г.к}, \quad (2.7)$$

где $G_{г.н}$ — масса газа в баллоне в начале работы системы, кг.

Уравнение (2.7) с учетом уравнения состояния газа может быть переписано в виде

$$\frac{p_{б.н} v_6}{R_{г.т} T_{б.н}} = \frac{I_{\Sigma}}{R_{уд.ср}} + \frac{p_{б.к} v_6}{R_{г.т} T_{б.к}}, \quad (2.8)$$

где

$$G_{p,т} = \frac{I_{\Sigma}}{R_{уд.ср}}, \quad (2.9)$$

$G_{p,т}$ — в кг;

V_6 — объем баллонов для размещения газа, м³;
 $T_{6.н}, T_{6.к}$ — температура газа в баллонах соответственно в начале и конце работы системы, К;
 R_g — газовая постоянная, Дж/(кг · град).

Из уравнения (2.8) определим объем баллонов для размещения газа

$$v_6 = \frac{I_{\Sigma}}{R_{уд.ср}} \cdot \frac{R_g}{\frac{p_{6.н}}{T_{6.н}} - \frac{p_{6.к}}{T_{6.к}}} \quad (2.10)$$

Из уравнений (2.8) и (2.10) после несложных преобразований находим выражение для количества сжатого газа

$$G_r = \frac{I_{\Sigma}}{R_{уд.ср}} \left(1 + \frac{1}{\frac{p_{6.н}}{p_{6.к}} \cdot \frac{T_{6.к}}{T_{6.н}} - 1} \right) \quad (2.11)$$

Массу емкости для размещения газа, имеющей сферическую форму как наиболее оптимальную с точки зрения всовых характеристик, определим из выражения

$$G_{емк} = \gamma_m S \delta, \quad (2.12)$$

где γ_m — плотность материала баллона, кг/м³;

S — площадь поверхности шара, м²;

δ — толщина стенки баллона, м.

Толщина стенок емкости сферической формы

$$\delta = \frac{p_{6.н} D}{4 \sigma_d}, \quad (2.13)$$

где D — диаметр баллона, м;

σ_d — допустимое напряжение материала, Н/м².

В свою очередь,

$$\sigma_d = K_{с.ш} \frac{\sigma_m}{K_{\sigma}}, \quad (2.14)$$

где σ — предел прочности материала, Н/м²;

$K_{с.ш}$ — коэффициент, учитывающий ослабление прочности по сварному шву;

K_{σ} — запас прочности конструкции.

Подставляя формулы (2.13) и (2.14) в уравнение (2.12) и выражая поверхность и диаметр баллона через его объем, после преобразований найдем

$$G_{емк} = \frac{3}{2} \frac{\gamma_m}{\sigma_m} \frac{K_{\sigma}}{K_{с.ш}} p_{6.н} v_6 \quad (2.15)$$

Значение составляющей полной массы системы B представим через параметр I_{Σ} , для чего преобразуем выражение (2.15):

$$G_{\text{емк}} = \frac{3}{2} \frac{\gamma_m}{\sigma_m} \cdot \frac{K_{\sigma}}{K_{\text{с.ш}}} R_r T_{6.н} \frac{p_{6.н} v_6}{R_r T_{6.н}} = \frac{3}{2} \frac{\gamma_m}{\sigma_m} \cdot \frac{K_{\sigma}}{K_{\text{с.ш}}} R_r T_{6.н} G_r. \quad (2.16)$$

Подставив выражение (2.16) в выражение для составляющей массы B , найдем

$$B = G_r \left(1 + \frac{3}{2} \frac{\gamma_m}{\sigma_m} \frac{K_{\sigma}}{K_{\text{с.ш}}} R_r T_{6.н} \right). \quad (2.17)$$

Из уравнений (2.11) и (2.17) следует, что

$$B = \frac{I_{\Sigma}}{R_{\text{уд.ср}}} \left(1 + \frac{1}{\frac{p_{6.н}}{p_{6.к}} \cdot \frac{T_{6.к}}{T_{6.н}} - 1} \right) \cdot \left(1 + \frac{3}{2} \frac{\gamma_m}{\sigma_m} \frac{K_{\sigma}}{K_{\text{с.ш}}} R_r T_{6.н} \right), \quad (2.18)$$

или

$$B = z_1 I_{\Sigma}, \quad (2.19)$$

где

$$z_1 = \frac{1}{R_{\text{уд.ср}}} \left(1 + \frac{1}{\frac{p_{6.н}}{p_{6.к}} \cdot \frac{T_{6.к}}{T_{6.н}} - 1} \right) \left(1 + \frac{3}{2} \frac{\gamma_m}{\sigma_m} \frac{K_{\sigma}}{K_{\text{с.ш}}} R_r T_{6.н} \right). \quad (2.20)$$

Из выражения (2.20) видно, что коэффициент z_1 зависит от физической природы рабочего тела, удельной прочности материала баллонов и запаса прочности конструкции, так как давления и температуры для различных систем можно считать величинами постоянными.

Из рис. 2.1 видно, что величина составляющей A полной массы системы сравнительно мало изменяется при изменении тяги системы. Поэтому можно принять приближенно $A = A_1 = \text{const}$. Тогда для определения полной массы реактивной системы на сжатом газе можно записать

$$G_{\Sigma} = A_1 + z_1 I_{\Sigma}. \quad (2.21)$$

Весовые характеристики газореактивной системы при больших значениях полного импульса тяги определяются прежде всего запасом рабочего тела G_r и удельной прочностью материала баллона $\frac{\sigma_m}{\gamma_m}$, а также конструктивным совершенством системы (см. рис. 2.1 и 2.2).

Для газореактивных систем, в которых используется воздух или азот [34],

$$A_1 = 10,0 \div 14,0 \text{ кг}; \quad (2.22)$$

$$z_1 = 0,0025 \div 0,0035 \text{ с/м}. \quad (2.23)$$

Используя выражение (2.21) и значения параметров A_1 и z_1 , можно по заданной величине полного импульса тяги I_Σ определить массу реактивной системы на сжатом газе (азоте или воздухе). При использовании других газов, очевидно, значение параметра z_1 будет несколько другим.

В области больших значений полных импульсов масса газореактивной системы определяется в основном массой баллонов с рабочим телом, которая в зависимости от тяги и полного импульса может составлять до 90% массы системы. Поэтому при разработке систем на сжатом газе выбор рабочего тела с целью получения наилучших энерго-весовых характеристик имеет первостепенное значение. Рассмотрим изменение полной массы системы в зависимости от характеристик рабочего тела. Учитывая выражение (2.18), можно преобразовать уравнение (2.21)

$$G_\Sigma = A_1 + \frac{I_\Sigma}{R_{уд.ср}} \cdot \frac{1 + \frac{3}{2} \frac{\gamma_M}{\sigma_M} \cdot \frac{K_\sigma}{K_{с.ш}} R_r T_{б.н}}{1 - \frac{p_{б.к}}{p_{б.н}} \cdot \frac{T_{б.н}}{T_{б.к}}} \quad (2.24)$$

С ошибкой не более 2% можно принять, что

$$R_{уд.ср} \approx W_c \quad (2.25)$$

Скорость истечения газа из сопла двигателя

$$W_c = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} R_r T_k \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2.26)$$

Так как температура газа по тракту газореактивной системы практически не изменяется из-за того, что процессы в баллонах и подводящих трубопроводах протекают довольно медленно в связи с работой системы преимущественно в импульсном режиме, то можно принять, что

$$T_{б.н} = T_{б.к} = T_k \quad (2.27)$$

Из формул (2.25), (2.26), (2.27) и уравнения (2.24) получим:

$$G_\Sigma = A_1 + \frac{I_\Sigma}{1 - \frac{p_{б.к}}{p_{б.н}}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}} \times \\ \times \frac{1 + \frac{3}{2} \frac{\gamma_M}{\sigma_M} \cdot \frac{K_\sigma}{K_{с.ш}} R_r T_k}{\sqrt{R_r T_k}} \quad (2.28)$$

Из выражения (2.28) видно, что полная масса системы зависит от:

— массы двигателей и агрегатов автоматики системы питания A_1 ;

— полного импульса I_2 ;

— термодинамических характеристик рабочего тела k, R_r, T_k ;

— характеристик материала баллонов и принятых коэффициентов запаса прочности $\gamma_m, \sigma_m, \frac{K_\sigma}{K_{с.ш}}$;

— параметров регулятора давления и степени расширения газа в сопле $\frac{p_{б.к}}{p_{б.н}}, \frac{p_c}{p_k}$.

При анализе газореактивных систем важно знать зависимость

$$G_2 = f(k, R_r, T_k),$$

т. е. зависимость массы системы от свойств рабочего тела и его термодинамических характеристик. Остальные параметры при анализе газореактивных систем можно принять постоянными. Поэтому достаточно рассмотреть два последних сомножителя выражения (2.28). Первый сомножитель зависит от показателя адиабаты расширения k , второй — от произведения $R_r T_k$.

В табл. 2.2 приведены значения первого сомножителя в зависимости от показателя адиабаты k при степени расширения газа в сопле $\frac{p_c}{p_k} = 10^{-4}$.

Т а б л и ц а 2.2

Количество атомов в молекуле газа	Величина показателя адиабаты	Величина сомножителя 1
		$\sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$
1	1,66	0,452
2	1,40	0,392
3 и более	1,29	0,358

Из таблицы видно, что сомножитель уменьшается при уменьшении показателя адиабаты k , т. е. в газореактивных системах более выгодно использовать многоатомные газы.

Исследуем далее влияние произведения $R_r T_k$ на общую массу системы. Дифференцируя второй сомножитель выражения (2.28) по $R_r T_k$ и приравнявая результат нулю, находим оптимальное значение произведения $R_r T_k$:

$$(R_r T_k)_{\text{опт}} = \frac{2}{3} \frac{\sigma_m}{\gamma_m} \frac{K_{с.ш}}{K_\sigma}, \quad (2.29)$$

при котором величина второго сомножителя минимальна, так как вторая производная при $R_g T_k = (R_g T_k)_{\text{опт}}$ больше нуля.

Таким образом, в качестве рабочего тела для газореактивной системы следует выбирать газ, для которого выполняется соотношение (2.29).

Из уравнения (2.29) видно, что величина $(R_g T_k)_{\text{опт}}$ зависит от удельной прочности материала баллона и запаса прочности конструкции. Например, для баллонов из титанового сплава при средней эксплуатационной температуре 20°C , приняв значения параметров

$$\sigma_m = 110 \cdot 10^7 \text{ Н/м}^2; \quad \gamma_m = 4,6 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3; \quad K_{с.ш} = 0,9; \quad K_s = 2,4,$$

из уравнения (2.29) находим характеристики оптимального газа — соответственно газовую постоянную и молекулярный вес

$$R_g = 306 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{град)}; \quad \mu_r = 27,8.$$

Таким образом, воздух и азот имеют характеристики, близкие к оптимальным.

Кроме указанных требований, к газам, применяемым в качестве рабочего тела реактивной системы, предъявляются еще дополнительные требования:

— удовлетворительные эксплуатационные свойства (нетоксичность, неагрессивность, широкое применение и т. д.);

— достаточно низкая точка росы, так как при дросселировании газа в клапанах, регуляторах давления и узких отверстиях может конденсироваться и замерзнуть влага. Последнее может привести к закупорке отверстий или нарушению работы агрегатов системы.

В случае применения других конструкционных материалов и выбора иных запасов прочности, а также при другой эксплуатационной температуре оптимальные характеристики рабочего тела будут несколько отличаться от определенных выше.

В табл. 2.3 приведены теплофизические характеристики некоторых газов, которые могут быть использованы в качестве рабочего тела газореактивной системы [6].

2.3. Расчет основных параметров системы

Определение тяги двигателей

Одним из основных параметров газореактивной системы является тяга сопел газореактивных двигателей. Для определения параметров ракетного двигателя можно пользоваться известными формулами [3]. В частности, тягу двигателя можно определить из выражения (1.2).

Таблица 2.3

Теплофизические характеристики некоторых газов

Название газа	Химическая формула	Молекулярный вес	Показатель адиабаты	Критическая температура, °C	Температура кипения, °C	Температура плавления, °C
Азот	N ₂	28,0	1,40	—147	—196	—210
Аргон	Ar	39,9	1,67	—122	—186	—189
Ацетилен	C ₂ H ₂	26,0	1,29	36	возгон.	—81
Аммиак	NH ₃	17,0	1,29	132	—33	—78
Воздух	—	29,0	1,40	—141	—192	—213
Водородистый кремний	SiH ₄	32,1	1,29	—4	—112	—185
Закись азота	N ₂ O	44,0	1,29	36	—88	—91
Кислород	O ₂	32,0	1,40	—119	—183	—218
Криптон	Kr	83,8	1,67	—63	—152	—157
Метан	CH ₄	16,0	1,29	—82	—161	—182
Окись азота	NO	30,0	1,40	—94	—152	—164
Озон	O ₃	48,0	1,29	—5	—112	—252
Окись углерода	CO	28,0	1,40	—139	—192	—205
Пропан	C ₃ H ₈	44,1	1,29	97	—42	—188
Пропилен	C ₃ H ₆	42,1	1,29	92	—48	—188
Сероводород	H ₂ S	34,1	1,29	100	—61	—86
Углекислый газ	CO ₂	44,0	1,29	31	возгон.	—57
Этан	C ₂ H ₆	30,1	1,29	32	—89	—183
Этилен	C ₂ H ₄	28,0	1,25	10	—104	—169
Фреон-11 (монофтортрихлорметан)	CFC1 ₃	137,4	1,25	198	24	111

Расход газа через сопло

$$G_{\tau} = \frac{p_k F_{кр}}{\sqrt{R_r T_k}} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}. \quad (2.30)$$

Скорость газа в выходном сечении сопла определяется по формуле (2.26).

Из уравнений (1.2), (2.26) и (2.30) находим теоретическую тягу газореактивного микродвигателя

$$R_{\tau} = p_k \cdot F_{кр} k \cdot \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + p_c F_c. \quad (2.31)$$

Выражение (2.31) можно преобразовать, используя газодинамические функции скорости газового потока λ [1]:

$$\lambda = \frac{W}{a_{кр}} = \frac{W}{\sqrt{2 \cdot \frac{k}{k+1} R_r T_k}}; \quad (2.32)$$

$$\pi(\lambda) = \frac{p}{p_k} = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad (2.33)$$

$$q(\lambda) = \frac{F_{кр}}{F} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}, \quad (2.34)$$

где p , F , W — параметры в текущем сечении сопла двигателя;
 $a_{кр}$ — скорость звука в критическом сечении сопла.

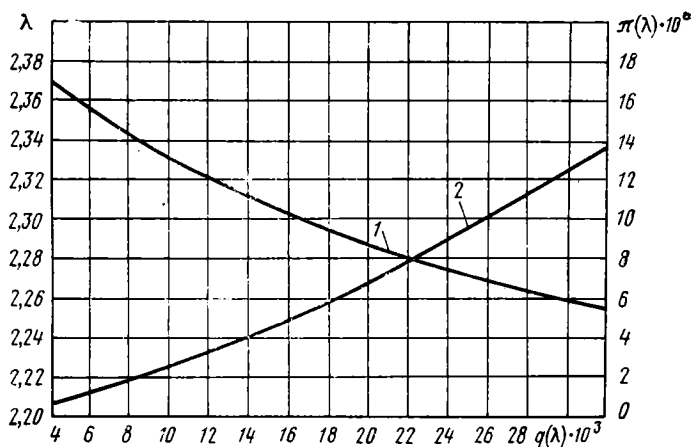


Рис. 2.14. Зависимость газодинамических функций от коэффициента скорости λ для сверхзвукового потока газа при $k=1,4$:

$$1 - \lambda = f[q(x)], \quad 2 - \pi(\lambda) = f[q(\lambda)]$$

Значения газодинамических функций приведены в работе [1] и графически представлены на рис. 2.14.

Тогда выражение для тяги газореактивного двигателя приводится к известному виду

$$R_T = K_T p_k F_{кр}; \quad (2.35)$$

$$K_T = k \cdot \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \pi(\lambda_c)^{\frac{k-1}{k}}\right] + \frac{\pi(\lambda_c)}{q(\lambda_c)}}, \quad (2.36)$$

где K_T — коэффициент тяги сопла.

Из формулы (2.36) следует, что коэффициент $K_T = f(k, \lambda_c)$ является функцией только показателя адиабаты (зависит от рода газа) и степени расширения газа в сопле двигателя.

Из рис. 2.15 видно, что при проектировании газореактивных систем целесообразно принимать значение $\pi(\lambda_c) < 10^{-4}$, так как при этом коэффициент тяги K_T увеличивается незначительно, а габариты и масса сопла существенно растут.

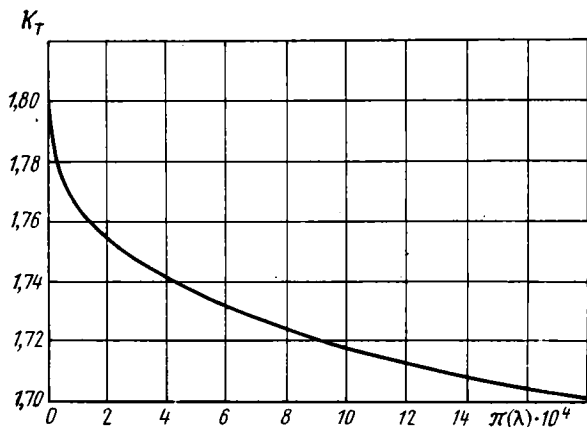


Рис. 2.15. Зависимость коэффициента тяги от степени расширения газа в сопле при $k=1,4$

Перепишем выражение (2.30):

$$G_T = K_p \frac{p_k F_{кр}}{\sqrt{T_k}}; \quad (2.37)$$

$$K_p = \sqrt{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{k}{R_r}}. \quad (2.38)$$

Коэффициент K_p называется постоянной расхода. Из формулы (2.38) видно, что коэффициент K_p зависит только от физической природы газа:

$$K_p = f(k, R_r). \quad (2.39)$$

Для воздуха $K_p = 0,03963 (K)^{\frac{1}{2}}$ с/м; для азота $K_p = 0,03896 (K)^{\frac{1}{2}}$ с/м.

Таким образом, если в газореактивной системе в качестве рабочего тела применяется азот или воздух, можно принять, что $K_p \approx 0,04 (K)^{\frac{1}{2}}$ с/м.

Тогда уравнение (2.37) можно переписать в виде

$$G_{\tau} \approx 0,04 \frac{p_k F_{кр}}{\sqrt{T_k}}. \quad (2.40)$$

Удельная тяга

$$R_{уд.\tau} = \frac{R_{\tau}}{G_{\tau}} = \frac{K_{\tau}}{K_p} \sqrt{T_k}, \quad (2.41)$$

следовательно,

$$R_{уд.\tau} = f(k, R_{\tau}, \pi, T_k),$$

т. е. теоретическая удельная тяга газореактивного микродвигателя зависит от физической природы газа, степени его расширения в сопле и температуры перед соплом.

Выражение (2.41) не учитывает потери, которые в действительности имеют место при реальном течении газа в сопле. Потери в газореактивном микродвигателе включают в себя следующие потери:

- из-за неплавности входа в сопло;
 - из-за сужения критического сечения вследствие вязкости реального газа и образования пограничного слоя;
 - из-за трения о стенки;
 - из-за отрыва потока от стенок;
 - из-за непараллельности истечения газа на выходе из сопла.
- Эти потери учитываются с помощью коэффициента сопла

$$\varphi_c = \frac{R}{R_{\tau}}. \quad (2.42)$$

Для определения реального значения удельной тяги $R_{уд}$, кроме значения реальной тяги R , необходимо знать еще и действительный расход газа через двигатель G или коэффициент расхода

$$\mu = \frac{G}{G_{\tau}}. \quad (2.43)$$

С учетом изложенного получаем окончательные выражения для определения действительных параметров двигателя, которые учитывают потери:

$$R = \varphi_c K_{\tau} p_k F_{кр}, \quad (2.44)$$

$$G = \mu K_p \frac{p_k F_{кр}}{\sqrt{T_k}}, \quad (2.45)$$

$$R_{уд} = \frac{\varphi_c}{\mu} \frac{K_{\tau}}{K_p} \sqrt{T_k}. \quad (2.46)$$

Из формул (2.44), (2.45) и (2.46) можно сделать следующее заключение. При заданных геометрических размерах газореактивного двигателя и выбранном рабочем теле тяга двигателя пол-

ностью определяется давлением газа перед соплом p_k , а расход газа зависит от давления и температуры газа T_k перед соплом.

Величина удельной тяги при тех же условиях (рис. 2. 16) определяется только температурой газа перед соплом T_k .

Из выражения (2. 44) видно, что для получения заданного уровня тяги двигателей регулятор давления газа в системе дол-

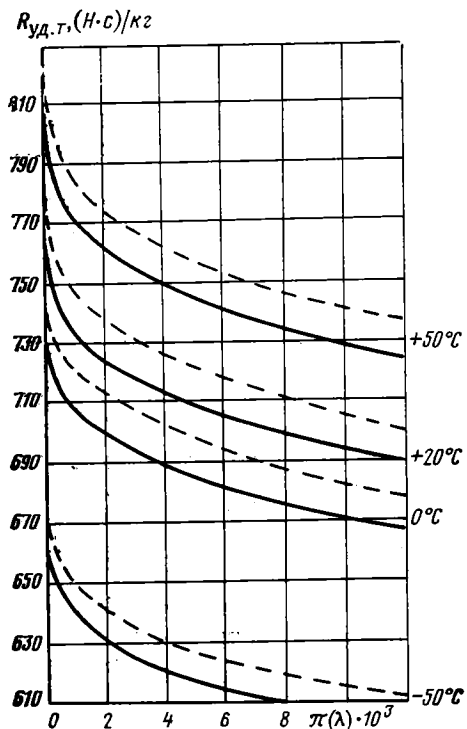


Рис. 2. 16. Зависимость удельной тяги от степени расширения газа в сопле при различной температуре T_k :

— воздух; --- азот

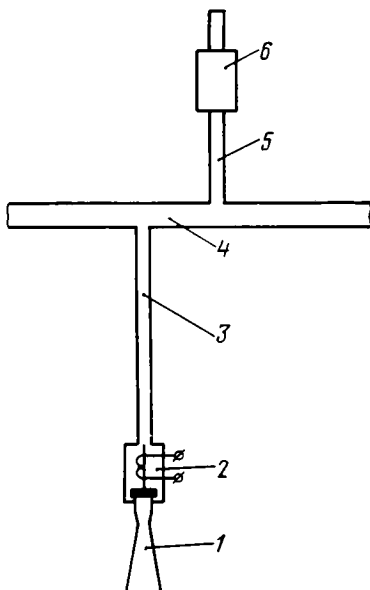


Рис. 2. 17. Схема настройки регулятора давления:

1—управляющее сопло; 2—клапан микродвигателя; 3—питающая магистраль; 4—коллектор; 5—подводящий трубопровод; 6—регулятор давления

жен поддерживать вполне определенное давление p_k перед соплами. С этой целью регулятор давления необходимо настраивать с учетом потерь давления на клапане двигателя и по тракту. Геометрические размеры расходного тракта должны выбираться так, чтобы гидropотери мало изменялись при работе системы в разных режимах.

На рис. 2. 17 приведена схема настройки регулятора давления расходного тракта.

Давление в регуляторе

$$p_p = p_k + \Delta p_{кл} + \Delta p_{тр} + \Delta p_m, \quad (2.47)$$

где $\Delta p_{кл}$ — потери давления на клапане двигателя;

$\Delta p_{тр}$ — потери давления на трение в трубопроводах;

Δp_m — потери давления на местных сопротивлениях.

Потери давления на клапане [7]

$$\Delta p_{кл} = \xi_{кл} \frac{\gamma_k W_k^2}{2}.$$

Из равенства расходов газа в критическом сечении сопла и в проходном сечении клапана следует, что

$$\mu K_p \frac{p_k F_{кр}}{\sqrt{T_k}} = \gamma_k F_k w_k,$$

где F_k — проходное сечение клапана (входа в сопло).

Следовательно,

$$w_k = \frac{p_k}{\sqrt{T_k}} \cdot \frac{F_{кр}}{F_k} \cdot \frac{K_p \mu}{\gamma_k}$$

а, значит,

$$\Delta p_{кл} = \xi_{кл} p_k \left(\frac{F_{кр}}{F_k} \right)^2 \frac{R_g}{2} K_p^2 \mu^2,$$

где $\xi_{кл}$ — коэффициент потерь на клапане — зависит от геометрических размеров проточной части клапана.

Можно принять [7], что $\xi_{кр} \approx 3,5$.

Для того чтобы избежать больших потерь на клапане, полагаем, что $F_k = 4F_{кр}$. Тогда, приняв, что $\mu \approx 1$, находим, что $\Delta p_{кл} = 0,052 p_k$.

Потери на трение [7]

$$\Delta p_{тр} = \lambda_{тр} \frac{l}{d} \cdot \frac{\gamma w^2}{2},$$

где $\lambda_{тр}$ — коэффициент трения;

l — длина трубопровода, м;

d — диаметр трубопровода, м;

γ — плотность газа, кг/м³;

w — скорость движения газа в трубопроводе, м/с.

Для получения малых потерь на трение в трубопроводах считаем, что $\frac{d}{d_{кр}} = 5$.

Тогда из равенства расходов газа в критическом сечении сопла и в трубопроводе находим

$$\mu K_p \frac{p_k F_{kp}}{\sqrt{T_k}} = \gamma F w,$$

где F — площадь проходного сечения трубопровода.

Так как при течении газа в трубопроводах системы можно принять, что $p \approx p_k$ и $T \approx T_k$, то $\gamma \approx \gamma_k$. Следовательно,

$$w = \frac{p_k}{\sqrt{T_k}} \cdot \frac{F_{kp}}{F} \cdot \frac{K_p \mu}{\gamma_k}$$

и

$$\Delta p_{тр} = \lambda_{тр} \frac{l}{d} \cdot \frac{R_g}{2} \left(\frac{F_{kp}}{F} \right)^2 K_p^2 \mu^2 p_k.$$

Для упрощения последнего выражения оценим значение входящих в него параметров. Определим возможный диапазон изменения коэффициента трения $\lambda_{тр}$, для чего вычислим число Рейнольдса Re при течении газа по трубопроводам газореактивной системы. Подставляя в формулу для определения числа Рейнольдса значения параметров, получим

$$Re = 5 R_g \sqrt{T_k} \frac{F_{kp}}{F} K_p \mu \frac{d_{kp}}{\nu},$$

где ν — коэффициент кинематической вязкости газа, m^2/c .

Нижний предел d_{kp} определяется технологическими соображениями и составляет около 0,5 мм. Верхний предел ограничен наибольшей целесообразной тягой системы и составляет около 5 мм. С учетом сказанного и при использовании в качестве рабочего тела азота или воздуха находим возможный диапазон изменений числа Рейнольдса $Re = 250 \div 2500$.

Коэффициент трения [7] $\lambda_{тр} = 0,003 + \frac{0,221}{Re^{0,237}}$. Следовательно, $\lambda_{тр} = 0,04 \div 0,66$.

Если из условий компоновки системы на летательном аппарате принять, что $l \approx 1,5$ м, получим $\Delta p_{тр} = (0,001 \div 0,014) p_k$.

Потери на местных сопротивлениях [7]

$$\Delta p_m = \xi_m \frac{\gamma_k w^2}{2},$$

где ξ_m — коэффициент местных потерь, учитывающий потери на входе в коллектор (на расширение) $\xi_{вх}$ и на выходе из него в питающий трубопровод (на сужение) $\xi_{вых}$.

Из конструктивно-технологических соображений принимаем, что

$$\frac{F_{\text{кол}}}{F_{\text{подв}}} = \frac{F_{\text{кол}}}{F_{\text{пит}}} \approx 4,$$

где $F_{\text{кол}}$, $F_{\text{подв}}$, $F_{\text{пит}}$ — соответственно площади проходных сечений коллектора, подводящего и питающего трубопроводов.

С учетом принятых допущений [7]

$$\xi_{\text{м}} = \xi_{\text{вх}} + \xi_{\text{вых}} = 9,3.$$

Подставив полученное значение в выражение для местных потерь давления, определяем величину местных потерь $\Delta p_{\text{м}} = 0,004 p_{\text{к}}$.

Тогда потребное давление настройки регулятора

$$p_{\text{р}} = (1,06 \div 1,07) \cdot p_{\text{к}}. \quad (2.48)$$

Из формулы (2.48) видно, что потери давления от регулятора до сопла двигателя составляют примерно $6 \div 7\%$ от давления газа перед соплом.

Выражение (2.48) используется для настройки регулятора давления на номинальный режим работы.

Одна и та же величина тяги двигателя может быть обеспечена при разном давлении газа перед соплом $p_{\text{к}}$. Масса системы зависит от величины давления газа перед соплом и от остаточного давления газа в баллонах, поэтому целесообразно проанализировать изменение массы системы от величины давления $p_{\text{к}}$.

При увеличении давления $p_{\text{к}}$ (рис. 2.18) масса двигателей при одинаковой тяге снижается из-за уменьшения проходного сечения клапана и, следовательно, — из-за величины усилия электромагнита и массы катушки. Однако при этом растет остаточное давление газа в баллонах (рис. 2.19). Поэтому естественно ожидать, что для заданных значений тяги и полного импульса существует некоторое оптимальное давление $p_{\text{к}}$, при котором масса системы оказывается наименьшей (рис. 2.20).

Рассмотрим теперь возможные изменения тяги двигателей при работе их в стационарном режиме. Для этого проанализируем газореактивные системы с регулятором и без регулятора давления. Регулятор давления настраивается на номинальный режим работы, однако из-за технологических допусков на изготовление и настройку, а главным образом из-за различных режимов работы двигателей величина тяги значительно отклоняется от номинального значения.

Номинальная величина тяги (2.44)

$$R = \varphi_{\text{с}} K_{\text{т}} p_{\text{к}} \frac{\pi d_{\text{кр}}^2}{4}. \quad (2.49)$$

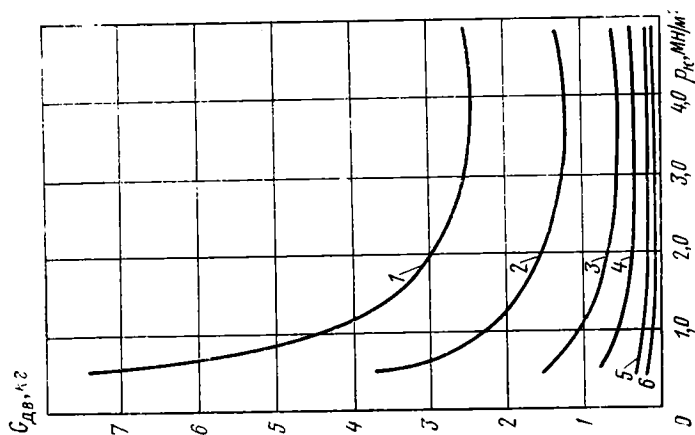


Рис. 2. 18. Зависимость массы газорегулирующего микродвигателя от давления газа в камере при различных уровнях тяги:
1— $R=100$ Н; 2— $R=50$ Н; 3— $R=20$ Н; 4— $R=10$ Н; 5— $R=1$ Н; 6— $R=0,1$ Н

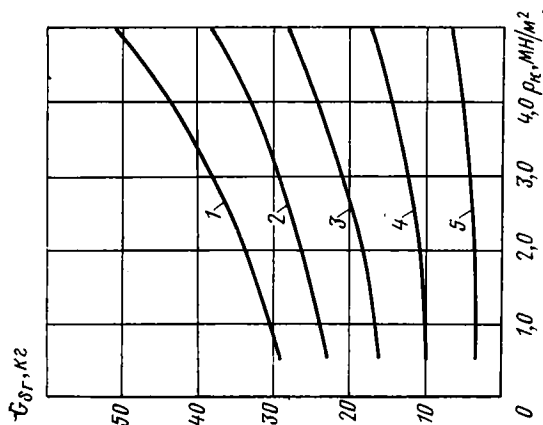


Рис. 2. 19. Зависимость массы баллонов с газом от давления газа в камере двигателя при различных значениях полного импульса тяги:
1— $I_{гг}=9000$ Н·с; 2— $I_{гг}=7000$ Н·с; 3— $I_{гг}=5000$ Н·с; 4— $I_{гг}=3000$ Н·с; 5— $I_{гг}=1000$ Н·с

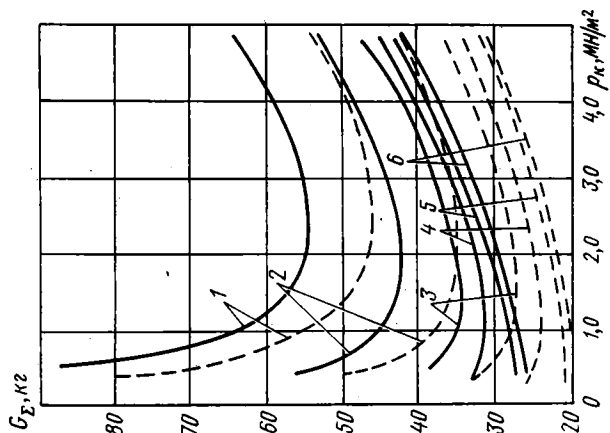


Рис. 2. 20. Зависимость массы газорегулирующей системы от тяги и давления газа в камере двигателя при двух значениях полного импульса тяги:
— — — $I_{гг}=7000$ Н·с; — — — $I_{гг}=5000$ Н·с;
1— $R=100$ Н; 2— $R=50$ Н; 3— $R=20$ Н; 4— $R=10$ Н; 5— $R=1$ Н; 6— $R=0,1$ Н

Подставив в уравнение (2. 49) значение параметров из формулы (2. 48), прологарифмировав и продифференцировав полученное выражение, получим

$$\frac{dR}{R} = \frac{d\varphi_c}{\varphi_c} + 2 \frac{dd_{кр}}{d_{кр}} + \frac{dp_p}{p_p}.$$

Переходя к конечным величинам, определяем относительное изменение тяги на стационарном режиме

$$\delta R = \delta\varphi_c + 2\delta d_{кр} + \delta p_p.$$

Значения входящих в полученное выражение величин можно принять следующими:

$\delta\varphi_c = \pm 0,02$ — исходя из возможных значений величины φ_c (см. гл. 1);

$\delta d_{кр} = \pm 0,01$ — исходя из возможных допусков на величину $d_{кр}$;

$\delta p_p = \pm 0,22$ — исходя из возможного диапазона изменения давления газа после регулятора (от $p_{p \max}$ при работе регулятора в стоп-режиме до $p_{p \min}$ при работе с максимальным расходом).

Тогда при достаточно совершенной конструкции регулятора давления, правильно выбранных геометрических размерах клапана двигателя и питающих магистралей, а также надлежащем качестве изготовления относительное изменение тяги двигателей при работе на стационарном режиме $\delta R = \pm 0,25$.

При включении двигателей давление газа перед ними в первый момент времени падает вследствие того, что регулятор давления из-за своей инерционности не может сразу обеспечить нужный расход газа.

Для уменьшения падения давления газа перед двигателями (в момент их включения) необходимо устанавливать специальный демпфер, роль которого может выполнять коллектор для разводки трубопроводов к двигателям. Чтобы коллектор выполнял роль демфирующего устройства, его объем должен быть выбран таким, чтобы коллектор поддерживал заданное давление перед двигателями во время выхода регулятора на режим.

Рассмотрим процесс опорожнения коллектора за время выхода регулятора на режим. Изменение давления в коллекторе [10]

$$p_{кол} = \frac{p_{кол.н}}{(1 + C_{кол}\tau_p)^{\frac{2n}{n-1}}},$$

где $p_{кол.н}$, $p_{кол}$ — соответственно начальное и текущее давление газа в коллекторе, Н/м²;

$C_{кол}$ — константа истечения из коллектора, с⁻¹;

τ_p — время выхода регулятора на режим, с;

n — показатель политропы процесса расширения.

Если принять, что $\tau_p \leq 0,1$ с, то можно считать процесс опорожнения коллектора адиабатическим и константу истечения определить из выражения [10]

$$C_{\text{кол}} = \frac{k-1}{2} \cdot \frac{\sqrt{R_g T_k}}{V_{\text{кол}}} \mu \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot m F_{\text{кр}},$$

где $V_{\text{кол}}$ — суммарный объем коллектора и питающих трубопроводов, м^3 ;

μ — коэффициент расхода;

m — количество одновременно включенных двигателей.

Следовательно, потребный объем коллектора

$$V_{\text{кол}} = \frac{k-1}{2} \frac{\sqrt{R_g T_k}}{\left(\frac{p_{\text{кол.н}}}{p_{\text{кол}}} \right)^{\frac{k-1}{2k}} - 1} \mu \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} m F_{\text{кр}} \tau_p.$$

Если допустить, что падение давления перед двигателями при включении регулятора до 10%, а $\mu \approx 1$, то при использовании в качестве рабочего тела воздуха или азота и температуре газа $T_k = 293$ К, из последнего выражения находим

$$V_{\text{кол}} = 250 m d_{\text{кр}}^2.$$

В газореактивной системе без регулятора давления величина давления газа перед соплами уменьшается по некоторому закону. Для определения тяги двигателей используется известная формула (2.44), однако, в ней давление газа перед соплами p_k изменяется по некоторому закону. Изменение давления можно представить в виде

$$p_6 = z p_k,$$

где p_6 , p_k — соответственно текущие значения давлений газа в баллонах и перед соплами, Н/м^2 ;

z — численный коэффициент, учитывающий сопротивление тракта от баллонов до сопел двигателей.

Тогда

$$R = \varphi_c K_{\tau} F_{\text{кр}} \frac{p_6}{z} = R_n \frac{p_6}{p_{6.н}}. \quad (2.50)$$

где $R_n = \varphi_c K_{\tau} F_{\text{кр}} \frac{p_{6.н}}{z}$ определяет тягу двигателя в начальный момент времени.

Из выражения (2.50) видно, что изменение тяги двигателей зависит от процесса расширения газа в баллонах системы. Процесс расширения, в свою очередь, определяется режимом включения двигателей. В зависимости от режима работы двигателей процесс расширения газа в баллонах может быть:

— политропическим с небольшим подводом тепла от стенок баллонов к газу, что наблюдается при достаточно интенсивной работе системы с большим количеством длительных включений;

— изотермическим, когда температура газа в баллонах практически не меняется, что имеет место при импульсной работе системы с малой частотой следования импульсов.

Заметное изменение температуры газа в баллонах даже при интенсивном режиме работы системы наблюдается лишь при многократном уменьшении давления от первоначального, а далее температура практически не меняется.

В случае политропического расширения газа в баллонах находим [10]

$$\frac{p_{6,n}}{p_6} = (1 + C_6 \tau_6)^{\frac{2n}{n-1}}, \quad (2.51)$$

где C_6 — константа истечения газа из баллонов при политропическом процессе расширения, c^{-1} ;

τ_6 — время непрерывного истечения газа из баллонов до давления p_6 , с.

Константа истечения

$$C_6 = \frac{n-1}{2} \cdot \frac{\mu m F_{кр}}{V_6} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{k R_{\Gamma} T_{6,n}}. \quad (2.52)$$

Используя уравнение (2.45) и уравнение состояния газа в баллонах в начальный момент представим уравнение (2.52) в виде

$$C_6 = \frac{n-1}{2} \cdot \frac{\dot{G}_n}{G_n},$$

где $\dot{G}_n$ — расход газа через одновременно работающие сопла в начальный момент, кг/с;

G_n — количество газа в баллонах в начальный момент, кг.

Если ввести обозначение постоянной времени баллонов

$T_6 = \frac{G_n}{\dot{G}_n}$, то для политропического процесса расширения

$$\frac{p_6}{p_{6,n}} = \left(1 + \frac{n-1}{2} \cdot \frac{\tau_6}{T_6} \right)^{-\frac{2n}{n-1}}. \quad (2.53)$$

В случае изотермического расширения газа в баллонах [10]

$$\frac{p_6}{p_{6,n}} = 10^{-C_6 T_6}, \quad (2.54)$$

где

$$C_6 = \frac{1}{\ln 10} \cdot \frac{\mu m F_{кр}}{V_6} K_p R_{\Gamma} \sqrt{T_{6,n}}. \quad (2.55)$$

Преобразуя (2.55), получим

$$C_6 = \frac{1}{\ln 10} \cdot \frac{\dot{G}_H}{G_H}.$$

Для изотермического процесса расширения

$$\frac{p_6}{p_{6.H}} = e^{-\frac{\tau_6}{T_6}}. \quad (2.56)$$

Подставив поочередно выражения (2.53) и (2.56) в уравнение (2.50), находим выражения для тяги двигателей:

— при политропическом расширении газа в баллонах

$$R = \frac{R_H}{\left(1 + \frac{n-1}{2} \cdot \frac{\tau_6}{T_6}\right)^{\frac{2n}{n-1}}}; \quad (2.57)$$

— при изотермическом процессе расширения

$$R = \frac{R_H}{e^{\frac{\tau_6}{T_6}}} \quad (2.58)$$

Определение полного импульса тяги

Полный импульс тяги I_H и потребное количество рабочего тела $G_{г.H}$ оказывают влияние на энерго-весовые характеристики газореактивной системы.

Тяга двигателя

$$R = R_{гд} \cdot \frac{dG_{г}}{d\tau}. \quad (2.59)$$

Интегрируя выражение (2.59), получим выражение для определения полного импульса

$$I_H = \int_0^{\tau_H} R d\tau = \int_0^{\tau_H} R_{гд} dG_{г}. \quad (2.60)$$

Для текущего и начального состояния газа в баллонах

$$\frac{p_6}{p_{6.H}} = \frac{G_{г}}{G_{г.H}} \cdot \frac{T_6}{T_{6.H}}. \quad (2.61)$$

Используя уравнение политропы, перепишем соотношение (2.61)

$$G_{г} = G_{г.H} \left(\frac{p_6}{p_{6.H}} \right)^{\frac{1}{n}}. \quad (2.62)$$

Уравнение (2. 46) можно записать в виде

$$R_{уд} = R_{уд.н} \sqrt{\frac{T_6}{T_{6.н}}} = R_{уд.н} \left(\frac{p_6}{p_{6.н}} \right)^{\frac{n-1}{2n}} \quad (2. 63)$$

Подставляя формулы (2. 62), (2. 63) в уравнение (2. 60) и интегрируя, получим выражение для полного импульса тяги

$$I_{\Sigma} = \frac{2}{n+1} G_{г.н} R_{уд.н} \left[1 - \left(\frac{p_{6.к}}{p_{6.н}} \right)^{\frac{n+1}{2n}} \right], \quad (2. 64)$$

откуда видно, что на располагаемый импульс тяги газореактивной системы оказывает влияние количество заправленного газа, удельная тяга двигателя, процесс расширения газа в баллоне, а также величина давления неиспользованного остатка газа в баллонах.

В большинстве случаев газореактивные системы работают преимущественно в импульсном режиме с достаточно длительными паузами между включениями двигателей, поэтому процесс расширения можно считать изотермическим.

Иногда программа работы предусматривает длительное непрерывное включение двигателей и довольно интенсивное опорожнение баллонов. В этом случае процесс расширения газов в баллоне протекает по политропе со средним показателем $n \approx 1,2 \div 1,3$.

Выберем в качестве рабочего тела воздух или азот и примем значения отношений

$$\frac{p_c}{p_k} = 10^{-4}, \quad \frac{p_{6.к}}{p_k} = 3$$

и начальной температуры газа в баллонах

$$T_{6.н} = 293 \text{ К.}$$

Полный импульс тяги:

— при изотермическом процессе расширения

$$I_{\Sigma_{изот}} = 770 \left(1 - 3 \frac{p_k}{p_{6.н}} \right) G_{г.н} \quad (2. 65)$$

— при политропическом процессе расширения, когда $n = 1,2$

$$I_{\Sigma_{пол}} = 700 \left(1 - 3 \frac{p_k}{p_{6.н}} \right) G_{г.н} \quad (2. 66)$$

Из выражений (2. 65) и (2. 66) видно, что величина располагаемого импульса зависит от процесса расширения. При политропическом процессе расширения величина располагаемого импульса уменьшается примерно на 10% по сравнению с изотермическим процессом расширения. С другой стороны, при полном

или почти полном использовании газа ($p_{б.к} \approx 0$) величина располагаемого импульса тяги может увеличиться в зависимости от давления p_k примерно на 20%.

Во время эксплуатации газореактивной системы возможны утечки газа в связи с тем, что практически невозможно обеспечить абсолютную герметичность системы.

Потери газа состоят из непосредственной утечки газа вследствие негерметичности соединений системы и расхода газа на компенсацию возмущающих моментов, вызываемых утечкой газа.

Определим потери полного импульса тяги при негерметичности в системе. При наличии в системе n подвижных и m неподвижных соединений с негерметичностью по каждому соединению в нормальных условиях эксплуатации соответственно $q_{подв}$ и $q_{неподв}$, суммарная негерметичность системы q_{Σ} по всем соединениям за время полета $\tau_{п}$ равна

$$q_{\Sigma} = (nq_{подв} + mq_{неподв})\tau_{п}. \quad (2.67)$$

Используя уравнение состояния газа, определим потерю полного импульса вследствие утечки газа

$$I_y = R_{уд} \frac{p_k}{R_g T_k} (nq_{подв} + mq_{неподв})\tau_{п}. \quad (2.68)$$

В уравнении (2.68) принимается, что величина удельной тяги соответствует расчетной, а это, очевидно, только завышает результат.

На рис. 2.21 приведена зависимость возмущающей силы от утечки газа.

Для компенсации возмущающих моментов, возникающих в результате утечки газа, потребуется затрата некоторого импульса $I_{комп}$, причем, $I_y = I_{комп}$.

Таким образом, потеря полного импульса вследствие негерметичности $I_{негерм} = 2I_y$.

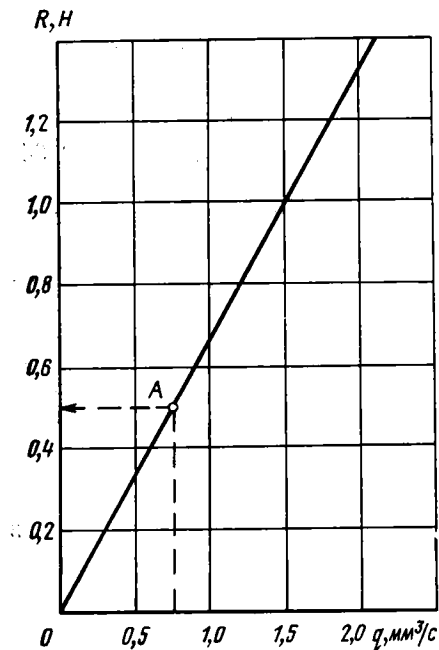


Рис. 2.21. Зависимость возмущающей силы, возникающей при утечке газа (азота) через клапанное устройство газореактивного двигателя космического аппарата «Маринер-4», от величины утечки:

A—допустимая величина утечки — не более $0,83 \text{ мм}^3/\text{с}$

Расчетную величину располагаемого полного импульса следует уменьшить на величину $I_{\text{негрм}}$.

Определение относительного импульса

Относительный импульс газореактивной системы

$$\bar{I} = \frac{I_{\Sigma}}{G_{\Sigma}}.$$

Подставив в выражение (2.69) значения полного импульса тяги

$$I_{\Sigma} = R_{\text{ул.ср}} \cdot G_{\text{р.т}}$$

и массы системы

$$G_{\Sigma} = G_{\text{дв}} + G_{\text{агр}} + G_{\text{емк}} + G_{\text{т}},$$

найдем

$$\bar{I} = \frac{R_{\text{ул.ср}} G_{\text{р.т}}}{G_{\text{дв}} + G_{\text{агр}} + G_{\text{емк}} + G_{\text{т}}}. \quad (2.70)$$

При большом полном импульсе тяги суммой слагаемых $G_{\text{дв}} + G_{\text{агр}}$ можно пренебречь по сравнению с суммой $G_{\text{емк}} + G_{\text{т}}$. Поделив числитель и знаменатель правой части последнего уравнения на параметр $G_{\text{т}}$ и принимая во внимание, что $G_{\text{р.т}} \approx G_{\text{т}}$, найдем

$$\bar{I} = \frac{R_{\text{ул.ср}}}{1 + m}, \quad (2.71)$$

где $m = \frac{G_{\text{емк}}}{G_{\text{т}}}$ — параметр, оценивающий относительную массу емкостей для размещения рабочего тела.

Зная параметры m и $R_{\text{ул.ср}}$, определим относительный импульс $\bar{I}$ из выражения (2.71).

При известном относительном импульсе $\bar{I}$ и заданном полном импульсе тяги I_{Σ} можно оценить расчетную массу системы

$$G_{\Sigma} = \frac{I_{\Sigma}}{\bar{I}}.$$

Для газореактивных систем

$$G_{\text{емк}} = \frac{3}{2} \cdot \frac{\gamma_{\text{м}}}{\sigma_{\text{м}}} \cdot \frac{K_{\sigma}}{K_{\text{с.ш}}} R_{\text{г}} T_{\text{б.н}} G_{\text{т}},$$

поэтому

$$m = \frac{3}{2} \cdot \frac{\gamma_{\text{м}}}{\sigma_{\text{м}}} \cdot \frac{K_{\sigma}}{K_{\text{с.ш}}} R_{\text{г}} T_{\text{б.н}}.$$

2.4. Динамические характеристики газореактивных микродвигателей

При исследовании динамических характеристик микродвигателей одной из основных задач является определение величины и закона изменения импульса тяги в зависимости от длительности командного сигнала.

Рассмотрим движение клапана при пуске и останове микродвигателя, для чего напишем уравнения, описывающие движение клапана и изменение параметров электропривода [17]:

$$u = iR_0 + \frac{d\psi}{d\tau}, \quad (2.72)$$

$$F_s = m \frac{d^2x}{d\tau^2} + F_c \left(x, \frac{dx}{d\tau} \right),$$

где $\psi = iL$ — потокосцепление;

F_c — сила сопротивления;

m — масса якоря и движущихся частей.

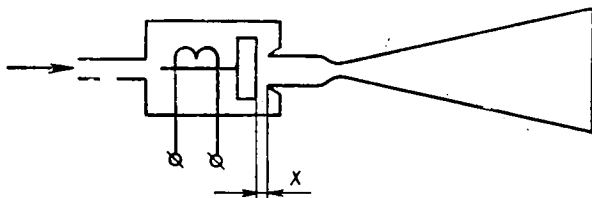


Рис. 2. 22. Расчетная схема газореактивного микродвигателя:

x — ход клапана

Уравнения (2.72) нелинейны и не имеют точного решения (даже если пренебречь силами сопротивлениями, магнитным рассеянием, насыщением стали магнитопровода, явлениями гистерезиса и т. д.). Поэтому при определении величины импульса тяги в зависимости от длительности командного сигнала целесообразно использовать экспериментальные данные.

Рассмотрим формирование импульса тяги во времени. В момент времени $\tau = \tau_0$ на электромагнит газореактивного двигателя подается командный сигнал в виде напряжения постоянного тока $u = u_0$ длительностью $\tau = \tau_c$, при этом $\tau_c > \tau_{ср}$ (см. рис. 1.4). В цепи электромагнита возникает ток $i = i(\tau)$ и, следовательно, магнитный поток $\Phi = \Phi(\tau)$, под влиянием которого появляется тягивающее усилие F_s . По мере увеличения тока i увеличивается и усилие F_s , которое в момент времени $\tau = \tau_1$ становится равным силам сопротивления: $F_s = F_c$.

На рис. 2.22 приведена расчетная схема газореактивного микродвигателя.

В момент времени $\tau > \tau_i$ якорь-клапан перемещается, открывает проходное сечение между клапаном и седлом, и газ под давлением p_k через сечение F_k поступает в полость камеры и вытекает из нее через сопло.

Давление газа в камере газореактивного двигателя существенно зависит от режимов наполнения и опорожнения камеры и изменяется при пуске и останове двигателя от нуля до величины p_k и от величины p_k — до нуля.

Используя формулы (2.44) для тяги и (2.60) для импульса тяги, находим выражение для единичного импульса тяги

$$I = \varphi_c K_\tau F_{кр} \sum_{i=0}^n \int_{\tau_i}^{\tau_{i+1}} p_{i+1}(\tau) d\tau, \quad (2.73)$$

где τ_i , τ_{i+1} — моменты времени, соответствующие двум соседним режимам наполнения — опорожнения камеры;

p_{i+1} — давление газа в камере на участке времени $\tau_i \div \tau_{i+1}$;

n — количество участков с различными режимами наполнения-опорожнения.

Из выражения (2.73) видно, что для определения единичного импульса необходимо знать закон изменения давления $p = p(\tau)$ на каждом участке $\tau_i \div \tau_{i+1}$.

Для определения закона изменения давления необходимо знать закон изменения площади проходного сечения между клапаном и седлом во времени $F_k = F_k(\tau)$ или изменение хода клапана во времени $x = x(\tau)$, так как

$$F_k = \pi d_{кл} x. \quad (2.74)$$

Задача упрощается, если имеется экспериментальная зависимость $F_3 = F_3(x)$. Используя экспериментальную зависимость, можно определить перемещение якорь-клапана, а следовательно, и площадь его проходного сечения в любой момент времени. Для определения аналитической зависимости $x = x(\tau)$ рассмотрим силы F_3 и F_c , действующие на якорь-клапан в процессе его движения. Втягивающая сила F_3 находится в сложной зависимости от параметров τ , i и конструктивных параметров электромагнита. В первом приближении втягивающую силу F_3 можно представить в виде линейной функции перемещения

$$F_3 = a_0 + a_1 x, \quad (2.75)$$

где a_0 , a_1 — некоторые постоянные величины.

Сила сопротивления

$$F_c = F_{пр} + F_{тр} + F_d, \quad (2.76)$$

где $F_{пр}$ — усилие возвратной пружины, Н;

$F_{тр}$ — сила трения, Н;

F_d — сила от перепада давлений на клапане, Н.

При расчете силы сопротивления принимаются следующие допущения:

— перекосы якорь-клапана отсутствуют благодаря выбору рационального соотношения его длины и диаметра, что исключает силы сухого трения;

— сила вязкого трения между газом и поверхностью якорь-клапана по сравнению с усилием возвратной пружины пренебрежимо мала;

— перепад давлений на клапане мал по сравнению с величиной давления перед соплом благодаря выбору рациональной геометрии клапана.

С учетом принятых допущений можно записать:

$$F_{тр} = F_d = 0. \quad (2.77)$$

Усилие возвратной пружины

$$F_{пр} = F_0 + cx. \quad (2.78)$$

Подставив выражения (2.75), (2.76), (2.77), (2.78) в уравнение (2.72), найдем

$$m \frac{d^2x}{dt^2} + (c - a_1)x = a_0 - F_0. \quad (2.79)$$

Интегрируя уравнение (2.79), определим время движения якорь-клапана

$$\tau = \tau_1 + \sqrt{\frac{m}{B}} \ln \frac{x + \frac{A}{B} + \sqrt{x^2 + 2\frac{A}{B}x}}{\frac{A}{B}}, \quad (2.80)$$

где $A = a_0 - F_0 > 0$; $B = a_1 - c > 0$.

Преобразуя выражение (2.80), находим перемещение якорь-клапана

$$x = \frac{A}{B} \left\{ \operatorname{ch} \left[\sqrt{\frac{B}{m}} (\tau - \tau_1) \right] - 1 \right\}. \quad (2.81)$$

Подставив выражение (2.81) в уравнение (2.74), определим закон изменения площади проходного сечения клапан — седло во времени

$$F_k = \pi d_{кл} \frac{A}{B} \left\{ \operatorname{ch} \left[\sqrt{\frac{B}{m}} (\tau - \tau_1) \right] - 1 \right\}. \quad (2.82)$$

При определении закона изменения давления газа в камере двигателя принимаются следующие допущения:

— процесс истечения газа из сопла — адиабатический в связи с малым временем истечения;

- параметры газа по сечению камеры одинаковы;
- давление и температура газа перед клапаном постоянны;
- изменение температуры газа в камере пренебрежимо мало.

При пуске и останове микродвигателя расходы газа через проходное сечение клапана и критическое сечение сопла не одинаковы, что ведет к изменению количества и давления газа в полости наполнения — опорожнения. Изменение количества газа в объеме V_k за время $d\tau$

$$dG = (G_1 - G_2) d\tau, \quad (2.83)$$

где G_1 — мгновенный расход газа, поступающего через клапан в камеру двигателя, кг/с;

G_2 — мгновенный расход газа, вытекающего из камеры двигателя через сопло, кг/с.

Так как объем камеры двигателя не меняется ($V_k = \text{const}$), а теплоподводом к газу со стороны стенок можно пренебречь, то скорость изменения давления газа в камере [10]

$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{k-1}{V_k} (i_1 G_1 - i_2 G_2), \quad (2.84)$$

где i_1 — теплосодержание газа, поступающего в камеру, Дж/кг;
 i_2 — теплосодержание газа, вытекающего из камеры через сопло, Дж/кг.

Подставив в уравнение (2.84) выражения для теплосодержаний [10] $i_1 = k \frac{R_r T_1}{k-1}$, $i_2 = k \frac{R_r T_2}{k-1}$ и учитывая, что согласно принятому допущению $T_1 \approx T_2 \approx T_k$, после преобразований уравнения (2.84) найдем

$$\frac{dp}{d\tau} = k \frac{R_r T_k}{V_k} (G_1 - G_2). \quad (2.85)$$

Уравнение (2.85) описывает закон изменения давления в камере микродвигателя при пуске и останове. Значения расходов G_1 и G_2 зависят от режимов наполнения и опорожнения объема камеры V_k .

При докритическом режиме наполнения [1]

$$p > p_k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.86)$$

и расход газа

$$G_1 = \mu_k F_k p_k \sqrt{\frac{2}{R_r T_k} \cdot \frac{k}{k-1} \left[\left(\frac{p}{p_k} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p}{p_k} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}, \quad (2.87)$$

где μ_k — коэффициент расхода газа через клапан.

При надкритическом режиме наполнения [1]

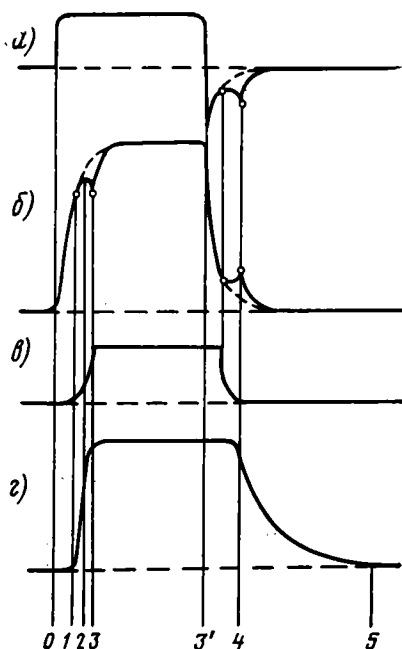
$$p \leq p_k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.88)$$

и расход газа

$$G_1 = \mu_k F_k p_k \sqrt{\frac{k}{R_g T_k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (2.89)$$

Опорожнение камеры двигателя всегда совершается в надкритическом режиме, так как истечение газа происходит в вакуум, следовательно,

$$G_2 = \mu F_{кр} p \sqrt{\frac{k}{R_g T_k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (2.90)$$



Рассмотрим процесс изменения давления в камере в разные моменты времени. На рис. 2.23 показано изменение давления в камере начиная с момента подачи командного сигнала на обмотку электромагнитного привода клапана микродвигателя.

Рис. 2.23. График зависимости импульса давления в камере от длительности командного сигнала:

$a-u=u(\tau)$; $б-i=i(\tau)$; $в-x=x(\tau)$; $г-p=p(\tau)$; 0, 1, 2, 3, 4, 5—границы участков с различным режимом наполнения — опорожнения камеры двигателя

В период времени $\tau_0 \leq \tau \leq \tau_1$ якорь-клапан не двигается, следовательно, $F_k = 0$, $G_1 = 0$, $G_2 = 0$, $p_{01} = 0$.

В период времени $\tau_1 < \tau \leq \tau_2$ якорь-клапан начинает движение. Через сечение F_k происходит надкритическое наполнение, а через сечение $F_{кр}$ — надкритическое опорожнение объема камеры V_k . При этом давление p в камере непрерывно увеличивается в диапазоне $0 < p \leq p_k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}$.

Подставив выражения (2.89) и (2.90) в уравнение (2.85), найдем

$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{k \sqrt{R_r T_K}}{V_K} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} (\mu_K F_K p_K - \mu F_{кр} p).$$

Введя обозначения

$$H = \frac{k \sqrt{R_r T_K}}{V_K} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \mu F_{кр},$$

$$I = \frac{k \sqrt{R_r T_K}}{V_K} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} p_K \mu_K \pi d_{кл} \frac{A}{B},$$

получим

$$\frac{dp}{d\tau} + H p = I \left\{ \operatorname{ch} \left[\sqrt{\frac{B}{m}} (\tau - \tau_1) - 1 \right] \right\}. \quad (2.91)$$

Принтегрировав уравнение (2.91), будем иметь

$$p_{12} = I \times$$

$$\times \frac{H \operatorname{ch} \left[\frac{B}{m} (\tau - \tau_1) \right] - \sqrt{\frac{B}{m}} \operatorname{ch} \left[\sqrt{\frac{B}{m}} (\tau - \tau_1) \right] - H e^{-H(\tau - \tau_1)}}{H^2 - \frac{B}{m}} +$$

$$+ \frac{I}{H} (e^{-H(\tau - \tau_1)} - 1). \quad (2.92)$$

Момент времени τ_2 , при котором заканчивается этот режим наполнения-опорожнения, определим подстановкой параметров

$$p = p_K \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad \tau = \tau_2 \text{ в выражение (2.92).}$$

В период времени $\tau_2 < \tau \leq \tau_3$ якорь-клапан продолжает двигаться и, упираясь в ограничитель хода электромагнита, открывает полностью проходное сечение клапана. Давление в камере продолжает непрерывно увеличиваться в диапазоне

$$p_K \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} < p \leq p_K.$$

Этому периоду соответствует режим докритического наполнения через сечение F_K и надкритического опорожнения через

сечение $F_{кр}$. Используя выражения (2.85), (2.87) и (2.90), найдем

$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{k\sqrt{R_r T_k}}{V_k} \left\{ \mu_k F_{кр} p_k \sqrt{2 \frac{k}{k-1} \left[\left(\frac{p}{p_k} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p}{p_k} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} - \right. \\ \left. - \mu F_{кр} p \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \right\}.$$

После линейризации полученного уравнения и подстановки в него выражения (2.82) получим

$$\frac{dp}{d\tau} + Mp = N \left\{ \operatorname{ch} \left[\sqrt{\frac{B}{m}} (\tau - \tau_1) - 1 \right] \right\}, \quad (2.93)$$

где

$$M = \frac{k\sqrt{R_r T_k}}{V_k} \left\{ \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \mu F_{кр} + \right. \\ \left. + \frac{\left[2 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right] \mu_k \pi d_{кл} \frac{A}{B}}{\sqrt{2 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right]}} \operatorname{ch} \left[\sqrt{\frac{B}{m}} (\tau - \tau_1) - 1 \right] \right\}; \\ N = \frac{k\sqrt{R_r T_k}}{V_k} p_k \mu_k \pi d_{кл} \frac{A}{B} \frac{1}{\sqrt{2 \left[\left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right]}}.$$

После интегрирования уравнения (2.93) будем иметь

$$p_{23} = p_k \exp \left\{ (Q - H)(\tau - \tau_2) - \frac{Q}{\sqrt{\frac{B}{m}}} \operatorname{sh} \left[\sqrt{\frac{B}{m}} (\tau - \tau_1) \right] \right\} \times \\ \times \left\{ \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} + N \int_{\tau_2}^{\tau} \left\{ \operatorname{ch} \left[\sqrt{\frac{B}{m}} (\tau - \tau_1) \right] - 1 \right\} \exp \left\{ (H - Q)(\tau - \tau_2) + \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{Q}{\sqrt{\frac{B}{m}}} \operatorname{sh} \left[\sqrt{\frac{B}{m}} (\tau - \tau_1) \right] \right\} d\tau \right\}, \quad (2.94)$$

где

$$Q = \frac{\sqrt{R_r T_k}}{V_k} \cdot \frac{\left[2 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right] \mu_k \pi d_{кл} \frac{A}{B}}{\sqrt{2 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right]}}.$$

Момент времени τ_3 , при котором заканчивается этот режим наполнения-опорожнения, определяем подстановкой значений параметров $p=p_k, \tau=\tau_3$ в уравнение (2.94).

В период времени $\tau_3 < \tau \leq \tau'_3$ имеет место установившийся режим наполнения — опорожнения камеры, начинающийся с момента равенства расходов газа $G_1 = G_2$. При этом $\frac{dp}{d\tau} = 0$ и $p'_{33} = p_k$.

В период времени $\tau'_3 < \tau \leq \tau_4$ также имеет место установившийся режим наполнения — опорожнения камеры двигателя, начинающийся с момента снятия командного сигнала и продолжающийся до момента времени τ_4 полного закрытия клапана. На этом участке $G_1 = G_2, \frac{dp}{d\tau} = 0, p'_{34} = p_k$.

В период времени $\tau_4 < \tau \leq \tau_5$ происходит опорожнение камеры двигателя при полностью закрытом клапане в надкритическом режиме, т. е. $F_k = 0, G_1 = 0$.

Давление в камере на этом участке изменяется в интервале

$$p_k \geq p > 0.$$

Из выражений (2.85) и (2.90) следует

$$\frac{dp}{d\tau} + \frac{k \sqrt{R_\tau T_k}}{V_k} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \mu F_{кр} p = 0. \quad (2.95)$$

Проинтегрировав уравнение (2.94), получим

$$p_{45} = p_k \exp[-H(\tau - \tau_4)]. \quad (2.96)$$

Подставив (2.92), (2.94) и (2.96) в уравнение (2.73), найдем

$$I_{ex} = \varphi_c K_\tau p_k F_{кр} \left(\int_{\tau_1}^{\tau_2} \bar{p}_{12} d\tau + \int_{\tau_2}^{\tau_3} \bar{p}_{23} d\tau + \int_{\tau_4}^{\tau_5} \bar{p}_{45} d\tau + \tau_4 - \tau_3 \right), \quad (2.97)$$

где $\bar{p} = \frac{p}{p_k}$ — относительное давление в камере.

Значения $\bar{p}_{12}, \bar{p}_{23}, \bar{p}_{45}$ можно определить, используя выражения (2.91), (2.94) и (2.96).

Аналитическое выражение (2.97) даже с учетом принятых допущений имеет громоздкий вид и не пригодно для инженерной практики. Его можно решать на электронно-вычислительных машинах. Построенная в результате решения зависимость

$$p = p_k \bar{p}(\tau) \quad (2.98)$$

может быть использована для определения текущего значения тяги двигателя

$$R(\tau) = \varphi_c K_\tau p_k F_{кр} \bar{p}. \quad (2.99)$$

Из уравнений (2.60) и (2.99) находим выражение для единичного импульса тяги двигателя

$$I_{ед} = \int_{\tau_1}^{\tau_2} R(\tau) d\tau = \varphi_c K_\tau p_k F_{кр} \int_{\tau_1}^{\tau_2} \bar{p} d\tau. \quad (2.100)$$

Интеграл $\int_{\tau_1}^{\tau_2} \bar{p} d\tau$ в уравнении (2.100) представляет собой площадь под кривой изменения относительно давления в камере (рис. 2.24).

Вычисление величины единичного импульса тяги по уравнению (2.100) достаточно трудоемкая задача. Кроме того, для каждой новой конструкции двигателя это уравнение требуется решать заново. Далее приводится приближенная, но простая инженерная методика определения единичного импульса тяги.

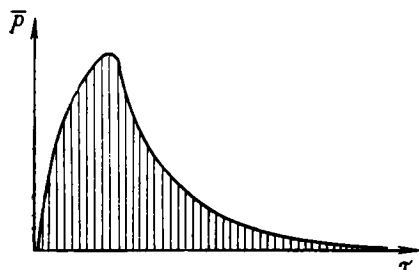


Рис. 2.24. Изменение относительного давления в камере газореактивного двигателя при его пуске и останове

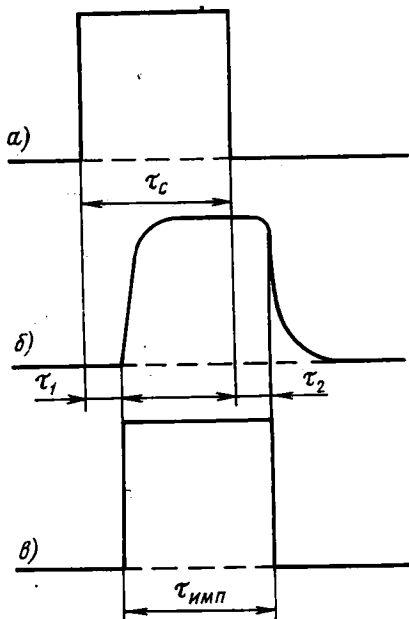


Рис. 2.25. Временные диаграммы к расчету единичного импульса тяги: а—командный сигнал $u=u(\tau)$; б—реальный импульс $R=R(\tau)$; в—расчетный импульс $R=R(\tau)$

Формирование импульса тяги начинается после открытия клапана двигателя, т. е. $\tau_c > \tau_1$.

Для гарантии полного открытия клапана, устойчивой работы двигателя и получения стабильной величины импульсов тяги необходимо, чтобы выполнялось неравенство $\tau_c > \tau_{ср}$.

На практике с достаточной точностью можно принять, что реальные импульсы, соответствующие минимальной длительности командного сигнала, отличаются от прямоугольных (идеализированных) не более, чем на 1—5%, причем при увеличении длительности командного сигнала это различие уменьшается. С достаточной для практики точностью кривую изменения тяги газореактив-

ного микродвигателя можно заменить прямой, как это показано на рис. 2.25. Расчетный импульс представляем в виде прямоугольника, сдвинутого по отношению к командному сигналу на время чистого запаздывания при включении двигателя τ_1 , а его длительность определяем из выражения

$$\tau_{\text{имп}} = \tau_c - \tau_1 + \tau_2. \quad (2.101)$$

Используя уравнение (2.44), запишем выражение для единичного импульса тяги в виде

$$I_{\text{ед}} = \varphi_c K_{\tau} p_k F_{\text{кр}} \tau_{\text{имп}}. \quad (2.102)$$

Подставив выражение (2.101) в уравнение, получим

$$I_{\text{ед}} = \varphi_c K_{\tau} p_k F_{\text{кр}} (\tau_c - \tau_1 + \tau_2). \quad (2.103)$$

Выражение (2.103) устанавливает простую связь между длительностью командного сигнала τ_c с одной стороны, и величиной единичного импульса $I_{\text{ед}}$ с другой, учитывая одновременно временные характеристики электропривода клапана τ_1 и τ_2 и конструктивные параметры сопла микродвигателя φ_c , K_{τ} , p_k , $F_{\text{кр}}$, что весьма важно для проектирования и выбора системы управления космического летательного аппарата.

Учитывая, что стабильность отдельных импульсов тяги чрезвычайно важна, определим теперь возможные отклонения единичного импульса тяги от номинального значения. Из уравнения (2.103) получим

$$\delta I_{\text{ед}} = \delta \varphi_c + \delta F_{\text{кр}} + \delta p_k + \delta (\tau_c - \tau_1 + \tau_2). \quad (2.104)$$

Глава 3

РЕАКТИВНЫЕ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОДУКТОВ РАЗЛОЖЕНИЯ ОДНОКОМПОНЕНТНОГО ЖИДКОГО ТОПЛИВА В КАЧЕСТВЕ РАБОЧЕГО ТЕЛА

3. 1. Особенности и принципиальные схемы

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

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

Жидкостные ракетные микродвигатели на однокомпонентном топливе значительно проще двухкомпонентных, так как функция форсуночной головки у них сводится лишь к подаче одного компонента в камеру двигателя, а необходимость в смешении компонентов полностью отпадает. Кроме того, не нужны устройства 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 ($t_k < 1200^\circ\text{C}$) исключает

необходимость в специальной системе охлаждения камеры, что также повышает надежность работы двигателей.

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

Несмотря на очевидные преимущества, у систем на однокомпонентном жидком топливе есть и ряд существенных недостатков, которые ограничивают их применение:

- ухудшение динамических характеристик и экономичности двигателей при работе с малой частотой и длительностью включений;

- трудность создания достаточно надежного катализатора разложения топлива, не требующего для своей работы предварительного подогрева, который выдерживал бы большую расходонапряженность и значительный ресурс;

- высокая стоимость катализатора разложения топлива.

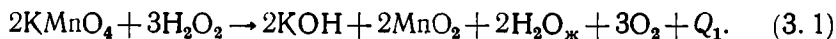
К жидким однокомпонентным ракетным топливам предъявляются, как известно, следующие основные требования:

- обеспечение высокой удельной 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 перекись водорода H_2O_2 и гидразин N_2H_4 . В табл. 3.1 приведены теплофизические свойства некоторых однокомпонентных топлив, применяемых в микродвигателях реактивных систем управления.

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 применяется перманганат калия. Каталитическое воздействие 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:



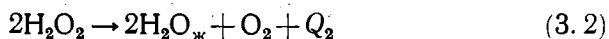
Перекись марганца сохраняется на поверхности пакета катализатора. Количество и активность MnO_2 достаточны для разложения значительного количества перекиси водорода H_2O_2 , непрерывно омывающей поверхность пакета.

Таблица 3.1

Теплофизические характеристики некоторых однокомпонентных жидких топлив [15, 27]

Характеристика топлива	Топливо			
	90%-ная H_2O_2	98%-ная H_2O_2	100%-ный N_2H_4	75%-ный N_2H_4 , 24%-ный $N_2H_5NO_3$, 1%-ная H_2O
Плотность при температуре 25° С, г/см ³	1,357	1,443	0,997	1,11
Температура замерзания, °С	—11	—0,25	+1,6	—20
Температура кипения, °С	142	148	113	—
Удельная теплоемкость, Дж/(г·град)	2,76	1,53	3,14	—
Температура, до которой сохраняется термостабильность, °С	—	110	260	218
Теоретическая удельная тяга в вакууме, (Н·с)/кг	1770	1900	2430	2580
Температура газа в камере ($p_k = 1,0$ МН/м ²), °С	875	966	1073	1340
Катализаторы, применяемые для разложения топлива	а) таблетированный перманганат калия б) сетчатый каркас из посеребренной нержавеющей проволоки		а) Н-7, НА-3 на основе Fe, Ni, Co, осажденных на Al_2O_3 с подогревом б) <i>Shell</i> -405 на основе Ir, нанесенного на пористую Al_2O_3 в) каталитически активный материал, осажденный на пенопластовый носитель, покрытый керамикой	
Продукты разложения топлива	H_2O , O_2	H_2O , O_2	N_2 , H_2 , NH_3	N_2 , H_2 , O_2 H_2O , NO NH_3

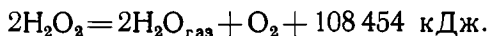
После выделения активной MnO_2 протекает вторая реакция — разложение перекиси водорода:



Удельный вес реакции (3.1) по сравнению с основной реакцией (3.2) невелик [3].

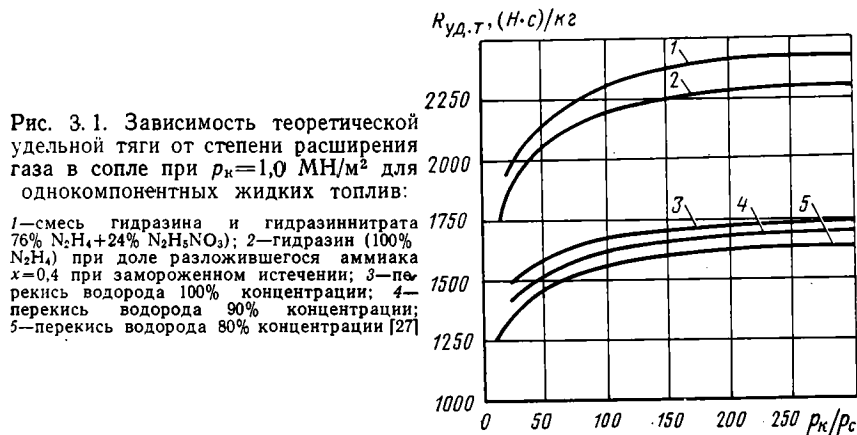
Количество тепла, выделяющееся в химической реакции (3.2), идет на испарение воды и нагревание парогазовой смеси, состоя-

щей из водяного пара и кислорода. С учетом затрат тепла на испарение воды реакцию разложения H_2O_2 можно представить так:



При разложении 1 кг перекиси водорода образуется примерно $3,8 \text{ м}^3$ газа с температурой примерно 966 К.

Термодинамические расчеты показывают, что 98%-ная H_2O_2 дает температуру до 1000°C и удельный импульс до $1900 \text{ (Н}\cdot\text{с)/кг}$ в вакууме при давлении в камере $1,0 \text{ МН/м}^2$.



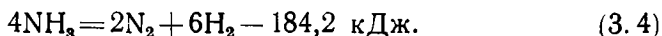
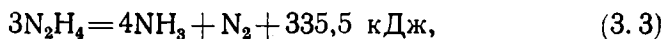
Перекись водорода имеет, однако, существенный недостаток, связанный с ее недостаточной химической стабильностью. В присутствии незначительных количеств каталитических загрязнений (медь, серебро, окислы железа) начинается ее разложение с выделением тепла и повышением давления.

На рис. 3.1 приведены теоретические зависимости удельной тяги от степени расширения газа в сопле при давлении в камере $1,0 \text{ МН/м}^2$ для однокомпонентных топлив, приведенных в табл. 3.1. Из рисунка видно, что из-за сравнительно низкой удельной тяги микродвигатели на перекиси водорода не могут конкурировать с двигателями на гидразине.

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 $2,9 \text{ м}^3$ чистого неконденсированного газа с температурой примерно 1380°C , этот газ создает удельную тягу примерно $2400 \text{ (Н}\cdot\text{с)/кг}$.

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. 3.2 приведена зависимость равновесной диссоциации x -доли NH_3 , от температуры при давлении $2,0 \text{ МН/м}^2$ [15].

Т а б л и ц а 3.2

Равновесная доля диссоциированного NH_3 как функция температуры
(общее давление $2,0 \text{ МН/м}^2$)

Температура, К	400	500	600	700	800
Для диссоциированного NH_3	0,05	0,25	0,60	0,88	0,96

Из табл. 3.2 видно, что при температурах ниже 400 К NH_3 диссоциирует незначительно и продукты разложения N_2H_4 состоят лишь только из газа NH_3 и N_2 согласно реакции, представленной уравнением (3.3).

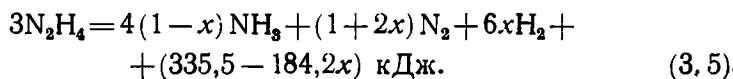
При температуре выше 400 К происходит термическое разложение NH_3 по уравнению (3.4). Из табл. 3.2 видно, что равновесное разложение заканчивается при температурах 800 К .

Расчеты показывают, что при адиабатическом разложении N_2H_4 по уравнению (3.3), 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 (3.4), 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 [15] показано, что химическая реакция (3.4) более медленная, чем реакция уравнения (3.3). Время пребывания в камере микродвигателя может составлять несколько миллисекунд, поэтому естественно ожидать, что только часть NH_3 разложится по уравнению (3.3).

Если реакция уравнения (3.3) протекает полностью, а реакция (3.4) не полностью, то общая реакция разложения гидразина может быть представлена в зависимости от мольной доли разложившегося NH_3 [15]:



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

На рис. 3.2 приведен состав рабочего тела при разложении гидразина в зависимости от степени диссоциации аммиака.

На рис. 3.3 в качестве примера приведены значения температуры и молекулярного веса продуктов разложения гидразина в зависимости от степени диссоциации аммиака. Из рисунка видно, что при разложении гидразина на аммиак и азот по уравнению (3.3) T_k и $\mu_{\text{ср}}$ принимают максимальные значения.

Расчетные данные, показывающие изменения удельной тяги, удельного импульса давле-

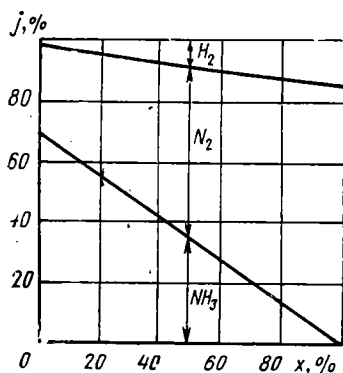


Рис. 3.2. Зависимость состава рабочего тела j при разложении гидразина от степени диссоциации аммиака в смеси x

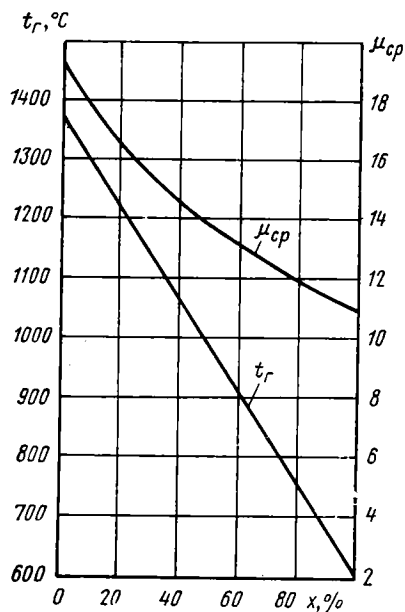


Рис. 3.3. Зависимость температуры продуктов разложения гидразина t_r и среднего молекулярного веса рабочего тела $\mu_{\text{ср}}$ от степени диссоциации аммиака в рабочем теле [20]

ния и температуры продуктов разложения в зависимости от степени диссоциации аммиака, представлены на рис. 3.4 и 3.5. Из рис. 3.5 видно, что удельный импульс давления остается практически постоянным в диапазоне $0 < x < 0,5$, даже если температура в камере непрерывно уменьшается. Последнее объясняется тем фактом, что при разложении NH_3 выделяется H_2 и средний молекулярный вес уменьшается примерно с той же скоростью, с какой происходит уменьшение T_k . Удельный импульс давления имеет максимальное значение при $x \approx 0,3$.

Из рис. 3.4 видно, что максимальная удельная тяга с увеличением степени расширения газа в сопле смещается в сторону увеличения содержания аммиака в продуктах разложения.

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

На рис. 3.6 приведена зависимость степени диссоциации аммиака от времени пребывания гидразина в каталитической камере. Время пребывания и расходонапряженность каталитического пакета оказывают существенное влияние на степень диссоциации NH_3 .

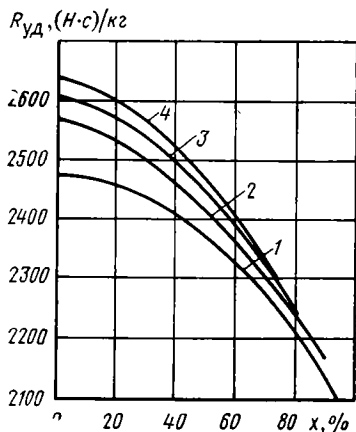


Рис. 3.4. Зависимость удельной тяги двигателя на гидразине от степени диссоциации аммиака в рабочем теле при $p_k = 1,0 \text{ МН/м}^2$ [20]:

$$1 - \frac{F_c}{F_{кр}} = 20; \quad 2 - \frac{F_c}{F_{кр}} = 40; \quad 3 - \frac{F_c}{F_{кр}} = 60; \quad 4 - \frac{F_c}{F_{кр}} = 80$$

Из сунка видно, что добавка гидразин-нитрата снижает температуру замерзания гидразина.

На рис. 3.8 приведены данные по изменению теоретической удельной тяги в зависимости от степени расширения газа в сопле для гидразина и смеси гидразина и гидразин-нитрата. Добавка гидразин-нитрата к гидразину позволяет увеличить удельную тягу.

В качестве катализатора разложения гидразина широко применяется катализатор Shell-405, состоящий из таблетированной окиси алюминия Al_2O_3 с большой площадью поверхности ($160 \text{ м}^2/\text{г}$), пропитанный иридием (33% иридия и 67% окиси алюминия), и размером частиц $0,8\text{--}1,2 \text{ мм}$ [27]. Этот катализатор обладает высокой эффективностью. Основным недостатком катализатора Shell-405 является высокая стоимость (цена его рав-

Таким образом, выбором длины камеры разложения и времени пребывания топлива в каталитическом пакете можно регулировать процесс разложения аммиака и изменять температуру рабочего тела в пределах $600\text{--}1200^\circ\text{C}$, а, добавляя к гидразину воду, можно снизить температуру газа до 100°C . При температуре гидразина и катализатора, равной 21°C , катализатор Shell-405 начинает разлагать гидразин лишь после соприкосновения с ним в течение $0,01\text{--}0,1 \text{ с}$.

Добавкой к гидразину воды можно снизить его температуру замерзания. Однако для улучшения характеристик в него добавляют гидразин-нитрат $\text{N}_2\text{H}_5\text{NO}_3$.

На рис. 3.7 показана зависимость изменения температуры замерзания гидразина от содержания гидразин-нитрата в смеси. Из рисунка видно, что добавка гидразин-нитрата снижает температуру замерзания гидразина.

на 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°С, и, следовательно, дополнительного расхода энергии.

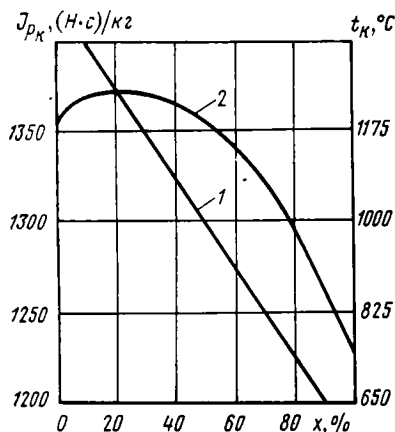


Рис. 3.5. Зависимость температуры продуктов разложения гидразина t_K и удельного импульса давления в камере I_{p_K} от степени диссоциации аммиака x при $p_K=1,0$ МН/м² [20]:

$$1-I_{p_K}=f_1(x); \quad 2-t_K=f_2(x)$$

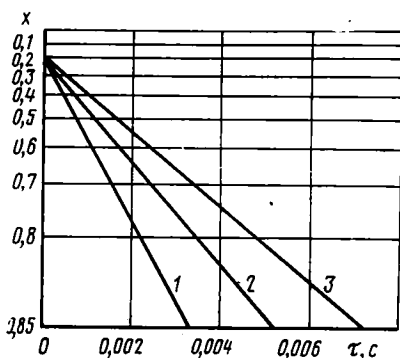


Рис. 3.6. Степень диссоциации аммиака в зависимости от времени пребывания продуктов разложения в камере двигателя тягой $R=22,3$ Н при давлении $p_K=1,55$ МН/м² при расходе напругности:

$$1-3,17 \text{ г/см}^2 \cdot \text{с}; \quad 2-1,48 \text{ г/см}^2 \cdot \text{с}; \quad 3-0,704 \text{ г/см}^2 \cdot \text{с} \quad [20]$$

Первые реактивные системы управления на однокомпонентном жидком топливе — 90%-ной перекиси водорода с тягой двигателей 22—340 Н и удельной тягой до 1600 (Н·с)/кг появились в 1944 году для управления экспериментальными скоростными высотными самолетами типа Х-1, Х-1А, Х1-В, ХS-1 и др. [27].

На рис. 3.9 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. 3.10 приведена принципиальная схема микродвигателя, который использовался на космическом аппарате «Пионер».

На рис. 3.11, 3.12 и 3.13 показаны конструкции жидкостных микродвигателей на гидразине. Гидразин имеет ряд преимуществ

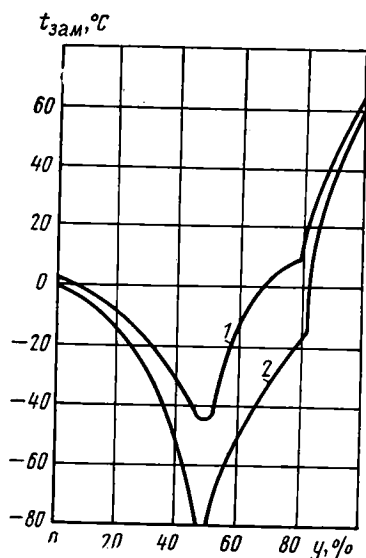


Рис. 3.7. Зависимость температуры замерзания ($t_{\text{зам}}$) смеси гидразин-гидразин-нитрата ($\text{N}_2\text{H}_4-\text{N}_2\text{H}_5\text{NO}_3$) от содержания гидразин-нитрата (y) [20]:
1—безводный гидразин; 2—технически чистый гидразин

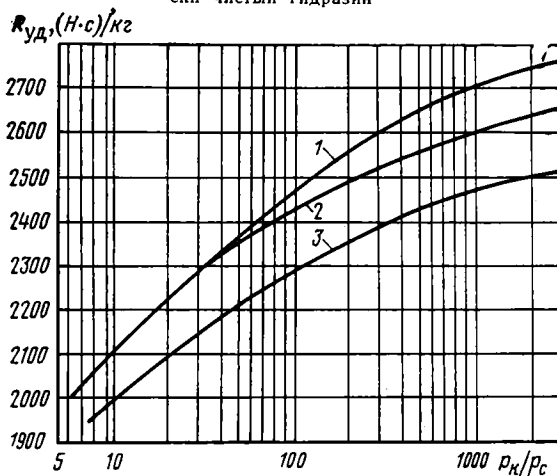


Рис. 3.8. Зависимость удельной тяги от степени расширения газа в сопле для жидкого однокомпонентного топлива:

1—смесь гидразина, гидразиннитрата и воды (69% N_2H_4 , 30% $\text{N}_2\text{H}_5\text{NO}_3$, 1% H_2O); 2—смесь гидразина и гидразин-нитрата (76% N_2H_4 , 24% $\text{N}_2\text{H}_5\text{NO}_3$); 3—гидразин (100% N_2H_4) [33]

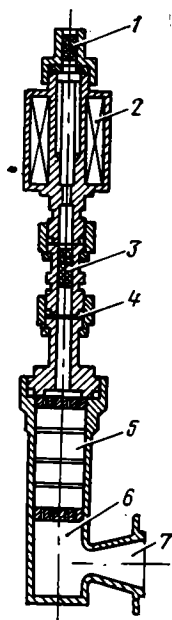


Рис. 3.9. Конструкция жидкостного ракетного микродвигателя на перекиси водорода тягой 107 Н для системы ориентации американского космического аппарата «Меркурий» [22]:

1, 3—фильтр; 2—соленоидный электромагнитный клапан; 4—дроссельная шайба; 5—каталитический пакет; 6—камера; 7—сопло

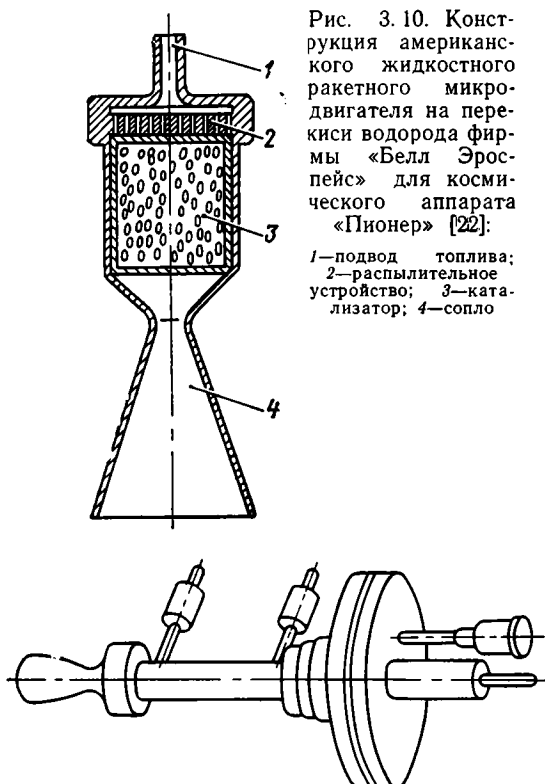


Рис. 3.11. Общий вид жидкостного ракетного микро-двигателя на гидразине французского объединения SEP для систем ориентации спутников [22]

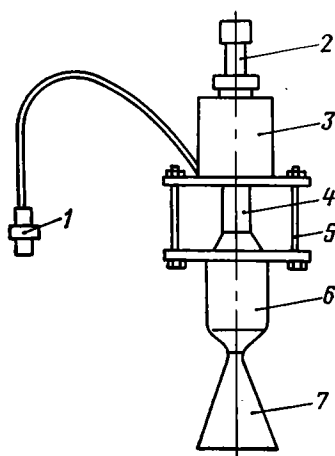


Рис. 3.13. Конструкция двигателя R-13Д фирмы Марквард тягой 22,6 Н, работающего на гидразине:

1—штепсельный разъем; 2—штуцер подвода топлива; 3—электромагнитный клапан; 4—термостат; 5—узел крепления камеры к клапану; 6—камера; 7—сопло

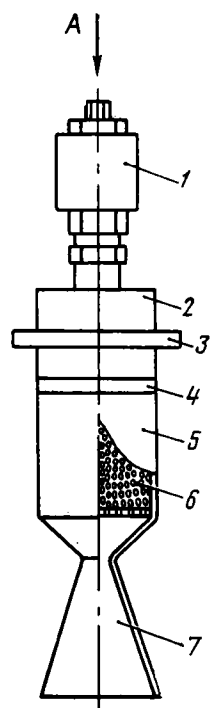


Рис. 3.12. Общий вид жидкостного ракетного микро-двигателя фирмы «Белков» (ФРГ) на гидразине тягой 14,7 Н [41]:

1—импульсный электрогидроклапан; 2—тепловое сопротивление; 3—фланец крепления; 4—головка; 5—камера разложения; 6—катализатор; 7—сопло; А—подвод гидразина

по сравнению с перекисью водорода. Гидразин более стабилен при хранении и обеспечивает удельную тягу порядка 2300 (Н·с)/кг.

На рис. 3.14 и 3.15 для однокомпонентных топлив приведены зависимости массы рабочего тела $G_{р.т}$ и массы реактивной системы G_{Σ} от полного импульса тяги. Из рис. 3.15 видно, что реактивные системы на гидразине имеют лучшие весовые характеристики, чем реактивные системы на перекиси водорода. Французское объединение SEP разработало ряд микродвигателей на гид-

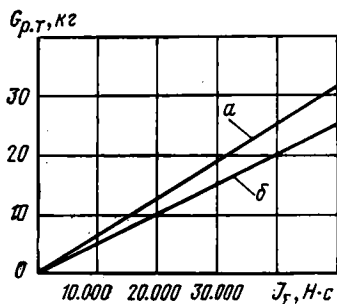


Рис. 3.14. Зависимость массы рабочего тела от полного импульса тяги при использовании в качестве рабочего тела продуктов разложения однокомпонентного жидкого топлива:

а—перекись водорода; б—гидразин [34]

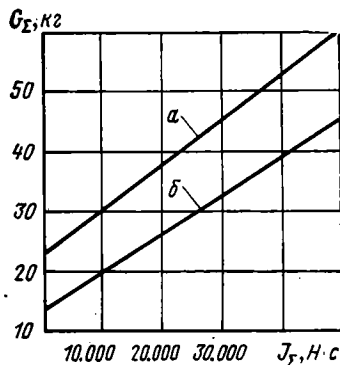


Рис. 3.15. Зависимость массы реактивной системы с двенадцатью двигателями от полного импульса тяги при использовании в качестве рабочего тела продуктов разложения однокомпонентного жидкого топлива.

Параметры системы: $p_{б.н} = 21,0$ МН/м²; $p_k = 0,35 \div 1,4$ МН/м².
а—перекись водорода; б—гидразин [34]

разине тягой от 10^{-3} до 10 Н и удельной тягой до 2100 (Н·с)/кг, предназначенных для систем ориентации космических аппаратов с длительностью полета до 10 лет. Электроклапаны этих двигателей имеют уплотнение «металл по металлу» и дают суммарную утечку $0,5 \text{ см}^3$ за 75.000 срабатываний.

Ни рис. 3.16 приведена простейшая 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 1. 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 диапа-

зоне 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 срабатывания пускового клапана 8 топливо через фильтр 9 под действием

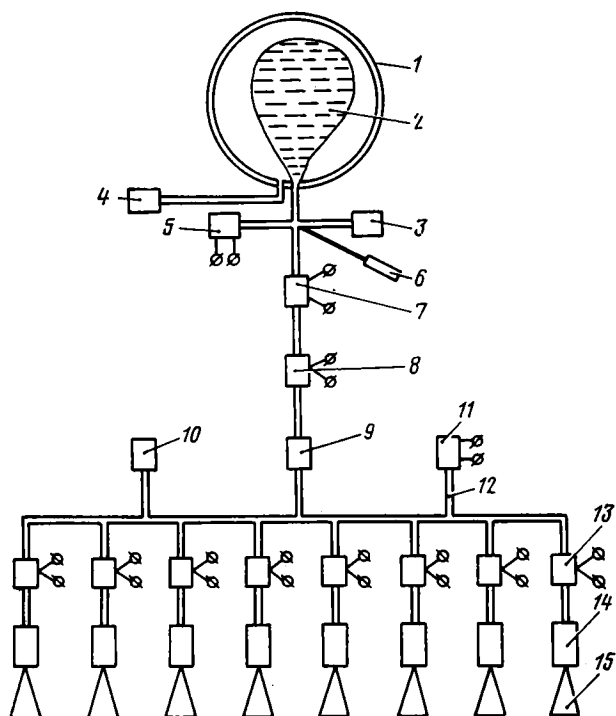


Рис. 3. 16. Схема реактивной системы на жидком однокомпонентном топливе:

1—топливный бак; 2—эластичный вытеснительный мешок; 3—заправочно-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

газа наддува вытесняется из мешка 2 в коллектор 12, а из коллектора подводится к управляющим электроклапанам 13. При подаче электрической команды от системы управления электроклапаны 13 открываются и топливо поступает в камеры двигателей 14. В камере двигателя размещается катализатор разложения (рис. 3. 17). При контакте однокомпонентного топлива с катализатором происходит процесс генерации высокотемпературного газа за счет разложения топлива. Из камеры двигателя высокотемпературный газ поступает в сопла двигателей 15. Дат-

чик давления *11* используется для контроля давления топлива в коллекторе. Клапан *10* служит для проверки герметичности управляющих клапанов *13* и коллектора *12*.

При вытеснении однокомпонентного топлива из бака происходит падение давления газа наддува, т. е. давление топлива на входе в двигателя 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.

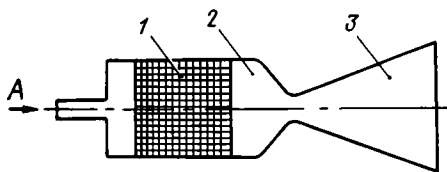


Рис. 3. 17. Схема камеры ракетного микродвигателя на продуктах каталитического разложения однокомпонентного жидкого топлива: 1—катализатор разложения топлива; 2—камера; 3—сопло; А—подвод топлива

На рис. 3. 18 приведена принципиальная схема реактивной системы спутника ERTS. На спутнике установлены три двигателя тягой 5 Н, причем вектор тяги проходит через центр массы аппарата с отклонением не более 2,5 мм от номинального положения. Запас гидразина рассчитан на 18 мин непрерывной работы двигателей.

В одной из американских реактивных систем управления на гидразине [20] топливный бак изготовлен из титанового сплава (6% алюминия, 4% ванадия). Гидразин размещается в мешке из бутилового или этиленпропиленового каучука, содержащего в качестве наполнителя двуокись кремния (наиболее стойкий материал, обеспечивает хранение гидразина в течение нескольких лет без существенного разложения). Полностью исключить разложение гидразина и образование в нем газовых пузырей не удается, поэтому забор гидразина из мешка организован через специальное капиллярное устройство. В управляющих клапанах двигателей применены два типа седел: мягкие — из этиленпропиленового или бутилового каучука и жесткие — из отшлифованного карбида вольфрама. Преимуществом мягких седел является высокая герметичность даже при попадании небольших твердых частиц. Однако в результате поглощения гидразина такие седла разбухают и деформируются. Жесткие седла, хотя и лишены этого недостатка, при попадании твердых частиц дают повышенную утечку, и, кроме того, при изготовлении требуют тщательной механической обработки. Для уменьшения утечки применяют конструкцию клапана с двумя последовательно расположенными клапанами и двухмикронные фильтры.

Для улучшения характеристик систем наддува и повышения их надежности (улучшения герметичности) в последнее время

ведутся интенсивные работы по созданию более эффективных систем наддува, в частности, с использованием летучих жидкостей. В процессе перехода из жидкого состояния в газообразное в ограниченном объеме происходит повышение давления, что используется для вытеснения топлива из бака. Постоянное давление наддува в такой системе может поддерживаться путем стабилизации температуры летучего вещества (фреона, аммиака и др.), так как каждой температуре соответствует вполне определенное давление насыщенных паров (рис. 3.19). Другими важнейшими характеристиками летучих жидкостей, кроме зависимости давления насыщенных паров от температуры, является плотность паров, совместимость с топливом (в случае проницаемости разделителей) и скрытая теплота испарения (табл. 3.3). Для вытеснения топлива из бака в одной из американских систем применен герметичный сильфон, заправляемый летучим веществом — фтористым метилом (генетрон-32). Бак покрыт снаружи теплоизоляционным экраном толщиной 12,7 мм, состоящим из слоев пленки из стекловолокна субмикронной толщины и алюминиевой фольги. Коэффициент теплопроводности такого экрана в вакууме равен $5,2 \cdot 10^{-5}$ Вт/(м·К). Для обеспечения непрерывной работы двигателя тягой 100 Н требуется подводить к телу наддува 306 Вт энергии, а для вытеснения всего топлива из четырех баков по 49,2 дм³ необходима затрата энергии 2000 кДж.

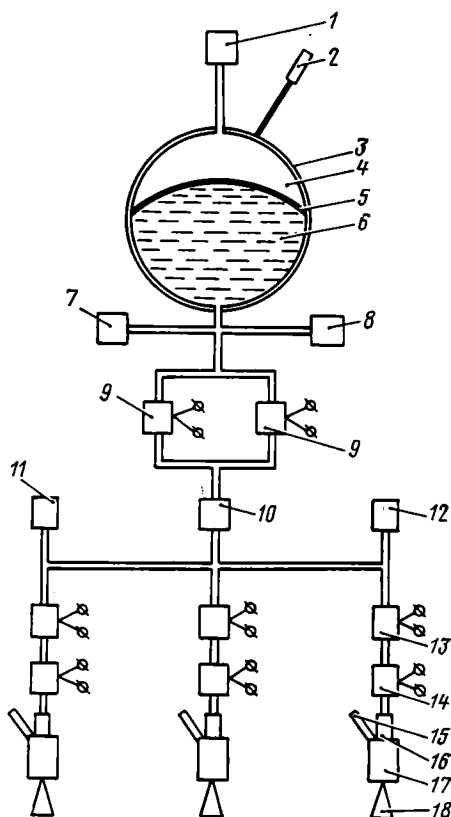


Рис. 3.18. Схема реактивной системы на однокомпонентном жидком топливе для коррекции орбиты американского спутника ERTS [28]:

1—заправочный клапан азота; 2—датчик температуры; 3—топливный бак; 4—полость для размещения рабочего тела наддува — азота; 5—эластичный разделитель; 6—полость для размещения топлива — гидразина; 7, 11—датчики давления топлива; 8—заправочный клапан топлива; 9—пироклапан; 10—фильтр; 12—клапан проверки герметичности; 13, 14—сдублированные клапаны двигателя; 15—датчик температуры; 16—нагреватель; 17—камера с катализатором разложения; 18—сопло

С этой целью используется свинцово-цинковая батарея массой 5 кг, электронагреватель поверхностного типа массой 1,8 кг и теплоизоляция баков массой 4,1 кг.

В рассмотренной схеме реактивной системы управления используются двигатели на жидком топливе. Для уменьшения величины управляющего усилия, создаваемого двигателем, топливо может подаваться к нему в газифицированном виде. В этом слу-

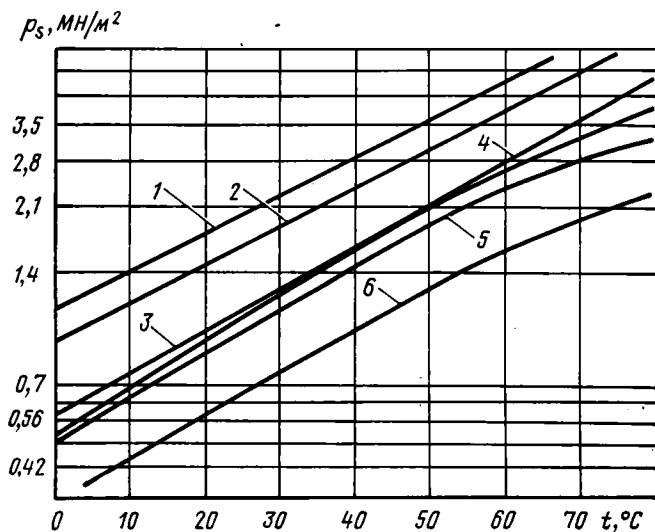


Рис. 3. 19. Зависимость давления насыщенных паров от температуры рабочего тела:

1—азеотропная смесь 48,2% CH_2F_2 +51,8% $\text{CF}_3\text{CF}_2\text{Cl}$ (генетрон 115);
2— CH_2F_2 (генетрон 32); 3— CHClF_2 (фреон 22); 4— NH_3 (аммиак);
5— $\text{CF}_3\text{CF}_2\text{Cl}$; 6— CCl_2F_2 (фреон 12)

чае расход топлива через двигатель может быть уменьшен без значительного уменьшения форсуночных отверстий.

На рис. 3. 20 приведена принципиальная схема реактивной системы управления на однокомпонентном жидком топливе с предварительной газификацией топлива. Эта схема аналогична схеме, приведенной на рис. 3. 16 и отличается от нее лишь наличием общего газогенератора 10. В газогенераторе топливо при контакте с катализатором разлагается и газифицируется. Продукты разложения из газогенератора поступают в газосборник-резервуар 11, из которого горячий газ разводится к двигателям системы. Электроклапаны двигателей 15 работают на горячем газе, поступающим к ним из резервуара 11.

Для расширения функций реактивной системы управления и повышения гибкости управления в ее состав могут быть включены двигатели так называемой жесткой стабилизации (большой тяги) и двигатели мягкой стабилизации и ориентации (малой

Таблица 3.3

Теплофизические характеристики некоторых летучих жидкостей, используемых в системах наддува, при давлении насыщенных паров $p_s = 1,4 \text{ МН/м}^2$

Наименование	Химическая формула	Молекулярный вес	Плотность, кг/м ³	Температура, °С	Теплота испарения, кДж/кг
Аммиак	NH ₃	17,03	10,6	35,5	1035
Этилен	C ₂ H ₄	28,05	25,0	—41,7	370
Этан	C ₂ H ₆	30,06	25,1	—21,1	368
Пропан	C ₃ H ₈	44,09	28,9	40,5	310
Хлористый метил	CH ₃ Cl	50,49	30,6	59,9	330
Углекислый газ	CO ₂	44,01	35,5	—31,1	305
Изобутан	C ₄ H ₁₀	58,09	35,9	80	228
Закись азота	N ₂ O	44,02	37,0	—29,4	308
Фреон-22	CHClF ₂	86,55	59,2	35,5	170
Фреон-12	CCl ₂ F ₂	120,93	80,3	55,5	118
Фреон-13	CClF ₃	104,47	88,4	—13,3	105

тяги), как это сделано, например, в двигательном блоке системы управления американского космического аппарата «Вояджер». Двигатели жесткой стабилизации работают на жидком топливе, а двигатели мягкой стабилизации и ориентации — на предварительно газифицированном топливе.

На рис. 3.21 приведена принципиальная схема такой системы. Система представляет собой комбинацию схем, показанных на рис. 3.16 и 3.20. Обратный клапан 11 служит для устранения перетекания газа из ресивера 13 в топливный бак.

На рис. 3.22 и 3.23 приведены принципиальные схемы реактивных систем с газобаллонной системой наддува.

Регулятор давления обеспечивает постоянное давление топлива на входе в двигатели и, следовательно, постоянную тягу двигателей.

На рис. 3.24 приведена принципиальная схема корректирующей двигательной установки космического аппарата «Маринер» с регулятором давления газа, в которой используется газобаллонная система наддува. Для обеспечения четырехкратного запуска и останова двигателя установлены четыре пары пусковых клапанов 5 и четыре пары отсечных клапанов 6. Для разложения гидразина используется катализатор Shell-405 (рис. 3.25).

В зависимости от способа газификации рабочего тела различают следующие микродвигатели:

— на продуктах каталитического разложения однокомпонентного топлива (см. рис. 3. 17);

— на продуктах термического разложения однокомпонентного топлива (рис. 3. 26);

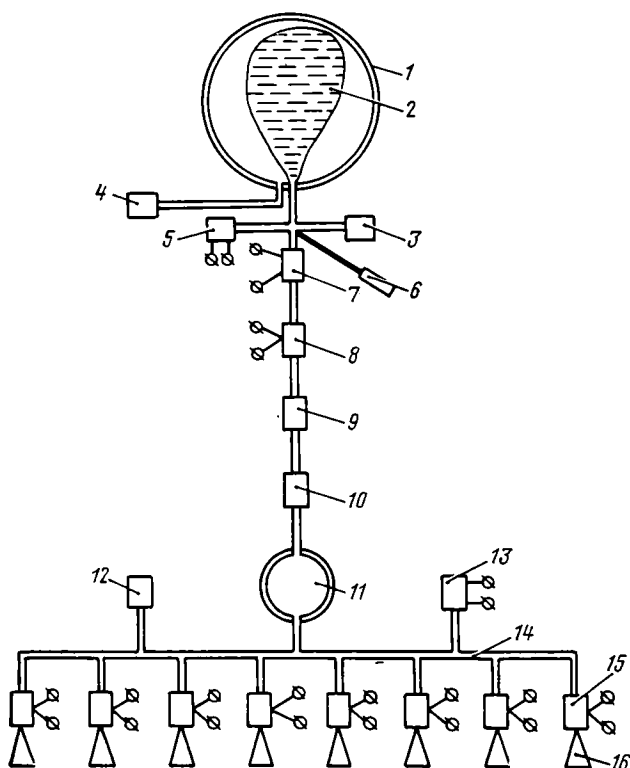


Рис. 3. 20. Схема реактивной системы на жидком однокомпонентном топливе с предварительной газификацией топлива:

1—топливный бак; 2—эластичный вытеснительный мешок; 3—запорочно-сливной клапан; 4, 12—клапаны проверки герметичности; 5, 13—датчики давления топлива; 6—датчик температуры топлива; 7—электронагреватель; 8—пусковой клапан; 9—фильтр; 10—газогенератор; 11—ресивер; 14—коллектор; 15—электроклапан; 16—сопло

— на продуктах термо-каталитического разложения однокомпонентного топлива (двухкамерные) (рис. 3. 27).

Диапазоны тяг, развиваемых двигателями, работающими на гидразине, составляют 10^{-3} — 10^3 Н. Нижний предел тяги таких двигателей с расходом топлива в жидкой фазе примерно 0,1Н. При меньшем уровне тяги применяют двигатели с расходом топлива в газовой фазе. Для большого уровня тяги (примерно

1950 Н и более) обычная конструкция двигателя не рациональна и дорога, поэтому применяют управляющую предкамеру с ката-литическим разложением гидразина (5—15% основного расхода)

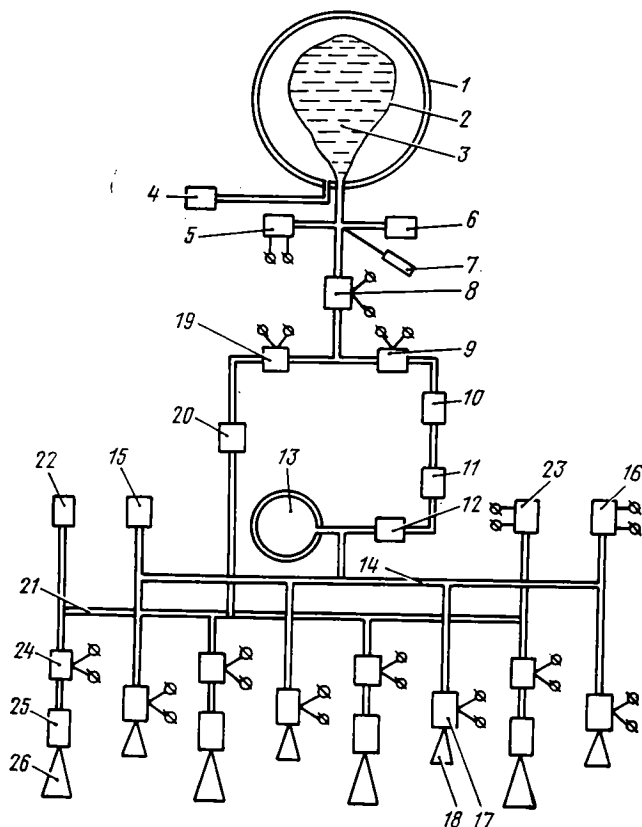


Рис. 3.21. Схема реактивной системы на однокомпонентном жидком топливе с двигателями жесткой и мягкой стабилизации:

1—топливный бак; 2—эластичный мешок; 3—топливо; 4—клапан заправки тела наддува; 5, 16, 23—датчики давления топлива; 6—запорочно-сливной клапан; 7—датчик температуры; 8—нагреватель; 9, 19—пусковые клапаны; 10, 20—фильтры; 11—обратный клапан; 12—газогенератор; 13—резивер; 14, 21—коллекторы; 15, 22—проверочные клапаны; 17, 24—электроклапаны двигателей; 18, 26—сопла; 25—камера разложения

и основную камеру, в которой остальная часть гидразина разлагается термически.

На рис. 3.28 приведена принципиальная конструктивная схема двухкамерного двигателя с термо-каталитическим разложением. Основная камера 2 может работать с расходом напряженностью, в 4—5 раз превышающей обычную.

В табл. 3. 4 приведены сравнительные характеристики двигателей с каталитическим и термо-каталитическим разложением гидразина. Из таблицы видно, что двигатель с термо-каталитическим разложением гидразина имеет лучшие весовые характеристики. При этом масса катализатора уменьшается примерно в пять раз.

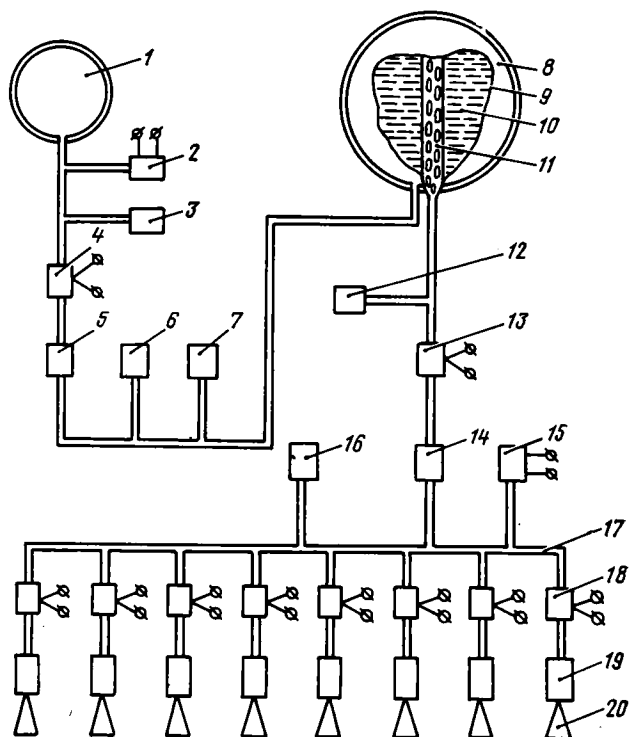


Рис. 3. 22. Схема реактивной системы на однокомпонентном жидком топливе с постоянной тягой управляющих двигателей:

1—баллон со сжатым газом; 2, 15—датчики давления; 3—запорный клапан; 4, 13—пусковые клапаны; 5—регулятор давления; 6—предохранительный клапан; 7, 16—клапаны проверки герметичности; 8—топливный бак; 9—разделительный мешок; 10—топливо; 11—заборное устройство; 12—заправочно-сливной клапан; 14—фильтр; 17—коллектор; 18—управляющий электроклапан; 19—камера разложения; 20—сопло

Фирмой ERNO Raumfahrttechnik (ФРГ) для системы ориентации космического аппарата «Интелсат-3» разработана конструкция микродвигателей с каталитическим разложением гидразина. В этой системе используется электрогидроклапан с дублированной обмоткой электромагнита и уплотнением седла. Расход электроэнергии на одну обмотку не превышает 5 Вт при на-

пряжении постоянного тока 31 В. Снаружи на клапан установлен нагреватель для поддержания температуры гидразина не менее 4° С. Форсуночная головка имеет 13 струйных форсунок, из кото-

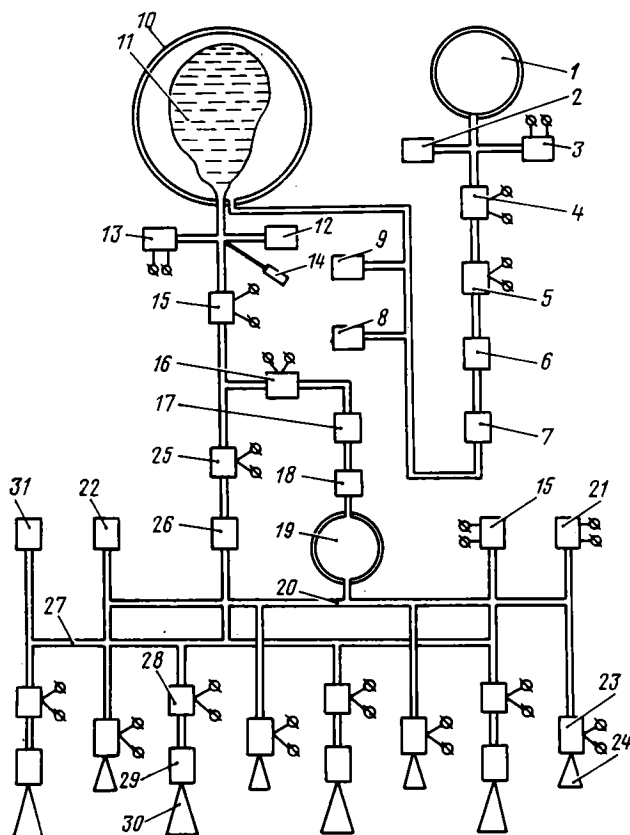


Рис. 3. 23. Схема реактивной системы на однокомпонентном жидком топливе с двигателями жесткой и мягкой стабилизации постоянной тяги:

1—баллон со сжатым газом; 2—заправочный клапан; 3, 13, 15, 21—датчики давления; 4, 15—нагреватели; 5, 16, 25—пусковые клапаны; 7—регулятор давления; 8—предохранительный клапан; 9, 22, 31—клапаны проверки герметичности; 10—топливный бак; 11—разделительный мешок; 14—датчик температуры; 17—обратный клапан; 18—газогенератор; 19—ресивер; 20, 27—коллекторы; 23, 28—управляющие электроклапаны; 29—камера разложения, 24, 30—сопла

рых гидразин поступает на пакет катализатора Shell-405 с зернами двух размеров. Профилированное сопло выполнено из кобальтового сплава [27].

На рис. 3. 29 показан ракетный двигательный блок. Ракетный двигательный блок представляет собой неразборный (цельносвар-

Таблица 3.4

Сравнительные характеристики американских двигателей тягой 6650 Н с каталитическим и термокаталитическим разложением гидразина [28]

Тип двигателя	Параметры двигателя		
	давление в камере двигателя, МН/м ²	масса катализатора, кг	расход напряженности, г/м ² ·с
С каталитическим разложением	2,11	6,35	3,51
С термокаталитическим разложением	2,11	1,18	—

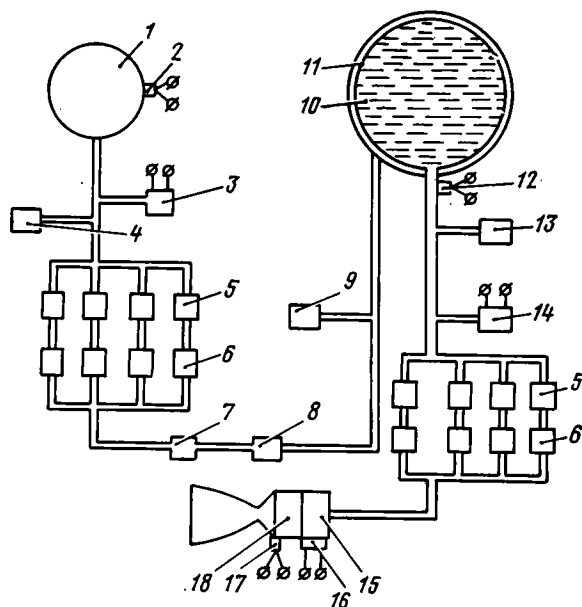


Рис. 3.24. Схема корректирующей двигательной установки на однокомпонентном жидком топливе — гидразине американского космического аппарата «Маринер»:

1—баллон со сжатым газом; 2—датчик температуры газа в баллоне; 3—датчик давления газа; 4—запорный клапан; 5—пусковой клапан; 6—отсекающий клапан; 7—фильтр; 8—регулятор давления газа; 9—проверочный клапан; 10—бак с гидразином; 11—эластичная емкость; 12—датчик температуры топлива; 13—запорный клапан топлива; 14—датчик давления топлива; 15—ракетный двигатель; 16—датчик давления газа в камере двигателя; 17—датчик температуры; 18—катализатор

ной и паяный) узел, состоящий из двух идентичных узлов — основного и резервного, с отдельной системой питания. В каждый узел входят один двигатель для управления по тангажу и крену

и один двигатель для управления по рысканию, оси которых расположены взаимно перпендикулярно. Отдельный двигатель, входящий в блок, также представляет собой цельносварную конст-

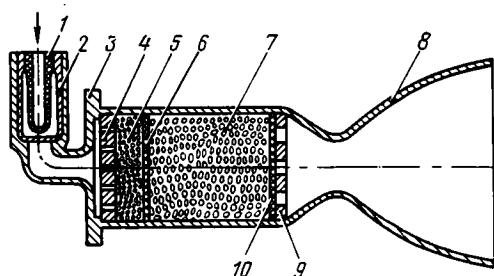


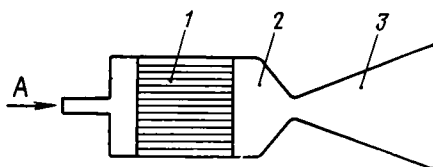
Рис. 3.25. Конструкция ракетного двигателя на однокомпонентном жидком топливе — гидразине для корректирующей двигательной установки американского космического аппарата «Маринер»:

1—фильтр; 2—стакан; 3—камера; 4—форсуночная головка; 5—мелкозернистый катализатор; 6, 10—сетка; 7—катализатор; 8—сопло; 9—решетка

рукцию, включая клапан и блок камеры (рис. 3.30). Для терморегулирования двигателя используются специальные покрытия. Внешние поверхности блока камеры и внутренние поверхности

Рис. 3.26. Схема камеры ракетного микродвигателя на продуктах термического разложения однокомпонентного жидкого топлива:

1—нагреватель для термического разложения топлива; 2—камера; 3—сопло; А—подвод топлива



сопла до критического сечения покрыты родием. Трубопровод подачи топлива в распылительную головку и внешние поверхности электроклапана окрашены в черный цвет. Тепловой экран 7 позолочен. Особенностью конструкции электромагнитного клапана

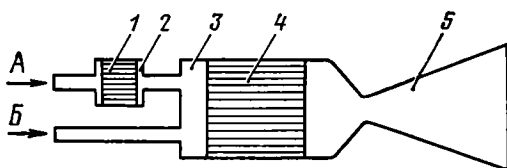


Рис. 3.27. Схема камеры ракетного микродвигателя на продуктах каталитического и термического разложения однокомпонентного жидкого топлива:

1—катализатор разложения топлива; 2—камера каталитического разложения; 3—камера термического разложения; 4—тепловой аккумулятор; 5—сопло; А, Б—подвод топлива

двигателя является отсутствие трущихся пар, что делает клапан нечувствительным к загрязнениям и воздействию термического циклического нагружения. Негерметичность клапана во время

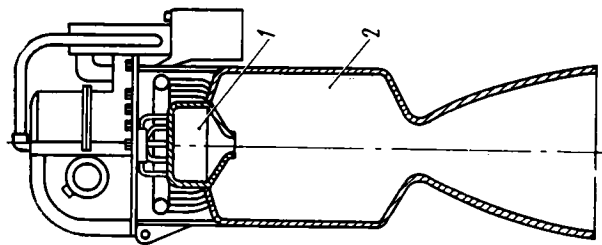


Рис. 3.28. Конструкция двухкамерного ракетного двигателя с термोकатализическим разложением гидразина [28]:

1—форкамера; 2—основная камера

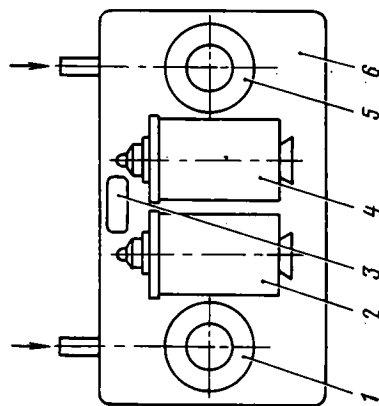


Рис. 3.29. Конструкция ракетного двигателя блока на гидразине фирмы Рокит Рисиёр [28]:

1—основной двигатель управления по рысканию; 2—основной двигатель управления по тангажу и крену; 3—датчик давления; 4—резервный двигатель управления по тангажу и крену; 5—резервный двигатель управления по рысканию; 6—монтажная плата

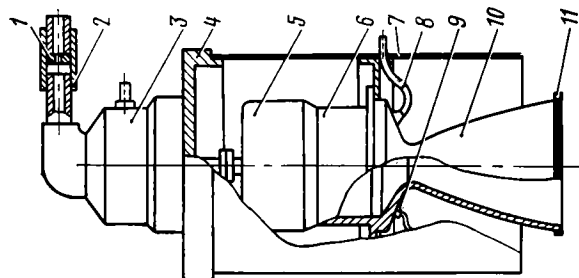


Рис. 3.30. Конструкция двигателя MR-50A:

1—дроссельная шайба; 2—паяное соединение; 3—электродный клапан; 4—монтажный фланец; 5—форсуночная головка; 6—камера разложения; 7—тепловой экран; 8—трубка датчика давления; 9—термопара; 10—сопло; 11—выпуклая заглушка

проверки в нормальных условиях на газообразном азоте при давлении на входе $2,8 \text{ МН/м}^2$ составляет не более $2,8 \text{ мм}^3/\text{с}$. Число включений клапана $2,5 \cdot 10^5$. При напряжении питания 20—30 В и потребляемой мощности 29 Вт клапан обладает хорошим быстродействием (табл. 3.5).

Во время импульсной работы двигателя температура клапана поддерживается выше температуры замерзания гидразина за счет внутреннего теплоподвода от конструкции. При длительных паузах в работе двигателя рассеивание тепла от поверхности камеры и сопла предотвращается с помощью теплового экрана, который не имеет теплового контакта с камерой и отражает тепловой поток на камеру, уменьшая тепловые потери. При более длительных паузах используется электроподогреватель.

Таблица 3.5

Характеристика электроклапана двигателя MR-50A

Время срабатывания, м/с	При напряжении питания 33В, давлении на входе $0,6 \text{ МН/м}^2$ и температуре $1,7^\circ \text{C}$	При напряжении питания 24В, давлении на входе $1,7 \text{ МН/м}^2$ и температуре 121°C
При открытии клапана	$4,2 \pm 1$	$6,5 \pm 1$
При закрытии клапана	$6,6 \pm 1$	$4,5 \pm 1$

В табл. 3.6 приведены основные характеристики двигателя MR-50A. Двигатель имеет достаточно высокие характеристики, что позволяет применять его для выполнения различных задач.

В табл. 3.7 приведены основные характеристики некоторых двигательных установок. У двигателей с каталитическим разложением гидразина следующие параметры [21]:

$$\begin{aligned}
 R &= 0,09 \div 1400 \text{ Н}, & I_2 &= 182\,000 \text{ Н} \cdot \text{с}, \\
 R_{\text{уд}} &= 2200 \div 2400 \text{ Н} \cdot \text{с/кг}, & \tau_{0,9} &= 0,017 \div 0,025 \text{ с}, \\
 \tau &= 18\,000 \text{ с}, & \tau_{0,1} &= 0,020 \div 0,025 \text{ с}, \\
 n &= 10^6,
 \end{aligned}$$

При тяге двигателей $R > 1500 \text{ Н}$ необходимо использовать двигатели с термокаталитическим разложением гидразина.

3.2. Анализ энерго-весовых характеристик

Для определения области рационального применения реактивных систем управления на однокомпонентных жидких топливах проведем анализ их энерго-весовых характеристик.

Полную массу реактивной системы на однокомпонентном жидком топливе определяем из выражения (2.1).

Характеристики двигателя MR-50A

Тяга, Н	Коэффициент тяги, K_T	Удельная тяги в не- прерывном режиме работы $R_{уд}$, Н·с/кг	Удельная тяги в им- пульсном режиме работы ($f_{имп} = 0,01$ Гц) $R_{уд}$, Н·с/кг	Число включе- ний	Полный импульс I_{Σ} , Н·с	Мини- мальный единич- ный им- пульс $I_{ем}$, Н·с	Давление топлива на входе $P_{вх}$, МН/м ²	Давление в камере P_k , МН/м ²	Темпера- тура в камере t_k , °C	Масса двигате- ля, кг
25,5 ÷ 14,4	1,753 ÷ 1,725	2320 ÷ 2270	1250	1,75 · 10 ⁵	81650	0,68	1,63 ÷ 0,82	0,73 ÷ 0,42	889 ÷ 870	0,545

Количество топлива, которое необходимо взять на борт космического летательного аппарата для получения заданного импульса тяги (с учетом гарантийных запасов, неполной выработки и т. д.), определяем из выражения

$$G_T = G_{p.t} + G_{гар} + G_{нез} + G_r, \quad (3.6)$$

где $G_{p.t}$ — количество топлива, необходимое для получения потребного полного импульса, кг;

$G_{гар}$ — гарантийный запас топлива, кг;

$G_{нез}$ — остатки незабора, кг;

G_r — количество газа, необходимого для наддува топливных баков, кг.

Гарантийные запасы топлива и остатки незабора топлива из бака определяются из уравнения

$$G_{гар} + G_{нез} = \nu G_{p.t}, \quad (3.7)$$

где ν — эмпирический коэффициент, определяемый особенностями и конструктивным совершенством топливных баков и подводимых магистралей, а также зависящий от объема баков.

Для поддержания заданного давления газа после регулятора давления на протяжении всего периода работы системы необходимо, чтобы выполнялось условие (2.6). Очевидно, что это условие должно сохраняться до момента полного вытеснения топлива из баков системы. Тогда необходимое количество газа, потребное для наддува топливных баков, определяется из уравнения

$$G_r = \frac{p_{б.н} V_б}{R_r T_{б.н}} = \frac{p_{бак} V_{бак}}{R_r T_{б.к}} + \frac{p_{б.к} V_б}{R_r T_{б.к}}, \quad (3.8)$$

где $p_{бак}$ — давление в баке, Н/м²;

$V_{бак}$ — объем топливных баков, м³.

Пренебрегая сопротивлением магистрали наддува топливных баков (от регулятора давления до баков), находим

$$p_{бак} \approx p_r. \quad (3.9)$$

Объем баков для размещения топлива

$$V_{бак} = V_T + V_{кон} + V_{техн}, \quad (3.10)$$

где V_T — объем, занимаемый топливом, м³,

$V_{кон}$ — объем, занимаемый конструктивными элементами бака (разделителями, заборными устройствами и т. д.), м³;

$V_{техн}$ — увеличение объема бака за счет технологических допусков на изготовление бака, м³.

Таблица 3.7

Характеристики некоторых зарубежных двигателей и реактивных систем управления с использованием продуктов разложения однокомпонентного жидкого топлива в качестве рабочего тела [21]

Марка двигателя или системы	Назначение, конструктивные особенности и фирма-разработчик	Характеристики										
		Тяга R , Н	Удельная тяга $R_{уд}$, Н·с/кг	полный им-пульс тяги I_p , Н·с	единичный им-пульс тяги $I_{ед}$, Н·с	Время заправки, с	Число импульсов	Суммарное время работы, с	топливо	охлаждение	масса, кг	габариты $l \times d$, мм
R-14C	Двигатель фирмы Марквард для ориентации и коррекции скорости спутников	340	—	—	—	—	—	—	N_2H_4	Нет	2,5	282×102
R-15A	Двигатель фирмы Марквард для ориентации и коррекции скорости спутников	454	—	—	—	—	—	—	N_2H_4	Нет	3,3	350×140
8093	Двигатель фирмы Белл Аэроспейс для ориентации ракеты «Кентавр»	7	—	—	—	—	—	—	N_2H_4	Радиационное	0,15	127×51
MR-3A	Двигатель фирмы Рокит РИСРЧ для ориентации ракеты «Гранстейдж»	122	—	—	—	—	—	—	N_2H_4	Нет	0,9	203×86
MR-6A	Двигатель фирмы Рокит РИСРЧ для ориентации спутников	2,27	—	—	—	—	—	—	N_2H_4	Нет	0,168	76×51
MR-7A	Двигатель фирмы Рокит РИСРЧ для ориентации спутников	104	—	—	—	—	—	—	N_2H_4	Нет	1,22	149×172
R-26	Двигатель фирмы Марквард для ориентации спутников	0,23	—	—	—	—	—	—	N_2H_4	Нет	0,2	119×33

R-27	Двигатель фирмы Марквард для управления по крену	68	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Нет	0,1	89×42
R-12B	Двигатель фирмы Марквард для ориентации и коррекции скорости спутников	5	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Нет	0,3	150× ×28
R-25A	Двигатель фирмы Марквард для ориентации спутников	0,50	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Нет	0,2	87×35
R-24B	Двигатель фирмы Марквард для ориентации спутников	113	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Нет	0,7	140× ×46
MR-36A	Двигатель фирмы Рокит РИ-сёрч для коррекции орбиты спутников	771	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Нет	5,85	444× ×216
MR-37A	Двигатель фирмы Рокит РИ-сёрч для ориентации спутников	45	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Нет	0,32	127× ×51
MR-39A	Двигатель фирмы Рокит РИ-сёрч для перемещения космонавтов в открытом космосе	6,8	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Нет	0,113	95×36
MR-40A	Двигатель фирмы Рокит РИ-сёрч для системы ориентации	13,6	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Нет	0,127	124× ×55
MR-74	Двигатель фирмы Рокит РИ-сёрч для ориентации спутников программы «Большой Тур»	0,45	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Нет	0,1	94×23
LLACTA	Двигатель фирмы TPV для системы ориентации	0,14	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Нет	0,5	127× ×102
M-50M	Двигатель фирмы TPV для корректирующей двигательной установки аппарата «Маринер» с четырехкратным включением	227	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Регенеративное	1,1	203× ×74
REA-5	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для ориентации спутников	9	—	—	—	—	—	—	—	Н ₂ H ₄	Нет	0,136	61×28

Марка двигателя или системы	Назначение, конструктивные особенности и фирма-разработчик	Характеристики										
		тяга Р, Н	удельная тяга $R_{уд}$, Н·с/кг	полный им-пульс тяги I_p , Н·с	единичный им-пульс тяги $I_{ед}$, Н·с	время запаздывания $t_{0,9}, t_{0,1}$, с	число импульсов	суммарное время работы, с	топливо	охлаждение двигателя	масса, кг	габариты $l \times d$, мм
REA-12-2	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для систем ориентации верхних ступеней ракет	113	2330	—	—	0,007; 0,020	—	—	N ₂ H ₄	Нет	0,45	165× ×63
REA-16-2A	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для ориентации спутников АТС	22	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Нет	0,227	170× ×30
REA-16-4-5	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для ориентации оси вращения спутников	23	2300	—	—	0,024; 0,026	30000	—	N ₂ H ₄	Нет	0,317	170× ×30
REA-23-4	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для ориентации оси вращения спутника Интелсат-IV	26	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Нет	0,5	137× ×120
REA-24-1	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для управления по крену	93	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Нет	0,5	150× ×46
P/N-138656	Двигатель фирмы Уолтер Кид для ракеты «Бернер-2»	100	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Радиационное	0,6	180× ×51
P/N-142692	Двигатель фирмы Уолтер Кид для регулирования вектора тяги ракет и спутников	1360	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	•	20	739× ×216

P/N-159193	Двигатель фирмы Уолтер Кид для головной части ракеты	272	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	1,3	—
P/N-873798	Двигатель фирмы Уолтер Кид для ракеты «Скаут»	10	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	0,5	150× ×43
P/N-873817	Двигатель фирмы Уолтер Кид для ракеты «Скаут»	218	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	1,3	86×57
P/N-873819	Двигатель фирмы Уолтер Кид для ракеты «Скаут»	63	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	0,9	86×57
P/N-874093	Двигатель фирмы Уолтер Кид для спутника «Скаут»	159	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	1,3	147× ×72
P/N-874094	Двигатель фирмы Уолтер Кид для спутника «Скаут»	14	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	0,5	81×66
P/N-874095	Двигатель фирмы Уолтер Кид для спутника «Сатар»	9	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	0,5	77×46
P/N-874474	Двигатель фирмы Уолтер Кид для спутника АТС	23	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	0,3	134× ×33
P/N-874504	Двигатель фирмы Уолтер Кид для спутника АТС	5	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	0,2	63×32
P/N-874815	Двигатель фирмы Уолтер Кид для ракеты «Бёрнер-2»	2588	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	16,3	235× ×171
P/N-892391	Двигатель фирмы Уолтер Кид для спутника «Скаут»	200	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	2,2	147× ×72
P/N-892456	Двигатель фирмы Уолтер Кид для отработки посадки на Луну	572	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	2,5	122× ×76
P/N-893130	Двигатель фирмы Уолтер Кид для перемещения космонавтов в открытом космосе	11	—	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	•	0,7	104× ×29
REA-15-3	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для управления спутниками	453	—	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Нет	2,18	265× ×122

Марка двигателя или системы	Назначение, конструктивные особенности и фирма-разработчик	Характеристики										
		тяга Р, Н	удельная тяга $R_{уд}$, Н·с/кг	полный им-пульс тяги / Н·с	единичный им-пульс тяги / Н·с	время заправки двигателя $t_{0,9}$, $t_{0,1}$, с	число импульсов	суммарное время работы, с	топливо	охлаждение двигателя	масса, кг	габариты $l \times d$, мм
REA-15-4	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для управления спутниками	580	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Нет	3,1	305× ×137
REA-15-5	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для управления спутниками	900	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Нет	3,76	328× ×155
REA-15-6	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для управления спутниками	1130	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Нет	4,65	317× ×175
P/N-894314	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для спутников	2,3	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Радиационное	0,206	220× ×41
P/N-894294	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для спутников	4,53	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	•	0,206	245× ×54
P/N-893858	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для спутников	91	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	•	0,57	178× ×38
P/N-141239	Двигатель фирмы Гамильтон Стандарт для спутников	45,3	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	•	0,285	158× ×32
	Двигатель объединения SEP (Франция) для спутника «Ин-телсат-5»	1,83÷ 2,65	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	—	0,18	—

Двигатель объединения ERNO (Франция) для спутника «Симфония»	8,1 ÷ 2,95	—	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	—	1,0	—
Двигатель фирмы Гамилтон Стандарт для орбитальных маневров	7250	—	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Нет	6,8	305 × ×127
Двигатель фирмы Гамилтон Стандарт для орбитальных маневров	3402	—	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Нет	4,1	201 × ×102
Двигатель фирмы Рокит РИСёрч	2040	—	—	—	—	—	—	—	N ₂ H ₄	Нет	10	381 × ×152
Двигатель фирмы Уолтер Кид для управления II ступенью ракеты «Скаут»	2250	1500	—	—	—	—	—	—	H ₂ O ₂	—	—	—
Двигательная установка фирмы Рокит РИСёрч из двух независимых подсистем ориентации и стабилизации космического аппарата, каждая подсистема из двух двигателей. Предусматривается пассивная и активная системы терморегулирования катализатора и клапанов двигателей в диапазоне 4,4—29,4°С	22,7	2050 1250	81500 на каждый двигатель	0,67	—	—	—	1,75 × ×10 ⁵	N ₂ H ₄	—	0,55 (двигатель)	—
Многокамерная двигательная установка с двигателями малой и большой тяг. Газогенератор на основном топливе используется для вытеснения топлива из бака и подачи его в основные камеры, а также для питания сопел малой тяги	2,2 × ×10 ⁻³ 2,26	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

REA-3-1

REA-26-3

MR-73

Увеличение объема бака за счет конструктивно-технологических факторов может быть определено из выражения

$$V_{\text{кон}} + V_{\text{техн}} = qV_{\tau}, \quad (3.11)$$

где q — эмпирический коэффициент, определяемый конструктивной схемой бака, совершенством технологии его изготовления, а также зависящий от объема бака.

Из формул (3.9) и (3.10) находим

$$V_{\text{бак}} = V_{\tau}(1 + q). \quad (3.12)$$

С другой стороны,

$$V_{\tau} = \frac{G_{\tau} - G_{\Gamma}}{\gamma_{\tau}}, \quad (3.13)$$

где γ_{τ} — плотность топлива, кг/м³.

Пренебрегая величиной G_{Γ} по сравнению с G_{τ} (ошибка не более 2%), определяем объем баков из соотношения

$$V_{\text{бак}} = \frac{G_{\tau}}{\gamma_{\tau}}(1 + q). \quad (3.14)$$

Считая, что

$$\frac{p_{6.к}}{p_{\Gamma}} = n.$$

С учетом выражения (3.9) находим

$$p_{\text{бак}} = \frac{p_{6.к}}{n}. \quad (3.15)$$

Процессы наддува топливных баков можно считать изотермическими в связи с малыми расходами газа и медленно изменяющимися параметрами процесса, поэтому принимаем

$$T_{6.н} = T_{6.к}. \quad (3.16)$$

Из выражения (3.15) и (3.16) и уравнения (3.8) находим объем баллонов с газом

$$V_6 = \frac{1}{n} \cdot \frac{V_{\text{бак}}}{\frac{p_{6.н}}{p_{6.к}} - 1}. \quad (3.17)$$

Из формул (3.14) и (3.17) находим окончательное выражение для объема баллонов с газом

$$V_6 = \frac{1 + q}{n\gamma_{\tau}} \cdot \frac{G_{\tau}}{\frac{p_{6.н}}{p_{6.к}} - 1}. \quad (3.18)$$

Из уравнений (3.18) и (3.8) определяем массу газа в баллонах

$$G_r = \frac{G_r}{n \gamma_r R_r T_{6.н}} \cdot \frac{1+q}{\frac{1}{p_{6.к}} - \frac{1}{p_{6.н}}} \quad (3.19)$$

Количество топлива, идущего на создание потребного импульса тяги,

$$G_{p.т} = \frac{I_{\Sigma}}{R_{y.л.ср}} \quad (3.20)$$

Подставив выражение (3.7), (3.19) и (3.20) в уравнение (3.6), находим выражение для определения потребного количества топлива

$$G_r = \frac{1+v}{R_{y.л.ср}} \cdot \frac{I_{\Sigma}}{1 - \frac{1+q}{\frac{1}{p_{6.к}} - \frac{1}{p_{6.н}}} \cdot \frac{1}{n \gamma_r R_r T_{6.н}}} \quad (3.21)$$

Масса емкостей для размещения топлива и газа наддува

$$G_{емк} = G_{бак} + G_б \quad (3.22)$$

где $G_{бак}$ — масса баков для размещения топлива, кг;

$G_б$ — масса баллонов для размещения газа наддува, кг.

Считая, что указанные емкости имеют сферическую форму по соображениям минимальной массы, и учитывая выражения (2.15) и (2.16), можно переписать уравнение (3.22) в виде

$$G_{емк} = \frac{3}{2} \cdot \frac{K_{\sigma}}{K_{с.ш}} \cdot K_M \frac{\gamma_{м.бак}}{\sigma_{м.бак}} p_{бак} V_{бак} + \frac{3}{2} \cdot \frac{K_{\sigma}}{K_{с.ш}} \cdot \frac{\gamma_{м.б}}{\sigma_{м.б}} R_r T_{6.н} G_r \quad (3.23)$$

где $\gamma_{м.бак}$ — плотность материала бака, кг/м³;

$\sigma_{м.бак}$ — предел прочности материала бака, Н/м²;

K_M — эмпирический коэффициент, учитывающий увеличение массы топливных баков за счет установки разделителей для обеспечения многократного запуска двигателей в условиях невесомости;

$\sigma_{м.б}$ — предел прочности материала баллона, Н/м²;

$\gamma_{м.б}$ — плотность материала баллона, кг/м³.

Подставляя выражения (3.14), (3.15), (3.19) и (3.21) в уравнение (3.23), после преобразований находим

$$G_{\text{емк}} = \frac{3}{2} \cdot \frac{K_{\sigma}}{K_{\text{с.ш}}} \cdot \frac{1+q}{n\gamma_{\text{т}}} \cdot \frac{1+\nu}{R_{\text{уд.ср}}} \cdot \frac{I_2}{1 - \frac{1+q}{\frac{1}{p_{6.к}} - \frac{1}{p_{6.н}}} \cdot \frac{1}{n\gamma_{\text{т}} R_{\text{т}} T_{6.н}}} \times \\ \times \left[K_{\text{м}} \frac{\gamma_{\text{м.бак}}}{\sigma_{\text{м.бак}}} p_{6.к} + \frac{\gamma_{\text{м.б}}}{\sigma_{\text{м.б}}} \cdot \frac{1}{\frac{1}{p_{6.к}} - \frac{1}{p_{6.н}}} \right]. \quad (3.24)$$

С учетом выражений (3.21) и (3.24) находим составляющую полной массы системы

$$B_2 = z_2 I_2, \quad (3.25)$$

где

$$z_2 = \frac{1+\nu}{R_{\text{уд.ср}}} \cdot \frac{1}{1 - \frac{1+q}{\frac{1}{p_{6.к}} - \frac{1}{p_{6.н}}} \cdot \frac{1}{n\gamma_{\text{т}} R_{\text{т}} T_{6.н}}} \times \\ \times \left[1 + \frac{3}{2} \frac{K_{\sigma}}{K_{\text{с.ш}}} \cdot \frac{1+q}{n\gamma_{\text{т}}} \left(K_{\text{м}} \frac{\gamma_{\text{м.бак}}}{\sigma_{\text{м.бак}}} p_{6.к} + \frac{\gamma_{\text{м.б}}}{\sigma_{\text{м.б}}} \cdot \frac{1}{\frac{1}{p_{6.к}} - \frac{1}{p_{6.н}}} \right) \right] \quad (3.26)$$

— коэффициент, зависящий от выбора топлива и газа наддува, удельной прочности материала и запасов прочности конструкции баков и баллонов, типа конструкции баков, а также начальных условий эксплуатации.

Так как величина составляющей A_2 массы системы сравнительно мало изменяется при изменении тяги системы (рис. 3.15), то, считая приближенно, что $A_2 = \text{const}$, находим выражение для полной массы реактивной системы на однокомпонентном жидком топливе:

$$G_2 = A_2 + z_2 I_2. \quad (3.27)$$

При больших значениях полного импульса тяги весовые характеристики жидкостнореактивной системы на однокомпонентном жидком топливе определяются прежде всего видом и запасом топлива $G_{\text{т}}$ и удельной прочностью материала баков и баллонов, а также конструктивным совершенством системы (см. рис. 3.7). Для систем, в которых в качестве топлива используются перекись водорода и гидразин, по американским данным параметры уравнения (3.27) имеют следующие значения [21]:

$$A_2 = 14 \div 23 \text{ кг}, \quad (3.28)$$

$$z_2 = 0,0006 \div 0,0008 \text{ с/м}. \quad (3.29)$$

Таким образом, используя выражение (3.27) и значения параметров A_2 и z_2 по заданной величине полного импульса тяги I_d можно оценить массу реактивной системы на однокомпонентном жидком топливе. Меньшие величины параметра z_2 относятся к гидразину, а большие — к перекиси водорода. Соотношение между массой двигателя $G_{дв}$ на однокомпонентном жидком топливе и развиваемой тягой R можно представить следующей эмпирической зависимостью, полученной на основании зарубежных статистических данных (см. табл. 3.7)

$$G_{дв} = 0,2 + 0,0058R. \quad (3.30)$$

3.3. Особенности расчета основных параметров системы

Основные параметры реактивной системы управления на однокомпонентном жидком топливе рассчитываются известными методами, которые используются при определении основных характеристик жидкостных ракетных двигателей [3, 5]. Однако в связи со спецификой реактивных систем управления (микроеметрия двигателей, каталитическое разложение топлива, импульсный режим работы и др.) расчет этот имеет ряд особенностей, которые рассмотрены далее.

Основные теоретические параметры системы при работе на стационарном режиме определяем из выражений, приведенных в гл. 1.

Параметры k , R_r , T_k , входящие в выражения (2.30), (2.31), (2.32), (2.37), определяются из термогазодинамического расчета двигателя и уточняются по результатам экспериментов, так как в значительной степени зависят от термогазодинамических процессов в камере и сопле двигателя, от применяемого топлива, а также от катализатора разложения топлива.

Относительный импульс системы на однокомпонентном жидком топливе определяется по формуле (2.71). Подставляя выражения (3.21) и (3.24) в уравнение параметра m , оценивающего относительную массу емкостей для размещения топлива, находим

$$m = \frac{3}{2} \cdot \frac{K_{\sigma}}{K_{с.ш}} \cdot \frac{1+q}{n\gamma_r} \left[K_m \frac{\gamma_{м.бак}}{\sigma_{м.бак}} p_{б.к} + \frac{\gamma_{м.б}}{\sigma_{м.б}} \cdot \frac{1}{\frac{1}{p_{б.к}} - \frac{1}{p_{б.н}}} \right]. \quad (3.31)$$

Выход микродвигателя на режим в значительной степени зависит от конструкции микродвигателя, начальной температуры каталитического пакета, объема между седлом клапана и каталитической камерой, а также от промежутка времени между запусками. Топливо, остающееся между седлом клапана 2 и каталитическим пакетом 5 (см. рис. 3.9), выкипает после выключения двигателя. В результате этого создается импульс последствия, продолжительность которого, например для микродвигателя космического аппарата «Меркурий», работающего на перекиси во-

дорода, составляет примерно 1 мин. Поэтому в зависимости от промежутка времени между командами на запуск микродвигателей возможен случай, когда последующая команда, отрабатываемая электроклапаном, приведет лишь к заполнению заклапанной полости, а не к появлению тяги.

Время выхода микродвигателя на режим зависит прежде всего от температуры камеры разложения. В частности, если двигатель не запускался на протяжении нескольких часов, то при отсутствии специального подогрева каталитического пакета возможны случаи так называемых «мокрых запусков», когда разложения топлива не происходит и, следовательно, тяга не создается.

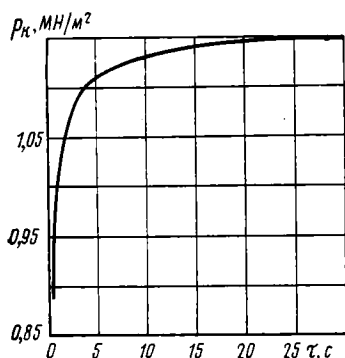


Рис. 3.31. Зависимость давления в камере разложения от времени запуска двигателя в вакууме [33]

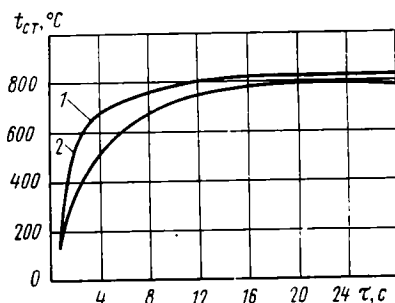


Рис. 3.32. Изменение температуры стенки камеры при непрерывной работе с момента включения двигателя при давлении топлива на входе [33]:
1— $p_{вх}=2,5$ МН/м²; 2— $p_{вх}=1,2$ МН/м²
(нижняя кривая)

На рис. 3.31 показано изменение давления в камере при начальном запуске двигателя в вакууме.

На рис. 3.32 приведена зависимость температуры стенки камеры с момента включения двигателя от разных значений расхода топлива. Из рис. 3.31 и 3.32 следует, что для выхода двигателя на режим при холодном каталитическом пакете необходимо время не более 25 с.

На рис. 3.33 показано изменение температуры стенки камеры при выключении двигателя. Падение температуры с 800 до 200°С происходит примерно в течение 1 ч. В дальнейшем падение температуры происходит сравнительно медленно. Если интервалы между запусками не превышают нескольких часов, то динамические характеристики двигателя улучшаются.

Удельная тяга двигателя в значительной степени зависит от температуры каталитического пакета. При увеличении температуры пакета от 100 до 700°С удельная тяга увеличивается примерно в два раза (рис. 3.34).

На рис. 3.35 приведена зависимость удельной тяги от частоты включений двигателя при постоянной длительности командного сигнала. При увеличении частоты включений двигателя его удельная тяга также возрастает.

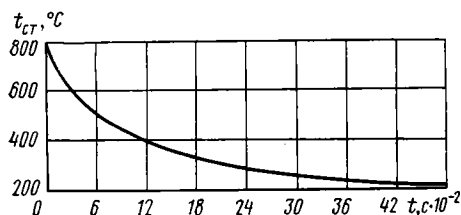


Рис. 3.33. Изменение температуры стенки камеры с момента выключения двигателя при охлаждении [33]

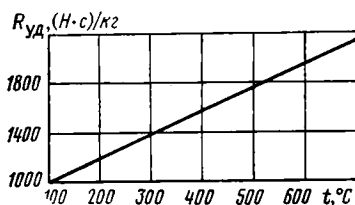


Рис. 3.34. Изменение удельной тяги в зависимости от температуры пакета катализатора при времени включения двигателя 20 мс [33]

На рис. 3.36 приведена зависимость единичного импульса тяги от длительности командного сигнала при фиксированной частоте включения двигателя и при различных давлениях топлива на входе в каталитический пакет. Величина единичного импульса прямо пропорциональна длительности работы двигателя и зависит от величины давления топлива на входе.

На рис. 3.37 показана зависимость величины единичного импульса тяги от частоты командного сигнала при фиксированной длительности сигнала и различных давлениях топлива на входе в каталитический пакет. Зависимость между величиной единич-

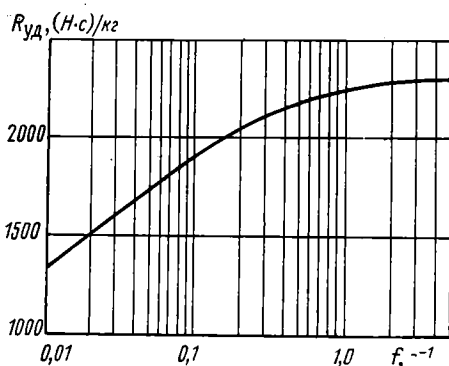


Рис. 3.35. Изменение удельной тяги двигателя в зависимости от частоты импульсов при длительности командного сигнала $\tau_{ср}=0,022$ с и температуре окружающей среды $t_{окр}=6,7^\circ C$ [33]

ного импульса тяги и частотой включения двигателя уже не носит характер прямой пропорциональности, а с уменьшением частоты включений величина единичного импульса тяги падает более интенсивно.

На рис. 3.38 показана зависимость удельной тяги двигателя от температуры стенки камеры при фиксированной длительности

импульса и различной относительной продолжительности включения двигателя. При увеличении относительной продолжительности включения двигателя удельная тяга увеличивается. Последнее объясняется тем, что в этом случае головка двигателя не успевает разогреваться до высокой температуры (головка двигате-

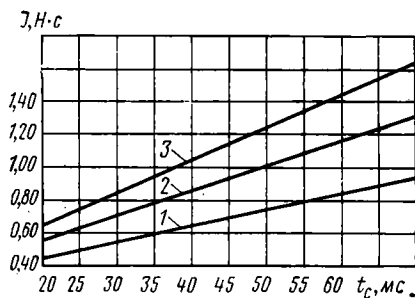


Рис. 3. 36. Изменение единичного импульса в зависимости от длительности командного сигнала при частоте импульсов $f=0,1 \text{ с}^{-1}$, окружающей температуре $t_{окр}=21^\circ \text{С}$ и различных значениях давления топлива на входе $p_{вх}$:
1— $p_{вх}=0,8 \text{ МН/м}^2$; 2— $p_{вх}=1,2 \text{ МН/м}^2$; 3— $p_{вх}=1,6 \text{ МН/м}^2$ [33]

ля остается холодной), а объем между клапаном 2 и каталитическим пакетом 5 (см. рис. 3. 9) остается заполненным топливом.

При относительной продолжительности включения порядка 0,067% температура головки и каталитического пакета одинакова. При этом происходит почти полное опорожнение заклапанной полости за время между включениями.

На рис. 3. 39 показана зависимость единичного импульса тяги от температуры стенки камеры при фиксированной длительности

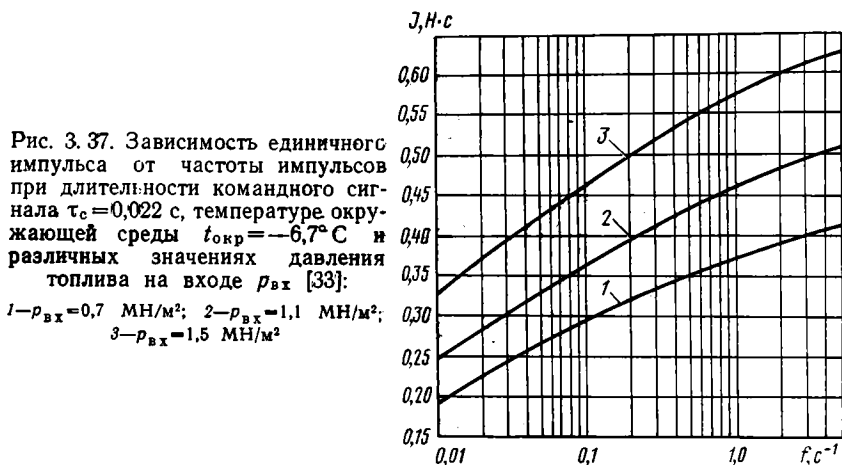


Рис. 3. 37. Зависимость единичного импульса от частоты импульсов при длительности командного сигнала $t_c=0,022 \text{ с}$, температуре окружающей среды $t_{окр}=-6,7^\circ \text{С}$ и различных значениях давления топлива на входе $p_{вх}$ [33]:
1— $p_{вх}=0,7 \text{ МН/м}^2$; 2— $p_{вх}=1,1 \text{ МН/м}^2$; 3— $p_{вх}=1,5 \text{ МН/м}^2$

импульса и различной относительной продолжительности включения двигателя. При увеличении относительной продолжительности включения двигателя и температуры стенки камеры единичный импульс тяги увеличивается.

Из проведенного анализа следует, что влияние паузы между включениями на величину удельной тяги и единичного импульса

уменьшается при увеличении продолжительности включения двигателя, так как относительная доля топлива в заклапанном объеме от общего количества топлива, расходуемого за одно включение, уменьшается. Уменьшается в этом случае и влияние температуры головки на характеристики двигателя. Практически при продолжительности включения примерно 0,2 с и более влиянием этих двух факторов на характеристики двигателя можно пренебречь.

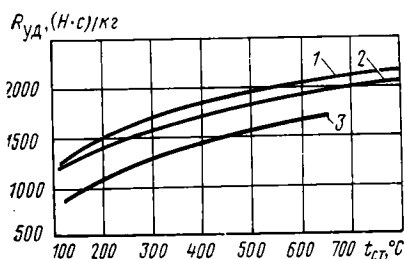


Рис. 3.38. Зависимость удельной тяги двигателя от температуры стенки камеры при давлении топлива на входе $p_{вх}=2,5$ МН/м² и длительности импульса $\tau_c=40$ мс при относительной продолжительности включения двигателя [33].
1—4%; 2—0,67%; 3—0,067%

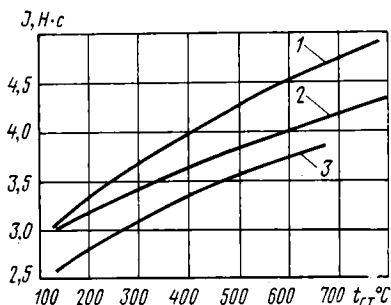


Рис. 3.39. Изменение единичного импульса тяги в зависимости от температуры стенки камеры при давлении топлива на входе $p_{вх}=2,5$ МН/м² и длительности импульса $\tau_c=40$ мс при относительной продолжительности включения двигателя:
1—4%; 2—0,67%; 3—0,067% [33]

Таким образом, проследив изменения основных параметров двигателей на однокомпонентном жидком топливе при работе на непрерывном и импульсном режимах, можно сделать вывод о важности учета переходных процессов при расчете основных характеристик двигателей и систем.

В работе [33] показано, что наиболее эффективное использование гидразина при его разложении непосредственно в камере двигателя получается, когда 30÷40% образовавшегося аммиака разлагаются на H_2 и N_2 . На практике это достигается при использовании каталитического пакета длиной $l=25\div50$ мм при давлении $p_k=1,0$ МН/м² и расходе напряженности $1,5\div6,0$ г/(см²·с). При этом температура газов, образующихся при разложении гидразина, — порядка 1100°С. Температура внутри каталитического пакета обычно несколько выше. Максимальная температура наблюдается вблизи входа в каталитический пакет, что обусловливается преобладанием реакции (3.3) на входе в пакет, которая протекает с выделением тепла, и реакции на выходе из пакета (3.4), которая протекает с поглощением тепла.

Удельная тяга в импульсном режиме работы микродвигателя зависит от продолжительности импульса и интервала между им-

пульсами. Первый импульс всегда неэффективен, так как большая часть выделяющегося тепла поглощается катализатором, а газы, выходящие из каталитического пакета, могут достигать лишь температуры в несколько сот градусов Цельсия. Поэтому и эффективная удельная тяга составляет примерно 50 % от номинальной величины. По окончании первого импульса тепло из каталитического пакета теряется в результате проводимости и радиации, и только часть его удерживается к моменту начала второго импульса. Через 10—20 импульсов достигается стационарный импульсный режим, а величина удельной тяги повышается до 70—90 % от номинального значения при работе в установившемся режиме.

Для нормальной работы двигателя на однокомпонентном жидком топливе необходимо обеспечивать надлежащий тепловой режим каталитического пакета и поступающего в него топлива. Подача холодного топлива в горячий каталитический пакет приводит к возникновению так называемого теплового удара и к частичному разрушению катализатора при каждом импульсе. Для устранения воздействия теплового удара головка двигателя должна поглощать от нагретого пакета и камеры достаточное количество тепла для подогрева, поступающего в камеру топлива. С этой целью предусматривают теплоизоляцию двигателя от корпуса аппарата, консольное крепление двигателя на стойках с целью минимальной теплопроводности в местах крепления, а также изоляционный экран, окружающий камеру разложения (ракета «Транстейдж»).

Ввиду того, что микродвигатель работает в условиях достаточно низких температур (без замерзания топлива), исключить, теплопроводность в местах крепления двигателя полностью не удастся. Так, в двигателях ракеты «Транстейдж» при температуре окружающей среды —70°С и работе двигателя с длительностью включения 0,5 с и паузой 10 мин поддерживается температура каталитического пакета примерно 350°С (см. рис. 3.35, 3.36, 3.37)

С другой стороны, при повышенной температуре окружающей среды важно обеспечить достаточно низкую температуру топлива, чтобы избежать его разложения уже в головке двигателя и возникновения в связи с этим двухфазного течения.

Для мягких запусков и хорошей приемистости двигателя необходимо, чтобы головка двигателя обеспечивала равномерное распределение топлива по всей площади поперечного сечения каталитического пакета. Для этого обычно используется конструкция головки в виде плоского душа. В этом случае струя жидкости проникает относительно глубоко в каталитический слой и создает местную перегрузку катализатора, а также способствует эрозии катализатора. Лучшие условия для работы каталитического пакета создаются при подаче топлива через капиллярные трубки с разбивкой струи о поверхность и последующим распределением ее по поверхности.

Фирма Рокит Рисёрч для двигателя на гидразине тягой $R = 1,0H$ рекомендует следующие размеры каталитического пакета: длина 25 мм, диаметр 6,5 мм. Каталитический пакет на выходе имеет более крупные гранулы, чем на входе, а для того, чтобы не было гранул разных размеров, устанавливаются сетки из молибдена или нержавеющей стали. Катализатор в пакете удерживается с помощью перфорированной решетки.

Потери удельной тяги двигателя в течение первых импульсов можно снизить за счет уменьшения теплопередачи от гранул катализатора к корпусу камеры путем нанесения покрытия из окиси алюминия на внутреннюю поверхность корпуса камеры двигателя.

По зарубежным данным, примерная длительность отдельных процессов, происходящих при запуске и останове ракетного микродвигателя на однокомпонентном жидком топливе следующая [33]:

1. При подаче командного электрического сигнала и включении двигателя:

- открытие клапана примерно 0,005 с;
- заполнение заклапанной полости, контактирование топлива с катализатором примерно 0,030 с;
- физико-химические процессы, связанные с разложением топлива и возрастанием давления в камере до 10% от номинального значения, примерно 0,005 с;
- повышение давления в камере от 10 до 90% от номинального значения примерно 0,010 с;

2. При снятии командного электрического сигнала и включении двигателя:

- закрытие клапана и прекращение подачи топлива примерно 0,005÷0,010 с;
- спад давления в камере до 10% от номинального значения из-за постепенного испарения топлива, оставшегося в заклапанной полости двигателя после закрытия клапана, 0,050÷0,100 с.

Когда продукты разложения гидразина используются для надува топливного бака или для подачи горячего газа к двигателю, целесообразно получить максимальный объем газа путем разложения почти всего аммиака, увеличивая для этого длину каталитического пакета или уменьшая расходнапряженность камеры.

Глава 4

РЕАКТИВНЫЕ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ДВУХКОМПОНЕНТНОГО ЖИДКОГО ТОПЛИВА В КАЧЕСТВЕ РАБОЧЕГО ТЕЛА

4. 1. Особенности и принципиальные схемы

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. Микродвигатели 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 летательными аппаратами, и следовательно, возможно создание multifunctional двигательных установок.

В табл. 4.1 приведены характеристики некоторых горючих и окислителей, широко применяемых в микродвигателях.

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

Горючие: гидразин, несимметричный диметилгидразин (НДМГ), монометилгидразин (ММГ), аэрозин-50 и окислитель

Таблица 4.1

Характеристики некоторых горючих и окислителей [15]

Характеристики компонентов топлива	Четырех- окись азота N_2O_4	Гидразин N_2H_4	Мономе- тилги- дразин $CH_3N_2H_3$	Диметил- гидразин $(CH_3)_2N_2H_2$	Аэрозин-50; 50%— N_2H_4 ; 50%— $(CH_3)_2N_2H_2$
Плотность при темпера- туре 25° С, г/см ³	1,450	1,064	0,874	0,784	0,899
Температура замерза- ния, К	261,9	274,7	220,8	215,9	265,7
Температура кипения, К	294,3	386,7	360,7	336,1	343
Молекулярный вес	92,016	32,048	46,075	60,102	45,584
Теплота испарения, кДж/кг	415	1335	877	583	—
Теоретическая удельная тяга (с N_2O_4), (Н · с)/кг	—	3480	—	3310	3070
Температура продуктов сгорания в камере, К	—	3247	—	3415	3353
Массовое соотношение компонентов топлива	—	1,33	—	2,57	2,25

N_2O_4 являются стабильными, 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).

Топливо N_2H_4 + аэрозин-50 применяется в маршевом двигателе космического корабля «Аполлон», предназначенном для посадки человека на Луну. Важным достоинством этого топлива является самовоспламеняемость.

В последнее время в США и ФРГ ведутся работы по внедрению высокоэффективных криогенных топлив (водород, кислород, фтор) для реактивных систем управления.

Первый американский микродвигатель на двухкомпонентном топливе тягой $R=100$ Н для системы управления связным искусственным спутником Земли был разработан фирмой Марквардт в 1961 г.

В дальнейшем фирмой Ризкшн Моторс был разработан верньерный двигатель ТД-339 с регулируемой тягой $R=136÷472$ Н для космического аппарата «Сервейер» для мягкой посадки на Луну.

Фирма Рокитдайн разработала целую серию двигателей типа SE с тягой $R=113÷450$ Н для управления пилотируемыми космическими кораблями «Джемини» и «Аполлон», а также для сис-

темы ориентации ступени «Транстейдж» ракеты-носителя «Титан-3».

Ведущей фирмой США по разработке микродвигателей на двухкомпонентном топливе продолжает оставаться фирма Марквардт, разрабатывавшая целую серию двигателей, из которых наиболее распространенным является двигатель R-4Д тягой $R = 450$ Н, который устанавливался на космическом аппарате «Аполлон». На рис. 4.1 показан общий вид двигателя R-4Д космического корабля «Аполлон».

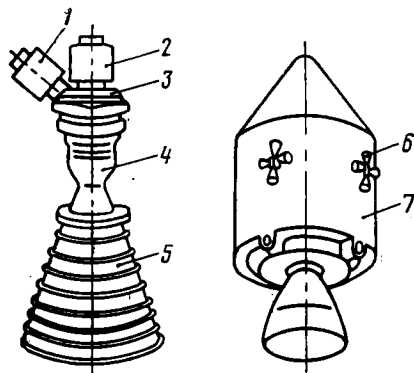


Рис. 4.1. Конструкция двигателя R-4Д и расположение двигателей R-4Д на корпусе служебного отсека американского космического корабля «Аполлон» [22]:

1—клапан горючего; 2—клапан окислителя; 3—форсуночная головка; 4—камера сгорания; 5—сопло; 6—двигательный модуль; 7—корпус служебного отсека космического корабля «Аполлон»

На рис. 4.2 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 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 пита-

ния электромагнитных приводов клапанов. При этом клапаны открываются и топливо поступает в камеры двигателей через форсуночные отверстия в головке камеры. Продукты сгорания

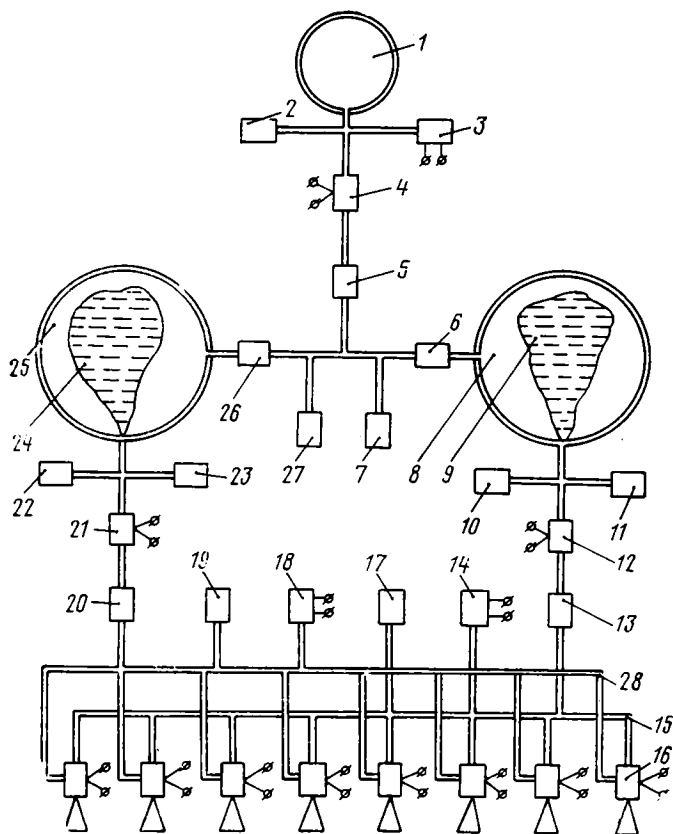


Рис. 4. 2. Принципиальная схема реактивной системы управления на двухкомпонентном жидком топливе [13]:

1—баллон со сжатым газом; 2—запорочный 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—отсечные топливные клапаны; 13, 20—топливные фильтры; 15, 28—коллекторы; 16—микродвигатель; 25—бак окислителя; 10, 23, 27—предохранительные клапаны

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 3, 14 и 18. Клапаны 7, 17 и 19 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 (рис. 4.3). Одна из таких диафрагм, разработанная американской фирмой Ард, имеет толщину оболочки 0,2—0,25 мм, диаметр 584 мм и переменную жесткость за счет напайки медью 25 поясов проволоки диаметром 2—3 мм на сферическую поверхность диафрагмы. Такая диафрагма выдерживает шесть циклов полных перемещений и требует для своей полной выкладки перепада давлений величиной $0,014 \div 0,042$ МН/м². Эффективность вытеснения топлива с помощью такой диафрагмы составляет 98% [26].

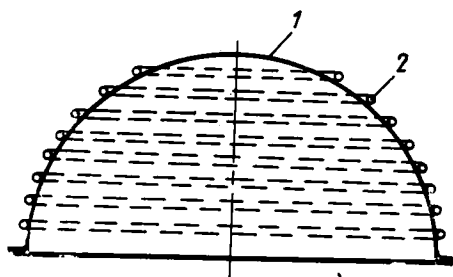


Рис. 4.3. Диафрагма переменной жесткости для вытеснения топлива из бака:

1—оболочка диафрагмы; 2—пояс жесткости из напаянной проволоки [26]

На рис. 4.4 приведена принципиальная конструктивная схема бака с вытеснительным мешком. При изготовлении вытеснительных

мешков используются тефлон, нейлон и другие материалы. Эти материалы при длительном контакте с компонентами топлива не предотвращают проникновение газа наддува через материал мешка, с одной стороны, и паров компонентов топлива, с другой. В результате этого происходит насыщение компонентов топлива газом и пары компонентов топлива попадают в тракт системы наддува баков, а поэтому возможна ненормальная работа двигателей и системы в целом.

На рис. 4.5 показана стенка вытеснительного мешка слоеной конструкции в разрезе, которая обеспечивает повышенную герметичность за счет фольгирования тефлона алюминиевым листом. Алюминиевая фольга выполняет роль барьера против проницаемости газа.

При использовании в качестве топлив перекиси водорода и гидразина возможно создание двух- и трехрежимных двигателей.

На рис. 4.6 показана конструкция такого трехрежимного двигателя. При подаче одного гидразина или одной перекиси водорода и их каталитическом разложении двигатель работает на одном или другом режиме. При одновременной подаче обоих компонентов в результате их взаимодействия после каталитического разложения двигатель переходит на работу в третьем режиме. Таким образом, в одном агрегате удастся получить двигатель с разными уровнями тяги.

В процессе сгорания топлива в камере двухкомпонентного двигателя температура газов в ядре потока достигает 2800—2900°С при давлении в камере $p_k = 0,7 \div 0,8$ МН/м². К конструкци-

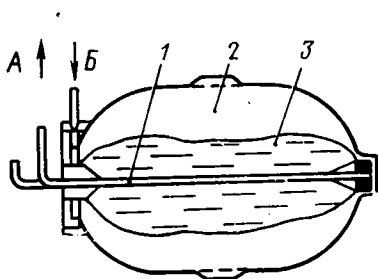


Рис. 4.4. Схема топливного бака с вытеснительным мешком реактивной системы управления космического корабля «Аполлон» [22]:

1—перфорированная труба; 2—полость газа наддува — гелия; 3—тефлоновый мешок; А—отвод топлива; Б—подвод газа

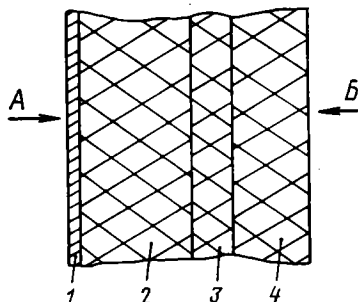


Рис. 4.5. Стенка алюминизированного тефлонового вытеснительного мешка в разрезе:

1—алюминиевая фольга 0,25 мм; 2—тефлон FEP 3 мм; 3—тефлон FEP 1 мм; 4—тефлон TFE 2 мм; А—газ; Б—топливо

онному 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 в окислительной, так и в восстановительной среде продуктов сгорания;

- достаточная эрозионная стойкость;

- стойкость к вибрационным и ударным перегрузкам;

- свариваемость с 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 табл. 4.2 приведены некоторые свойства тугоплавких материалов. Однако применение тугоплавких материалов без специальных покрытий

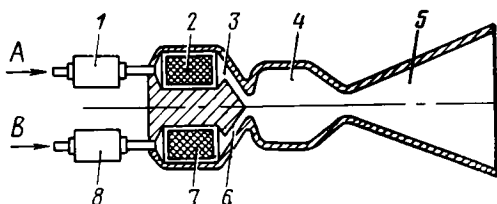


Рис. 4.6. Конструкция трехрежимного двухкомпонентного жидкостного ракетного двигателя [25]:

1, 8—электрические клапаны подачи компонентов топлива; 2, 7—реакторы каталитического разложения компонентов топлива; 3, 6—каналы прохода продуктов каталитического разложения компонентов топлива; 4—камера сгорания; 5—сопло; А—подача N_2H_4 ; Б—подача H_2O_2

Таблица 4.2

Некоторые свойства тугоплавких материалов, применяемых в конструкции камер сгорания ракетных микродвигателей

Наименование материала	Характеристики материала						
	химический символ	температура плавления, °C	плотность г/см ³	теплоемкость, кДж/кг×°град	теплопроводность, кВт/м·град	предел прочности, МН/м ²	модель упругости, ГН/м ²
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

невозможно ввиду их недостаточного сопротивления окислению при высокой температуре. Например, интенсивное окисление ниобия начинается уже при температуре выше 400°С. Окалина, образующаяся в результате окисления, пориста и не предохраняет от дальнейшего окисления. При нагревании молибденовых сплавов выше 600°С образуются 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-4Д 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 ракетных двигателях, не могут быть применены к конструкции микродвигателей прежде всего из-за микрогеометрии и 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);

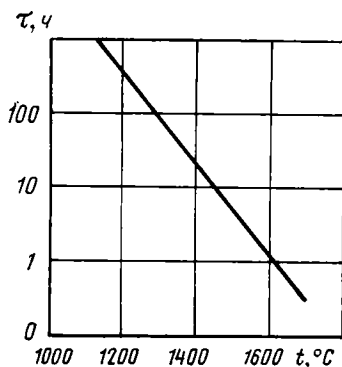


Рис. 4.7. Зависимость времени работы двигателя R-4Д от температуры стенки камеры сгорания [32]

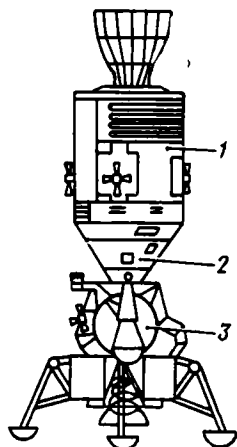


Рис. 4.8. Общий вид космического корабля «Аполлон» [22]:

1—служебный отсек; 2—отсек экипажа; 3—лунный отсек

— 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.

Продолжительность работы двигателя зависит от максимальной температуры стенок камеры сгорания. С увеличением температуры продолжительность работы двигателя уменьшается. На рис. 4.7 показана зависимость времени работы двигателя R-4Д от температуры стенки камеры сгорания.

На рис. 4.8 показан общий вид космического корабля «Аполлон». В реактивных системах управления космического корабля «Аполлон» используются 44 управляющих ракетных микродвигателя. Отсеки космического корабля «Аполлон» функционируют

самостоятельно. Реактивные системы служебного и лунного отсеков имеют по 16 управляющих двигателей R-4Д, работающих на топливе N_2O_4 + монометилгидразин или N_2O_4 + аэрозин-50 с коэффициентом соотношения масс компонентов $\kappa=2$. Реактивная система отсека экипажа включает 12 управляющих двигателей SE-8, работающих на топливе N_2O_4 + монометилгидразин.

Реактивная система управления служебного отсека управляет всем космическим кораблем «Аполлон» и состоит из четырех идентичных функционально независимых, диаметрально расположенных систем А, В, С и Д, каждая из которых включает в себя четыре перпендикулярно смонтированных двигателя, топливные баки и арматуру [42]. Такое расположение реактивной системы управления способствует повышению надежности и позволяет решать все задачи управления: стабилизацию, ориентацию и маневрирование в пространстве по всем трем осям. При полном импульсе тяги $I_d = 223000 \text{ Н} \cdot \text{с}$ двигатели обеспечивают получение минимальных единичных импульсов тяги величиной $I_{ед} = 1,8 \text{ Н} \cdot \text{с}$. Каждая из четырех систем А, В, С и Д (рис. 4.9) имеет сферический баллон 1 из титанового сплава, в котором под давлением $28,0 \text{ МН/м}^2$ находится гелий. Гелий через отсечные двухпозиционные электроклапаны 5 поступает к четырем регуляторам давления 6, объединенным в два блока по последовательно-параллельной схеме. Такое соединение элементов автоматики обеспечивает надежное функционирование системы наддува топливных баков даже в случае выхода из строя какого-либо регулятора. Например, когда один из регуляторов не открыт, начинает работать регулятор в параллельном блоке, а когда не закрыт — последовательно включенный регулятор того же блока. Из регуляторов давления 6 гелий поступает в блоки обратных клапанов 7, также соединенных по последовательно-параллельной схеме.

Перепускные предохранительные клапаны 8 предотвращают аварийное повышение давления в топливных баках системы. Топливо размещается в вытеснительных тефлоновых мешках, внутри которых помещается перфорированная трубка, по которой топливо поступает в магистральный трубопровод при обжатию тефлонового мешка газом наддува. Запас топлива в баках каждой системы $G_T = 148 \text{ кг}$, причем имеются основные и дополнительные баки, которые обычно функционируют одновременно.

К управляющим двигателям 17 топливо подается через отсечные двухпозиционные электроклапаны 12, которые закрываются только при заправке и контрольных операциях, а в остальное время (перед запуском, в полете и т. д.) нормально-открыты.

Реактивная система управления лунного отсека монтируется на его взлетной ступени и предназначается для:

- отделения лунного отсека от космического корабля «Аполлон»;

- ориентации и стабилизации лунного отсека во время самостоятельного полета;

- маневрирования лунного отсека над поверхностью Луны перед посадкой;
- обеспечения встречи и стыковки с космическим кораблем «Аполлон» после взлета с Луны;
- обеспечения необходимого приращения скорости, если двигатель взлетной ступени отключится ранее расчетного времени.

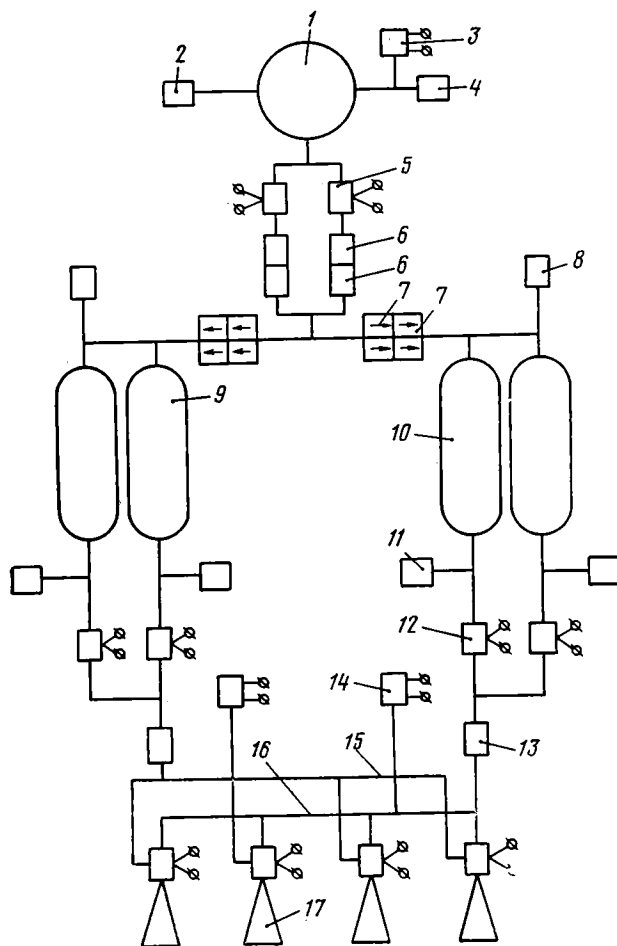


Рис. 4.9. Функциональная схема реактивной системы управления служебного отсека космического корабля «Аполлон»:

1—баллон с гелием; 2—заправочный клапан; 3—датчик давления газа; 4—предохранительный клапан; 5—отсечной клапан; 6—блок регуляторов давления; 7—блок обратных клапанов; 8—предохранительные клапаны; 9—баки горючего; 10—баки окислителя; 11—заправочно-сливные топливные клапаны; 12—топливные клапаны; 13—фильтры; 14—датчики давления топлива; 15—коллектор горючего; 16—коллектор окислителя; 17—двигатель

Реактивная система лунного отсека (рис. 4.10) состоит из двух идентичных систем *A* и *B* по восемь управляющих двигателей R-4Д в каждой, объединенных в блоки по четыре двигателя. Каждая система имеет свои топливные баки, элементы автоматики и функционирует автономно. Два двигателя в блоке снабжаются топливом от системы *A*, два других — от системы *B*. Хотя обе системы функционируют совместно, однако любая система

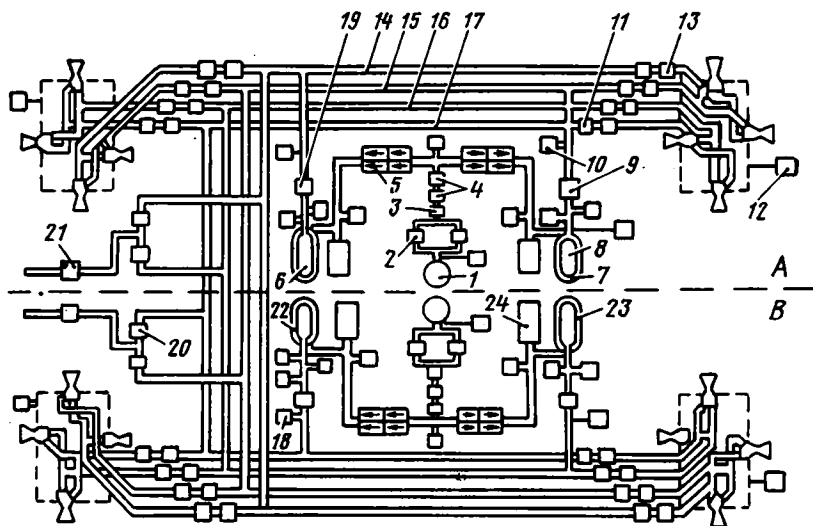


Рис. 4.10. Функциональная схема реактивной системы управления лунного отсека (системы *A* и *B*) [27]:

1—баллон со сжатым гелием; 2—пусковой клапан; 3—фильтр; 4—регуляторы давления; 5—блок обратных клапанов; 6—бак окислителя системы *A*; 7—бак горючего системы *A*; 8—тефлоновый мешок; 9—заправочно-сливной вентиль; 10—датчик давления; 11—отсечной клапан; 12—датчик температуры; 13—фильтр; 14—магистраль окислителя системы *A*; 15—магистраль горючего системы *A*; 16—магистраль окислителя системы *B*; 17—магистраль горючего системы *B*; 18—датчик давления; 19—магистральный отсечной клапан; 20—клапаны подачи топлива из баков подъемного двигателя; 21—перепускной клапан; 22—бак горючего системы *B*; 23—бак окислителя системы *B*; 24—предохранительный клапан

самостоятельно способна обеспечить управление лунным отсеком. Блоки двигателей конструктивно отделены от корпуса лунного отсека и монтируются на штангах. Запас топлива в баках — 270 кг. Реактивная система управления отсека экипажа предназначена для ориентации и стабилизации отсека экипажа перед входом в атмосферу и при движении в плотных слоях атмосферы до момента раскрытия парашютов. К системе предъявляются специфические требования, связанные с воздействием высоких тепловых и инерционных нагрузок при полете в плотных слоях атмосферы.

Реактивная система управления отсека экипажа (рис. 4.11) состоит из двух автономных систем *A* и *B*. Каждая система со-

стоит из шести управляющих двигателей SE-8, размещенных в корпусе отсека. В нормальном режиме обе системы работают параллельно, однако, каждая из них может работать и самостоятельно, выполняя все возложенные на нее функции. Двигатель

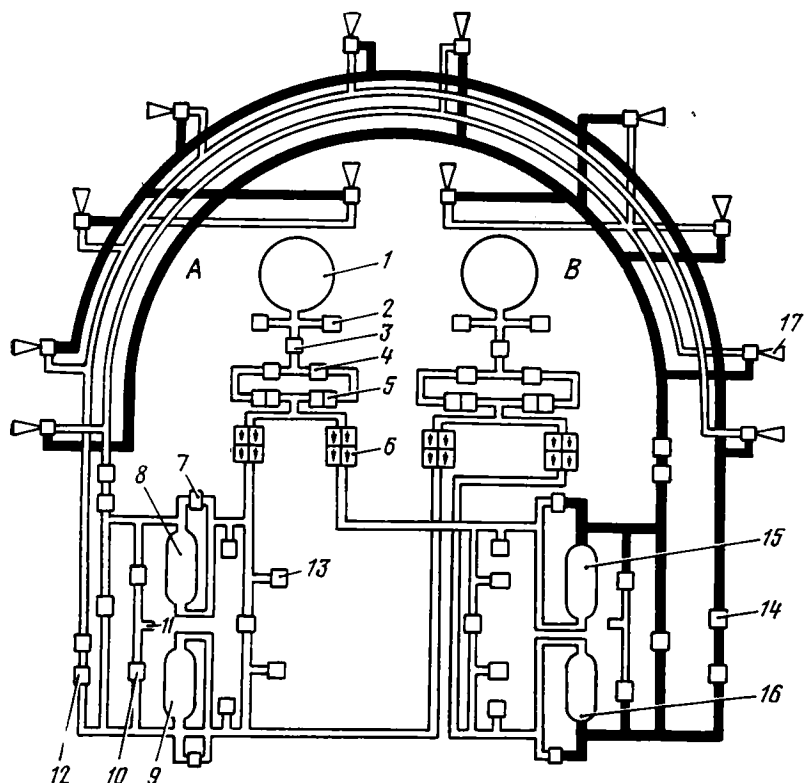


Рис. 4. 11. Функциональная схема реактивной системы управления отсека экипажа космического корабля «Аполлон» (системы А и В) [27]:

1—баллоны со сжатым гелием; 2—заправочный клапан; 3—пусковой клапан гелия; 4—отсечные клапаны гелия; 5—регуляторы давления; 6—блок обратных клапанов; 7—перепускной клапан; 8—бак горючего системы А; 9—бак горючего системы В; 10—сливные клапаны; 11—заборная магистраль; 12—разрывная диафрагма и фильтр; 13—перепускные предохранительные клапаны; 14—топливные отсечные клапаны; 15—бак окислителя системы А; 16—бак окислителя системы В; 17—двигатели

SE-8 тягой $R=450$ Н имеет абляционное охлаждение. Самым напряженным режимом работы является импульсный режим при отношении суммарного времени импульсов к общему времени работы, примерно равному 0,05—0,10 (рис. 4. 12), так как в этом случае создаются наиболее тяжелые условия работы для материала абляционного вкладыша.

На рис. 4.13 приведена конструктивная схема двигателя R-4Д. Тяга двигателя $R=450$ 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:

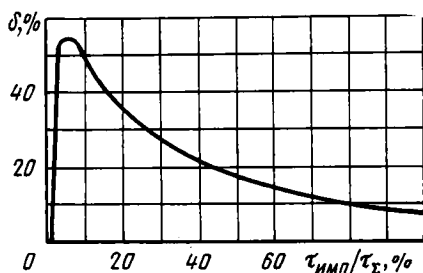


Рис. 4. 12. Зависимость относительной толщины абляционного вкладыша двигателя SE-8 от режима работы [42]:

- 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 для пленочного охлаждения предкамеры.

Предкамера 19 представляет собой цилиндр, выступающий над поверхностью головки и имеющий два отверстия для впрыс-

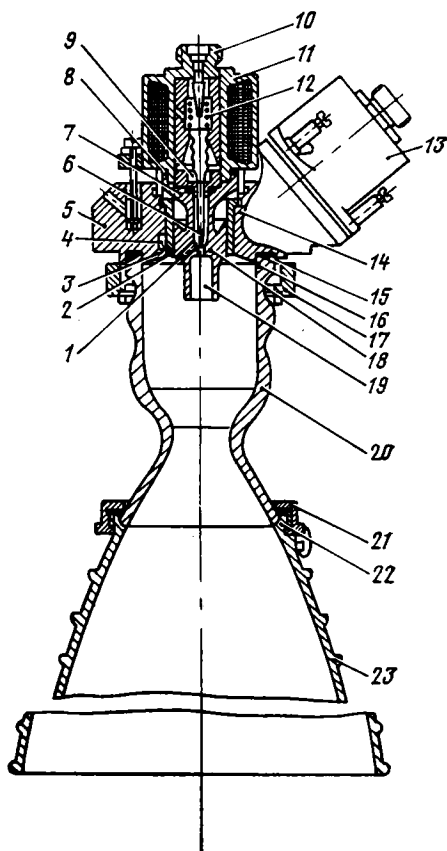


Рис. 4. 13. Конструкция двигателя R-4Д [32]:

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—изоляция; 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.

ка 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 магистральных 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. В табл. 4.3 приведены некоторые характеристики электромагнитных клапанов двигателя R-4Д.

Таблица 4.3

Характеристики электромагнитных клапанов двигателя R-4Д

Основные параметры	Клапан окислителя	Клапан горючего
Время открытия при напряжении 26 В и давлении на входе 1,3 МН/м ² , с	0,008	0,009
Время закрытия при напряжении 26 В и давлении на входе 1,3 МН/м ² , с	0,006	0,008
Диапазон рабочего напряжения U , В	16÷32	16÷32
Диапазон давления топлива на входе $p_{вх}$, МН/м ²	1,3÷1,8	1,3÷1,8
Температурный диапазон работы, °С	—6,7÷79,4	—6,7÷79,4
Максимальная негерметичность q уплотнения клапан-седло при давлении азота 0,7 МН/м ² , мм ³ /с	1,5	1,5
Воспроизводимость времени срабатывания (не более), мс	0,2	0,2

Направляющие поверхности штока образованы тремя шлицами и защищены гальваническим покрытием. Шлицы обеспечива-

ют сравнительно большой зазор между штоком и направляющей поверхностью, в результате чего клапан нечувствителен к сравнительно крупным загрязнениям. Гальваническое покрытие направляющих шлицев штока создает твердую поверхность и уменьшает силу трения о направляющие.

Седло клапана конической формы с углом 45° обеспечивает самоцентрирование клапана. Седло изготовлено из тефлона, а его поверхность покрыта металлом. Такая конструкция седла позволяет добиться минимальной утечки жидкости и газа. Обработка седла производится с высокой точностью (не ниже 12 мкм).

Коаксиальная конструкция топливных клапанов способствует охлаждению электромагнитов за счет потока компонентов топлива. В процессе нормальной работы двигателя устанавливается тепловой режим, при котором температура головки составляет $-6,6 \div -177^\circ\text{C}$, а клапанов $-6,6 \div +90^\circ\text{C}$.

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 .

На рис. 4.14 приведена реактивная система управления космического аппарата «Сервейер». Эта система предназначена для коррекции траектории полета и мягкой посадки аппарата на Луну. Она состоит из трех двигателей ТД-339, трех баков горючего и трех баков окислителя, системы вытеснительной подачи топлива к двигателям и автоматики [24]. Тяга двигателей $R = 133 \div 462\text{ Н}$, удельная тяга $R_{\text{уд}} = 2680 \div 2820\text{ (Н} \cdot \text{с)/кг}$. Двигатели рассчитаны на работу в условиях глубокого вакуума, виброперегрузок до 20 g , тормозных перегрузок до 12 ед , ударных перегрузок до 30 ед. , в температурном диапазоне от -74 до $+74^\circ\text{C}$. Топливо из баков к двигателям подается под давлением сжатого гелия $0,5\text{ МН/м}^2$.

Для регулирования величины тяги в двигателе ТД-339 используются форсунки с регулируемым проходным сечением. В дальнейших модификациях этого двигателя С-1 камера изготовлена из танталовольфрамового сплава (90% тантала, 10% вольфрама) с кремниевым противоокисным покрытием. В критическом сечении сопла установлен вкладыш из пористого молибдена.

Электроклапаны двигателя механически связаны между собой и приводятся в действие от общего электромагнита (рис. 4.15). Электромагнит состоит из двух резервированных соленоидов 1 и 2, каждый из которых или оба одновременно могут использоваться для привода клапана.

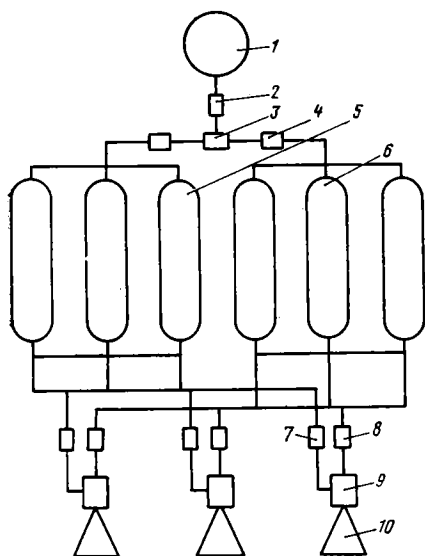


Рис. 4.14. Функциональная схема реактивной системы управления космического аппарата «Сервейр» [24]:

1—баллон с гелием; 2—пусковой клапан; 3—регулятор давления; 4—перепускные клапаны; 5—баки с горючим; 6—баки с окислителем; 7—топливный клапан горючего; 8—топливный клапан окислителя; 9—камера; 10—сопло

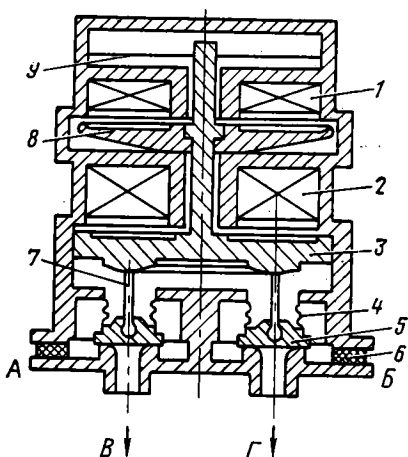


Рис. 4.15. Конструкция двухкомпонентного электрогидроклапана двигателя С-1 [35]:

1—верхний (резервный) соленоид; 2—нижний (основной) соленоид; 3—тарельчатая пружина; 4—сильфон; 5—тефлоновое уплотнение; 6—фильтр; 7—качающаяся тяга; 8—траверса; 9—гибкая направляющая; А—вход окислителя; В—выход окислителя; Г—выход горючего

Нормально клапаны открываются при подаче электрической команды на обмотку соленоидов 2. Соленоид 1 — резервный. Полости соленоидов герметично закрыты от попадания компонентов топлива с помощью сильфонов 4. Соленоиды имеют гибкую подвеску 9, которая исключает необходимость в скользящих направляющих и, следовательно, — возможное заклинивание. Синхронизация работы клапанов достигается индивидуальной подгонкой шарового соединения тарелки с тягой привода.

В табл. 4.4 приведены некоторые характеристики электромагнитного клапана двигателя С-1. Из таблицы видно, что при умеренном потреблении энергии клапан имеет удовлетворительные динамические характеристики.

На рис. 4.16 приведена принципиальная схема реактивной системы управления космическим аппаратом «Лунар Орбитер». Реактивная система предназначена для регулирования скорости

Характеристика двухкомпонентного электромагнитного клапана двигателя С-1

Характеристики клапана	Величина параметра
Напряжение питания, В	11—32
Максимальное давление топлива на входе, МН/м ²	3,47
Сила тока, А:	
— нижний соленоид	3
— верхний соленоид	< 1
Число включений	5 · 10 ⁴
Частота срабатывания при давлении топлива 2,1 МН/м ² , Гц	20
Перепад давлений на клапане, МН/м ²	0,19—0,21
Время срабатывания клапана при давлении топлива 2,1 МН/м ² и напряжении 22 В, с:	
— нижний соленоид	0,009
— верхний соленоид	0,024
Величина ячейки фильтра на входе, мкм	50

движения аппарата и обеспечивает его трехосную стабилизацию и маневрирование. Тяга двигателя $R=450$ Н, топливо $N_2O_4 + \text{аэрозин-50}$, общая масса системы 147 кг. Двигатель R-4Д закреплен на карданном подвесе, позволяющем управлять вектором тяги по тангажу и рысканию. Управление по крену обеспечивается с помощью двигателей на сжатом азоте.

Компоненты топлива размещаются в двух баках, симметрично расположенных относительно продольной оси аппарата, чтобы уменьшить смещение центра масс аппарата при выработке топлива. Система монтируется на отдельной платформе самостоятельным узлом, что позволяет проводить ее испытания и проверки до установки на аппарат, а также замену при необходимости отдельных агрегатов системы.

Все соединения системы выполнены пайкой твердым припоем, за исключением соединения с азотным баллоном и с гибкими топливными шлангами, которые присоединяются к двигателям на резьбе.

Азот хранится в баллоне под давлением 24,5 МН/м². Перед включением системы производится открытие клапанов двигателя 23 для дренажирования газа из топливных магистралей с целью обеспечения в дальнейшем одновременного поступления компонентов топлива к двигателю при первом запуске. После закрытия клапанов двигателя открываются отсечные топливные клапаны

16 и топливо подводится к двигателю. Система подготовлена к работе. Двигатель в дальнейшем включается по команде программного устройства, а прекращает работу по достижению необходимого приращения скорости по сигналу бортового интегрирующего акселерометра.

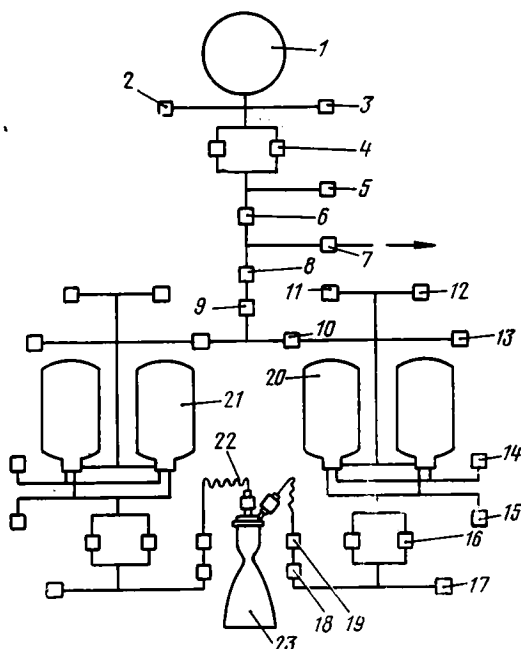


Рис. 4. 16. Функциональная схема реактивной системы управления вектором скорости космического аппарата «Лунар Орбiter» [35]:

1—баллон со сжатым азотом; 2—заправочный клапан; 3, 12—датчики давления; 4—пусковой пироклапан; 5, 13, 14, 17—проверочные клапаны; 6—фильтр; 7—регулятор давления для двигателей на сжатом азоте $p_p=0,13$ МН/м²; 8—отсечной клапан; 9—регулятор давления $p_p=1,3$ МН/м²; 10—обратные клапаны; 11—предохранительный клапан; 15—заправочно-сливной клапан; 16—топливные пироклапаны; 18—топливный фильтр; 19—жиклер; 20—баки горючего; 21—баки окислителя; 22—гибкие топливные шланги; 23—двигатель

В табл. 4. 5 приведены весовые характеристики элементов реактивной системы космического аппарата «Лунар Орбiter». Реактивная система управления космического аппарата «Маринер» имеет блочную конструкцию. Топливо размещается в двух титановых баках внутри тефлоновых мешков под давлением $p_{бак}=1,7$ МН/м². Газ-азот хранится в двух титановых баллонах под давлением 25,7 МН/м². Двигатель RS-2101 имеет тягу $R=$

Таблица 4.5

Весовые характеристики элементов реактивной системы космического аппарата «Лунар Орбитер»

Название элемента	Масса, кг	Название элемента	Масса, кг
Бак окислителя	4,90	Предохранительный клапан	0,36
Бак горючего	3,22	Пироклапан азота	0,36
Регулятор давления $p_p=1,32 \text{ МН/м}^2$	0,70	Заправочно-сливной клапан топлива	0,16
Проверочный клапан азота	0,18	Двигатель	2,30
Регулятор давления $p_p=0,132 \text{ МН/м}^2$	0,42	Проверочный клапан топлива	0,10
Топливный фильтр	0,41	Топливная магистраль	0,28
Газовый фильтр	0,17	Привод системы регулирования вектора скорости	1,70
Топливный пироклапан	0,33		
Отсечной пироклапан	0,12		

= 1330 Н. Камера сгорания изготовлена из бериллиевого сплава и имеет пленочную систему охлаждения.

В последнее время фирмой Мессершмитт Белков (ФРГ) создан ряд двухкомпонентных микродвигателей для реактивных систем управления тягой от 10 до 400 Н, работающих на топливе $\text{N}_2\text{O}_4 + \text{аэрозин-50}$. Камера сгорания охлаждается пленочной завесой горючего, создаваемой форсуночной головкой, а расширяющаяся часть сопла охлаждается излучением. Температура стенок камеры сгорания не превышает 800°C (рис. 4.17).

Кроме того, предложен ряд конструкций пульсирующих ракетных двигателей на двухкомпонентном топливе, которые при подаче на них командного сигнала отвечают серией импульсов тяги дозированной величины, чем достигается значительная экономичность двигателя и точность отдельных импульсов тяги.

На рис. 4.18 приведена конструктивная схема клапанного механизма одного из таких двигателей. Топливо под давлением через обратные клапаны 5 заполняет полости 4 дозированного объема. При подаче командного сигнала на электропривод двигателя тарель 1 через толкатели 2 выталкивает дозированные объемы топлива в камеру сгорания, где происходит его воспламенение и сгорание. При повышении давления в камере сгорания обратные клапаны 6 предотвращают попадание горячих газов в топливные полости. Возврат поршней толкателей 2 в исходное положение происходит с помощью поршня 10, на который воздействует давление газов в камере. Полость 7 является теплоизолятором между камерой сгорания и головкой двигателя.

В последнее время за рубежом уделяется также большое внимание исследованию реактивных систем управления, в которых используются в качестве топлива жидкие водород и кислород. Подачу топлива в камеру двигателя предполагается осуществлять в газообразном виде в связи с тем, что при подаче жидкого водорода и кислорода при небольших расходах значительная часть его находится в парообразном состоянии, что вызывает низкочастотную неустойчивость.

Подача газообразного водородно-кислородного топлива в камеру двигателя приводит к значительному усложнению системы, так как для газификации жидкого топлива тре-

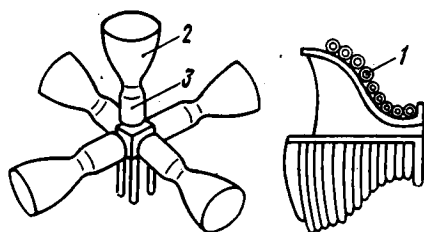


Рис. 4.17. Блок управления ракетных двигателей фирмы Мессершмит Белков на двухкомпонентном жидком топливе тягой 30 Н [41]:

1—трубки системы регенеративного охлаждения района критического сечения сопла двигателя; 2—сопло; 3—камера

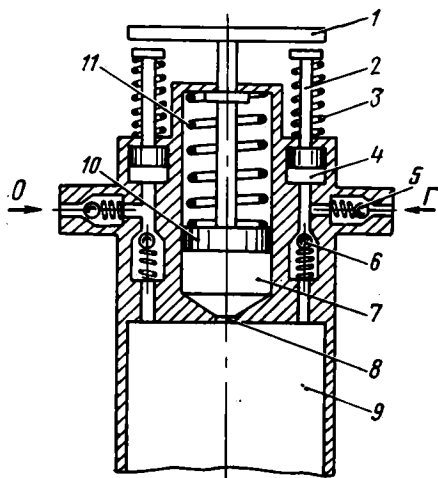


Рис. 4.18. Схема клапанного механизма двухкомпонентного пульсирующего ракетного микродвигателя (патент ФРГ) [11]

1—тарель; 2—толкатель; 3, 11—пружины; 4—топливная полость; 5, 6—обратный клапан; 7—газовая полость; 8—дроссельное отверстие; 9—камера; 10—поршень; O—подача окислителя; Г—подача горючего

буются дополнительные устройства: газогенераторы, теплообменники, аккумуляторы и т. д.

Фирмы Марквардт и Эллис Чалмерс разработали систему, состоящую из установки — электролизера для получения газообразного водорода и кислорода путем электрохимического разложения воды, которая в качестве топлива запасается на борту летательного аппарата [40]. Энергопотребление установки составляет примерно 7 В, а источником ее могут быть обычные солнечные батареи. Тяга двигателей системы $R=4,5$ Н при удельной тяге $R_{уд}=3320$ Н · с/кг.

В табл. 4.6 приведены характеристики некоторых зарубежных двигателей и реактивных систем управления с использованием продуктов сгорания двухкомпонентного жидкого топлива в качестве рабочего тела. Из таблицы видно, что у реальных жидкостнореактивных систем и двигателей на двухкомпонентном топ-

Таблица 4.6

Характеристики некоторых зарубежных двигателей и реактивных систем управления с использованием в качестве рабочего тела продуктов сгорания двухкомпонентного жидкого топлива [21]

Марка двигателя или системы	Назначение, конструктивные особенности и фирма-разработчик	Характеристики											
		тяга R, Н	удельная тяга $R_{уд}$, Н·с/кг	полный им-пульс тяги $I_{п}$, Н·с	единичный им-пульс тяги $I_{ед}$, Н·с	время запаздывания $t_{0,9}$, $t_{0,1}$, с	число импульсов	суммарное время работы, с	окислитель	горючее	охлаждение двигателя	масса, кг	габариты $l \times d$, мм
R-1E	Двигатель фирмы Марквард для системы ориентации	100	2700	—	—	—	—	—	N ₂ O ₄	ММГ	Радиационное + пленочное	1,6	256×152
R-4Д-1, -2, -3, -4, -5, -7	Двигатели фирмы Марквард для системы ориентации корабля «Аполлон», аппарата «Лунар Орбитер» и спутников	450	$\frac{2750}{1370}$ 2.230.000	—	2,26	—	1·10 ⁵	5.760.000	N ₂ O ₄	ММГ или А-50	Радиационное + пленочное	2,2	340×165
R-6C	Двигатель фирмы Марквард для коррекции орбиты и скорости вращения спутников «Синком»	23	2700	—	—	—	—	—	N ₂ O ₄	ММГ	Радиационное + пленочное	0,7	132×102
R-19A	Двигатель фирмы Марквард системой ориентации	5	—	—	—	—	—	—	N ₂ O ₄	ММГ	Радиационное + пленочное	0,9	146×140

R-23B	Двигатель фирмы Марквардт для системы ориентации и коррекции скорости	1330	2900	—	—	—	—	—	N ₂ O ₄	ММГ или N ₂ H ₄	Радиационное + пленочное	6,3	566× ×295
R-28	Двигатель фирмы Марквардт для системы ориентации спутников	23	—	—	—	—	—	—	O ₂	H ₂	Радиационное + пленочное	1,8	229× ×127
SE-8	Двигатель фирмы Рокитдайн для системы ориентации корабля «Аполлон»	422	2700 1370	2.230.000	—	—	5·10 ³	500	N ₂ O ₄	ММГ	Абляция	3,8	279× ×127
SE-9	Двигательная установка фирмы Рокитдайн для системы ориентации ракеты «Гранстейдж»	113 204	—	—	—	—	—	—	N ₂ O ₄	A-50	Абляция	3,7	211× ×76 279× ×122
URSA-25	Двигатель фирмы TPB для системы ориентации	113	—	—	—	—	—	—	N ₂ O ₄	ММГ	Регенеративное	1,9	284× ×94
URSA-100R	Двигатель фирмы TPB для систем ориентации и коррекции скорости	454	—	—	—	—	—	—	N ₂ O ₄	ММГ	Регенеративное	2,3	351× ×152
8101	Двигатель фирмы Белл Аэроспейс для коррекции скорости ракеты «Аджена»	907	—	—	—	—	—	—	Смесь окислов азота	НДМГ	Радиационное	4,5	394× ×127

Марка двигателя или системы	Назначение, конструктивные особенности и фирма-разработчик	Характеристики										масса, кг	габариты $l \times d$ мм
		тяга R , Н	удельная тяга $R_{уд}$, Н·с/кг	полный им-пульс тяги $I_{\text{п}}$, Н·с	единичный им-пульс тяги $I_{\text{ед}}$, Н·с	время запаздывания $t_{0,9}$, $t_{0,1}$, с	число импульсов	суммарное время работы, с	окислитель	горючее	охлаждение		
8414	Двигатель фирмы Белл Аэроспейс для системы ориентации корабля «Аполлон»	450	—	—	—	—	—	—	N_2O_4	A-50	Радиационное	3,9	455×165
SE-6	Двигатель фирмы Белков	300	4070	—	—	—	—	34200	—	—	—	—	—
	Двигатель фирмы Рокетдайн корабля Джемини. Электромагнит имеет две независимые соленоидные обмотки, чем обеспечивается дублирование цепей управления	113	$\frac{2600}{1320}$	97500	—	—	4·104	800	N_2O_4	ММГ	Абляция	1,04	203×102
M-50M	Двигатель фирмы TRV системы управления аппарата «Маринер»	227	—	—	—	—	—	—	N_2O_4	N_2H_4	Радиационное	1,1	203×74

ТД-339	Двигатель фирмы Риекшн Моторс	136 ÷ 472	2680 ÷ 3740	—	—	—	—	—	—	ММГ	Радиационное + регенеративное	2,68	236 × 130
С-Л	Двигатель фирмы Риекшн Моторс	385 ÷ 454	2670 ÷ 3020	—	2	0,2 0,03	3 · 10 ⁴	2000	N ₂ O ₄	ММГ	Радиационное + регенеративное	2,27	211 × 127
	Двигатель фирмы Белков для ориентации спутника «Симфония»	10	2800	—	—	—	—	19800	N ₂ O ₄	A-50	Радиационное + регенеративное	0,18	—
	Двигатель фирмы Белков	30	2800	—	—	0,005 0,007	—	21600	N ₂ O ₄	A-50	Радиационное + регенеративное	0,18	114 × 60
	Двигатель фирмы Белков	50	—	—	—	—	—	10300	N ₂ O ₄	A-50	—	—	—
	Двигатель фирмы Белков	80	—	—	—	—	—	9000	N ₂ O ₄	A-50	—	1,8	—
	Двигатель фирмы Белков	400	2950	—	—	—	—	360000	N ₂ O ₄	A-50	—	1,8	—
	Двигатель Штургартского университета (ФРГ)	1	2840	—	0,003	10 ⁻³	10 ⁷	10 ⁶	N ₂ O ₄	ММГ	—	0,07	60 × 15
RS-2101	Двигатель фирмы Рокитдайн для коррекции орбиты автоматической межпланетной станции «Маринер»	1360	2780	—	544	0,057 0,036	—	—	N ₂ O ₄	ММГ	—	7,2	—
MR-1L	Двигатель фирмы Рокит Рисёрч	4,5	3000	—	—	—	—	—	N ₂ O ₄	A-50	—	0,23	85,7

ливе на основе гидразинового горючего и окислов азота следующие параметры:

$$R = 4,5 \div 10000 \text{ Н};$$

$$R_{\text{уд.непр}} = 2600 \div 3000 \text{ (Н} \cdot \text{с) / кг};$$

$$R_{\text{уд.имп}} = 1320 \div 1420 \text{ (Н} \cdot \text{с) / кг}; \text{ при } \tau_c = 0,01 \text{ с};$$

$$\kappa = 1,5 \div 2,3;$$

$$I_{\text{з}} \leq 2.230.000 \text{ Н} \cdot \text{с};$$

$$\tau_{\text{з}} \leq 5.760.000 \text{ с};$$

$$n \leq 10^5;$$

$$\tau_{0,9} = 0,005 \div 0,02 \text{ с};$$

$$\tau_{0,1} = 0,007 \div 0,03 \text{ с}.$$

4. 2. Анализ энерго-весовых характеристик

Для определения области рационального применения реактивных систем управления на двухкомпонентных жидких топливах проведем анализ их энерго-весовых характеристик подобно тому, как это сделано в предыдущей главе для систем на однокомпонентном топливе. Весовое соотношение компонентов топлива

$$\kappa = \frac{G_{\text{т.о}}}{G_{\text{т.г}}}, \quad (4.1)$$

где $G_{\text{т.о}}$ — масса окислителя, кг;

$G_{\text{т.г}}$ — масса горючего, кг.

Из уравнения (3. 14) находим, что

$$\gamma_{\text{т}} V_{\text{бак}} = G_{\text{т}} (1 + q). \quad (4.2)$$

С другой стороны, очевидно, что

$$G_{\text{т}} (1 + q) = G_{\text{т.о}} + G_{\text{т.г}}. \quad (4.3)$$

Разделив последнее уравнение сначала на $G_{\text{т.о}}$, а затем на $G_{\text{т.г}}$ и учитывая выражение (4. 1), находим

$$G_{\text{т.о}} = G_{\text{т}} \frac{1 + q}{1 + \frac{1}{\kappa}}, \quad (4.4)$$

$$G_{\text{т.г}} = G_{\text{т}} \frac{1 + q}{1 + \kappa}. \quad (4.5)$$

Объемы баков окислителя и горючего находим из выражений (4. 4) и (4. 5), разделив их соответственно на плотность компонентов топлива

$$V_{\text{бак.о}} = \frac{G_{\text{т}}}{\gamma_{\text{о}}} \cdot \frac{1 + q}{1 + \frac{1}{\kappa}}, \quad (4.6)$$

$$V_{\text{бак.г}} = \frac{G_{\text{т}}}{\gamma_{\text{г}}} \cdot \frac{1 + q}{1 + \kappa}, \quad (4.7)$$

где $V_{\text{бак.о}}$ — объем бака окислителя, м³;
 $V_{\text{бак.г}}$ — объем бака горючего, м³;
 γ_o — плотность окислителя, кг/м³;
 γ_r — плотность горючего, кг/м³.

Так как

$$V_{\text{бак}} = V_{\text{бак.о}} + V_{\text{бак.г}}, \quad (4.8)$$

то, подставив в уравнение (4.8) выражения (4.2), (4.6) и (4.7), после преобразований находим

$$\gamma_r = \frac{1 + z}{\frac{1}{\gamma_r} + \frac{1}{\gamma_o} z}. \quad (4.9)$$

Из уравнений (3.19), (3.21), (3.24) и (4.9) следует, что:
 — масса газа

$$G_r = \frac{G_r}{n R_r T_{6.н}} \cdot \frac{1 + q}{1 + z} \cdot \frac{\frac{1}{\gamma_r} + \frac{1}{\gamma_o} z}{\frac{1}{p_{6.к}} - \frac{1}{p_{6.н}}}, \quad (4.10)$$

— масса топлива

$$G_r = \frac{1 + v}{R_{yл.ср}} \cdot \frac{I_{\Sigma}}{1 - \frac{1 + q}{1 + z} \cdot \frac{\frac{1}{\gamma_r} + \frac{1}{\gamma_o} z}{\frac{1}{p_{6.к}} - \frac{1}{p_{6.н}}}} \cdot \frac{1}{n R_r T_{6.н}}, \quad (4.11)$$

— масса емкостей для размещения топлива и газа

$$G_{\text{емк}} = \frac{3}{2} \cdot \frac{K_{\sigma}}{K_{с.ш}} \cdot \frac{1 + v}{R_{yл.ср}} \cdot \frac{I_{\Sigma}}{1 - \frac{1 + q}{1 + z} \cdot \frac{\frac{1}{\gamma_r} + \frac{1}{\gamma_o} z}{\frac{1}{p_{6.к}} - \frac{1}{p_{6.н}}}} \cdot \frac{1}{n R_r T_{6.н}} \times \\ \times \frac{1 + q}{1 + z} \cdot \frac{\frac{1}{\gamma_r} + \frac{1}{\gamma_o} z}{n} \left[K_m \frac{\gamma_{м.бак}}{\sigma_{м.бак}} p_{6.к} + \frac{\gamma_{м.б}}{\sigma_{м.б}} \cdot \frac{1}{\frac{1}{p_{6.к}} - \frac{1}{p_{6.н}}} \right]. \quad (4.12)$$

Составляющая полной массы системы

$$B_3 = z_3 I_2, \quad (4.13)$$

где

$$z_3 = \frac{1 + v}{R_{уд.сп}} \cdot \frac{1}{1 - \frac{1+q}{1+z} \cdot \frac{\gamma_r}{1} + \frac{1}{\gamma_0} z \cdot \frac{1}{p_{б.к} - \frac{1}{p_{б.н}} \cdot \frac{1}{n R_r T_{б.н}}}} \times \\ \times \left[1 + \frac{3}{2} \frac{K_\sigma}{K_{с.ш}} \cdot \frac{1+q}{1+z} \cdot \frac{\gamma_r + \frac{1}{\gamma_0} z}{n} \times \right. \\ \left. \times \left(K_m \frac{\gamma_{м.бак}}{\sigma_{м.бак}} p_{бак} + \frac{\gamma_{м.б}}{\sigma_{м.б}} \cdot \frac{1}{\frac{1}{p_{б.к}} - \frac{1}{p_{б.н}}} \right) \right]. \quad (4.14)$$

Коэффициент z_3 зависит от выбора топливной пары и газа наддува, удельной прочности материала и запасов прочности конструкции, а также начальных условий эксплуатации.

Так как величина составляющей A_3 массы системы сравнительно мало изменяется при изменении тяги системы, то считая приближенно, что $A_3 = \text{const}$, находим выражение для полной массы реактивной системы на двухкомпонентном жидком топливе

$$G_2 = A_3 + z_3 I_2. \quad (4.15)$$

При большом полном импульсе тяги весовые характеристики жидкостнореактивной системы на двухкомпонентном жидком топливе определяются прежде всего видом и запасом топлива G_T и удельной прочностью материала баков и баллонов, а также конструктивным совершенством системы (рис. 4.19 и 4.20). Для систем, в которых в качестве топливной пары используются окислитель — азотный тетроксид, горючее — гидразин, монометилгидразин, несимметричный диметилгидразин и аэрозин-50, по американским данным параметры уравнения (4.15) имеют приблизительно следующие значения [21]:

$$A_3 \approx 12 \text{ кг}, \quad (4.16)$$

$$z_3 \approx 0,0004 \text{ с/м}. \quad (4.17)$$

Таким образом, используя выражение (4.15) и значения параметров A_3 и z_3 , по заданной величине полного импульса тяги можно сразу оценить массу реактивной системы на двухкомпонентном жидком топливе N_2O_4 и горючем на основе гидразина.

После обработки зарубежных статистических данных получено эмпирическое уравнение для определения массы двигателя $G_{дв}$ на двухкомпонентном жидком топливе в зависимости от развиваемой тяги R :

$$G_{дв} \approx 0,5 + 0,0044R. \quad (4.18)$$

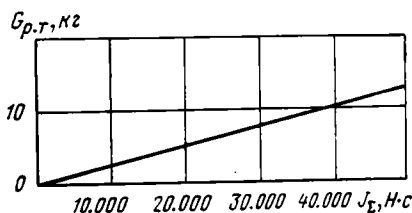


Рис. 4.19. Зависимость массы рабочего тела от полного импульса тяги при использовании в качестве рабочего тела продуктов сгорания двухкомпонентного жидкого топлива [34]

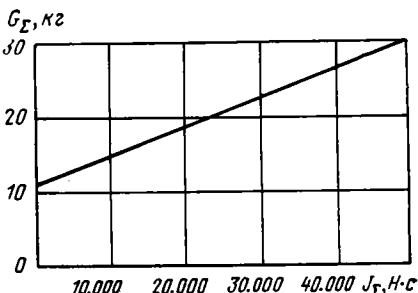


Рис. 4.20. Зависимость массы реактивной системы с двенадцатью двигателями в зависимости от полного импульса тяги при использовании в качестве рабочего тела продуктов сгорания двухкомпонентного жидкого топлива [34]

4.3. Особенности расчета основных параметров системы

Основные параметры реактивной системы управления на двухкомпонентном жидком топливе рассчитываются также известными методами, которые используются при определении основных характеристик жидкостных ракетных двигателей [3, 5].

Однако в связи со спецификой реактивных систем управления (микрогеометрия двигателей, особенности процесса смешения компонентов топлива и охлаждения, импульсный режим работы и т. д.) расчет этот имеет ряд особенностей, которые рассмотрены далее.

Основные теоретические параметры системы при работе на стационарном режиме определяем из выражений, приведенных в гл. 1. Величины k , R_r , T_k определяются из термогазодинамического расчета микродвигателя и уточняются по результатам экспериментов, так как в значительной степени зависят от термогазодинамических процессов в камере и сопле микродвигателя, от применяемого топлива, а также в весьма большой степени — от организации процессов смешения, испарения и воспламенения.

Относительный импульс системы на двухкомпонентном жидком топливе определяется по формуле (2.71). Подставим выражения (4.11) и (4.12) в формулу (3.31). Тогда параметр

$$m = \frac{3}{2} \cdot \frac{K_{\sigma}}{K_{c,ш}} \cdot \frac{1+q}{1+z} \cdot \frac{\frac{1}{\gamma_r} + \frac{1}{\gamma_o} z}{n} \times \\ \times \left(K_m \frac{\gamma_{м.бак}}{\sigma_{м.бак}} p_{6,к} + \frac{\gamma_{м.6}}{\sigma_{м.6}} \cdot \frac{1}{\frac{1}{p_{6,к}} - \frac{1}{p_{6,н}}} \right).$$

Основная трудность при разработке микродвигателей на двухкомпонентном топливе заключается в учете влияния масштабных факторов на процесс горения топлива, а также на термодинамические процессы в камере и сопле микродвигателя.

Экономичность двухкомпонентных микродвигателей несколько меньше, чем жидкостных ракетных двигателей, что объясняется трудностью организации как процессов смесеобразования, так и процессов охлаждения этих двигателей, в связи с чем эти двигатели работают не на оптимальном соотношении компонентов топлива.

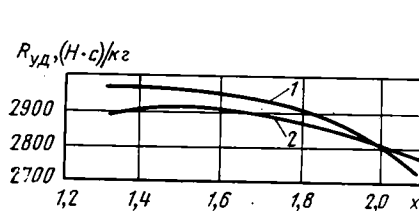


Рис. 4. 21. Зависимость удельной тяги двигателя R-4Д от соотношения компонентов топлива [32]:

1— N_2O_4 +аэрозин-50; 2— N_2O_4 +ММГ

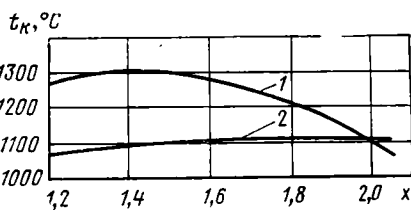


Рис. 4. 22. Зависимость температуры стенки камеры двигателя R-4Д в районе критического сечения от весового соотношения компонентов топлива [32]:

1— N_2O_4 +А-50; 2— N_2O_4 +ММГ

На рис. 4. 21 показана зависимость удельной тяги, а на рис. 4. 22 — зависимость температуры стенки камеры сгорания двигателя R-4Д от соотношения компонентов топлива.

Коэффициенты, характеризующие потери в микродвигателях для реальных разработок, имеют следующие значения:

$$\varphi_{p,k}=0,90\div 0,94; \varphi_c=0,95\div 0,96; \varphi=0,88\div 0,90.$$

Важной особенностью микродвигателей на двухкомпонентном топливе является то, что параметры экономичности двигателя в импульсном режиме работы существенно могут отличаться от тех же параметров при непрерывном режиме, что объясняется дополнительным расходом топлива при импульсных включениях.

Таким образом, экономичность двухкомпонентных микродвигателей зависит также от длительности и частоты включений.

На рис. 4. 23 показана зависимость удельной тяги двигателя R-4Д от длительности командного сигнала.

На рис. 4. 24 показана зависимость отношения удельной тяги в импульсном режиме к удельной тяге в непрерывном режиме от длительности командного сигнала τ_c .

Из рисунков видно, что при длительности сигнала $\tau_c=0,5\div 1,0$ с удельная тяга двигателя в импульсном и непрерывном режимах работы практически одинакова.

На работу двухкомпонентных жидкостных ракетных микродвигателей существенное влияние оказывает также и величина

импульса последствия, т. е. величина импульса тяги, который еще действует после выключения двигателя.

При кратковременных включениях импульс последствия составляет значительную часть от полного импульса тяги системы. При увеличении длительности включения относительная величина импульса последствия уменьшается (рис. 4.25).

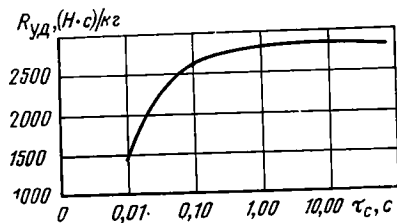


Рис. 4.23. Зависимость удельной тяги от длительности командного электрического сигнала для двигателя R-4Д [32]

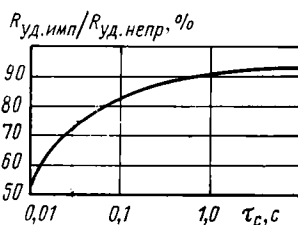


Рис. 4.24. Зависимость отношения удельной тяги в импульсном режиме к удельной тяге в непрерывном режиме от длительности командного сигнала для двигателя R-4Д [32]

Импульс последствия определяется следующими конструктивными характеристиками:

- временем задержки закрытия клапана после подачи команды на включение двигателя;
- объемом заклапанных полостей двигателя, т. е. объемом топлива, расходуемого на импульс последствия;
- количеством непрореагировавших компонентов топлива и продуктов сгорания в камере двигателя на момент подачи команды на выключение двигателя.

Кроме того, величина импульса последствия не является стабильной, а зависит от количества непрореагировавших компонентов топлива в камере сгорания на момент подачи команды на выключение двигателя, которое может изменяться в широких пределах, а также от стабильности временных характеристик двигателя, которые изменяются не только от величины питающего напряжения, от срабатывания к срабатыванию, но также и от двигателя к двигателю (рис. 4.26).

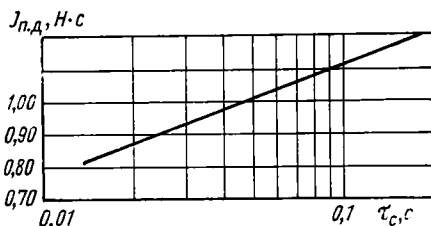


Рис. 4.25. Зависимость импульса последствия от длительности командного электрического сигнала для двигателя R-1Е тягой 100 Н

Изменение импульса последействия является функцией температуры, давления и напряжения на клапане и зависит в основном от конструкции распылительной головки (табл. 4.7).

Таблица 4.7

Величина импульса последействия некоторых двигателей

Индекс двигателя	Тяга на установившемся режиме, Н	Импульс последействия, Н·с	Относительное изменение импульса последействия, %
R-6C	22,7	0,43	5,4
R-1E	89	1,18	6,1
R-4Д	450	7,76	12,0
R-23B	1360	17,57	12,0

С увеличением времени включения двигателя импульс последействия увеличивается, асимптотически приближаясь к импульсу последействия в непрерывном режиме.

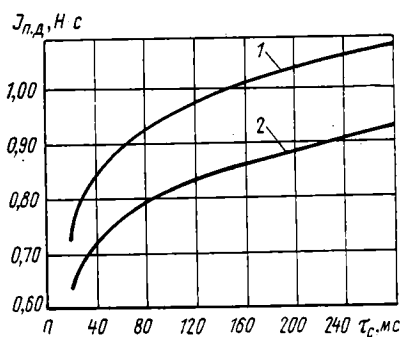


Рис. 4.26. Зависимость величины импульса последействия от длительности командного сигнала для двигателя R-1E

1— $u=21$ В; $\rho_{вх}=1,3$ МН/м²; 2— $u=28$ В;
 $\rho_{вх}=1,4$ МН/м²

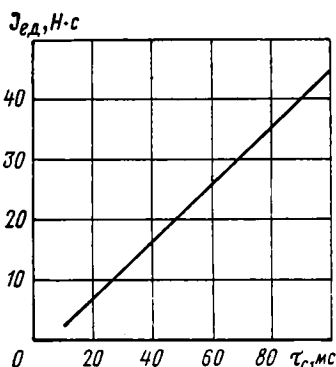


Рис. 4.27. Зависимость единичного импульса тяги от длительности командного сигнала для двигателя R-4Д [32]

Относительное изменение импульса последействия определяется в основном конструктивными особенностями распылительной головки двигателя. Двигатель, спроектированный для работы в импульсном режиме, должен иметь однофорсуночную головку и минимальный стекающий объем топлива. Большие двигатели имеют многофорсуночные головки с дополнительными отверстиями

для организации пленочного охлаждения. Стекающий объем топлива в этих двигателях относительно велик.

Следует отметить, что, так как импульс последействия является составной частью единичного импульса тяги двигателя, очевидно, что величина единичного импульса тяги и его стабильность определяются теми же факторами, что и величина импульса последействия.

На рис. 4.27 приведена зависимость единичного импульса тяги двигателя Р-4Д от длительности командного сигнала. При

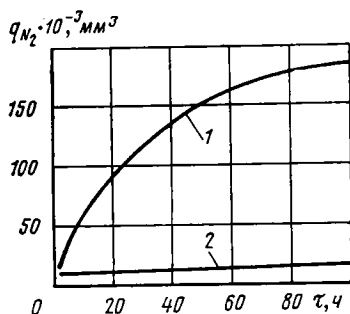


Рис. 4.28. Изменения проницаемости азота через материал вытеснительного мешка с течением времени при поверхности мешка $S=55,5 \text{ см}^2$; давлении газа $p_{\text{бак}}=1,4 \text{ МН/м}^2$ и температуре $t_{\text{бак}}=29,5^\circ \text{С}$ [24]:

1—тефлон; 2—алюминизированный тефлон

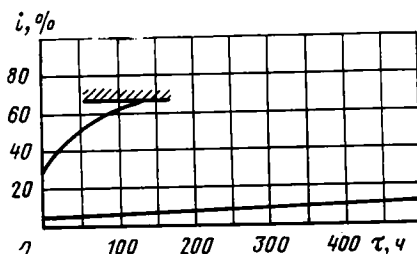


Рис. 4.29. Изменение насыщенности окислителя N_2O_4 азотом в течение времени полета через вытеснительный мешок топливного бака [24]

1 (верхняя кривая)—тефлон 6 мм; 2 (нижняя кривая)—алюминизированный тефлон; 4—граница по насыщению, соответствующая ухудшению характеристик двигателя

длительности включения более 20 мс величина единичного импульса практически прямо пропорциональна длительности включения.

На рис. 4.28 показано изменение проницаемости азота через материал вытеснительного мешка с течением времени. Проницаемость мешка из алюминизированного тефлона значительно меньше и практически не изменяется в течение времени.

На рис. 4.29 показано изменение насыщенности окислителя азотом в зависимости от времени полета. Проницаемость азота через тефлоновый мешок настолько значительна, что примерно через 100 ч происходит насыщение окислителя азотом до такой степени, что это приводит к ухудшению характеристик двигателя.

Применение вытеснительных мешков из алюминизированного тефлона позволяет обеспечить работоспособность системы практически в течение неограниченного периода времени.

Исследование процесса воспламенения топлив на основе N_2O_4 и горючих на основе гидразина показывает, что в период перед воспламенением и после прекращения горения топлива на стен-

ках камеры, сопла и форсуночной головке осаждаются и накапливаются нитраты горючего. Это является причиной резких скачков давления в камере при повторных запусках двигателя в условиях глубокого вакуума (рис. 4.30). Нитраты могут детонировать, создавая разрушительные скачки давления. Например, для двигателя Р-4Д для накопления опасного количества нитратов горючего требуется около 800 импульсных включений двигателя.

При одинаковых условиях работы микродвигателей вероятность появления опасных пиков давления больше при использо-

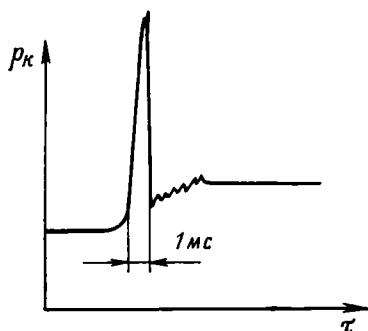


Рис. 4.30. Идеализированное изображение пика давления в камере двигателя, обусловленного воспламенением компонентов топлива в условиях вакуума

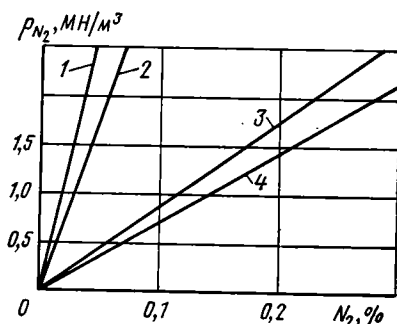


Рис. 4.31. Зависимость растворимости азота в компонентах топлива от давления и температуры [24]:

1—«аэрозин-50» при температуре 1,65° С;
2—«аэрозин-50» при температуре 29,5° С;
3— N_2O_4 при температуре 1,65° С; 4— N_2O_4 при температуре 29,5° С

вании топлив типа $N_2O_4 + N_2H_4$ и $N_2O_4 +$ аэрозин-50, чем при использовании топлив типа $N_2O_4 +$ ММГ и $N_2O_4 +$ НДМГ, что, по-видимому, объясняется тем, что нитраты ММГ и НДМГ имеют более низкие температуры начала теплового распада и более высокую теплоту сгорания, чем нитрат гидразина. С увеличением продолжительности включения и паузы между включениями уменьшается частота появления и величина пиков давления в камере. При увеличении температуры двигателя величина пиков давления уменьшается в связи с более интенсивным испарением топлива на участке включения. Существует, видимо, определенная минимальная температура камеры сгорания, выше которой может быть обеспечен запуск двигателя без пиковых нагрузок.

Другой особенностью работы реактивных систем, которая должна учитываться при проектировании, является влияние газовых включений в топливе на работу микродвигателей. Газ, содержащийся в компонентах топлива, может изменять характеристики воспламенения топлива, соотношение компонентов топлива, удельную тягу, тягу, динамические характеристики системы, а также границу устойчивой работы, колебания давления газа в камере сгорания.

На рис. 4.31 показана зависимость растворимости азота от давления и температуры газа в компонентах топлива. Тефлон, применяемый в качестве материала для изготовления вытеснительных мешков топливных баков, как известно, проницаем для газа наддува. В связи с этим компоненты топлива, хранящиеся в мешках, с течением времени насыщаются газом, который растворяется в них, особенно в окислителе. Понижение давления при поступлении топлива к двигателям приводит к выделению газа из жидкости и образованию двухфазной сжимаемой смеси. Это приводит к тому, что расход зависит от давления в камере, что вызывает низкочастотные колебания в камере двигателя. Хотя этот процесс и может быть предотвращен путем увеличения перепада давлений в баке и камере сгорания, однако периодическое уменьшение и увеличение давления может происходить и внутри полости форсунки из-за наличия газовых пузырей в компонентах топлива. Поэтому колебания расхода, вызванные колебаниями давления в камере, могут возникать и при достаточно большом перепаде давлений в баке и камере двигателя.

Американские исследования [43] показали, что:

- работа двигателей на окислителе, насыщенном газом, приводит к нестабильному горению с частотой колебаний давления в камере ~ 350 Гц и амплитудой от 30 до 50% от номинальной величины вместо 3—6% при нормальном горении;

- насыщение газом горючего не приводит к заметному снижению стабильности работы двигателей и ухудшению их характеристик, видимо, в связи с меньшей растворимостью газов в горючем;

- нестабильное горение наблюдается только при содержании растворенного газа в окислителе более 65% от максимально возможного при данном давлении в баке.

Значительное влияние на внутрикамерные процессы в микро-двигателе оказывает организация охлаждения стенок камеры сгорания, в частности, пленочное регенеративное охлаждение, заключающееся в создании жидкой пленки жидкости на стенке камеры сгорания, что обеспечивает поглощение основной доли теплового потока, поступающего от продуктов сгорания на стенки двигателя. При этом происходит отвод тепла как непосредственно от продуктов сгорания, так и от стенки камеры.

Глава 5

РЕАКТИВНЫЕ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ИЛИ СУБЛИМАЦИИ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА В КАЧЕСТВЕ РАБОЧЕГО ТЕЛА

В настоящее время двигатели на твердом топливе широко используются для управления космическими летательными аппаратами. В качестве твердого топлива используется топливо, содержащее в своем составе горючее и окислитель (унитарное твердое топливо) или сублимирующее твердое топливо. Таким образом, существует два основных типа микродвигателей, использующих в качестве рабочего тела:

- продукты сгорания твердого топлива;
- продукты сублимации твердого топлива.

Основные особенности микродвигателей, работающих на твердом топливе:

- простота конструкции;
- постоянная готовность к запуску;
- высокая надежность;
- простота эксплуатации;
- высокие технико-экономические показатели.

Микродвигатели на твердом топливе обычно не имеют баков, трубопроводов, клапанов, форсунок или систем подачи топлива. Все топливо находится непосредственно в камере сгорания.

Двигатели на твердом топливе используются на космических летательных аппаратах для выполнения следующих функций:

- изменения параметров орбиты искусственных спутников Земли;
- коррекции траектории полета автоматических станций;
- перевода летательного аппарата с одной траектории полета на другую;
- торможения при уходе летательного аппарата с орбиты и посадке;
- компенсации аэродинамического торможения искусственных спутников Земли;
- стабилизации аппарата вращением вокруг какой-либо оси.

Широкое использование двигателей на твердом топливе в качестве бортовых двигательных установок космических летательных аппаратов стало возможным после проведения больших работ по улучшению характеристик микродвигателей и, в частности, термостабильности, удельной тяги, механических свойств заряда, массовых параметров конструкции, многократности включений.

Применение микродвигателей на твердом топливе в качестве космических двигательных установок, т. е. в качестве реактивных систем стабилизации, ориентации и коррекции возможно лишь при выполнении определенных требований, основными из которых являются следующие:

- высокая надежность запуска и стабильность рабочих характеристик;

- достаточно высокий удельный импульс (не менее 2800—3000 (Н·с)/кг);

- низкое отношение массы конструкции к начальной массе твердого топлива (массовый коэффициент 0,06—0,08);

- работоспособность после длительного нахождения в условиях космического пространства (глубокий вакуум, колебания, температуры, жесткие излучения и т. д.);

- термостабильность заряда и конструкции, обеспечивающая неизменность характеристик последующих запусков двигателя и его рабочих параметров;

- надежный многоразовый запуск, трудность технической реализации которого осложняется тем, что он происходит в условиях одновременного воздействия низких температур и сверхглубокого вакуума;

- минимальная и стабильная величина единичного импульса тяги, а также удовлетворительные частотные характеристики.

5. 1. Микродвигатели, использующие продукты сгорания твердого топлива в качестве рабочего тела

Ракетные двигатели, работающие на продуктах сгорания твердого топлива, обладают рядом особенностей:

- горение твердотопливного заряда обычно продолжается до полного выгорания заряда;

- закон изменения тяги двигателя по времени определен заранее и не поддается регулированию;

- при быстром падении давления в камере прекращается горение заряда, благодаря чему можно осуществить повторный запуск двигателя.

В качестве твердого топлива применяется либо смесевое, либо гомогенное топливо. Двигатели на гомогенном топливе не нашли широкого применения в связи с тем, что гомогенное топливо склонно к детонации. Смесевые твердые топлива представляют собой смесь окислителя и горючего.

В качестве окислителя твердого ракетного топлива применяется перхлорат аммония NH_4ClO_4 , который в сочетании с поливинилхлоридом развивает удельный импульс $R_{\text{уд}} = 2200 \div 2500 \text{ (Н} \cdot \text{с) / кг}$.

В качестве связующих веществ применяются полисульфид, полибутadiен и полиуретан. В зависимости от природы связующего вещества физические свойства твердого топлива могут изменяться в широком диапазоне, от твердого до эластичного.

К твердому топливу предъявляются следующие основные требования:

- механические свойства топлива должны обеспечить возможность создания заряда необходимой конфигурации, достижения стабильности его характеристик в процессе эксплуатации, воспламенения и горения;

- физические свойства топлива должны сохраняться во всем температурном диапазоне эксплуатации и не изменяться в течение срока эксплуатации реактивной системы;

- изменение скорости горения топлива в зависимости от давления и температуры заряда, а также от скорости потока газа вдоль поверхности горения должно быть наименьшим;

- обеспечение высокой эффективности двигательной установки.

Основной характеристикой процесса горения является его скорость. Различают линейную и массовую скорость горения. Линейная скорость горения представляет собой скорость перемещения поверхности горения $u = \frac{dl}{dt}$, причем u измеряется в см/с.

Массовая скорость горения представляет собой массу топлива, сгорающего с единицы поверхности за 1 с:

$$u_r = \rho_r \frac{dl}{dt}$$

или

$$u_r = u \rho_r,$$

где ρ_r — плотность топлива, г/см³;

u_r — в г/(см² · с).

Количество продуктов сгорания, образовавшихся в камере сгорания за 1 с

$$G_k = u \rho_r S,$$

где S — полная поверхность горения.

Секундный расход рабочего тела через сопло определяется по формуле, справедливой для стационарного течения со средним показателем изэнтропы n :

$$G_c = A(n) \frac{\mu_c p_k F_{кр}}{\sqrt{R_k T_k}},$$

где

$$A(n) = \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}} \sqrt{n}.$$

На скорость горения оказывают влияние химический состав твердого топлива, его зернистость, температура в камере сгорания, начальная температура твердого топлива, скорость движения газов вблизи поверхности заряда и общая продолжительность горения. Процесс горения очень сложен и мало изучен. Процесс горения включает в себя реакции в жидкой, твердой и газообразной фазах при высоких давлениях и температурах. Кроме того, между твердым топливом и окружающей газовой средой всегда возникает большой температурный градиент.

Если предположить, что влияние остальных параметров мало по сравнению с влиянием давления в камере сгорания, то скорость горения приближенно определяется эмпирическим выражением [13]:

$$v = a p_k^n, \quad (5.1)$$

где a — величина постоянная для данного топлива, которая изменяется в зависимости от начальной температуры заряда;

n — показатель степени в законе горения заряда данного топлива;

p_k — давление газа в камере двигателя.

Формула (5.1) справедлива лишь в определенных диапазонах температур и давления. Начальная температура твердого топлива оказывает значительное влияние на характеристики ракетного микродвигателя.

На рис. 5.1 приведена зависимость давления газа в камере сгорания от начальной температуры твердого топлива. С увеличением начальной температуры микродвигатель работает при более высоком давлении в камере и большей тяге. При этом продолжительность работы микродвигателя уменьшается, но величина суммарного импульса существенно не изменяется. При низких температурах заряда давление в камере сгорания может оказаться недостаточным для поддержания устойчивого горения твердого топлива. Наоборот, при высоких температурах давление в камере сгорания может оказаться недопустимо большим.

Зависимость скорости горения от температуры заряда является отрицательным свойством топлива. Для уменьшения влияния

скорости горения приходится создавать специальные устройства, позволяющие поддерживать температуру заряда в узком диапазоне, т. е. осуществлять термостатирование заряда.

Основные параметры микродвигателя на твердом топливе — тяга и время работы — определяются главным образом формой и размерами заряда. Заряды твердого топлива могут иметь различные геометрические формы. Наиболее эффективно топливо используется при постоянной тяге двигателя. За счет постоянной площади поверхности горения заряда в камере сгорания микродвигателя создается постоянное давление.

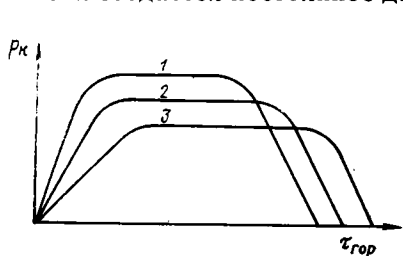


Рис. 5. 1. Изменение давления в камере двигателя, работающего на продуктах сгорания твердого топлива, по времени в зависимости от начальной температуры топлива

1—при температуре t_1 ; 2—при температуре t_2 ; 3—при температуре t_3 ; $t_1 > t_2 > t_3$; $\tau_{гор}$ —время горения

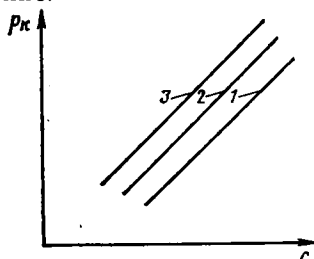


Рис. 5. 2. Зависимость давления в камере двигателя на твердом топливе от отношения площади поверхности горения к критическому сечению сопла и от начальной температуры заряда:

1—при температуре t_1 ; 2—при температуре t_2 ; 3—при температуре t_3 ; $t_1 > t_2 > t_3$

Приближенно давление в камере сгорания можно представить как функцию отношения площади поверхности горения к площади критического сечения

$$p_k \approx \left(\frac{F_{гор}}{F_{кр}} \right)^{\frac{1}{n-1}} = C^{\frac{1}{n-1}},$$

где $F_{гор}$ — площадь горения твердого заряда;

$F_{кр}$ — площадь критического сечения сопла.

На рис. 5. 2 приведены зависимости давления газа в камере сгорания от начальной температуры заряда и коэффициента C .

При проектировании топливных зарядов площадь проходных сечений для газа в заряде должна быть достаточной для того, чтобы истечение газов из камеры происходило с небольшой скоростью. Для исключения эрозионного горения заряда и повышения давления в камере принимают, что

$$\frac{F_k}{F_{кр}} \geq 2,$$

где F_k — площадь камеры, m^2 ;

$F_{кр}$ — площадь критического сечения сопла, m^2 .

Заряд торцевого горения является простым по устройству с коэффициентом заполнения камеры сгорания топливом, близким к единице. Заряд изготавливается в виде цилиндрической шашки без канала, бронированной по всей поверхности за исключением торца, обращенного к соплу.

Заряды трубчатой формы могут быть с постоянной поверхностью горения, когда горение происходит по наружной и внутренней поверхностям, а торцы заряда имеют бронировку, и переменной поверхностью горения, когда наружная поверхность бронирована, а горение происходит по внутренней поверхности или по внутренней поверхности и с торцов. Горение такого заряда происходит линейно-прогрессивно, так как поверхность горения увеличивается. При этом отпадает необходимость в теплоизоляции стенок камеры.

В качестве твердого ракетного топлива для двигателей космических аппаратов фирмой Атлантик Рисерч используются, например, смесевые твердые топлива на основе перхлората аммония (60—80%) и поливинилхлоридного связующего (8—11%), пластификатора (10—12%) и порошкообразного алюминия.

Фирма Локхид Пропалши разработала двигатель на твердом топливе для коррекции орбиты искусственного спутника Земли, применив смесевое топливо на основе перхлората аммония, сополимера бутадиена и акриловой кислоты, которое обладает удовлетворительными механическими характеристиками и может использоваться в диапазоне температур от -60 до $+80^{\circ}\text{C}$ [19, 21].

Смесевые твердые топлива, содержащие перхлорат аммония, полиуретановое связующее и присадку алюминия обеспечивают величину реального удельного импульса $R_{\text{уд}} = 2720 \div 2730$ (Н·с)/кг, а введение в состав топлива бериллия и его соединений обеспечивает увеличение удельного импульса до 3190—3240 (Н·с)/кг. Однако использование бериллия и его соединений приводит к высокой токсичности продуктов сгорания.

Одним из высокоэнергетических компонентов твердого топлива является бисборингидразин $(\text{BH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_4$. Фирма ESSO Research провела исследование твердых топлив, содержащих бисборингидразин, который по существу является твердым монотопливом, так как при взаимодействии бора и азота выделяется тепло, нагревающее рабочее тело — водород. Характерной особенностью этого топлива является низкая температура продуктов сгорания и высокое значение удельного импульса тяги ($R_{\text{уд.т}} = 2780$ (Н·с)/кг при $\frac{p_{\text{к}}}{p_{\text{с}}} = 70$), а недостатком топлива — высокая химическая активность и гигроскопичность бисборингидразина [19, 21].

Для многократного включения двигателя на твердом топливе должны быть предусмотрены средства для:

— обеспечения гашения заряда;

- предотвращения его последующего самопроизвольного воспламенения от воздействия нагретых элементов конструкции;
- повторного запуска по команде.

Наиболее распространенными методами гашения заряда являются:

- резкий сброс давления в камере двигателя через специальный клапан (наиболее универсальный метод);
- применение секционированной конструкции заряда, когда заряд выполняется из отдельных секций, разделанных теплоизолирующими прокладками («вафельный» заряд).

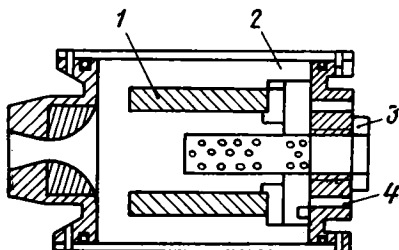


Рис. 5.3. Схема американского ракетного двигателя на твердом топливе для системы стабилизации аппарата вращением:

1—заряд твердого топлива; 2—алюминиевая диафрагма; 3—корзинчатый воспламенитель; 4—отверстие для подключения датчиков

Гашение секционного заряда происходит лишь после полного выгорания очередной секции. Каждая секция имеет автономный воспламенитель, срабатывающий по команде. Основным недостатком секционного заряда является потеря части рабочего тела, возникающая тогда, когда потребность в работе двигателя отпадает, а очередная секция заряда еще не выгорела до конца.

Многосекционный заряд, разработанный фирмой Thiokol Chemical, состоит, например, из отдельных секций твердого топлива, бронируемых снаружи тремя слоями нейлона с пропиткой эпоксидной смолой. Толщина бронирующего покрытия примерно равна 3 мм. Секции вклеиваются в стаканы с боковыми стенками и дном толщиной соответственно 6 и 3 мм, изготовленными из углеводородного полимера с асбестовым наполнителем. Параметры шестисекционного заряда: диаметр — 315 мм, длина 30,5 мм, масса — 23 кг, время горения — 12,5 с, давление в камере $p_k = 4,0 \text{ МН/м}^2$. Состав твердого топлива — 43,5% перхлората аммония, 55% — полиэфирного связующего и твердого охлаждающего и 3,5% отвердителя.

На рис. 5.3 приведена конструктивная схема ракетного двигателя на твердом топливе для системы стабилизации аппарата вращением [19, 21]. Этот двигатель, разработанный лабораторией реактивного движения Калифорнийского технологического института (США), имеет следующие характеристики:

- тяга $R = 353 \text{ Н}$;
- время горения заряда $\tau_{\text{гор}} = 0,5 \text{ с}$;
- площадь поверхности горения $F_{\text{гор}} = 120 \text{ см}^2$;
- масса заряда топлива $G_3 = 0,068 \text{ кг}$;

- давление в камере $p_k = 7,0 \text{ МН/м}^2$;
- диаметр критического сечения сопла $d_{кр} = 5,95 \text{ мм}$;
- степень расширения газа в сопле $\frac{p_k}{p_c} = 50$.

Горение заряда происходит по внутренней и наружной поверхностям заряда.

На космическом аппарате массой примерно 270 кг устанавливаются два таких двигателя на плече 0,6 м.

5.2. Микродвигатели, использующие продукты сублимации твердого топлива в качестве рабочего тела

Принципиально новым направлением в развитии реактивных систем управления на твердом топливе является разработка систем на сублимирующем твердом топливе.

На рис. 5.4 приведена принципиальная схема системы для синхронного искусственного спутника Земли АТС-П. В качестве рабочего тела используются продукты сублимации твердого кристаллического вещества 7 (Sublex), которое хранится в тонкостенном баке 5. Давление паров этого вещества определяется равновесием системы кристаллическое вещество-пар.

При подаче электрической команды на электроклапан 2 пары сублимата твердого вещества, проходя через терморегулируемый дроссель 4 и коллектор с фильтрами 3, выбрасываются из сопла 1, создавая тягу. Израсходованный объем пара компенсируется сублимацией твердой фазы топлива до достижения равновесного давления в баке. Давление паров сублимата твердого топлива перед соплами поддерживается с помощью дросселя. Термочувствительный расширяющийся элемент 8 используется для управления работой терморегулируемого дросселя. Микродвигатель обеспечивает тягу $R = 0,0025 \text{ Н}$ в течение 20 ч непрерывной работы. Расчетная продолжительность полета — более 2,5 лет.

В качестве топлива описанной системы применяется топливо Sublex А или Sublex В.

На рис. 5.5 показана зависимость давления паров сублимата от температуры топлива.

В табл. 5.1 приведены основные характеристики твердых сублимирующих топлив [30].

Реактивные системы на сублимирующем твердом топливе могут применяться для малых уровней тяг. Реактивные системы управления на твердом сублимирующем топливе имеют ряд преимуществ по сравнению с системами на сжатых газах, а именно:

- малую массу, так как относительная масса топливного бака для систем на сублимирующем топливе составляет 0,1, тогда как для систем на сжатом газе она превышает 1;

- значительно меньшее давление рабочего тела (примерно $0,05 \text{ МН/м}^2$ вместо $20,0\text{—}30,0 \text{ МН/м}^2$), что значительно облегчает решение вопросов герметичности;

Таблица 5.1

Характеристики твердого сублимирующего топлива

Наименование топлива	Технические параметры					
	давление p_s паров топлива при температуре 20°C , МН/м^2	теплота сублимации, кДж/кг	$K = \frac{c_p}{c_v}$	молекулярный вес пара	плотность топлива, г/см^3	теоретическая удельная тяга $R_{уд.т}$ при $\frac{p_c}{p_s} = 100$ ($\text{Н} \cdot \text{с}$)/кг
Sublex A	0,05	1810	1,31	25,5	0,73—1,35	825—835
Sublex B	0,01	2040	—	28,0	0,73—1,35	825—835

— произвольная форма топливных баков (благодаря малому рабочему давлению) позволяет размещать их в свободных полосах космического аппарата;

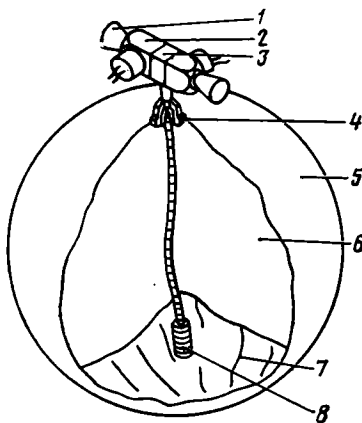


Рис. 5.4. Конструкция реактивной системы управления на твердом сублимирующем топливе фирмы Рокет Рисёрч [30]:

1—сопло; 2—электроклапан; 3—коллектор с фильтрами; 4—терморегулируемый дроссель; 5—топливный бак; 6—полость с азотом; 7—сублимирующее твердое топливо; 8—термочувствительный расширяющийся элемент

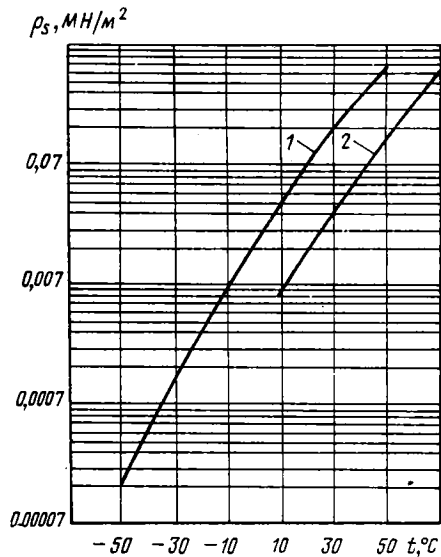


Рис. 5.5. Изменение давления паров сублимата от температуры топлива [30]:

1—Sublex A; 2—Sublex B

— меньший объем топлива, так как оно хранится в твердом кристаллическом состоянии, чем обеспечивается большая плотность заполнения топливного бака.

Оптимальное давление пара конкретной системы обеспечивается выбором соответствующего твердого топлива и его рабочей

температуры. По данным работы [30] для топлива Sublex и уровня тяги $R < 4,54$ Н давление пара должно быть примерно $0,07$ МН/м², а для тяги $R < 0,0045$ Н — до $0,007$ МН/м².

К сублимирующим твердым топливам предъявляются следующие требования:

- они не должны медленно диссоциировать, так как при этом увеличивается давление пара в баке;

- они не должны полимеризоваться и уменьшать летучесть паров с течением времени;



- должно поддерживаться стабильное давление паров топлива во времени;

- должна обеспечиваться взрывобезопасность топлива, нечувствительность к воздействию воздуха и влаги, совместимость с конструкционными материалами;

- достаточно высокая скорость сублимации топлива, обеспечивающая поддержание равновесного давления пара даже при значительном расходе рабочего тела.

Сублимирующее топливо Sublex химически инертно и взрывобезопасно, однако при продолжительном воздействии воздуха оно впитывает влагу. Поэтому топливный бак наддувается обезвоженным азотом.

Твердое сублимирующее топливо используется либо в виде сплошной кристаллической массы, либо в виде спрессованного или гранулированного порошка.

Для сублимации твердого топлива используется специальное устройство для подогрева топлива. Так, например, для поддержания тяги $0,0045$ Н требуется приток тепла примерно 10 Вт, причем потребный теплоподвод пропорционален уровню тяги.

На рис. 5.6 приведена зависимость удельной тяги от температуры подогрева для сублимирующих веществ гидрида лития и гидросульфита аммония. Из рисунка видно, что гидрид лития и

Таблица 5.2

Характеристики некоторых зарубежных двигателей и реактивных систем с использованием продуктов сгорания или сублимации твердого топлива в качестве рабочего тела [21, 30]

Марка двигателя или системы	Назначение, конструк- тивные особенности и фирма-разработчик	Характеристики							
		тяга Р, Н	удельная тяга $R_{уд}$ (Н·с)/кг	полный им- пульс тяги I_p , Н·с	суммарное вре- мя работы, с	топливо		масса, кг	Лапариты $l \times d$ мм
						окислитель	горючее		
0,3-KS-5 (Mars 3A-1)	Двигатель фирмы Ат- лантик Рисёрч для за- крутки спутников «Ти- рокс»	23	—	—	—	NH ₄ ClO ₄	Поливинилхло- рид	0,04	71×19
0,38-KS-44 (Mars 33A-1)	Двигатель фирмы Ат- лантик Рисёрч для систем ориентации головной час- ти Mk-12	200	—	—	—	NH ₄ ClO ₄	Поливинилхлорид с присадками алю- миния	0,2	79×32
0,5-KS-29 (Mars 55A-1)	Двигатель фирмы Ат- лантик Рисёрч для уп- равления головной части Mk-17 по тангажу	130	—	—	—	NH ₄ ClO ₄	Поливинилхлорид с присадками алю- миния	0,2	134×50
0,5-KS-30 (Mars-18C)	Двигатель фирмы Ат- лантик Рисёрч для управ- ления головной части ра- кеты «Минитмен» по тан- гажу	136	—	—	—	NH ₄ ClO ₄	Поливинилхлорид	0,4	160×32

SCR-28A	Двигатель фирмы Рокит РИСёрч для раскрутки и ориентации спутников	0,09	—	—	—	—	—	—	1,0	203×84
SCR-33A	Двигатель фирмы Рокит РИСёрч для раскрутки и ориентации спутников	0,05	—	—	—	—	—	—	1,1	140×102
ZP-104	Двигатель фирмы Локхид Пропаланн для коррекции орбиты спутников	1505	—	—	—	—	NH ₄ ClO ₄	Сополимер поли-бутадиент	10,1	236×216
0,5-KS-130 (Marc-5)	Двигатель фирмы Атлантик РИСёрч для раскрутки и замедления вращения спутников «Эксплорер»	500÷590	—	—	—	—	—	—	0,7	150×52
0,75-KS-150 (Marc 56A-1)	Двигатель фирмы Атлантик РИСёрч для использования в качестве газогенератора на головной части Mk-17	690	—	—	—	—	NH ₄ ClO ₄	Поливинилхлорид	0,7	154×76
I-KS-80 (Marc 48A-2)	Двигатель фирмы Атлантик РИСёрч для управления головной частью Mk-11	304	—	—	—	—	NH ₄ ClO ₄	Поливинилхлорид с присадками алюминия	0,6	83×77
I-KS-210 (Marc 6)	Двигатель фирмы Атлантик РИСёрч для системы ориентации ракеты «Тор Эйбл»	794÷953	—	—	—	—	NH ₄ ClO ₄	Поливинилхлорид	1,5÷1,7	254×78
I-KS-30 (Marc 15A)	Двигатель фирмы Атлантик РИСёрч для раскрутки головных частей ракеты «Минитмен» и спутников «Дискаверер»	172	—	—	—	—	NH ₄ ClO ₄	Поливинилхлорид	0,3	127×39

Марка двигателя или системы	Назначение, конструктив- ные особенности и фирма-разработчик	Характеристики						
		удельная тяга $R_{уд}$ (Н·с)/кг	полный им- пульс тяги /з, Н·с	суммарное время работы, с	топливо		масса, кг	габариты $l \times d$ мм
					окислитель	горючее		
1-KS-40 (Marc 4)	Двигатель фирмы Ат- лантик Рисёрч для рас- крутки и замедления вра- щения последних ступе- ней ракет «Тор Дельта», «Скаут»	163×204	—	—	NH ₄ ClO ₄	Поливинилхлорид	0,3÷ 0,4	102×39
1-KS-40 (Marc 51A-2)	Двигатель фирмы Ат- лантик Рисёрч для голов- ной части Mk-11	181	—	—	NH ₄ ClO ₄	Поливинилхлорид с присадками	0,6	82×77
1-KS-75 (Marc 36A-1)	Двигатель фирмы Ат- лантик Рисёрч для рас- крутки последней ступе- ни ракеты «Скаут»	340	—	—	NH ₄ ClO ₄	Поливинилхлорид с присадками алю- миния	0,4	175×38
Sublejet	Двигательная установ- ка фирмы SEP на про- дуктах сублимации твер- дого топлива с энергопот- реблением 15 Вт; темпе- ратурный диапазон 0— 50°С	0,2·10 ⁻²	685	1470	Sublex $G_T=2,2$ кг		4,3	

гидросульфит аммония как сублимирующие твердые топлива при значительном подводе тепла позволяют получить большую удельную тягу.

В табл. 5.2 приведены характеристики некоторых зарубежных микродвигателей и реактивных систем, в которых в качестве рабочего тела используются продукты сгорания твердого топлива и продукты сублимации твердых веществ. Из таблицы видно, что реально разработанные микродвигатели и реактивные системы имеют следующие параметры:

$$R = 2 \cdot 10^{-2} \div 1500 \text{ Н}; R_{\text{уд}} = 700 \div 1500 \text{ (Н} \cdot \text{с)/кг.}$$

Глава 6

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

6. 1. Общие принципы проектирования

Конструкция реактивной системы и ее элементов в значительной мере определяется условиями космического полета.

Управление движением космического летательного аппарата осуществляется с помощью реактивной системы управления, поэтому одним из основных требований, предъявляемых к системе, является ее высокая надежность. В связи с этим для выполнения простой программы управления с однократными включениями двигателей выбирают системы с двигателями на твердом топливе. Для выполнения сложной программы полета с многократными включениями различной длительности и частоты применяют системы на сжатом газе, а при значительной величине полного импульса тяги-системы на жидком топливе, как энергетически более выгодные.

Обычно космический аппарат снабжается несколькими микродвигателями, размещенными таким образом, чтобы было возможно управление летательным аппаратом по трем осям. Часто управляющие двигатели объединяют в группы, причем двигатели каждой такой группы питаются от общих топливных баков. Для повышения надежности двигатели группируют таким образом, чтобы обеспечивать дублирование управления. Параметры двигателей определяются главным образом потребной скоростью выполнения маневра. Для точного маневра и ориентации требуются двигатели, которые могли бы обеспечивать достаточно малый единичный импульс тяги, т. е. которые могли бы работать либо с весьма малой тягой достаточно длительное время, либо с большой тягой в течение очень короткого времени. Получение малого импульса тяги выгодно также и с точки зрения экономии топлива, например, при необходимости сохранения ориентации аппарата в течение длительного времени. Иногда требуемое быстродействие и малый импульс можно обеспечивать лишь при помощи дополнительной группы верньерных двигателей.

Конструкция реактивной системы считается совершенной, если у нее малая масса и относительно большой запас топлива на борту летательного аппарата. Поэтому она может оказаться недостаточно жесткой и прочной, в связи с чем возможны аварии по вине вытеснительной системы подачи, топливной системы и микродвигателей. Другой причиной аварии может быть взаимное электрическое влияние различных систем. В сложных системах всегда существует вероятность того, что электрическая энергия, предназначенная для питания одного элемента, может быть случайно подведена к другому элементу. В связи с этим электрические системы должны быть изолированы друг от друга, а также тщательно исследованы для выявления случайных паразитных токов и тех элементов, которые при незначительных изменениях параметров цепи могут выйти из строя.

При разработке схемы реактивной системы управления особое внимание должно быть обращено на обеспечение высокой надежности работы при всех неблагоприятных условиях.

Повышения вероятности безотказной работы схемы можно достичь путем резервирования ее элементов. С этой целью должен быть проведен тщательный анализ надежности, логики, схемы и отдельных ее элементов. В результате такого анализа выявляются критические участки, для которых в наибольшей степени необходимо резервирование. Иногда для обеспечения максимальной надежности дублируют всю систему.

Другим методом повышения надежности является разработка схемы, в которой отказ отдельных элементов не нарушает работоспособность всей схемы.

Надежность системы можно повысить путем применения автономных цепей и магистралей. Автономные цепи применяются в схемах с полупроводниковыми приборами, особенно подверженными воздействию переходных процессов в цепях электропитания. При подрыве пиропатронов, срабатывании управляющих двигателей появляются большие выбросы тока. Поэтому цепи пиротехнических устройств принято изолировать от цепей других систем летательного аппарата. Для автономных цепей пиротехнических устройств предусматривают автономные источники питания. Электрические клапаны микродвигателей создают несколько меньший уровень помех, чем от срабатывания пиротехнических устройств. Электрическая проводка пиротехнических устройств выполняется по двухпроводной схеме экранированным проводом, причем заземление провода на корпус летательного аппарата не допускается, так как это подвергает пиротехнические устройства случайным воздействиям других бортовых систем, что может привести к преждевременному срабатыванию пиротехнических устройств. Для обеспечения требуемой надежности для каждого пиротехнического устройства используются две электроцепи. Для питания пиротехнических цепей используются самостоятельные электрические разъемы, через которые не должны проходить

другие цепи. Пиротехнические устройства с электрическим воспламенением должны иметь защиту от короткого замыкания.

Основной задачей при проектировании системы является увеличение ресурса и повышение эксплуатационной надежности системы. Поэтому при проектировании необходимо устранить все факторы, способствующие сокращению эксплуатационного ресурса. Основными элементами, определяющими ресурс всей системы, являются управляющие микродвигатели. В свою очередь, наиболее уязвимыми элементами, ограничивающими ресурс микродвигателей, являются камера и клапанное устройство.

С той же целью для микродвигателей необходимо предусматривать сравнительно большие гарантийные запасы топлива, чем это требуется для двигательных установок ракет-носителей. Гарантийные запасы топлива повышают вероятность успешного выполнения задачи, повышая вероятность безотказной работы микродвигателей в непредвиденных ситуациях и при навигационных ошибках.

Для получения высокой надежности системы и ее элементов требуется:

- 1) проектирование всех основных элементов управляющих микродвигателей с большим эксплуатационным запасом, особенно это относится к наиболее уязвимым элементам — камере сгорания и топливным электроклапанам;

- 2) использование принципа самоустранения дефектов элементов конструкции, которые подвергаются повреждениям в процессе эксплуатации;

- 3) упрощение конструкции, уменьшение количества подвижных элементов и числа стыков, способных к разгерметизации;

- 4) детальный анализ и учет всевозможных опасных ситуаций, которые могут возникнуть в процессе эксплуатации системы и двигателей;

- 5) тщательный анализ и устранение всех видов отказов на каждом этапе экспериментальной отработки системы. При этом должны проводиться эффективные конструктивные мероприятия для устранения каждого выявленного недостатка;

- 6) разработка методов наиболее полного контроля качества системы и ее элементов на всех стадиях изготовления, сборки и испытания;

- 7) проведение большого объема экспериментальной отработки по программам, максимально приближенным к программе летных испытаний. Такие испытания должны подтвердить работоспособность системы во всем диапазоне ожидаемых условий, а также за их пределами.

Высокая надежность системы может быть обеспечена выполнением всего комплекса мероприятий в процессе проектирования, изготовления и экспериментальной отработки системы, направленного на достижение высокой надежности системы. Эти мероприятия должны быть также направлены:

- на улучшение качества производства и строгий технологический контроль на всех стадиях изготовления;
- повышение надежности отдельных элементов и правильный выбор режимов их работы;
- проведение специальных испытаний систем и агрегатов с имитацией условий космического полета;
- проведение ресурсных испытаний, подтверждающих высокую надежность узлов и агрегатов системы.

Анализ существующих реактивных систем управления по достигнутому уровню надежности, ресурсу, эксплуатационным характеристикам и экономическим факторам показывает правильность и целесообразность такого подхода к проектированию систем, когда при некотором снижении энергетических характеристик достигается высокая надежность системы путем упрощения ее конструкции и увеличения термического запаса прочности двигателей.

Простота конструкции достигается уменьшением количества конструктивных элементов и агрегатов и их упрощением. Увеличение термического запаса прочности обеспечивается выполнением камер сгорания двигателей из материалов, выдерживающих температуру, значительно превышающую рабочую температуру стенки камеры. Термический запас примерно в 500°C обеспечивает высокую надежность и практически неограниченный ресурс работы двигателей.

6. 2. Области применения

Выбор того или иного типа реактивной системы управления при проектировании космического летательного аппарата производится путем сравнения характеристик различных систем и полетных требований, определяемых назначением летательного аппарата.

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

- состояние разработки и степень отработанности;
- стоимость разработки и изготовления;
- возможность серийного изготовления и наличие сырьевой базы;
- минимально возможная величина единичных импульсов тяги;
- надежность;
- минимальная полная масса.

При равноценности первых четырех критериев выбор системы производят, сравнивая два последних критерия: надежность и полную массу системы.

Для определения областей целесообразного применения систем можно воспользоваться изображением этих областей в координатах полный импульс — тяга. При этом границы между об-

ластями предпочтительного использования различного типа систем представляют собой линии равной массы систем при постоянных величинах полного импульса и тяги.

На рис. 6. 1 показаны области рационального применения реактивных систем управления в зависимости от тяги микродвигателей и полного импульса при использовании различных топлив. 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 10 000 Н·с более рациональными являются системы на сжатом газе.

При значительно больших величинах полного импульса (100 000 Н·с и более) и том же уровне тяги более выгодными становятся системы с электрореактивными двигателями.

При тяге более 5 Н и полном импульсе более 10 000 Н·с предпочтительными становятся системы на жидком топливе, в частности, при полном импульсе до 50 000 Н·с — системы на жидком монотопливе, а при больших значениях полного импульса — системы на жидком двухкомпонентном топливе.

На рис. 6. 2 показана зависимость массы реактивной системы управления от полного импульса тяги при использовании различных топлив. При полном 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 весовыми 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.

6. 3. Основные этапы разработки

Разработка реактивной системы управления включает в себя следующие основные этапы:

- научно-исследовательские работы, в процессе которых решаются отдельные проблемы создания системы и выбираются направления разработки;

- опытно-конструкторские работы, на стадии которых выбираются принципиальные варианты выполнения важнейших узлов и системы в целом, опробываются новые конструктивные решения;

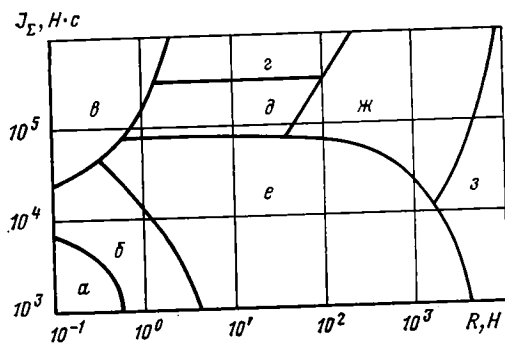


Рис. 6.1. Область рационального применения реактивных систем управления космических летательных аппаратов в зависимости от тяги R и суммарного импульса I_{Σ} при использовании различных топлив [41]:

а—сублимирующие вещества; б—сжатые газы; в—электрореактивные двигатели; г, з—жидкое топливо H_2+O_2 ; д—жидкое топливо $A-50+N_2H_4$; ж—жидкое монотопливо N_2H_4 ; ж—жидкое топливо H_2+F_2

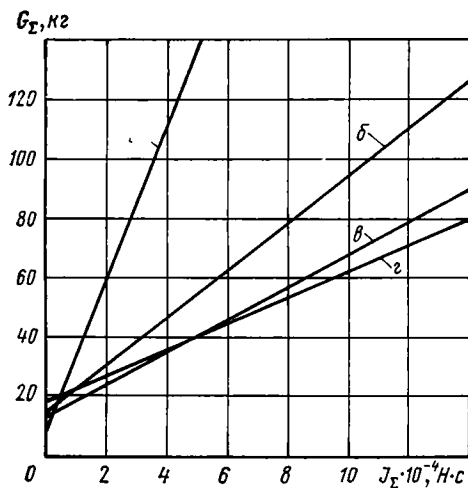


Рис. 6.2. Зависимость массы реактивной системы управления G_{Σ} от суммарного импульса I_{Σ} при использовании различных топлив [41]:

а (кривая слева)—сжатый газ N_2 ($R_{уд.п} = 695 \text{ Н} \times \text{с/кг}$); б—жидкое монотопливо H_2O_2 ($R_{уд.п} = 1540 \text{ Н} \cdot \text{с/кг}$); в—жидкое монотопливо N_2H_4 ($R_{уд.п} = 2160 \text{ Н} \cdot \text{с/кг}$); г—жидкое двухкомпонентное топливо $N_2O_4+N_2H_4$ (или ММГ, НДМГ, А-50) ($R_{уд.п} = 2740 \text{ Н} \cdot \text{с/кг}$)

— эскизное проектирование, при котором на основании расчетно-теоретических и опытно-конструкторских работ производится обоснование и выбор принципиальной схемы системы и ее важнейших элементов, а также намечается дальнейший ход разработки;

— выпуск чертежно-технической документации и технологической документации для экспериментальной отработки системы и ее дальнейшего серийного изготовления;

— наземную экспериментальную отработку системы и ее агрегатов в условиях максимально приближенных к условиям космического полета;

— летные испытания системы в составе космического аппарата и сдача ее заказчику.

Конечным этапом разработки системы является выпуск комплекта технической и технологической документации, обеспечивающей изготовление системы и ее элементов с заданными характеристиками.

Проектирование системы начинается с получения технического задания, в котором содержатся необходимые требования, выполнение которых обеспечивает получение заданных тактико-технических и эксплуатационных характеристик системы.

Техническое задание является основным исходным документом на проектирование системы и сдачу ее заказчику. Техническое задание составляется на основании анализа тактико-технических требований к конкретному космическому летательному аппарату. В техническом задании указывается назначение, тип и состав системы. Оговариваются ее основные технические параметры, которые должны быть проверены в результате разработки: тяга; удельная тяга в непрерывном и импульсном режимах; полный и единичный импульс тяги; ресурс работы по времени и количеству включений в соответствии с заданной циклограммой; динамические характеристики; энергопотребление; масса и габариты системы: количественные показатели надежности и другие параметры, а также регламентируются условия эксплуатации.

На стадии эскизного проектирования производятся выбор и обоснование принципиальной схемы системы; расчет ее основных параметров; проработка общей компоновки системы на летательном аппарате; разработка конструкции узлов и агрегатов и т. п.

На основании разработанных материалов готовятся частные технические задания на отдельные элементы системы, а также протоколы согласования применимости покупных изделий. В этих документах излагаются требования, необходимые для обеспечения условий взаимосвязи отдельных элементов в системе.

Разработка и выпуск чертежно-технической документации на систему ведется на основании материалов эскизного проекта, который в данном случае является исходным документом. Техни-

ческая документация является, в свою очередь, основой для создания технологической документации, оснащения производства и подготовки его к изготовлению, сборке и испытанию систем и агрегатов. В комплект чертежно-технической документации входят чертежи, технические условия, техническое описание и инструкция по монтажу и эксплуатации, протоколы согласования применения покупных элементов и другие документы.

Важнейшим моментом при выпуске чертежно-технической документации на систему является проведение объемного макетирования системы в составе летательного аппарата. Объемное макетирование позволяет более правильно и рационально разместить узлы и агрегаты системы, проложить трубопроводы и кабельные стволы, избежать неправильного взаимного расположения агрегатов и обеспечить их нормальное функционирование, а также организовать свободный доступ к ним при эксплуатации. Макетирование позволяет также из множества возможных вариантов компоновки системы выбрать оптимальный и повысить качество выпускаемой технической документации.

Экспериментальная отработка системы ведется в соответствии с разрабатываемым для этой цели методическим планом отработки, который предусматривает как объем и номенклатуру испытаний, так и необходимое оборудование для подтверждения всех требований, предусмотренных техническим заданием.

Детальная методика проведения испытаний, предъявляемые к ним технические требования и требования к обеспечению необходимых измерений в процессе испытаний оговариваются в специальных программах экспериментальной отработки. По результатам отработки выпускаются отчеты с подробным анализом полученных результатов и их соответствия требованиям технического задания. По окончании отработки оформляется заключение о допуске системы к летным испытаниям в составе летательного аппарата.

Для проведения летных испытаний выпускаются «Материалы летных испытаний системы», которые предназначены для оперативного анализа ситуаций, возникающих в процессе летных испытаний и принятия необходимых решений.

Успешное проведение летных испытаний служит основанием для сдачи ее заказчику и серийного производства.

Создание реактивной системы управления — сложный и трудоемкий процесс, причем наибольшая затрата времени приходится на этап экспериментальной отработки. Так, по американским данным, разработка реактивной системы управления для космического аппарата «Лунар Орбитер», в которой использовались уже отработанные узлы и агрегаты, была проведена за 28 месяцев. Считается, что такой срок недостаточен для разработки системы, так как он исключает возможность разработки новых узлов и агрегатов.

6. 4. Экспериментальная отработка

Экспериментальная отработка реактивной системы управления и ее элементов проводится для подтверждения характеристик, оговоренных в техническом задании, и включает в себя следующие этапы:

- автономную отработку элементов системы;
- отработку и доводку микродвигателей;
- комплексную отработку системы;
- проверку характеристик микродвигателей и систем при работе со штатными блоками системы управления;
- испытания для подтверждения количественных показателей надежности;
- летно-конструкторские испытания в составе летательного аппарата.

При экспериментальной отработке системы и ее элементов имитируются наземные условия эксплуатации (хранение, транспортировка и регламентные проверки), условия выведения на орбиту (виброперегрузки и статические нагрузки, имитирующие аэродинамические силы), и, наконец, условия космического полета (глубокий вакуум, радиация, циклограмма включений, работа при крайних сочетаниях внешних факторов).

Автономная проверка элементов системы включает в себя отработку агрегатов автоматики системы питания, баков, баллонов и элементов конструкции (рамы, платы и т. д.).

Отработка автоматики системы питания проводится обычно в три этапа: конструкторские, доводочные и сдаточные испытания.

При конструкторских испытаниях выявляются принципиальные недостатки конструкции, определяются основные характеристики элементов, выбираются основные варианты. К моменту изготовления материальной части для доводочных испытаний эти недостатки устраняются, характеристики корректируются. При доводочных испытаниях элементы испытываются в утяжеленных условиях, определяется располагаемый ресурс и проверяются характеристики.

К этапу зачетных испытаний все замечания должны быть устранены. Эти испытания являются зачетными для допуска агрегатов автоматики к установке на летательный аппарат.

Каждый этап испытаний агрегатов автоматики включает в себя проверку работоспособности во всем диапазоне рабочих температур, после воздействия линейных и вибрационных перегрузок, а также наработку ресурса, вакуумные испытания и длительную выдержку под давлением.

Отработка топливных баков и баллонов для сжатого газа включает в себя гидроиспытания до разрушения, циклические испытания на нагружение рабочим давлением и зачетные испытания. Кроме того, предусматриваются испытания разделителей:

вытеснительных мешков, диафрагм и т. д. — на циклические нагрузки, проницаемость и герметичность.

Элементы конструкции типа рам, ферм, плат и т. д. проходят испытания на статическое нагружение до разрушения.

Экспериментальная отработка и доводка микродвигателей включает в себя отработку электромагнитного привода клапана, собственно клапана, форсуночной головки, каталитического пакета, камеры с сопловым устройством и микродвигателя в комплексе.

При отработке электромагнитного привода определяется статическая характеристика электромагнита при крайних значениях температур и напряжений питания, а также температура нагрева обмотки при длительном включении электромагнита.

Отработка клапана предусматривает получение заданной герметичности в заданном диапазоне температур и давлений и при воздействии глубокого вакуума.

Отработка форсуночного устройства, каталитического пакета и камеры необходима для обеспечения оптимальной организации процессов смешения и воспламенения компонентов или их каталитического разложения, для выбора способов надежного охлаждения камеры и обеспечения наилучших динамических характеристик.

При отработке соплового устройства определяются фактические величины потерь в сопле, тяги сопла и расход газа через него, а также разброс этих величин в зависимости от допусков на изготовление конструкции, влияния внешних факторов и погрешности измерительных устройств.

Комплексная отработка микродвигателей проводится обычно также в три этапа подобно отработке агрегатов автоматики и включает в себя аналогичные проверки и, кроме того, определение динамических характеристик двигателей при крайних значениях напряжения питания электромагнита, температуры окружающей среды и давления на входе (времена чистого запаздывания, постоянная микродвигателя, минимальный импульс тяги и т. д.).

Кроме того, отработка микродвигателя предусматривает ресурсные испытания, во время которых периодически контролируется стабильность динамических характеристик микродвигателя и герметичность клапанов.

Комплексная отработка системы проводится на штатных агрегатах автоматики, баках, баллонах и микродвигателях также в три этапа, включающие в себя конструкторские, доводочные и зачетные испытания.

На этапе конструкторских испытаний выявляются дефекты, возникающие от взаимного влияния всех элементов системы при работе, а также почему-либо не вскрытые при автономной отработке агрегатов автоматики и микродвигателей, проверяются характеристики системы и полная программа работы.

К этапу зачетных испытаний на новой материальной части все отмеченные замечания устраняются. Эти испытания являются зачетными для допусков системы к летным испытаниям.

Комплексная отработка системы включает в себя:

- электрические испытания;
- проверку на функционирование и взаимное влияние;
- определение гидравлических потерь по трактам при различных сочетаниях одновременно работающих микродвигателей;
- корректировку настройки редуктора давления и микродвигателей, снятие характеристики редуктора при работе в системе на стоп-режиме, с минимальным и максимальным расходом, при крайних значениях давления газа в баллонах, баках, на входе в микродвигатели, а также при длительной выдержке;
- определение полного импульса тяги системы;
- виброиспытания (автономно и в составе летательного аппарата) с последующей проверкой всех характеристик;
- проверку герметичности всех подвижных и неподвижных соединений;
- испытания в барокамере;
- наработку ресурса по заданной программе полета;
- разборку и дефектацию всех элементов системы.

Проверка характеристик микродвигателей и системы при работе со штатными блоками системы управления проводится для уязвки реактивной системы с системой управления.

При испытаниях выявляются взаимные влияния обеих систем, а по их результатам соответственно изменяется техническая документация. Кроме того, производится оценка эффекта ложных сигналов в системе электропитания на работу двигателей (высоковольтные напряжения — помехи).

Испытания по подтверждению количественных показателей надежности проводятся также на специальной материальной части. Для этой цели выделяются системы, как правило, укомплектованные дополнительными агрегатами автоматики, баковыми устройствами и микродвигателями, которые заменяются в ходе испытаний после наработки предельного количества циклов.

Летно-конструкторские испытания в составе летательного аппарата являются окончательной проверкой работоспособности системы в естественных условиях. В полете производится телеметрический контроль ряда параметров системы, знание которых необходимо для оценки ее работоспособности и функционирования, а также для проверки проектных характеристик. После отработки и анализа полученных данных дается окончательное заключение о работоспособности системы на данном аппарате.

Преобладающим видом отказов микродвигателей является отказ клапанов при открытии и закрытии. Учитывая, что необходимо, с одной стороны, обеспечить достаточный запас по усилию электропривода для открытия клапана, а, с другой стороны, что этот запас из соображений получения наилучших динамических

характеристик должен быть не более двух-трех, следует уделять особое внимание требованиям четкого открытия и закрытия клапанов двигателя, так как пропуски в срабатывании клапанов и двигателя могут привести к потере управляемости. Отсюда видно, что надежность двигателя является функцией потребного числа включений. Так, двигатель R-4Д космического корабля «Аполлон» наработал в полете и при наземных испытаниях около 10^6 включений. К этому надо добавить около $8 \cdot 10^6$ дополнительных «холодных» включений (которые приравняются к $4 \cdot 10^6$ огневых включениям), проведенных при отработке клапанов. В то же время негерметичность клапанного устройства двигателя при проверке сжатым газом (азотом) давлением $0,7 \text{ МН/м}^2$ составляла не более $2,8 \text{ мм}^3/\text{с}$.

В табл. 6.1 показана зависимость ожидаемой надежности двигателя R-4Д от потребного числа включений. С увеличением числа включений надежность двигателя значительно уменьшается.

Высокая надежность и большой ресурс работы микродвигателей могут быть гарантированы, если в процессе экспериментальной отработки они проходят не только исчерпывающую программу испытаний во всем диапазоне эксплуатационных характеристик, но и подвергаются ужесточенным испытаниям при условиях и режимах, выходящих за пределы технических требований. В процессе таких испытаний определяются фактические характеристики и уровень надежности двигателя и принимаются конструктивные меры, направленные на увеличение его ресурса и надежности. Увеличение ресурса камеры достигается, например, путем снижения рабочей температуры стенки по сравнению с допустимой примерно на 500°C и применения специальных тугоплавких материалов. Так, например, на двигателе R-4Д при максимальном потребном времени непрерывной работы около 600 с проводилась отработка непрерывного режима двигателя длительностью 2 ч.

Важнейшим моментом экспериментальной отработки систем и элементов является обеспечение герметичности. Контроль герметичности производится для определения соответствия герметичности испытуемых узлов, агрегатов и изделий требованиям, изложенным в технической документации. В процессе испытаний отыскиваются места микротечи, а также определяется величина

Таблица 6.1
Зависимость ожидаемой надежности двигателя R-4Д от потребного числа включений

Потребное число включений двигателя	Ожидаемая надежность двигателя при доверительной вероятности 0,5
10^3	0,99986
$5 \cdot 10^3$	0,99931
10^4	0,99860
$5 \cdot 10^4$	0,99310
10^5	0,98620

негерметичности. Для обнаружения утечек используются различные методы, которые отличаются друг от друга чувствительностью, т. е. величиной минимальной утечки, которая еще обнаруживается данным методом. Основными из них являются:

- метод опрессовки;
- метод остаточных устойчивых следов;
- метод дисперсной массы;
- метод галоидных течеискателей;
- радиоактивный метод контроля герметичности;
- люминесцентный метод контроля герметичности;
- масс-спектрометрический метод контроля герметичности с помощью гелия или воздушно-гелиевой смеси.

Масс-спектрометрический метод испытаний на герметичность имеет несколько разновидностей:

- метод шупа;
- метод вакуумирования;
- метод накопления при атмосферном давлении.

Существует несколько видов испытаний по методу вакуумирования:

- испытание на герметичность методом вакуумирования с применением вакуумной камеры (объект испытания помещается в вакуумную камеру);
- испытание на герметичность методом вакуумирования изделия, помещенного в гелиевую камеру;
- испытание на герметичность методом вакуумирования с применением вакуумных присосов;
- испытание на герметичность методом вакуумирования с применением разъемных вакуумных камер;
- испытание на герметичность методом вакуумирования с обдувом контрольным газом.

Наиболее чувствительным методом испытаний на герметичность является масс-спектрометрический метод.

Так как высокочувствительные течеискатели могут реагировать на загрязнение атмосферы, а с помощью малочувствительных методов нельзя обнаружить малые утечки, необходимо проводить несколько циклов испытаний на герметичность различными методами, постепенно переходя от менее чувствительных к более чувствительным, что позволяет гарантированно проверить герметичность системы.

Важнейшим моментом, на который должно быть обращено внимание в процессе экспериментальной отработки системы, а также в процессе ее дальнейшего серийного изготовления, является обеспечение чистоты внутренних полостей системы и ее элементов. Герметичность клапанов двигателей и агрегатов автоматики является важнейшим показателем надежности. Между тем более 30 % всех отказов случается из-за негерметичности клапанов, что большей частью связано с недостаточной чистотой внутренних полостей системы.

Для проведения большинства испытаний элементов, микродвигателей и системы в целом необходима испытательная установка, моделирующая условия космического полета. Она должна быть оснащена комплексом измерительных средств, которые позволяли бы регистрировать параметры как стационарных, так и быстропротекающих процессов с достаточной степенью точности. Эта установка должна быть оснащена термовакuumной камерой, которая обеспечивала бы отвод продуктов истечения из сопел двигателей.

Основные параметры реактивной системы управления — тяга, удельная тяга и единичный импульс. Для определения фактического значения указанных параметров необходимо измерять усилие, развиваемое двигателем, расход топлива, давление в камере и снимать временные характеристики импульсного режима работы.

Применяемые за рубежом измерительные средства позволяют измерять тягу двигателей с точностью до 2% и расход топлива — с точностью до 0,5%.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Абрамович Г. Н.** Прикладная газовая динамика. Изд. 3-е, М., «Наука», 1969, 824 с.
2. **Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г.** Управление космическим летательным аппаратом. М., «Машиностроение», 1964, 402 с.
3. **Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П.** Теория ракетных двигателей. М., «Машиностроение», 1969, 547 с.
4. **Башта Т. М.** Гидропривод и гидроспнеумавтоматика. М., «Машиностроение», 1972, 320 с.
5. **Васильев А. П., Кудрявцев В. М. и др.** Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. М., «Высшая школа», 1967, 675 с.
6. **Варгафтик Н. Б.** Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. Изд. 2-е, М., «Наука», 1972, 720 с.
7. **Идельчик И. Е.** Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.—Л., Госэнергоиздат, 1960, 464 с.
8. **Комаров А. А.** Надежность гидравлических систем. М., «Машиностроение», 1969, 236 с.
9. **Космонавтика.** Маленькая энциклопедия. Под ред. акад. В. П. Глушко. Изд. 2-е, М., «Советская энциклопедия», 1970, 592 с.
10. **Мамонтов М. А.** Некоторые случаи течения газа по трубам, насадкам и проточным сосудам. М., Гостехиздат, 1951, 527 с.
11. Патент ФРГ, № 1289363, кл. 46д, 1/05, 1969 г.
12. Патент США, № 3514953, кл. 60—258, 1970 г.
13. **Пилотируемые космические корабли.** Проектирование и испытание. (Сб. статей). М., «Машиностроение», 1968, 476 с.
14. **Попов Е. П.** Автоматическое регулирование. М., Физматгиз, 1959, 296 с.
15. **Сарнер С.** Химия ракетных топлив. (Пер. с англ.). М., «Мир», 1969, 488 с.
16. **Семенihin П. В.** Удельный импульс микродвигателей на криогенном топливе. — «Известия вузов. Сер. Авиационная техника», 1971, № 3, с. 50—53.
17. **Тер-Акопов А. К.** Динамика быстродействующих электромагнитов. М.—Л., «Энергия», 1965, 168 с.
18. **Фаворский О. Н., Фишгойт В. В., Янговский Е. И.** Основы теории космических электро-реактивных двигательных установок, М., «Высшая школа», 1970, 486 с.
19. Aerospace Daily, 1970, 42, No. 4, 29.
20. Astronautics and Aeronautics, 1971, IV, vol. 9, No. 4.
21. Aviation Week and Space Technology, 1971, 8/III, vol. 94, No. 10.
22. **Bell L. R.** Long Life Reaction Control System. Engines and Valves, AIAA, Paper, 1970, No. 70—603.
23. Design aspects of subliming solid reaction control systems. AIAA Paper, 1968, No. 516.
24. **Ellion M. E.** Development of the Survey or Vernier Propulsion System, J. Spacecraft and Rockets, 1967, vol. 4, No. 3.
25. Flight, 1969, 13/III, No. 3131.

26. **Gleich D.** Metallic bladders for cryogenic fluid storage and expulsion systems. *J. Spacecraft and Rockets*, 1968, vol. 5, No. 9.

27. **Grant A. F. LEE D. H.** Evolution of the Small Rocket Engine, *AIAA Paper*, No. 67—982.

28. **Harper A. D.** High-Thrust Throttleable Monopropellant Engine System. *J. Spacecraft and Rockets*, 1970, vol. 7, No. 4.

29. *Journal of British Interplanetary Society*, 1972, vol. 25, No. 9.

30. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1971, vol. 8, No. 2.

31. **Kohen E.** The small engines, 1971, The 9th International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, 1971.

32. **Moberg D. A.** The R-4D: A multi-application rocket engine for spacecraft reaction control. The 8th International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, 1969.

33. **Morrissey D., Maybee D.** Development of the Titan III Transtage ACS Hydrazine Monopropellant Rocket Engine Modules. *AIAA Paper*, No. 69—422.

34. **Mouretzen G.** Cold Gas Rocket Propulsion. *J. Astronaut. Sci.*, 1971, vol. 19, No. 1.

35. **Nye H. H., Moorman D. W.** Lunar Orbiter velocity control system. *J. Spacecraft and Rockets*, 1968, vol. 5, No. 2.

36. **Schmitz H. D.** Technical aspects on the development of low thrust hydrazine propulsion systems. *ERNO Raumfahrttechnik*, G. M. B. H., 1971.

37. *Sky and Telescope*, 1969, 37, No. 1.

38. **Smith W. W., Nyberg D. C., Wilson W. W., Hood J. F.** Development and Design Aspects of a 5-pound Thrust RCS Rocket Engine Module. *AIAA Paper*, 1970, No. 654.

39. *Space World*, 1969, II, F—2—62, No. 12.

40. *Space World*, 1970, G—6—78, No. 52.

41. *Über Raketentriebwerke und Gaserzeuger mit Hydrazine als Monergol. Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik*, 1967, 13, Nr. 6.

42. **Vayghan C. A.** Apollo reaction control systems. *AIAA Paper* № 68—566.

43. **Yodis C. W.** Engines for manned Spacecraft. *AIAA*, No. 18—567.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

А Аппарат космический	5	— тяги	18, 20
летательный		— удельной тяги	23
В Время:		М Массы реактивные маховые	9
— набора 95% номинальной тяги	30	Микродвигатели:	12
— последствия	30	— классификация	12
— спада тяги до 5% номинальной	30	Момент управляющий	5, 8, 9
— чистого запаздывания	27	Н Надежность системы	34—35
Д Двигатели:		О Область рационального применения реактивных систем	183, 184
— гибридные	14	Органы исполнительные	8
— малой тяги	12	Ориентация	6
— маховики	9	П Перегрузки линейные и вибрационные	35
— на жидком топливе	13	Период включения микродвигателя	30
— на сжатом газе	13	Полет космический	5
— на твердом топливе	14	Постоянная времени двигателя:	
— реактивные	9	— при останове	27
— электрические	15	— при спуске	27
Движение космического летательного аппарата	6	Принципы проектирования	182, 183
Длительность командного сигнала	30	Р Разброс импульса последействия	31
И Импульс:		Режим работы:	
— относительный	18	— нестационарный	19
— полный или суммарный	18	— стационарный	19
— последствия	30, 31	С Системы:	
— тяги единичный	30	— активные	7
— тяги реальный	27	— гравитационные	7
— удельный	18	— комбинированные	7
— удельный давления	18, 19	— ориентации	6
К Классификация ракетных микродвигателей	12	— пассивные	7
Коэффициент потерь:			
— в камере	20		
— сопла	23		

— питания	12	— особенности	90—91
— стабилизации	6	— относительный им-пульс	125
— управления	3, 10	— принципиальные схемы	100—110
Системы газореактивные:	13, 44	— топлива	90—96
— динамические характеристики	80—89	— характеристики	97—100, 110—113, 125—131
— импульс тяги	76—79	— энерго-весовые характеристики	113, 114 122—125
— особенности	43	Системы реактивные на твердом топливе:	13
— относительный им-пульс	79	— на продуктах сгорания твердого топлива	167—172
— область применения	43, 53 183—185	— на продуктах сублимации твердого топлива	173—175
— потери в магистралях	71—90	— особенности	166—167
— потери в двигателях	68	Скважность включения микродвигателей	30
— принципиальные схемы	44—51	Способы управления движением:	5, 10
— рабочее тело	63	— повышения надежности	42
— расход газа	64	Срок эксплуатации	35
— тяга на переходных режимах	97—101	Т Требования к реактивным системам управления	16—17 22
— тяга на стационарном режиме	63—68, 71, 73, 74	Тяга:	
— удельная тяга	67—68	— удельная	13—15, 18—23
— энерго-весовые характеристики	17, 18, 53, 58—63	Тело рабочее двигателей	4
Системы жидкостно-реактивные двухкомпонентные:	132	Топливо химическое ракетное	12
— конструктивные элементы	136—150	У Уравнение времени чистого запаздывания	28—29
— особенности	132, 162	— единичного импульса тяги	30
— область применения	156, 183—185	— импульса последействия	31
— относительный им-пульс	159	— изменения тока в обмотке электромагнита	27
— принципиальные схемы	134—150	— коэффициента тяги	20—21
— способы охлаждения	138—139	— относительного импульса системы	23
— топлива	133		
— характеристики	160—165		
Системы жидкостно-реактивные однокомпонентные:	13		
— катализаторы разложения топлива	91—93, 96—99		
— конструктивные элементы	97—99, 102—111		
— область применения	183—185		

— полного импульса системы	22	Х Характеристики динамические:	17, 23
— тока отпускания	29	— надежности количественные	38, 42
— тока трогания	28	— основные	17
— тяги на стационарном режиме	18	— эксплуатационные	17, 34
— тяги на переходных режимах	26	— энерго-весовые	17—18
— удельной тяги	18—19, 21, 23	Ц Циклограмма включений	34
Усилие управляющее	8, 18	Ч Частота включений микро-двигателя	30, 31
Условия окружающей среды:	35	Число включений микро-двигателя	31
— космического полета	5	Э Элемент чувствительный	8
Устройства инерционные	9	Этапы разработки	185—187
— преобразующие	8		
— реактивные	8		

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Предисловие	3
Глава 1. Общие сведения о реактивных системах управления космических летательных аппаратов	5
1. 1. Способы управления движением космического летательного аппарата в пространстве	5
1. 2. Классификация ракетных микродвигателей. Требования, предъявляемые к реактивным системам	12
1. 3. Энерго-весовые характеристики	17
1. 4. Динамические характеристики	23
1. 5. Эксплуатационные характеристики и количественные показатели надежности	34
Глава 2. Реактивные системы с использованием сжатого газа в качестве рабочего тела	43
2. 1. Особенности и принципиальные схемы	43
2. 2. Анализ энерго-весовых характеристик	53
2. 3. Расчет основных параметров системы	63
2. 4. Динамические характеристики газореактивных микродвигателей	80
Глава 3. Реактивные системы с использованием продуктов разложения однокомпонентного жидкого топлива в качестве рабочего тела	90
3. 1. Особенности и принципиальные схемы	90
3. 2. Анализ энерго-весовых характеристик	113
3. 3. Особенности расчета основных параметров системы	125
Глава 4. Реактивные системы с использованием продуктов сгорания двухкомпонентного жидкого топлива в качестве рабочего тела	132
4. 1. Особенности и принципиальные схемы	132
4. 2. Анализ энерго-весовых характеристик	156
4. 3. Особенности расчета основных параметров системы	159
Глава 5. Реактивные системы с использованием продуктов сгорания или сублимации твердого топлива в качестве рабочего тела	166
5. 1. Микродвигатели, использующие продукты сгорания твердого топлива в качестве рабочего тела	167
5. 2. Микродвигатели, использующие продукты сублимации твердого топлива в качестве рабочего тела	173
Глава 6. Проектирование и экспериментальная отработка реактивных систем управления	180
6. 1. Общие принципы проектирования	180
6. 2. Области применения	183
6. 3. Основные этапы разработки	184
6. 4. Экспериментальная отработка	188
Список литературы	194
Предметный указатель	196

Николай Михайлович Беллев, Евгений Ильич Уваров

**РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Редактор издательства *И. С. Трещалина*
Технический редактор *Н. Н. Скотникова*

Корректор *Е. П. Карнаух*
Художник *Ю. М. Ерофеев*

Сдано в набор 8/IV-1974 г.
Формат 60×90¹/₁₆
Тираж 2600 экз.

Бумага № 1

Подписано к печати 7/VIII-1974 г.
Печ. л. 12,5
Изд. заказ 3969

Т-11974
Уч.-изд. л. 12,3
Цена 79 коп.

Издательство «Машиностроение» 107885 Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.

Московская типография № 8 «Союзполиграфпрома»
при Государственном комитете Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 793