

ЛЕКЦИЯ 5.2

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

ТЕМА. КОЭФФИЦИЕНТ ИЗБЫТКА ОКИСЛИТЕЛЯ

α_{OK}

§ **Стехиометрическое соотношение компонентов топлива**

K_1

Стехиометрическое соотношение компонентов топлива – это соотношение между окислителем (О) и горючим (Г), соответствующее уравнению полной химической реакции окисления горючего. Определяют по справочнику K_1 Глушко.

Параметр K_1 
$$K_1 = \frac{\dot{m}_{\text{ок } 1}}{\dot{m}_{\text{гор } 1}}$$
 стехиометрическое

В расчетах ЖРД используют действительное K_m соотношение компонентов топлива, которое отличается от стехиометрического.

Действительное K_m отличается от стехиометрического K_1 потому, что один из компонентов топлива подается в КС с избытком по отношению к стехиометрическому соотношению. Обычно в избытке подается горючее.

Определение действительного соотношения КТ

$$K_m = \frac{\dot{m}_{\text{ок Д}}}{\dot{m}_{\text{гор Д}}}$$

Для вычисления K_m используют соотношение вида


$$K_{ок} = \overset{\text{стех.}}{\underset{\text{спр. Глушко}}{K_1}} \cdot \alpha$$

$\alpha_{ок}$ - это коэффициент избытка окислителя.

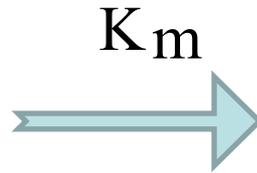
Величина $\alpha_{ок}$ либо задаётся, либо вычисляется.

- **Если**, $\alpha_{ок} > 1$ то из 2х компонентов топлива в избытке окислитель (по отношению к стехиометрическому соотношению КТ).
- **Если**, $\alpha_{ок} < 1$ то в избытке горючее (по отношению к стехиометрическому соотношению КТ).
- **Если** $\alpha_{ок} = 1$, то $K_m = K_1$

где K_1 -- стехиометрическое соотношение КТ.

ОСНОВНЫЕ ФОРМУЛЫ РАСХОДА ТОПЛИВА

$$\dot{m}_T = P / J_{\text{уд}}$$



$$\dot{m}_\Gamma = \frac{1}{1 + K_m} \cdot \dot{m}_T$$

$$\dot{m}_T = \dot{m}_\Gamma + \dot{m}_O$$

$$\dot{m}_O = \frac{K_m}{1 + K_m} \cdot \dot{m}_T$$

§ Оптимальный коэффициент избытка окислителя

$$(\alpha_{\text{ок}})_{\text{опт}}$$

Удельный импульс тяги двигателя достигает

своего максимального значения при $\alpha_{\text{ок}} < 1$, Рис. 10.

График зависимости удельного импульса тяги от α_{OK}

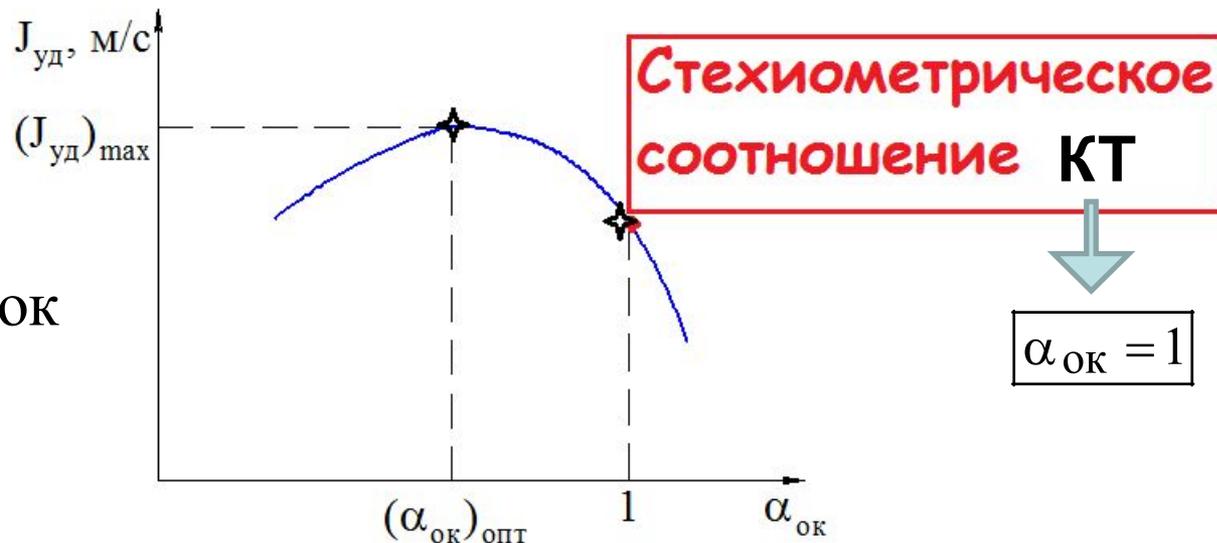


Рис. 10. Графическое определение $(\alpha_{OK})_{OPT}$

$(\alpha_{OK})_{OPT}$

это то, которое обеспечивает максимальный удельный импульс тяги двигателя

ДАННЫЕ СТАТИСТИКИ

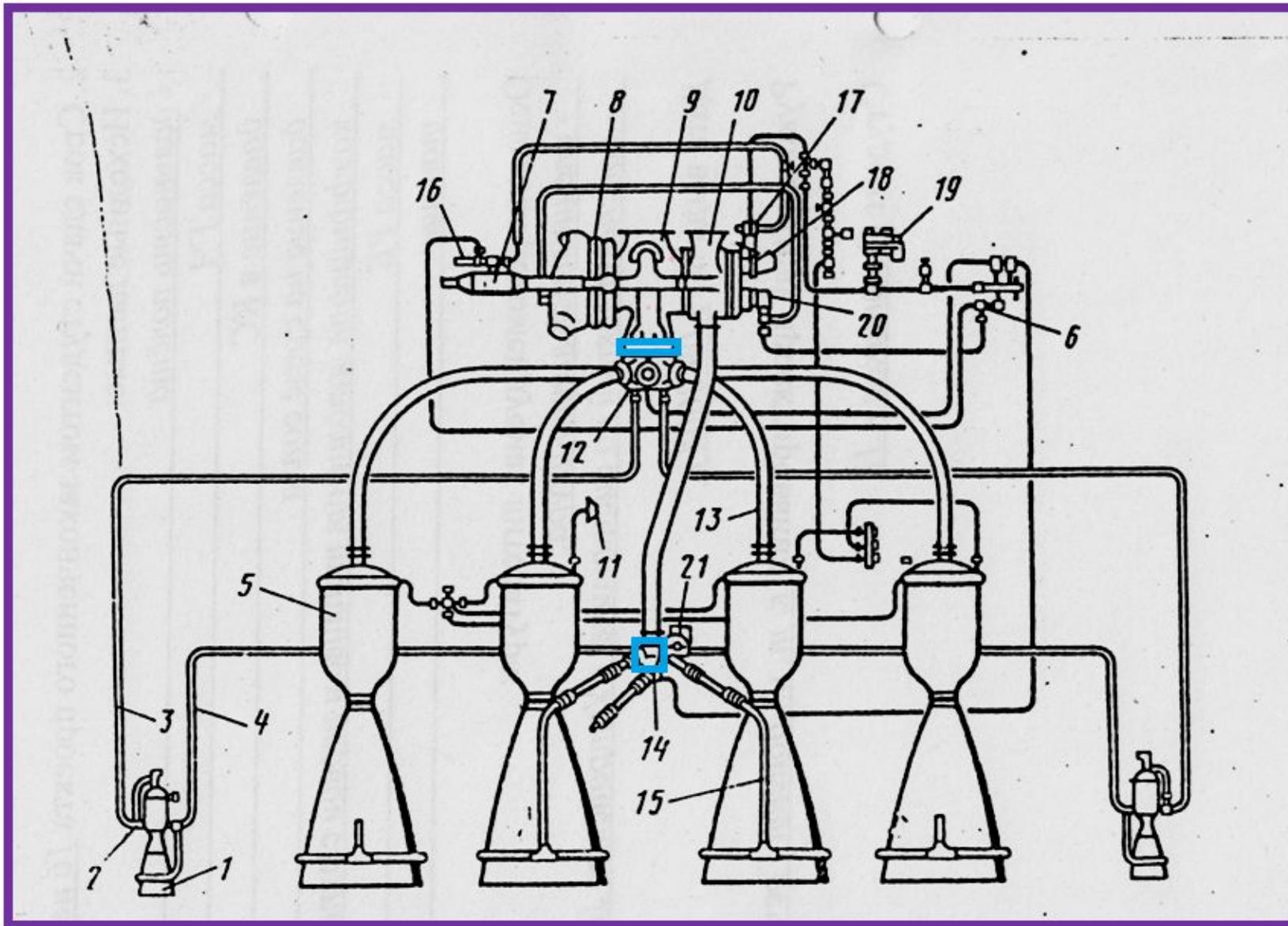
Наиболее часто используемые керосиновые топлива имеют:

$(\alpha_{OK})_{OPT} \approx 0,7...0,9$

§ Импульс последействия

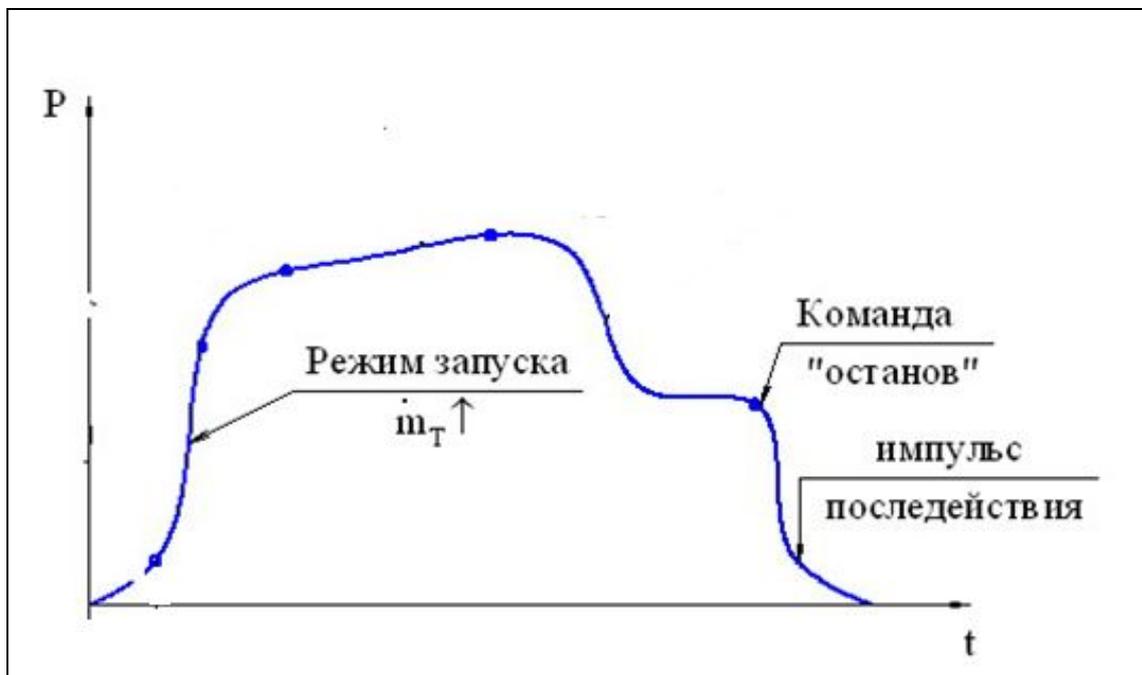
Выключение двигателя производится по команде «**Останов**», прекращением подачи топлива в КС путем срабатывания **отсечных** клапанов (**главных** клапанов **О,Г**). За период времени от поступления команды «**Останов**» до полного прекращения тяги ЖРД создается камерой сгорания некоторый импульс тяги, который получил название **импульс последействия, ИП**

ИП возникает в результате догорания остатков топлива, поступающих в КС из объёмов между отсечными клапанами и **ФГ** (т.е. поступающих в КС после команды «Останов»)
см. рис.



Конец ЛК РК-151, ПРД-151, пятн, 5 октября

ИП стараются уменьшить всеми известными способами, так как **неуправляемый** характер спада тяги приводит к рассеиванию параметров ракет в конце активного участка, следовательно, к снижению точности выведения КА на орбиту, осложняет операции разделения ступеней и управления положением КА, ведет к неточности попадания в цель для боевых ракет.



§ Способы уменьшения импульса последствия

1) При конструировании ЖРД объёмы между отсечными клапанами и ФГ стремятся сделать минимальными, то есть стремятся приблизить отсечные клапаны к **ФГ**.

2) Выключение двигателя производят через промежуточный режим тяги, уменьшая расход топлива перед остановкой двигателя. Понижением тяги также исключается возможность гидравлического удара в топливных магистралях при срабатывании отсечных клапанов (гидравлический удар может привести к разрушению и взрыву двигателя).

3) Выключение подачи топлива сопровождается продувкой (т.е. выдувом за борт ракеты) компонентов топлива из самой **КС**, а также из полостей, находящихся за отсечными клапанами.

Борьба с ИП является одной из труднейших задач двигателестроения, поэтому выключение двигателя, как же как и старт, представляют наибольшую **опасность взрыва двигателя.**

ДАННЫЕ СТАТИСТИКИ

- Отказы при останове двигателя составляют примерно **15 ... 20%** всех отказов.
- На маршевом режиме работы двигателя число отказов не превышает **10%**.
- Наибольшее число отказов двигателя (**60 ... 70%**) происходит при запуске двигателя
- Наибольшее число нештатных ситуаций на старте ракет (**более 50%**) связано с работой **двигателя**.

КОНЕЦ ЛК ПРК-151, ПРК-152, пятн, 5 октября

Тема. Системы подачи топлива

Системы подачи топлива (СПТ) подразделяются по типу агрегата, создающего давление подачи, на 2 типа:

- 1) газовытеснительные системы подачи топлива (или просто вытеснительные- **ВСПТ**);
- 2) турбонасосные системы подачи (с ТНА).

ВСПТ основаны на принципе создания в топливных баках высокого давления, обеспечивающего вытеснение компонентов из бака в двигатель. Избыточное давление в баках могут создавать следующие устройства:

ВАД – воздушный аккумулятор давления; **ПАД** – пороховой аккумулятор давления; **ЖАД** – жидкостный аккумулятор давления.

ВСПТ с ВАД состоит из:

баллонов со сжатым газом, редуктора давления, заправочных и предохранительных клапанов, мембран и газопроводов. В качестве вытеснительного газа используют инертные газы (воздух, азот, гелий). Газ в баллоне находится под давлением около 250 ... 350 атм. Баллоны имеют форму сферы, тора, цилиндра, изготавливаются из высокопрочных, хорошо свариваемых сталей. Применяется **ВСПТ** в двигателях 3-ей ступени ракеты.

ВСПТ конструктивно проще турбонасосной. Главный недостаток **ВСПТ** в том, что для создания необходимого давления в КС требуется значительно более высокое давление в топливных баках, чем в КС . В результате масса баков существенно возрастает, ракета становится тяжелой, поэтому применяют **ВСПТ** в двигателях небольших тяг с малым временем работы.

Турбонасосная СПТ получила применение при больших тягах РД и длительной работе двигателя.

Преимущества турбонасосной системы подачи топлива

- Масса **ТСПТ** не зависит от времени работы двигателя.
- Топливные баки значительно разгружены (давление наддува бака 2..5 атм).
- **ТСПТ** обеспечивает возможность создания больших давлений в **КС** (высокое давление снижает габариты ДУ и повышает тягу ДУ).

ЖРД с ТСПТ выполняются по двум схемам:

1) открытой; и 2) замкнутой

Такое деление **ТСПТ** связано с методом использования генераторного газа, отработавшего на турбине **ТНА**.

§ Двигатели открытой СПТ (без дожигания генераторного газа)

Если генераторный газ, отработавший на турбине (мятый газ), выбрасывается в атмосферу, то такая **СПТ** называется **открытой** (или без дожигания генераторного газа).

Генераторный газ выбрасывается в атмосферу 2мя способами:

- через патрубок, расположенный на выхлопном коллекторе турбины;
- направляется в утилизационное сопло, в котором, расширяясь, газ создаёт дополнительную тягу двигателя,

рис.11. 

ПРИМЕЧАНИЕ 1. Схему, Рис.11, запомнить, и обязательно рисовать «по памяти» на экзамене

ПРИМЕЧАНИЕ 2. Начинать рисовать схему, Рис. 11, необходимо с ТНА! Это логично и поэтому легче запоминается.

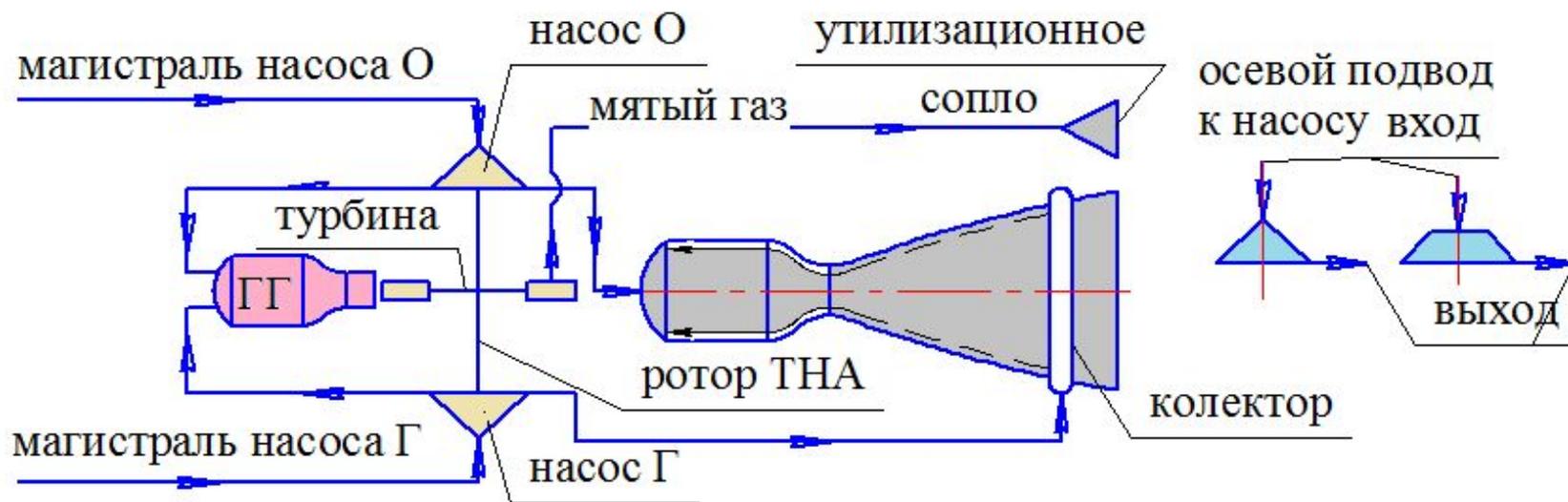


Рис. 11. ДУ с открытой СТП (без дожигания)

Двигатели с открытой СПТ имеют две разновидности:

- с однокомпонентным газогенератором (ГГ), питающим турбину и работающим на унитарном (однокомпонентном) топливе;
- с двухкомпонентным ГГ, работающим на основных или вспомогательных КТ (у вспомогательных КТ имеется отдельный топливный бак и отдельная система подачи топлива).