

**Министерство науки и высшего образования Российской Федерации**

**Федеральное государственное бюджетное образовательное  
учреждение высшего образования**

**«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(национальный исследовательский университет)»**

**Ступинский филиал МАИ**

---

**Кафедра «Технология производства авиационных двигателей»**

**А. А. ФУРСОВ**

**С. В. БАБИН**

**МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ К ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЕ**

**ПО ДИСЦИПЛИНЕ**

**«ВВЕДЕНИЕ В АВИАЦИОННУЮ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКУЮ ТЕХНИКУ»**

**ИЗУЧЕНИЕ КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ И ПРИНЦИПА РАБОТЫ  
ОБРАЗЦА ЖРД**

Ступино 2022

# **ИЗУЧЕНИЕ КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ И ПРИНЦИПА РАБОТЫ ОБРАЗЦА ЖРД.**

## **1. Цель работы**

1. Изучение истории создания ЖРД.
2. Изучение конструкции ЖРД.
3. Изучение типов топлив ЖРД.
4. Изучение системы управления ЖРД.

## **2. История создания ЖРД.**

На возможность использования жидкостей, в том числе жидких водорода и кислорода, в качестве топлива для ракет указывал К. Э. Циолковский в статье «Исследование мировых пространств реактивными приборами», опубликованной в 1903 году. Первый работающий экспериментальный ЖРД построил американский изобретатель Роберт Годдард в 1926 г. Аналогичные разработки в 1931—1933 гг. проводились в СССР группой энтузиастов под руководством Ф. А. Цандера. Эти работы были продолжены в организованном в 1933 г. РНИИ, но в 1938 г. тематика ЖРД в нём была закрыта, а ведущие конструкторы С. П. Королёв и В. П. Глушко были репрессированы, как «враги народа».

Наибольших успехов в разработке ЖРД в первой половине XX в. добились немецкие конструкторы Вальтер Тиль, Гельмут Вальтер, Вернер фон Браун и др. В ходе Второй мировой войны они создали целый ряд ЖРД для ракет военного назначения: баллистической Фау-2, зенитных Вассерфаль, Шметтерлинг, Райнтохтер R3. В Третьей рейхе к 1944 г. фактически была создана новая отрасль индустрии — ракетостроение, под общим руководством В. Дорнбергера, в то время, как в других странах разработки ЖРД находились в экспериментальной стадии.

По окончании войны разработки немецких конструкторов подтолкнули исследования в области ракетостроения в СССР и в США, куда эмигрировали многие немецкие учёные и инженеры, в том числе В. фон Браун. Начавшаяся гонка вооружений и соперничество СССР и США за лидерство в освоении космоса явились мощными стимуляторами разработок ЖРД.

В 1957 г. в СССР под руководством С. П. Королёва была создана МБР Р-7, оснащённая ЖРД РД-107 и РД-108, на тот момент самыми мощными и совершенными в

мире, разработанными под руководством В. П. Глушко. Эта ракета была использована, как носитель первых в мире Искусственных спутников земли, первых пилотируемых космических аппаратов и межпланетных зондов.

В 1969 г. в США был запущен первый космический корабль серии Аполлон, выведенный на траекторию полёта к Луне ракетой-носителем Сатурн-5, первая ступень которой была оснащена 5-ю двигателями F-1. F-1 по настоящее время является самым мощным среди однокамерных ЖРД, уступая по тяге четырёхкамерному двигателю РД-170, разработанному КБ «Энергомаш» в Советском Союзе в 1976 г.

В настоящее время космические программы всех стран базируются на использовании ЖРД.

### **3. Сфера использования, преимущества и недостатки.**

Ракеты-носители и двигательные установки различных космических аппаратов являются преимущественной областью применения ЖРД.

#### **3.1. Преимущества ЖРД.**

- Самый высокий удельный импульс в классе химических ракетных двигателей (свыше 4 500 м/с для пары кислород-водород, для керосин-кислород — 3 500 м/с).
- Управляемость по тяге: регулируя расход топлива, можно изменять величину тяги в большом диапазоне и полностью прекращать работу двигателя с последующим повторным запуском. Это необходимо при маневрировании аппарата в космическом пространстве.
- При создании больших ракет, например, носителей, выводящих на околоземную орбиту многотонные грузы, использование ЖРД позволяет добиться весового преимущества по сравнению с твёрдотопливными двигателями (РДТТ). Во-первых, за счёт более высокого удельного импульса, а во-вторых за счёт того, что жидкое топливо на ракете содержится в отдельных баках, из которых оно подается в камеру сгорания с помощью насосов. За счет этого давление в баках существенно (в десятки раз) ниже, чем в камере сгорания, а сами баки выполняются тонкостенными и относительно лёгкими. В РДТТ контейнер топлива является одновременно и камерой сгорания, и должен выдерживать высокое давление (десятки атмосфер), а это влечёт за собой увеличение его веса. Чем больше объём топлива на ракете, тем больше размер контейнеров для его хранения, и тем больше сказывается весовое преимущество ЖРД по

сравнению с РДТТ, и наоборот: для малых ракет наличие турбонасосного агрегата сводит на нет это преимущество.

### **3.2. Недостатки ЖРД.**

- ЖРД и ракета на его основе значительно более сложно устроены, и более дорогостоящи, чем эквивалентные по возможностям твёрдотопливные (несмотря на то, что 1 кг жидкого топлива в несколько раз дешевле твёрдого). Транспортировать жидкостную ракету необходимо с бóльшими предосторожностями, а технология подготовки её к пуску более сложна, трудоемка и требует больше времени (особенно при использовании сжиженных газов в качестве компонентов топлива), поэтому для ракет военного назначения предпочтение в настоящее время оказывается твёрдотопливным двигателям, ввиду их более высокой надёжности, мобильности и боеготовности.

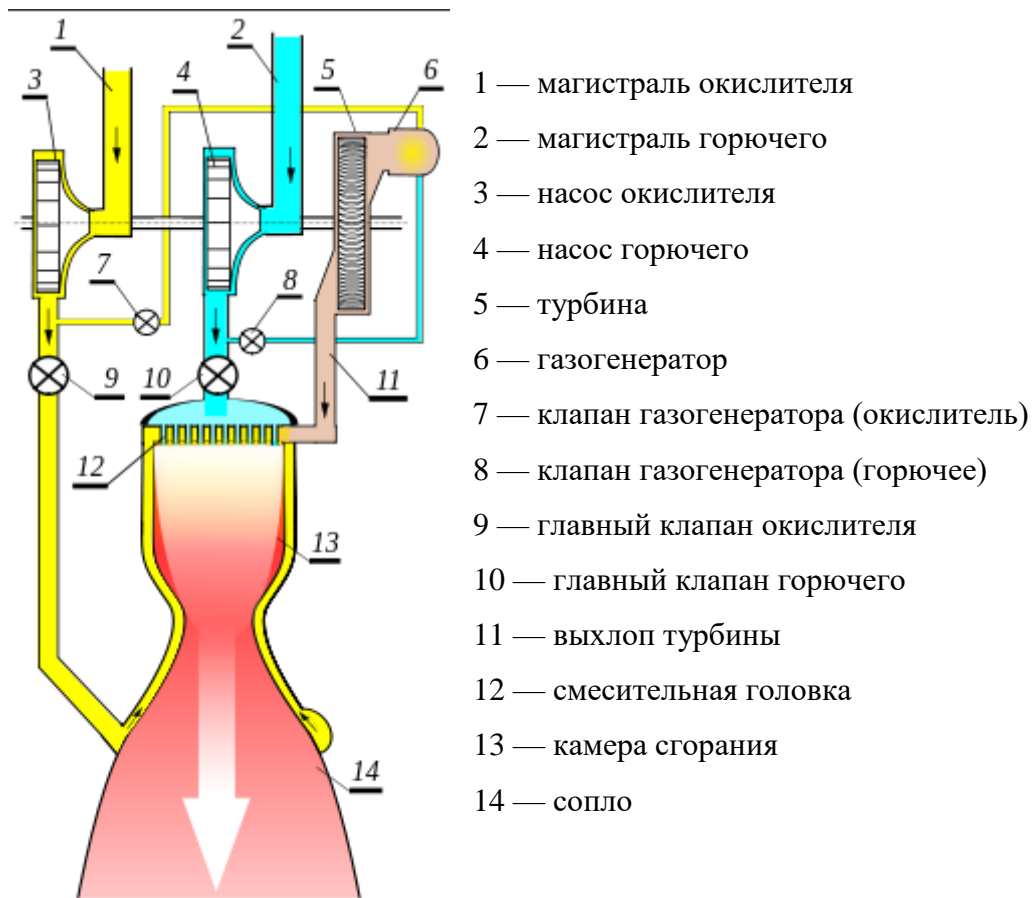
- Компоненты жидкого топлива в невесомости неуправляемо перемещаются в пространстве баков. Для их осаждения необходимо применять специальные меры, например, включать вспомогательные двигатели, работающие на твёрдом топливе или на газе.

- В настоящее время для химических ракетных двигателей (в том числе и для ЖРД) достигнут предел энергетических возможностей топлива, и поэтому теоретически не предвидится возможность существенного увеличения их удельного импульса, а это ограничивает возможности ракетной техники, базирующейся на использовании химических двигателей, уже освоенными двумя направлениями:

1. Космические полёты в околоземном пространстве (как пилотируемые, так и беспилотные).

2. Исследование космоса в пределах Солнечной системы с помощью автоматических аппаратов (Вояджер, Галилео).

#### 4. Устройство и принцип действия двухкомпонентного ЖРД.



**Рис. 1** Схема двухкомпонентного ЖРД

Существует довольно большое разнообразие схем устройства ЖРД, при единстве главного принципа их действия. Рассмотрим устройство и принцип действия ЖРД на примере двухкомпонентного двигателя с насосной подачей топлива, как наиболее распространённого, схема которого стала классической. Другие типы ЖРД (за исключением трёхкомпонентного) являются упрощёнными вариантами рассматриваемого, и при их описании достаточно будет указать упрощения.

На рис. 1 схематически представлено устройство ЖРД.

Компоненты топлива — горючее (1) и окислитель (2) поступают из баков на центробежные насосы (3, 4), приводимые в движение газовой турбиной (5). Под высоким давлением компоненты топлива поступают на форсуночную головку (12) — узел, в котором размещены форсунки, через которые компоненты нагнетаются в камеру сгорания (13), перемешиваются и сгорают, образуя нагретое до высокой температуры газообразное рабочее тело, которое, расширяясь в сопле, совершает работу и преобразует внутреннюю

энергию газа в кинетическую энергию его направленного движения. Через сопло (14) газ истекает с большой скоростью, сообщая двигателю реактивную тягу.

#### 4.1. Топливная система.



Турбонасосный агрегат (ТНА) ЖРД ракеты Фау-2 в разрезе. Ротор турбины посередине. Роторы насосов по бокам от него

Топливная система ЖРД включает в себя все элементы, служащие для подачи топлива в камеру сгорания — топливные баки, трубопроводы, турбонасосный агрегат (ТНА) — узел, состоящий из насосов и турбины, смонтированных на едином валу, форсуночная головка, и клапаны, регулирующие подачу топлива.

**Насосная подача** топлива позволяет создать в камере двигателя высокое давление, от десятков атмосфер до 250 ат (ЖРД 11Д520 РН «Зенит»). Высокое давление обеспечивает большую степень расширения рабочего тела, что является предпосылкой для достижения высокого значения удельного импульса. Кроме того, при большом давлении в камере сгорания достигается лучшее значение **тяговооружённости** двигателя — отношения величины тяги к весу двигателя. Чем больше значение этого показателя, тем меньше размеры и масса двигателя (при той же величине тяги), и тем выше степень его совершенства. Преимущества насосной системы особенно сказываются в ЖРД с большой тягой — например, в двигательных установках ракет-носителей.

На рис.1 отработанные газы из турбины ТНА поступают через форсуночную головку в камеру сгорания вместе с компонентами топлива (11). Такой двигатель называется двигателем с **замкнутым циклом** (иначе — с закрытым циклом), при котором весь расход топлива, включая используемое в приводе ТНА, проходит через камеру сгорания ЖРД. Давление на выходе турбины в таком двигателе, очевидно, должно быть выше, чем в камере сгорания ЖРД, а на входе в газогенератор (6), питающий турбину, — ещё выше. Чтобы удовлетворить этим требованиям, для привода турбины используются те же компоненты топлива (под высоким давлением), на которых работает сам ЖРД (с

иным соотношением компонентов, как правило, — с избытком горючего, чтобы снизить тепловую нагрузку на турбину).

Альтернативой замкнутому циклу является **открытый цикл**, при котором выхлоп турбины производится прямо в окружающую среду через отводной патрубок. Реализация открытого цикла технически проще, поскольку работа турбины не связана с работой камеры ЖРД, и в этом случае ТНА вообще может иметь свою независимую топливную систему, что упрощает процедуру запуска всей двигательной установки. Но системы с замкнутым циклом имеют несколько лучшие значения удельного импульса, и это заставляет конструкторов преодолевать технические трудности их реализации, особенно для больших двигателей ракет-носителей, к которым предъявляются особо высокие требования по этому показателю.

В схеме на рис. 1 один ТНА нагнетает оба компонента, что допустимо в случаях, когда компоненты имеют соизмеримые плотности. Для большинства жидкостей, используемых в качестве компонентов ракетного топлива, плотность колеблется в диапазоне  $1 \pm 0,5$  г/см<sup>3</sup>, что позволяет использовать один турбопривод для обоих насосов. Исключение составляет жидкий водород, который при температуре 20°К имеет плотность 0,071 г/см<sup>3</sup>. Для такой лёгкой жидкости требуется насос с совершенно другими характеристиками, в том числе, с гораздо большей скоростью вращения. Поэтому, в случае использования водорода в качестве горючего, для каждого компонента предусматривается независимый ТНА.

При небольшой тяге двигателя (и, следовательно, небольшом расходе топлива) турбонасосный агрегат становится слишком «тяжеловесным» элементом, ухудшающим весовые характеристики двигательной установки. Альтернативой насосной топливной системе служит **вытеснительная**, при которой поступление топлива в камеру сгорания обеспечивается давлением наддува в топливных баках, создаваемое сжатым газом, чаще всего азотом, который негорюч, неядовит, не является окислителем и сравнительно дешёв в производстве. Для наддува баков с жидким водородом употребляется гелий, так как другие газы при температуре жидкого водорода конденсируются и превращаются в жидкости.

При рассмотрении функционирования двигателя с вытеснительной системой подачи топлива из схемы на рис. 1 исключается ТНА, а компоненты топлива поступают из баков прямо на главные клапаны ЖРД (9) и (10). Давление в топливных баках при вытеснительной подаче должно быть выше, чем в камере сгорания, баки — прочнее (и тяжелее), чем в случае насосной топливной системы. На практике давление в камере

сгорания двигателя с вытеснительной подачей топлива ограничивается величинами 10 — 15 ат. Обычно такие двигатели имеют сравнительно небольшую тягу (в пределах 10 т). Преимуществами вытеснительной системы является простота конструкции и скорость реакции двигателя на команду пуска, особенно, в случае использования самовоспламеняющихся компонентов топлива. Такие двигатели служат для выполнения маневров космических аппаратов в космическом пространстве. Вытеснительная система была применена во всех трёх двигательных установках лунного корабля Аполлон — служебной (тяга 9 760 кГс), посадочной (тяга 4 760 кГс), и взлётной (тяга 1 950 кГс).

**Форсуночная головка** — узел, в котором смонтированы **форсунки**, предназначенные для впрыска компонентов топлива в камеру сгорания. Главное требование, предъявляемое к форсункам — максимально быстрое и тщательное перемешивание компонентов при поступлении в камеру, потому что от этого зависит скорость их воспламенения и сгорания.

Через Форсуночную головку двигателя F-1 (англ.), например, в камеру сгорания ежесекундно поступает 1,8 т жидкого кислорода и 0,9 т керосина. И время нахождения каждой порции этого топлива и продуктов его сгорания в камере исчисляется миллисекундами. За это время топливо должно сгореть насколько возможно полнее, так как несгоревшее топливо — это потеря тяги и удельного импульса. Решение этой проблемы достигается рядом мер:

- Максимальное увеличение числа форсунок в головке, с пропорциональной минимизацией расхода через одну форсунку. (В форсуночной головке двигателя F1 устанавливается 2600 форсунок для кислорода и 3700 форсунок для керосина).
- Специальная геометрия расположения форсунок в головке и порядок чередования форсунок горючего и окислителя.
- Специальная форма канала форсунки, благодаря которой при движении по каналу жидкости сообщается вращение, и при поступлении в камеру она разбрасывается в стороны центробежной силой.

#### **4.2. Система охлаждения.**

Ввиду стремительности процессов, происходящих в камере сгорания ЖРД, лишь ничтожная часть (доли процента) всей теплоты, вырабатываемой в камере, передаётся конструкции двигателя, однако, ввиду высокой температуры горения (иногда — выше 3000°K), и значительного количества выделяемого тепла, даже малой его части



достаточно для термического разрушения двигателя, поэтому проблема охлаждения ЖРД весьма актуальна.

Для ЖРД с насосной подачей топлива в основном применяются два метода охлаждения стенок камеры ЖРД: регенеративное охлаждение и пристенный слой, которые часто используются совместно. Для небольших двигателей с вытеснительной топливной системой часто применяется абляционный метод охлаждения.

**Регенеративное охлаждение** состоит в том, что в стенке камеры сгорания и верхней, наиболее нагреваемой, части сопла тем или иным способом создается полость (иногда называемая «рубашкой охлаждения»), через которую перед поступлением в смесительную головку проходит один из компонентов топлива (обычно — горючее), охлаждая, таким образом, стенку камеры. Тепло, поглощённое охлаждающим компонентом, возвращается в камеру вместе с самим теплоносителем, что и оправдывает название системы — «регенеративная».

Разработаны разные технологические приёмы для создания рубашки охлаждения. Камера ЖРД ракеты Фау-2, например, состояла из двух стальных оболочек, внутренней и внешней, повторявших форму друг друга. По зазору между этими оболочками проходил охлаждающий компонент (этанол). Из-за технологических отклонений толщины зазора возникали неравномерности течения жидкости, в результате создавались локальные зоны перегрева внутренней оболочки, которая часто «прогорала» в этих зонах, с катастрофическими последствиями.

В современных двигателях внутренняя часть стенки камеры изготавливается из высокотеплопроводных бронзовых сплавов. В ней создаются узкие тонкостенные каналы методом фрезерования (15Д520 РН 11К77 Зенит, РН 11К25 Энергия), или травления кислотой (SSME Space Shuttle). Снаружи эта конструкция плотно обхватывается несущей листовой оболочкой из стали или титана, которая воспринимает силовую нагрузку внутреннего давления камеры. По каналам циркулирует охлаждающий компонент. Иногда рубашка охлаждения собирается из тонких теплопроводных трубок, для герметичности пропаянных бронзовым сплавом, но такие камеры рассчитаны на более низкое давление.

**Пристенный слой** (пограничный слой, американцы используют также термин «curtain» — занавеска) — это газовый слой в камере сгорания, находящийся в непосредственной близости от стенки камеры, и состоящий, преимущественно, из паров горючего. Для организации такого слоя по периферии смесительной головки устанавливаются только форсунки горючего. Ввиду избытка горючего и недостатка окислителя химическая реакция горения в пристенном слое происходит гораздо менее

интенсивно, чем в центральной зоне камеры. В результате температура пристенного слоя оказывается значительно ниже, чем температура в центральной зоне камеры, и он изолирует стенку камеры от непосредственного контакта с наиболее горячими продуктами горения. Иногда, в дополнение к этому, на боковых стенках камеры устанавливаются форсунки, выводящие часть горючего в камеру прямо из рубашки охлаждения, также с целью создания пристенного слоя.

**Абляционный** метод охлаждения состоит в специальном теплозащитном покрытии стенок камеры и сопла. Такое покрытие обычно бывает многослойным. Внутренние слои состоят из теплоизолирующих материалов, на которые наносится **абляционный** слой, состоящий из вещества, способного переходить при нагреве из твёрдой фазы непосредственно в газообразную, и при этом поглощать большое количество теплоты в этом фазовом превращении. Абляционный слой постепенно испаряется, обеспечивая тепловую защиту камеры. Этот метод практикуется в небольших ЖРД, с тягой до 10 т. В таких двигателях расход горючего составляет всего лишь несколько килограммов в секунду, и этого оказывается недостаточно, чтобы обеспечить интенсивное регенеративное охлаждение. Абляционное охлаждение применялось в двигательных установках лунного корабля Аполлон.

#### 4.3. Запуск ЖРД.

Запуск ЖРД — ответственная операция, чреватая тяжёлыми последствиями в случае возникновения нештатных ситуаций в ходе её выполнения.

Если компоненты топлива являются **самовоспламеняющимися**, то есть вступающими в химическую реакцию горения при физическом контакте друг с другом (например, гептил/азотная кислота), инициация процесса горения не вызывает проблем. Но в случае, когда компоненты не являются таковыми, необходим внешний инициатор воспламенения, действие которого должно быть точно согласовано с подачей компонентов топлива в камеру сгорания. Несгоревшая топливная смесь — это взрывчатка большой разрушительной силы, и накопление её в камере грозит тяжёлой аварией.

После воспламенения топлива поддержание непрерывного процесса его горения происходит само собой: топливо, вновь поступающее в камеру сгорания воспламеняется за счёт высокой температуры, созданной при сгорании ранее введённых порций.

Для первоначального воспламенения топлива в камере сгорания при запуске ЖРД используются разные методы:

- Использование самовоспламеняющихся компонентов (как правило, на основе фосфоросодержащих пусковых горючих, самовоспламеняющихся при взаимодействии с кислородом), которые в самом начале процесса запуска двигателя вводятся в камеру через специальные, дополнительные форсунки из вспомогательной топливной системы, а после начала горения подаются основные компоненты. Наличие дополнительной топливной системы усложняет устройство двигателя, зато позволяет его неоднократный повторный запуск.

- Электрический воспламенитель, размещаемый в камере сгорания вблизи смесительной головки, который при включении создаёт электрическую дугу или серию искровых разрядов высокого напряжения. Такой воспламенитель — одноразовый. После воспламенения топлива он сгорает.

- Пиротехнический воспламенитель. Вблизи смесительной головки в камере размещается небольшая пиротехническая шашка зажигательного действия, которая поджигается электрическим запалом.

Автоматика запуска двигателя согласовывает по времени действие воспламенителя и подачу топлива.

Запуск больших ЖРД с насосной топливной системой состоит из нескольких стадий: сначала запускается и набирает обороты ТНА (этот процесс также может состоять из нескольких фаз), затем включаются главные клапаны ЖРД, как правило, в две или больше ступеней с постепенным набором тяги от ступени к ступени до нормальной.

Для относительно небольших двигателей практикуется запуск с выходом ЖРД сразу на 100 % тяги, называемый «пушечным».

#### **4.4. Система автоматического управления ЖРД.**

Современный ЖРД снабжается довольно сложной автоматикой, которая должна выполнять следующие задачи:

- Безопасный пуск двигателя и вывод его на основной режим.
- Поддержание стабильного режима работы.
- Изменение тяги в соответствии с программой полёта или по команде внешних систем управления.
- Отключение двигателя по достижении ракетой заданной орбиты (траектории).
- Регулирование соотношения расхода компонентов.

- Из-за технологического разброса гидравлических сопротивлений трактов горючего и окислителя соотношение расходов компонентов у реального двигателя отличается от расчётного, что влечёт за собой снижение тяги и удельного импульса по отношению к расчётным значениям. В результате ракета может так и не выполнить свою задачу, израсходовав полностью один из компонентов топлива. На заре ракетостроения с этим боролись, создавая гарантийный запас топлива (ракеты заправляют большим, чем расчётное, количеством топлива, чтобы его хватило при любых отклонениях реальных условий полёта от расчётных). Гарантийный запас топлива создаётся за счёт полезного груза. В настоящее время большие ракеты оборудуются системой автоматического регулирования соотношения расхода компонентов, которая позволяет поддерживать это соотношение близким к расчётному, сократить, таким образом, гарантийный запас топлива, и соответственно увеличить массу полезной нагрузки.

Система автоматического управления двигательной установкой включает в себя датчики давления и расхода в разных точках топливной системы, а исполнительными органами её являются главные клапаны ЖРД и клапаны управления турбиной (на рис.1 — позиции 7, 8, 9 и 10).

## 5. Топливо ЖРД.

Выбор компонентов топлива является одним из важнейших решений при проектировании ЖРД, предопределяющий многие детали конструкции двигателя и последующие технические решения. Поэтому выбор топлива для ЖРД выполняется при всестороннем рассмотрении назначения двигателя и ракеты, на которой он устанавливается, условий их функционирования, технологии производства, хранения, транспортировки к месту старта и т. п.

Одним из важнейших показателей, характеризующих сочетание компонентов является **удельный импульс**, который имеет особенно важное значение при проектировании ракет-носителей космических аппаратов, так как от него в сильнейшей степени зависит соотношение массы топлива и полезного груза, а следовательно, размеры и масса всей ракеты (см. Формула Циолковского), которые при недостаточно высоком значении удельного импульса могут оказаться нереальными. В таблице 1 приведены основные характеристики некоторых сочетаний компонентов жидкого топлива.

Таблица 1.

Окислитель	Горючее	Усреднённая плотность топлива <sup>[4]</sup> , г /см <sup>3</sup>	Температура в камере сгорания, °К	Пустотный удельный импульс, с
Кислород	Водород	0,3155	3250	428
	Керосин	1,036	3755	335
	Несимметричный диметилгидразин	0,9915	3670	344
	Гидразин	1,0715	3446	346
	Аммиак	0,8393	3070	323
Тетраоксид диазота	Керосин	1,269	3516	309
	Несимметричный диметилгидразин	1,185	3469	318
	Гидразин	1,228	3287	322
Фтор	Водород	0,621	4707	449
	Гидразин	1,314	4775	402
	Пентаборан	1,199	4807	361

Помимо удельного импульса при выборе компонентов топлива, решающую роль могут сыграть и другие показатели свойств топлива, в том числе:

- **Плотность**, влияющая на размеры баков компонентов. Как следует из табл. 1, водород является горючим, с самым большим удельным импульсом (при любом окислителе), однако он обладает крайне низкой плотностью. Поэтому первые (самые большие) ступени ракет-носителей обычно используют другие (менее эффективные, но

более плотные) виды горючего, например, керосин, что позволяет уменьшить размеры первой ступени до приемлемых. Примерами такой «тактики» служат ракета Сатурн-5, первая ступень которой использует компоненты кислород/керосин, а 2-я и 3-я ступени — кислород/водород, и система Спейс Шаттл, в которой в качестве первой ступени использованы твёрдотопливные ускорители.

- **Температура кипения**, которая может накладывать серьёзные ограничения на условия эксплуатации ракеты. По этому показателю компоненты жидкого топлива подразделяют на криогенные — охлаждённые до крайне низких температур сжиженные газы, и высококипящие — жидкости имеющие температуру кипения выше 0 °С.

- о **Криогенные** компоненты не могут долго храниться, и транспортироваться на большие расстояния, поэтому они должны изготавливаться (по крайней мере сжижаться) на специальных энергоёмких производствах, находящихся в непосредственной близости от места старта, что делает пусковую установку совершенно немобильной. Помимо этого, криогенные компоненты обладают и другими физическими свойствами, предъявляющими дополнительные требования к их использованию. Например, наличие даже незначительного количества воды или водяного пара в ёмкостях со сжиженными газами приводит к образованию очень твёрдых кристаллов льда, которые при попадании в топливную систему ракеты воздействуют на её части как абразивный материал и могут стать причиной тяжёлой аварии. За время многочасовой подготовки ракеты к старту на ней намерзает большое количество инея, превращающегося в лёд, и падение его кусков с большой высоты представляет опасность для персонала, занятого в подготовке, а также для самой ракеты и стартового оборудования. Сжиженные газы после заправки ими ракеты начинают испаряться, и до момента старта их нужно непрерывно пополнять через специальную систему подпитки. Избыток газа, образующегося при испарении компонентов, необходимо отводить таким образом, чтобы окислитель не смешивался с горючим, образуя взрывчатую смесь.

- о **Высокипящие** компоненты гораздо более удобны при транспортировке, хранении и оперировании с ними, поэтому в 50е годы XX в они вытеснили криогенные компоненты из области военного ракетостроения. В дальнейшем эта область всё в большей степени стала заниматься твёрдым топливом. Но при создании космических носителей криогенные топлива пока сохраняют своё положение за счёт высокой энергетической эффективности, а для выполнения маневров в космическом пространстве, когда топливо должно храниться в баках месяцами, а то и годами, наиболее приемлемыми являются высококипящие компоненты. Иллюстрацией такого «разделения

труда» могут служить ЖРД, задействованные в проекте Аполлон: все три ступени ракеты-носителя Сатурн-5 используют криогенные компоненты, а двигатели лунного корабля, предназначенные для коррекции траектории и для маневров на окололунной орбите, — высококипящие несимметричный диметилгидразин и тетраоксид диазота.

- **Химическая агрессивность.** Этим качеством обладают все окислители. Поэтому наличие в баках, предназначенных для окислителя, даже незначительных количеств органических веществ (например, жировых пятен, оставленных человеческими пальцами) может вызвать возгорание, вследствие которого может загореться материал самого бака (алюминий, магний, титан и железо очень энергично горят в среде ракетного окислителя). Из-за агрессивности окислители, как правило, не используются в качестве теплоносителей в системах охлаждения ЖРД, а в газогенераторах ТНА, для снижения тепловой нагрузки на турбину рабочее тело перенасыщается горючим, а не окислителем. При низких температурах жидкий кислород является, пожалуй, самым безопасным окислителем, потому, что альтернативные окислители, такие как тетраоксид диазота или концентрированная азотная кислота вступают в реакцию с металлами, и хотя они являются высококипящими окислителями, которые могут подолгу храниться при нормальной температуре, время службы баков, в которых они находятся, ограничено.

- **Токсичность** компонентов топлива и продуктов их горения является серьёзным ограничителем их использования. Например, фтор, как следует из табл.1., как окислитель, более эффективен, чем кислород, однако в паре с водородом он образует фтороводород — вещество крайне токсичное и агрессивное, и выброс нескольких сотен, тем более, тысяч тонн такого продукта сгорания в атмосферу при запуске большой ракеты, сам по себе является крупной техногенной катастрофой, даже при удачном запуске. А в случае аварии, и разлива такого количества этого вещества, ущерб не поддаётся учёту. Поэтому фтор не используется в качестве компонента топлива. Токсичными являются и тетраоксид азота, азотная кислота и несимметричный диметилгидразин. В настоящее время предпочитаемым (с экологической точки зрения) окислителем является кислород, а горючим — водород, за которым следует керосин.

## **6. Управление ракетой.**

В жидкостных ракетах двигатели часто помимо основной функции — создания тяги, выполняют также роль органов управления полётом. Уже первая управляемая баллистическая ракета Фау-2 управлялась с помощью 4 графитных газодинамических рулей, помещённых в реактивную струю двигателя по периферии сопла. Отклоняясь, эти

рули отклоняли часть реактивной струи, что изменяло направление вектора тяги двигателя, и создавало момент силы относительно центра масс ракеты, что и являлось управляющим воздействием. Этот способ заметно снижает тягу двигателя, к тому же графитные рули в реактивной струе подвержены сильной эрозии и имеют очень малый временной ресурс.

В современных системах управления ракетами используются поворотные камеры ЖРД, которые крепятся к несущим элементам корпуса ракеты с помощью шарниров, позволяющих поворачивать камеру в одной или в двух плоскостях. Компоненты топлива подводятся к камере с помощью гибких трубопроводов —сильфонов. При отклонении камеры от оси, параллельной оси ракеты, тяга камеры создаёт требуемый управляющий момент силы. Поворачиваются камеры гидравлическими или пневматическими рулевыми машинками, которые исполняют команды, вырабатываемые системой управления ракетой.

В отечественном космическом носителе Союз помимо 20 основных, неподвижных камер двигательной установки имеются 12 поворотных (каждая — в своей плоскости), управляющих камер меньшего размера. Рулевые камеры имеют общую топливную систему с основными двигателями.

Из 11 маршевых двигателей (всех ступеней) ракеты-носителя Сатурн-5 девять (кроме центральных 1-й и 2-й ступеней) являются поворотными, каждый — в двух плоскостях. При использовании основных двигателей в качестве управляющих рабочий диапазон поворота камеры составляет не более  $\pm 5^\circ$ : ввиду большой тяги основной камеры и расположения её в кормовом отсеке, то есть на значительном расстоянии от центра масс ракеты, даже небольшое отклонение камеры создаёт значительный управляющий момент.

Помимо поворотных камер, иногда используются двигатели, служащие только для целей управления и стабилизации летательного аппарата. Две камеры с противоположно направленными соплами жёстко закрепляются на корпусе аппарата таким образом, чтобы тяга этих камер создавала момент силы вокруг одной из главных осей аппарата. Соответственно, для управления по двум другим осям также устанавливаются свои пары управляющих двигателей. Эти двигатели (как правило, однокомпонентные) включаются и выключаются по команде системы управления аппаратом, разворачивая его в требуемом направлении. Такие системы управления обычно используются для ориентации летательных аппаратов в космическом пространстве.



## **7. Задание.**

При выполнении лабораторной работы студенты должны:

1. Изучить историю создания ЖРД.
2. Изучить преимущества и недостатки ЖРД.
3. Изучить устройство и принцип действия двухкомпонентного ЖРД.
4. Изучить топливо ЖРД
5. Изучить систему управления ракетой.

## **8. Методика выполнения работы.**

Изучение принципа работы ЖРД и принципов работы основных узлов двигателя производится студентами самостоятельно по методическому руководству.

## **9. Отчетность.**

В отчете должно быть:

1. Изображение принципиальной схемы ЖРД.
2. Написан принцип работы ЖРД.
3. Написаны достоинства и недостатки.
4. Перечислены типы топлив ЖРД.

## **10. Контрольные вопросы.**

1. Каких конструкторов ЖРД вы знаете?
2. В качестве чего используются ЖРД?
3. Преимущества ЖРД?
4. Недостатки ЖРД?
5. Устройство ЖРД?
6. Принцип работы ЖРД?
7. Принцип работы топливной системы ЖРД?
8. Принцип работы системы охлаждения ЖРД?
9. Как осуществляется запуск ЖРД?
10. Принцип работы автоматического управления ЖРД?
11. Топливо ЖРД?
12. Как управляется ракета?

## **ОГЛАВЛЕНИЕ.**

### **Изучение конструктивной схемы и принципа работы образца ЖРД.**

1.	Цель работы	2
2.	История создания ЖРД	2
3.	Сфера использования, преимущества и недостатки	3
3.1.	Преимущества ЖРД	3
3.2.	Недостатки ЖРД	4
4.	Устройство и принцип действия двухкомпонентного ЖРД	5
4.1.	Топливная система	6
4.2.	Система охлаждения	8
4.3.	Запуск ЖРД.	10
4.4.	Система автоматического управления ЖРД	11
5.	Топливо ЖРД	12
6.	Управление ракетой	15
7.	Задание	17
8.	Методика выполнения работы.	17
9.	Отчетность	17
10.	Контрольные вопросы	17