

Модуль "Прикладная космонавтика"

7.1. Ракетные двигатели

Габзетдинов Р.И.
Университетская гимназия

Если в этой, или других методичках и материалах вы найдете ошибку или опечатку, просьба написать об этом t.me/Samnfuter vk.com/gabzetdinoff crispuscrew71@gmail.com crispuscrew@outlook.com

1 Общие понятия о ракетном двигателе

Ракетный двигатель (Rocket engine) - частный пример **реактивного двигателя**, т.е. двигателя создающего тягу за счет выброса рабочего тела в противоположном направлении от желаемого направления тяги. Отличается от прочих реактивных использованием только того рабочего тела, что **запасенно на аппарате**, в отличие, от например, воздушно-реактивных двигателей, которые используют кислород из атмосферы как окислитель.

Далее будут использованы сокращения: РД/RE - ракетный двигатель/rocket engine, ЖРД/LRE/LR - жидкостный РД/liquid-propellant rocket/liquid rocket, ТТРД/SRB - твердотопливный РД/solid rocket booster/solid rocket, ЭРД - электрический РД/electric propulsion, ЯРД/NTR - ядерный РД./nuclear propulsion/nuclear thermal rocket - NTR наиболее распространенный вид ЯРД, и почти всегда речь идет про него, если иначе то это будет упомянуто.

2 Характеристики ракетных двигателей

1. Тяга (Thrust) / F

Основная задача ракетного, как и любого другого двигателя – это заставить аппарат двигаться, и как следствие, основополагающей характеристикой РД является именно та сила с которой он может “толкать” корабль. Размерность **Ньютон, килограмм-сила (тонн-сила), фунт(LB)**. Наиболее маломощные двигатели имеют тягу порядка миллиньютонов. Наиболее мощные же – F-1, РД-171М, Space Shuttle SRB, порядков меганьютонов и десятков меганьютонов.

2. Удельный импульс (Specific impulse) / УИ / Удельная тяга / I / I_{sp}

Формула Циолковского:

$$\Delta V = I_{sp} \cdot \ln\left(\frac{M_{wet}}{M_{dry}}\right) \quad \text{где}$$

ΔV - характеристическая скорость
 I_{sp} - удельный импульс
 M_{wet} - полная масса
 M_{dry} - сухая масса

Эффективность для РД особенно критична, т.к. по формуле Циолковского, характеристическая скорость зависит от соотношения масс логарифмически, а **от УИ - линейно**. Размерность **секунды, метр в секунду**. Для двигателей, реакционная

масса которых полностью совпадает с рабочим телом, Удельный импульс [секунды] прямо пропорционален (через стандартное ускорение свободного падения g) Удельной тяге [метры в секунду], т.е. **[секунды] · g = [метры в секунду]** Типичные показатели: 100-500 секунд ЖРД, 100-300 секунд ТТРД, 700-1200 секунд ЯРД, $\sim 10^3$ и 10^4 секунд для ЭРД и других высокоэффективных РД.

3. Топливная пара/Монотопливо/Рабочее тело/Rocket propellant

Выбор топливной пары является основополагающим при проектировке РД, в частности, он **влияет на криогенность топлива** (температуру кипения), **особые условия хранения и заправки** (взрывоопасность, токсичность и т.п.), **максимальный удельный импульс, объемы и массу баков, стоимость и доступность топлива, сложность/наличие систем зажигания двигателя**. При проектировке важно учитывать что:

- Криогенные компоненты топлива испаряются еще до старта, а также в полете. Поэтому не рекомендуется использовать их для **длительных миссий**, а так же желательно производить заправку прямо перед стартом, что **не позволяет экстренно запустить ракету**.
- Взрывоопасные и токсичные виды топлива, особенно **самовоспламеняющиеся при контакте друг с другом компоненты**, требуют особой надежности конструкции и сбор большего количества лицензий и справок, а зачастую вовсе недоступны.
- Зачастую для РД требуются особые сорта, казалось бы распространенных видов топлива, например, т.к. ЖРД - сложные и нежные устройства для них требуется **особый ракетный керосин**, который значительно дороже и сложнее в производстве, конкретнее марки **RP-1 (США)** и **ТС-1 (СССР и Россия)**.
- Материалы, из которых сделаны стенки баков или конструкция двигателя, могут **неблагоприятно реагировать с топливом**. Например, химически активные окислители, такие как кислород (особенно жидкий), фтор и амилы могут окислять элементы РД и баков.
- Некоторые виды топлива (**особенно криогенные**) в процессе работы РД или же при простом хранении могут быть **в состояниях близких к фазовым переходам**, которые крайне нежелательны, пока топливо не выйдет из сопла РД. Ярким примером этого может служить авария произошедшая с Falcon 9 FT 1 сентября 2016 - из-за недоработки при проектировке версии Full Thrust с переохлажденным кислородом не были учтены фазовые переходы вытеснительного газа, что и привело к взрыву.

Характеристиками **самых топливных пар** можно считать **максимальный УИ, плотность, криогенность, химическую агрессивность, токсичность, самовоспламеняемость**.

4. Дросселирование / throttling, отклоняемый вектор тяги (ОВТ) / thrust vectoring

Поддержка ориентации аппарата возможна благодаря различным системам, применение которых не всегда реализуемо, особенно на первых ступенях крупных ракет. В такой ситуации ориентирование ракеты обеспечивается за счет отклоняемого вектора тяги РД. Реализуется ОВТ за счет **отклоняемого сопла или целого двигателя**. Реактивная струя отклоняется вместе с соплом или двигателем и по ЗСИ

создает тягу в нужную сторону.

Дросселирование на практике является ничем иным как способностью двигателя **изменять свою тягу в процентах от максимальной**. Чаще всего реализуется уменьшением количества подаваемого топлива или изменением геометрии частей РД. Может быть крайне полезным для малых маневров, а так же для уменьшения максимальных перегрузок, в частности в конце работы ступени. Многие двигатели, особенно эпохи начала космонавтики, а так же первых ступеней вообще не умеют дросселироваться (unthrottled)

5. Масса и тяговооруженность(thrust-to-weight ratio)/TBP(TWR)

Как уже упоминалось ранее, характеристическая скорость зависит не просто от массы аппарата, а от соотношения сухой и полной масс. Именно поэтому масса двигателя и **соотношение его тяги к силе тяжести на него действующей на поверхности Земли (тяговооруженность)**, которые напрямую влияют на сухую массу достаточно важные показатели. На сегодня, наиболее высокие показатели тяговооруженности имеют двигатели семейств РД-253 и Merlin (более 150). Наиболее высокую массу имеют крупные твердотопливные двигатели (порядка сотен тонн), где само топливо является РД, и наиболее мощные ЖРД, такие как РД-170, F-1 и т.д. (до 10 тонн).

6. Количество включений и способы запуска

Эта характеристика наиболее применима к ЖРД, т.к. **ТТРД вообще могут включаться только один раз**, а количество запусков **ЭРД измеряется, по большей части, только изнашиванием компонентов**. Но так или иначе, если вам необходимо совершить несколько маневров, то следует учесть количество зажиганий у вашего двигателя, т.к. оно может быть весьма ограничено. Основными же типами воспламенителей выступают:

- **Гиперголическое топливо** - самый простой путь - использовать самовоспламеняющиеся при контакте с друг другом компоненты топлива, многоразовость и простота прилагаются.
- **Электрические воспламенители** - создающие электрическую дугу или искровые разряды. Такой тип воспламенителей - одноразовый.
- **Пиротехнические и гиперголические воспламенители** - начинают процесс горения за счет подрыва пиропатрона или же включения в состав топлива процента гиперголических компонентов. Возможно создание двигателей с множеством включений.
- **Пирофорные воспламенители** - вещества способные самовоспламеняться на воздухе называются пирофорами. Такие вещества используются при создании пирофорных воспламенителей - многоразовых и простых. Наиболее известен пирофор в космонавтике - триэтилборан.

7. Цена и аварийность

Т.к. космонавтика - очень недешёвая вещь, важно как можно сильнее удешевлять любые запуски. Поэтому снижение стоимости двигателя - важнейшая задача для

ОКБ его разрабатывающего. Цена за один двигатель может достигать сотни миллионов долларов (RS-25E для SLS).

Аварийность также немаловажная характеристика, а для пилотируемых полетов, возможно, и более. Например двигатели РД-107/108, стоящие на семействе РН Союз и Союз 2, обладают весьма скромными характеристиками, но благодаря невероятной надежности, вызванной в т.ч. и невероятно длительным сроком их активного использования (с 57 года) они до сих пор активно производятся и летают.

3 Основные виды ракетных двигателей

- **Твердотопливные РД/Solid Rocket Booster/Solid rocket - ТТРД/SRB** - самый простой, надежный и дешевый из всех видов РД. По сути представляет собой смесь **твердого топлива, способного к самоподдерживающейся экзотермической реакции**, в результате которой образуется большое количество **высокотемпературного газа с большой скоростью истекающего из ТТРД**.

Основными преимуществами данного типа двигателей выступают **низкая цена, легкость и скорость производства, отказоустойчивость** за счет своей простоты, **возможность создания ТТРД очень высокой тяги без особых сложностей**.

Недостатками же ТТРД являются сложность реализации **дресселирования, многократного запуска**, опасность **блокирования сопла твердым топливом и продуктами его реакций**, относительно **низкий удельный импульс** (наиболее высокий достигнутый на практике это 285.6 секунд на Titan IVB SRMU).

- **Жидкостный РД/liquid-propellant rocket/liquid rocket - ЖРД/LRE/LR** - самый частоиспользуемый в "большой" космонавтике тип двигателей. Имеет множество подтипов, которые, в свою очередь, тоже имеют подтипы. Зачастую в этот вид относят и газовые РД, т.к. последние редко используются в связи с отсутствием достоинств в сравнении с обычными ЖРД. Самый распространенный тип ЖРД - двухкомпонентные, т.е. чье топливо состоит из двух различных жидких компонентов.

Преимущества ЖРД - относительно **высокая тяга**(до 8 МН) в сочетании с **хорошим удельным импульсом** (до 470 с), возможность **широкого дресселирования и множества включений**, этот тип двигателей второй по исследованности после ТТРД что повышает их **надежность** и удешевляет разработку и испытания (как минимум наличием универсальных математических инструментов для упрощения расчетов по ЖРД).

К недостаткам же ЖРД можно отнести значительную **сложность конструкции** в сравнении с ТТРД, что влечет за собой **проблемы при проектировке ЖРД очень высоких и сверх низких тяг** (В сравнении с ТТРД, малые так же с ЭРД). Так же важно отметить что жидкое топливо в баках может свободно плавать в невесомости и для запуска ЖРД их **необходимо осажждать**.

Суммируя все вышесказанное - ЖРД практически безальтернативны для вторых ступеней РН и бывают достаточно эффективны как для первых ступеней, так и для

разгонных блоков, что делает их самым распространенным и применяемым видом ракетных двигателей.

- **Электрические РД/electric propulsion - ЭРД** - тип РД, принцип работы которого основывается на **преобразовании электрической энергии в кинетическую энергию реактивной струи**, так же в русскоязычной литературе можно встретить упоминание ЭРДУ (электроракетная двигательная установка), обозначающая систему состоящую из ЭРД, системы электропитания (СЭП), системы хранения и подачи рабочего тела (СХиП) и системы автоматического управления (САУ). Хотя были созданы и испытаны еще в 60-70-ых, но массово начали использоваться относительно недавно - в начале 2000-ых. Являются высокоэффективными РД, в основном малой тяги.

Преимущества: **очень высокая эффективность** (УИ порядка тысяч секунд), возможность **огромного количества запусков и длительной работы** (тысячи запусков и тысячи часов безостановочной работы).

Недостатки: **очень низкая тяга** (начиная с мН), **очень высокое энергопотребление** (начиная с сотен Ватт) что вынуждает использовать крупные и тяжелые системы электропитания, абсолютная **бесполезность в атмосфере**.

Этот класс РД считается одним из самых перспективных для полетов в глубокий космос и другие звездные системы, так же к нему относят некоторые гипотетические РД, например фотонные.

- **Ядерные РД/nuclear propulsion/nuclear thermal rocket - ЯРД/NTR** - РД в котором энергия деления или синтеза ядер преобразуется в кинетическую энергию реактивной струи. Имеет множество подтипов, но большинство из них существуют чисто в теории. На практике были только испытания, в космос не летали. Потенциально - РД будущего, зачастую даже более перспективные чем ЭРД.

На сегодня самым известным и единственным испытанным видом ЯРД является **твердофазный** (т.к. делящееся вещество представлено в виде твердых стержней - тепловыделяющих элементов (ТВЭЛов)) **тепловой** (т.к. энергия от реактора нагревает рабочее тело РД, чаще всего - водород) **ядерный РД**.

Из-за разнородности того типа РД сложно говорить о конкретных преимуществах, но в целом для реализованных или тех что возможно реализовать уже сегодня это **высокий удельный импульс** (доходит до 1000 секунд) при **немалой тяге** (до сотен киллоньютонов).

Недостатки - **сложность реализации** (нужно буквально реализовать компактный ядерный реактор), **стоимость** и **низкая тяговооруженность** (большая масса двигателя по отношению к его тяге).

Это краткая версия методички, позже выложу более полную версию