

## Оглавление

Введение.....	4
1. Принципиальная схема ЖРДУ без дожигания Генераторного Газа .....	5
2. Анализ эффективности ЖРДУ без дожигания ГГ .....	9
3. Выбор соотношения компонентов топлива в газогенераторе .....	12
4. Классификация ЖРДУ без дожигания.....	13
Двигатель С2-711В.....	18
Двигатель С2-720. ....	21
Двигатель С5-35 .....	24
Двигатель С5-62 .....	28
Двигатель С5-92 .....	31
Двигатель РД-119 .....	37
Контрольные вопросы .....	41
Список литературы .....	42

МГТУ им. Н.Э. Баумана  
Факультет «Энергетическое машиностроение»  
Кафедра «Ракетные двигатели»  
БУРКАЛЬЦЕВ ВЛАДЛЕН АЛЕКСЕЕВИЧ, ЕЛИСЕЕВ АЛЕКСЕЙ  
АЛЕКСЕЕВИЧ  
Жидкостные ракетные двигательные установки с турбонасосным  
агрегатом без дожигания генераторного газа  
Электронное учебное пособие  
Методические указания к выполнению лабораторной работы  
по дисциплине «проектирование ЖРДУ»  
МОСКВА  
2010 год МГТУ им. Баумана

УДК 621.453/.457

Рецензент: Петрикевич Борис Борисович

Авторы **Буркальцев Владлен Алексеевич**

**Елисеев Алексей Алексеевич**

«Жидкостные ракетные двигательные установки с турбонасосным агрегатом без дожигания генераторного газа»

Методические указания к выполнению лабораторной работы по дисциплине «Проектирование ЖРДУ»

В данной лабораторной работе рассматривается класс ЖРДУ с насосной системой подачи топлива без дожигания генераторного газа после турбины в основной камере ЖРД. Цель работы – закрепить и углубить знания, полученные студентами на лекциях по курсу «Проектирование жидкостных ракетных двигательных установок» при изучении пневмогидравлических схем двигателей.

Для студентов старших курсов, обучающихся по специальности «Ракетные двигатели».

Рекомендовано Учебно-методической комиссией факультета Энергетическое Машиностроение как методические указания.

## **Введение**

В данной лабораторной работе рассматривается класс ЖРДУ с насосной системой подачи топлива без дожигания генераторного газа после турбины в основной камере ЖРД.

Цель работы – закрепить и углубить знания, полученные студентами на лекциях по курсу «Проектирование жидкостных ракетных двигательных установок» при изучении пневмогидравлических схем двигателей.

Выбор и обоснование пневмогидравлической схемы (ПГС) ЖРД относится к наиболее ответственному этапу проектирования двигателя. От успешного выполнения этого этапа зависит не только надежность работы двигателя, но и сроки его разработки, испытания и доводки. ПГС для ДУ без дожигания содержит в своем составе камеру, ТНА, газогенератор, регуляторы тяги и соотношения компонентов, клапаны, устройства системы запуска, датчики и другие агрегаты, необходимые для работы двигателя на каждом из предусмотренных режимов.

## 1. Принципиальная схема ЖРДУ без дожигания Генераторного Газа

Несмотря на целый ряд неоспоримых преимуществ вытеснительной системы подачи топлива (простота, надежность, удобство запуска, стабильность подачи) данная система может использоваться только в ДУ малой тяги. Это связано с тем, что баки находятся под давлением, превышающим давление в камере сгорания и при значительных количествах топлива, расходуемого за время работы (что характерно для двигателей с большим импульсом тяги), баки будут чрезвычайно массивными, неприемлемыми для ракеты. Поэтому при  $p_k > 2$  МПа рационально использовать насосы для нагнетания топлива в камеру сгорания ЖРД.

В насосной системе подачи топлива давление внутри баков  $p_6$  не превышает 0,3...0,4 МПа и определяется антикавитационными качествами насосов или необходимой жесткостью баков как несущих конструкций, поэтому такую схему называют схемой с разгруженными баками. Давление, под которым компоненты подаются в камеру сгорания, создается насосами, приводимыми в движение турбинной. Агрегат, состоящий из насоса и турбины, называется турбонасосный агрегат (ТНА). Рабочим телом турбины является генераторный газ (ГГ) вырабатываемый в газогенераторе. ГГ вырабатывается, например, разложением специального вещества – компонента газогенерации (КГГ) в газогенераторе (рис.1). Например, перекись водорода хранится в отдельном баке (7) на борту ракеты и вытесняется в газогенератор (13), где подвергается каталитическому разложению:

$$H_2O_2 \xrightarrow{NaMnO_4} H_2O + O_2 + Q.$$
 Образовавшийся ГГ направляется в сопловой блок турбины (14). Взаимодействуя с лопатками турбины, газ создает крутящий момент, который передается через вал на крыльчатку насосов. После турбины генераторный газ выбрасывается в окружающую среду через выхлопной патрубок (15). Поскольку газ после турбины не используется в основной камере сгорания, то такую турбину называют автономной. Кроме указанного выше КГГ в качестве ГГ могут использоваться продукты термического разложения изопропилнитрата, гидразина или несимметричного диметилгидразина (НДМГ).

Например: 
$$N_2H_2(CH_3)_2 \xrightarrow{t^0} H_2 + CH_4 + N_2C + N_2 + Q.$$

Использование в ДУ гидразина или несимметричного диметилгидразина НДМГ позволяет обеспечить работу газогенератора на основном компоненте топлива, отбираемом из топливной магистрали после насоса.

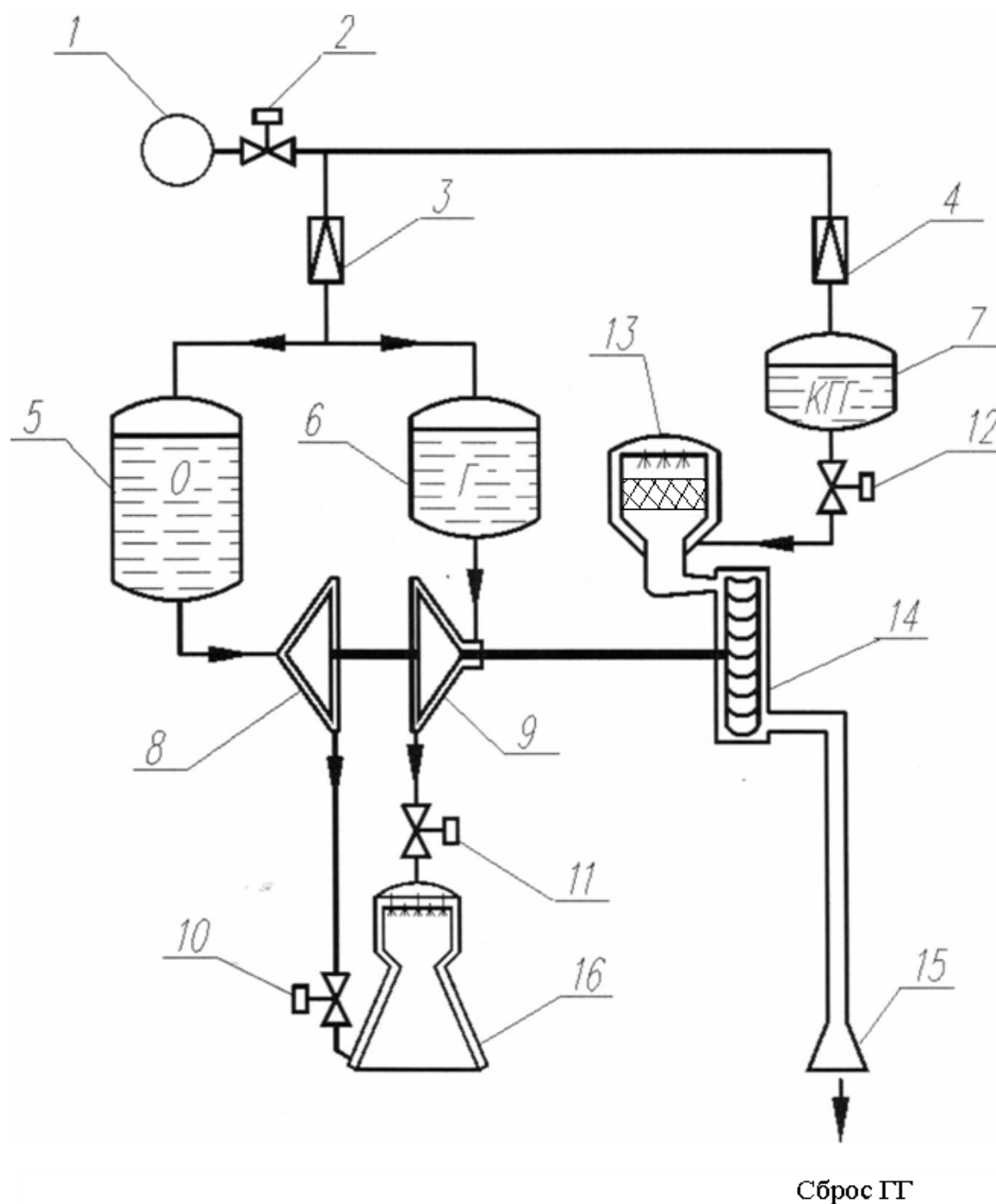


Рис.1. Принципиальная схема ЖРДУ с ТНА с использованием третьего (отдельного) компонента для ГГ.

1 – шар-баллон (аккумулятор сжатого газа); 2 – пускоотсечный клапан наддува; 3, 4 – газовые редукторы; 5 – бак окислителя; 6 – бак горючего; 7 – бак компонента газогенерации; 8 – насос окислителя; 9 – насос горючего; 10, 11 – топливные пускоотсечные клапаны; 12 – пускоотсечной клапан газогенерации; 13 – каталитический газогенератор; 14 – турбина; 15 – выхлопной патрубок или сопло; 16 – камера.

В современных установках чаще используется двухкомпонентный газогенератор, работающий на основных компонентах топлива. Принципиальная схема такой ДУ представлена на рис.2. В данной схеме предусмотрен наддув баков от шар-баллона заполненного азотом или гелием под давлением 25...32 МПа (1). После открытия пускоотсечного клапана наддува (2) газ попадает в редукторы (3, 4). Назначение газовых редукторов – обеспечить снижение давления газа до значений давления наддува бака  $p_6$ , и поддержание его с заданной точностью в течении всего времени работы двигателя.

После открытия клапанов 7 и 8 компоненты топлива поступают на вход в насосы (12, 13). Давление за насосами горючего и окислителя ( $p_{\text{вых}}$ ) должно удовлетворять условию:

$$p_{\text{вых}} = p_k + \Delta p_\phi + \Delta p_{\text{гидр}}, \quad (1)$$

где:  $p_k$  – давление в камере сгорания;

$\Delta p_\phi$  – перепад давления на форсунках горючего и окислителя смесительной головки камеры;

$\Delta p_{\text{гидр}}$  – гидравлические потери в топливных магистралях, тракте охлаждения камеры, на регуляторах, клапанах и дроссельных шайбах.

После насосов основная часть компонентов поступает в камеру. Около 2...6% от суммарного расхода поступает в газогенератор. При этом необходимо учитывать, что компоненты смешиваются в газогенераторе в соотношении далеком от стехиометрического. Это связано с тем, что при  $\alpha_{\text{ГГ}} \approx 1$  температура ГГ будет недопустимо высока для материала лопаток турбины, что может привести к аварии.

Раскрутка ТНА может осуществляться различными способами. В данном случае рассматривается ДУ с газобаллонной системой запуска. После открытия клапана запуска (11) газ из шар-баллона поступает в сопла турбины, раскручивая ротор ТНА. Когда давление за насосами достигнет

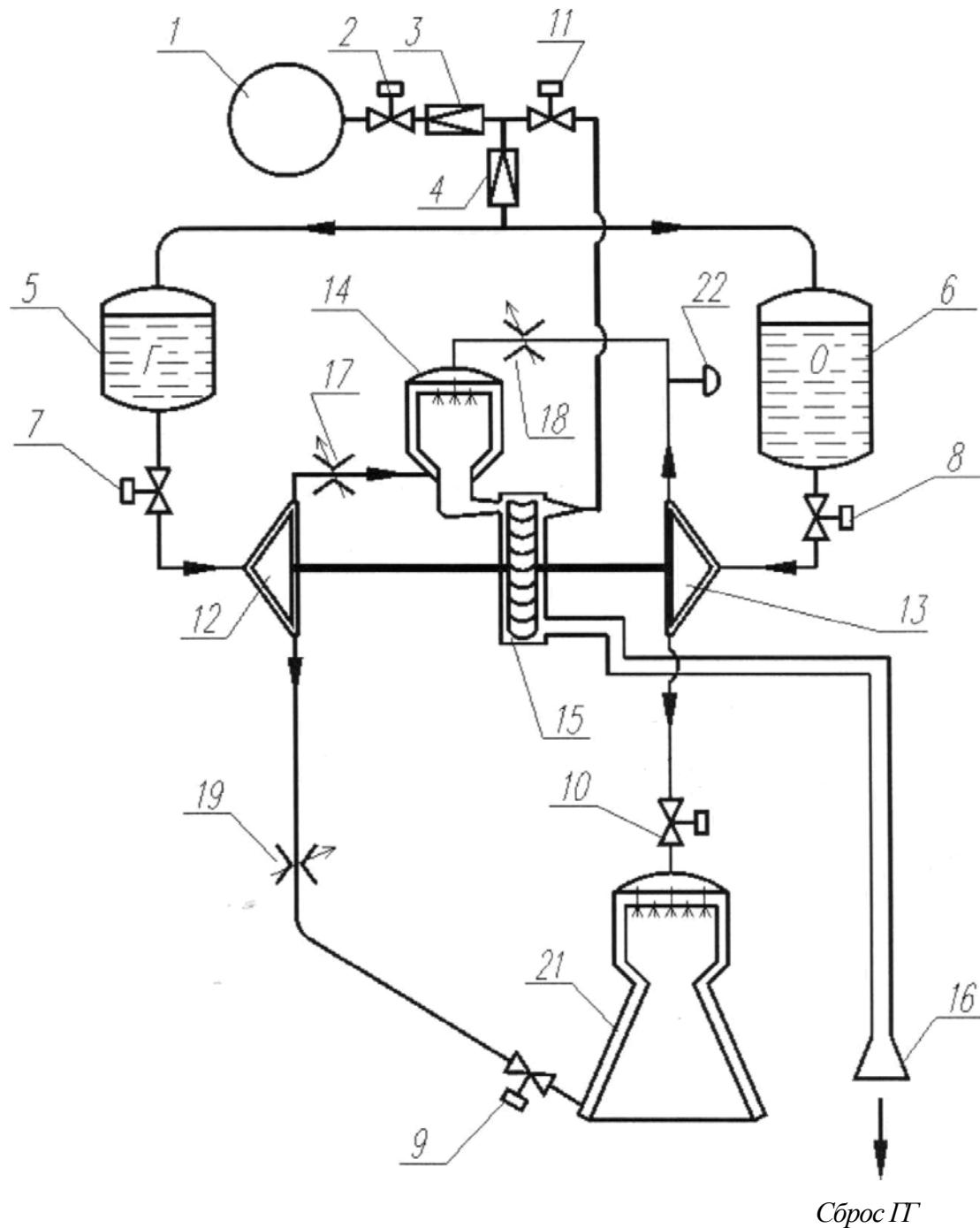


Рис.2. Принципиальная схема ЖРДУ с ТНА без дожигания ГТ.

1 – шар-баллон; 2 – пускоотсечные клапаны наддува; 3,4 – газовые редукторы; 5 – бак горючего; 6 – бак окислителя, 7,8,9,10 – топливные пускоотсечные клапаны; 11 – клапан запуска ТНА; 12 – насос горючего; 13 – насос окислителя; 14 – газогенератор; 15 – турбина, 16 – выхлопной патрубок; 17,18,19, – регулируемые дроссели; 21 – камера, 22 – сигнализатор давления определенного значения, срабатывает сигнализатор давления (22), клапан (11) закрывается и турбина начинает работать на генераторном газе.



Регулирование тяги и соотношения компонентов топлива в камере и в газогенераторе ЖРД осуществляется при помощи серводросселей и регуляторов (на рис.2 условно показаны позициями 17, 18, 19).

Останов обеспечивается закрытием пускоотсечных клапанов 7, 8, 9 и 10 (обычно в первую очередь отсекают газогенератор).

## 2. Анализ эффективности ЖРДУ без дожигания ГГ

Одним из основных параметров, характеризующим эффективность ДУ в целом является удельный импульс  $I_{y ДУ}$ . Для данного класса установок  $I_{y ДУ}$ , будет определяться следующим образом:

$$I_{y ДУ} = \frac{P_{\kappa} + P_{ВП}}{\dot{m}_{\kappa} + \dot{m}_T},$$

где  $P_{\kappa}$ ,  $P_{ВП}$  – тяга, создаваемая камерой и выхлопным патрубком соответственно,

$\dot{m}_{\kappa}$ ,  $\dot{m}_T$  – массовый секундный расход топлива через камеру и турбину соответственно.

Таким образом, особенностью ДУ данного класса является то, что удельный импульс камеры  $I_{y \kappa}$  не равен удельному импульсу ДУ. Поскольку часть топлива сгорает в газогенераторе при неоптимальном соотношении компонентов, то избыточный компонент, присутствующий в ГГ, не реализует полностью всю свою химическую энергию. Как следствие этого, дополнительная тяга, создаваемая выхлопным патрубком, не компенсирует дополнительный расход топлива через этот патрубок, т.е.

$$I_{y ДУ} < I_{y \kappa} = \frac{P_{\kappa}}{\dot{m}_{\kappa}}$$

Таким образом для увеличения удельного импульса ДУ без дожигания ГГ необходимо уменьшать расход газа через турбину.

Согласно уравнению баланса мощностей в ТНА мощность, вырабатываемая турбиной  $N_T$ , должна быть равна мощности, потребляемой насосами  $N_H$ :

$$N_T = \Sigma N_H, \text{ где}$$

$$N_T = \dot{m}_T \cdot L_{ад} \cdot \eta_T,$$

$\dot{m}_T$  – секундный расход ГГ;

$\eta_T$  – КПД турбины;

$L_{ад}$  – адиабатная работа расширения 1 кг генераторного газа в турбине:

$$L_{ад} = \frac{k}{k-1} \cdot (RT)_{ГГ} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_{ГГ}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right],$$

$(RT)_{ГГ}$  – удельная газовая постоянная и температура генераторного газа в газогенераторе;  $p_2, p_{ГГ}$  – давление ГГ за турбиной и в газогенераторе соответственно;  $k$  – показатель адиабаты ГГ.

Мощности, потребляемые насосом горючего и окислителя, определяются по следующим формулам:

$$N_{HG} = \frac{\dot{m}_Г \cdot (\rho_{выхHG} - \rho_{вхHG})}{\rho_Г \cdot \eta_{HG}}$$

$$N_{HO} = \frac{\dot{m}_O \cdot (\rho_{выхHO} - \rho_{вхHO})}{\rho_O \cdot \eta_{HO}}$$

Здесь:  $\dot{m}_{0(Г)}$  – секундный расход компонента через насосы,  $p_{вых}, p_{вх}$  – давление на выходе из насосов и на входе в насосы,  $\rho_{0(Г)}$  – плотность компонента топлива,  $\eta_{0(Г)}$  – КПД насосов.

Для уменьшения расхода газа через турбину необходимо увеличивать  $L_{ад}$  и КПД турбины, и снижать мощность, потребляемую насосами, за счет увеличения их КПД и уменьшения гидрпотерь в магистралях.

Рост  $L_{ад}$  можно обеспечить за счет увеличения значения комплекса  $(RT)_{ГГ}$ . Так как у продуктов неполного окисления, например ОН и СО, молярная масса существенно меньше, чем у полностью окисленных элементов (например,  $H_2O$  и  $CO_2$ ), то избыток горючего в ГГ повышает значение удельной газовой постоянной  $R_{ГГ}$ . Поэтому в ДУ без дожигания ГГ всегда используются газогенераторы с избытком горючего ( $\alpha_{ГГ} \ll 1$ ).

Давление в газогенераторе определяется давлением за насосами с учетом перепада давления на форсуночной головке газогенератора и гидравлических потерь в магистралях:

$p_{ГГ} = p_{вых} - (\Delta p_{ф})_{ГГ} - \Delta p_{гидр}$ . Давление за турбиной близко к давлению окружающей среды. Для ЖРД, работающих в плотных слоях атмосферы,  $p_{ГГ} / p_2 = 15...40$ .

Таким образом, для повышения удельного импульса ЖРДУ без дожигания ГГ необходимо использовать малорасходную, высокоперепадную турбину, с высоким значением комплекса  $(RT)_{ГГ}$ . Кроме того, необходимо стремиться повысить КПД насосов и турбины, поскольку это позволяет снизить не только  $\dot{m}_T$ , но и массу ТНА в целом. Если расход газа через автономную турбину превышает 6...7% от расхода через камеру, то потери удельного импульса ДУ становятся недопустимо велики. В этом случае необходимо выбрать другую, более совершенную схему ДУ [1].

### 3. Выбор соотношения компонентов топлива в газогенераторе

Выбор  $K_{m\text{ ГГ}}$  осуществляется из условий обеспечения надежной работы турбины.

Зависимости температуры и газовой постоянной ГГ представлены на рис.3.

Максимальная температура, при которой сохраняется работоспособность материала лопаток турбины, зависит от коррозионных свойств среды. Восстановительный ГГ позволяет обеспечить нормальную работу турбины при температуре 1000...1100 К, и он имеет более высокое значение газовой постоянной  $R_{\text{ГГ}}$ . Следовательно, требуемый расход восстановительного газа будет меньше требуемого расхода окислительного газа. Использование охлаждаемых лопаток турбины позволило бы существенно повысить максимальную температуру ГГ, однако в силу сложности конструкции такой турбины данный подход не нашел применения в ЖРД.

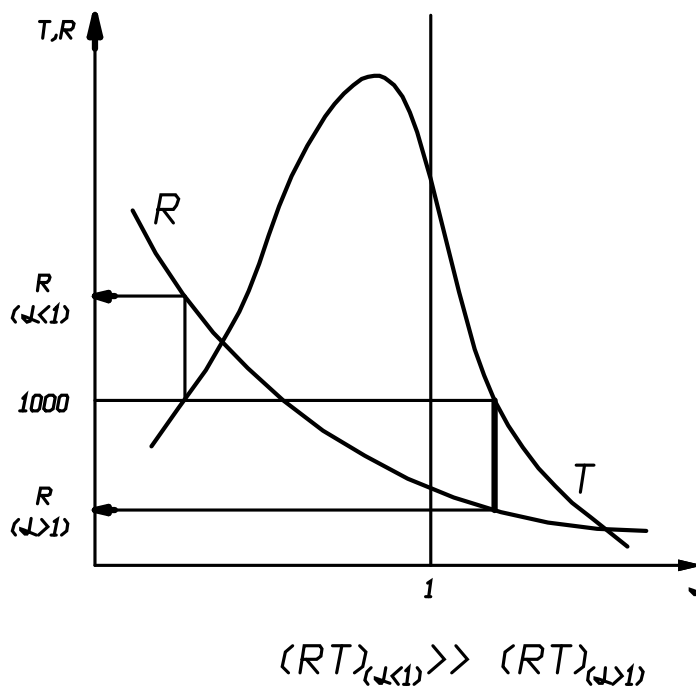


Рис.3. Зависимости температуры и газовой постоянной ГГ.

#### **4. Классификация ЖРДУ без дожигания**

На рисунке 4 представлена классификация ЖРД с ТНА без дожигания генераторного газа.

Наиболее сложным и ответственным моментом в работе таких двигателей является запуск и выход на режим ТНА. Выбор того или иного способа раскрутки ТНА зависит от условий эксплуатации двигателя. Если двигатель предназначен для однократного запуска, то рационально использовать твердотопливный пусковой газогенератор (рис.5). При подаче электрического напряжения на пиропатрон (1) происходит воспламенение пороховой шашки торцевого горения (2). Образующиеся при горении пороха высокотемпературные продукты сгорания попадают в основной газогенератор (6), а затем направляются на турбину (3). Ротор ТНА достигает необходимой частоты вращения, давление за насосами (4, 5) повышается и в дальнейшем газогенератор переходит на работу на основных компонентах топлива. К этому моменту пороховой заряд полностью выгорает.

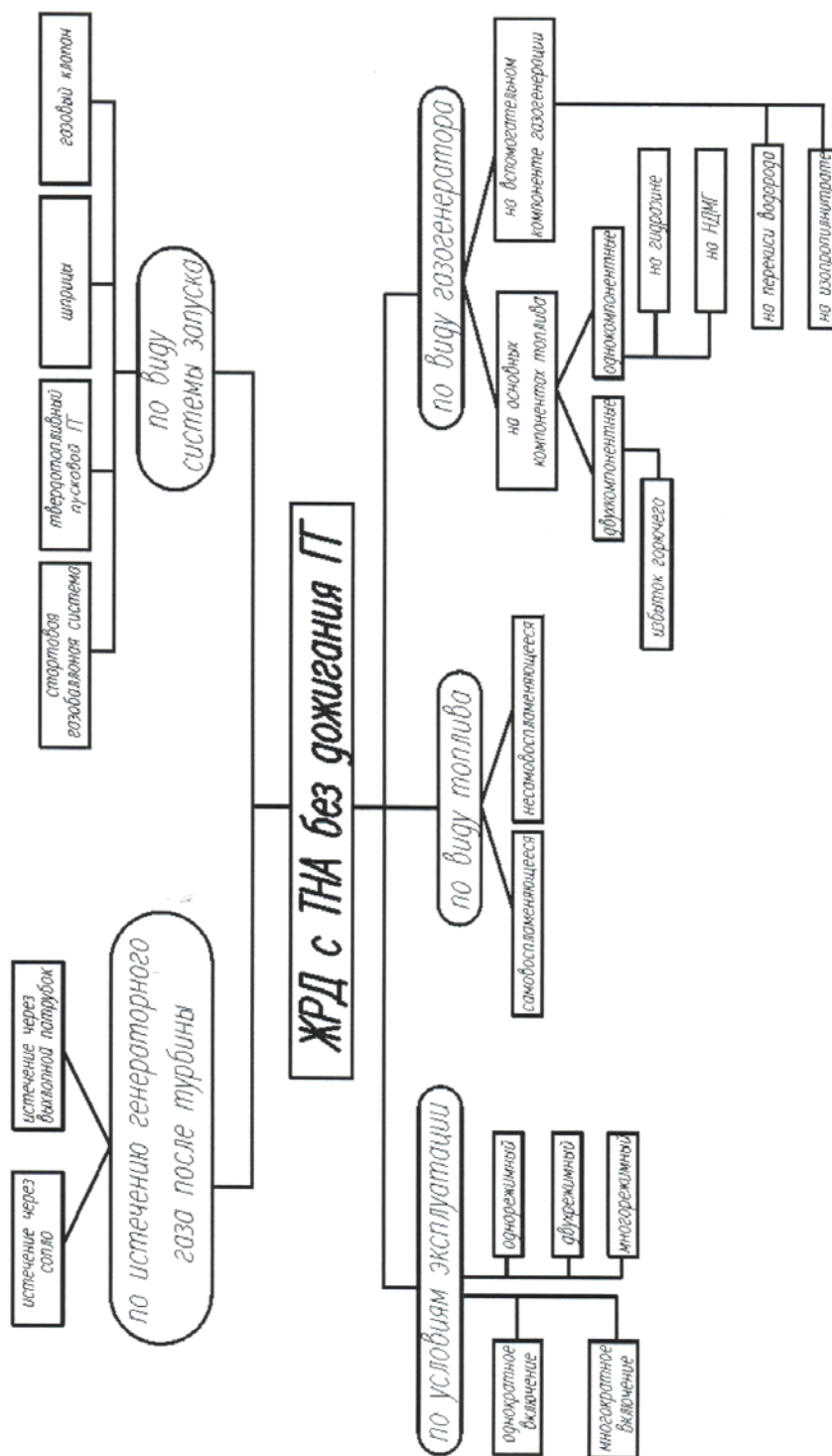


Рис .4 Классификация ЖРД с ТНА без дожигания генераторного газа

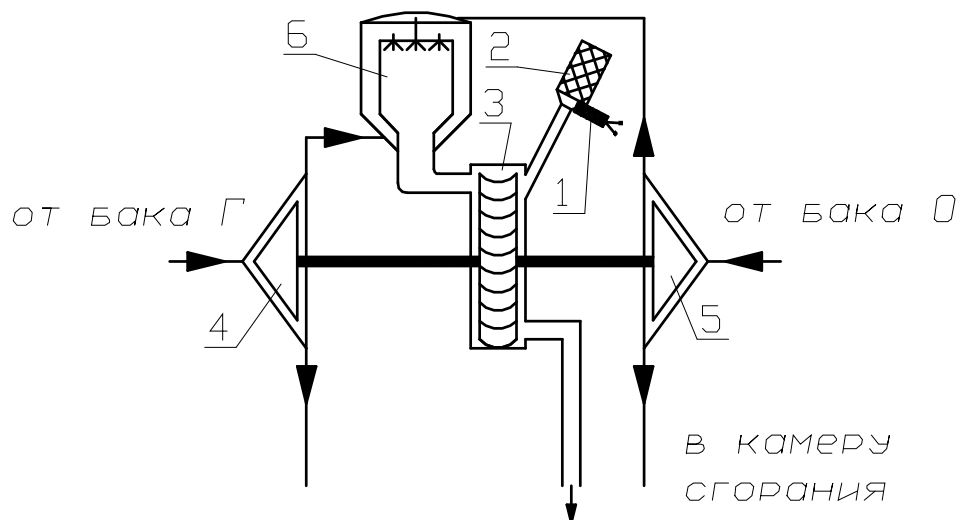


Рис. 5 Схема ТНА с пусковым ТТ газогенератором.

1 – пиропатрон; 2 – заряд ТТ; 3 – турбина; 4,5 – насосы; 6 – газогенератор

Для двигателей многократного запуска можно использовать газобаллонную систему раскрутки турбины (рис.2) или так называемые «шприцы». Пример ДУ со «шприцами» приведен на рис. 6. В данной схеме перед запуском двигателя заполняются пусковые полости «шприцов» горючего и окислителя (11, 12). Газом высокого давления из шар-баллона происходит выдавливание пусковых порций топлива в газогенератор. После раскрутки ротора ТНА давление за насосами повышается, закрываются обратные клапаны за «шприцами» и газогенератор переходит работать от насосов. При останове двигателя поршни в «шприцах» возвращаются в исходное положение пружинами, а пусковые полости снова заполняются компонентами топлива. Данная схема запуска применяется при использовании самовоспламеняющихся компонентов топлива.

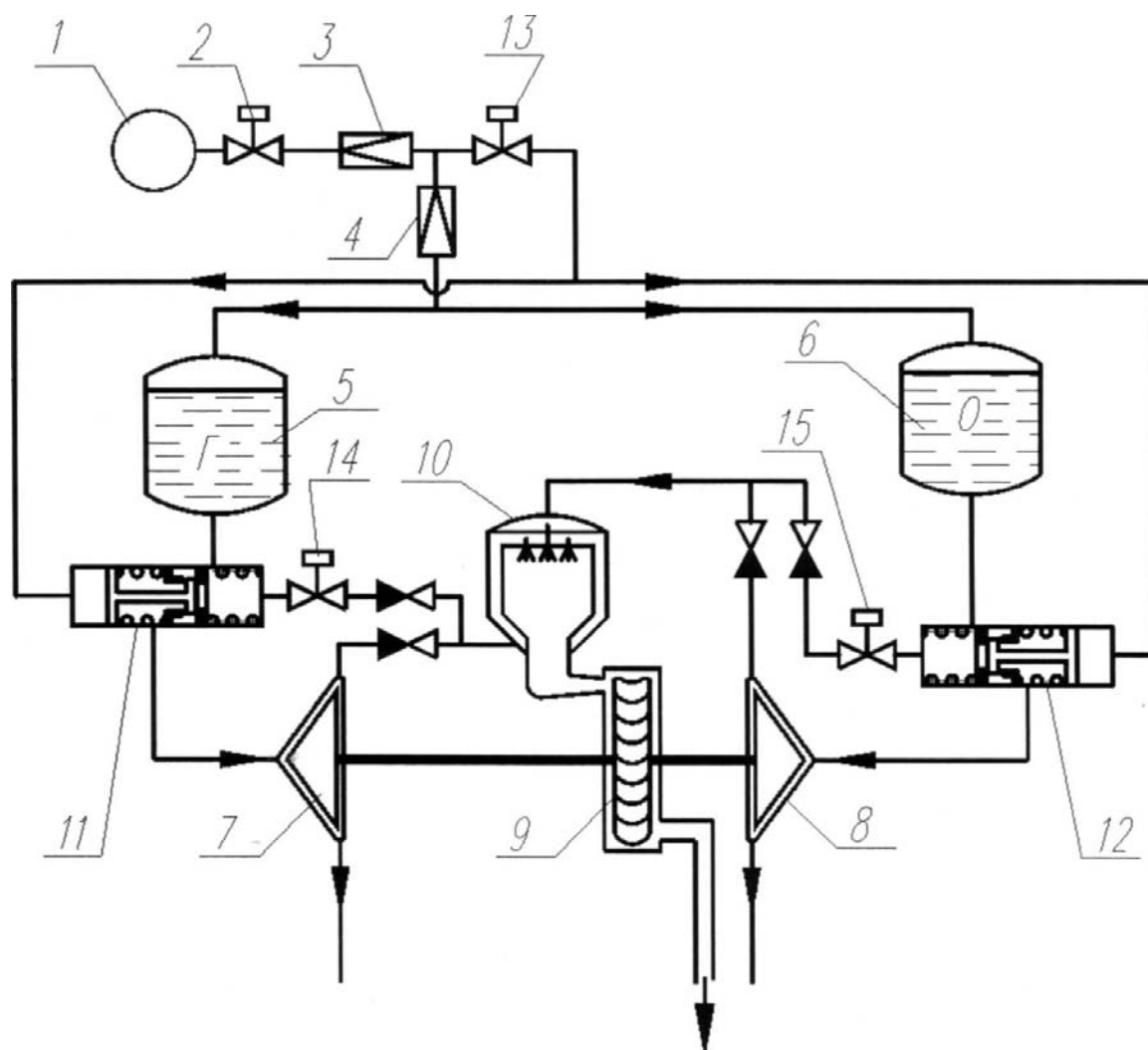


Рис 6. Схема ТНА со «шприцами»

1 – шар-баллон; 2 – пускоотсечной клапан наддува; 3, 4 – газовые редукторы; 5, 6 – топливные баки, 7,8 – насосы; 9 – турбина; 10 – газогенератор; 11, 12 – «шприцы» горючего и окислителя; 13 – пусковой клапан; 14, 15 – отсечные тяги

Схема с газовым клапаном представлена на рисунке 7. В данной схеме выход из газогенератора в турбину имеет две магистрали: к основному и пусковому сопловым блокам. На одной из них установлен газовый клапан с большим проходным сечением (13). При запуске компоненты топлива за счет наддува баков поступают на вход в насосы и через перепускные клапаны поступают в газогенератор. Компоненты воспламеняются и ГГ поступает в основной и пусковой сопловые блоки турбины через открытый газовый клапан.



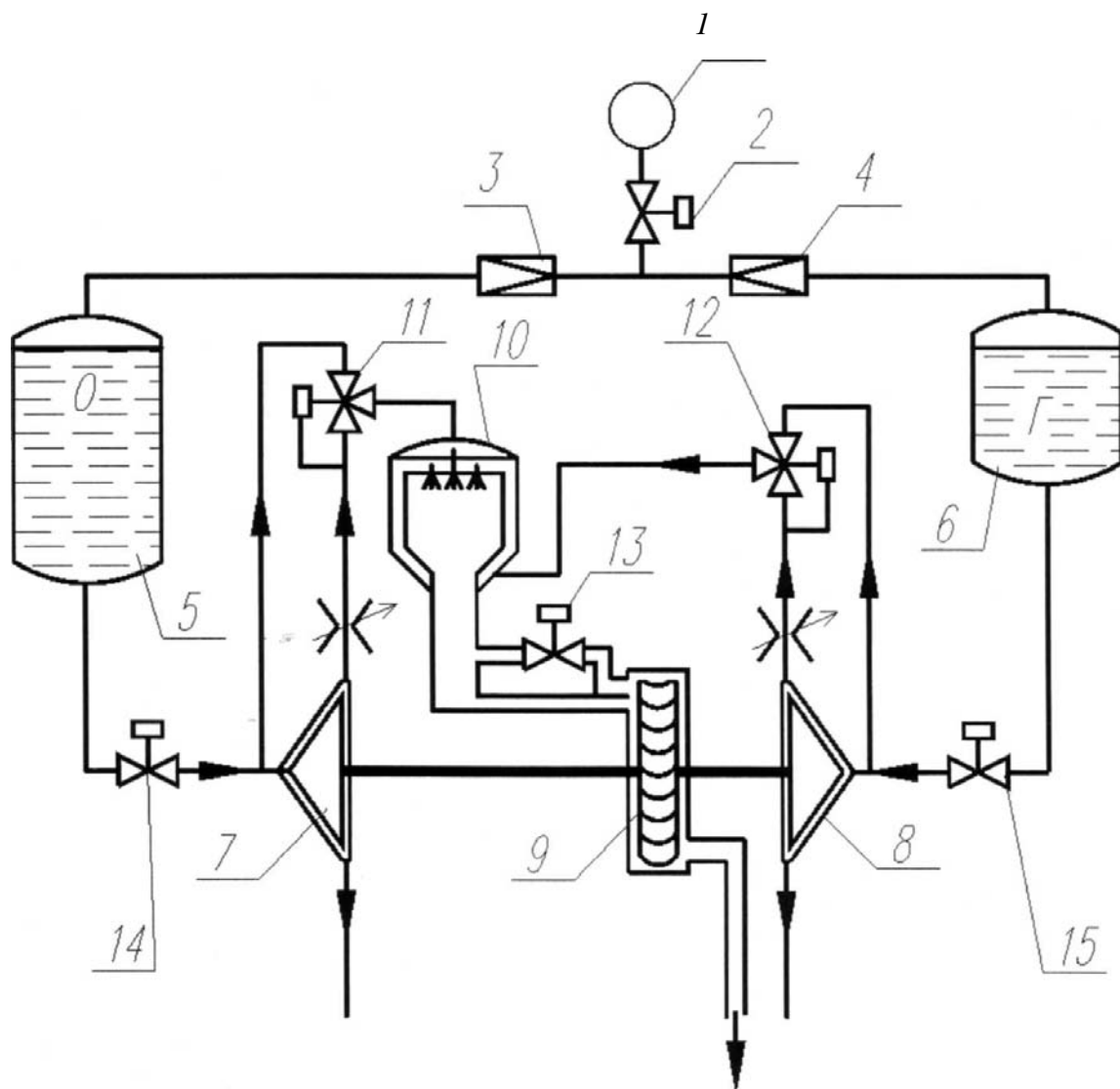


Рис 7. Схема ТНА с газовым клапаном

1 – шар-баллон; 2 – пускоотсечной клапан наддува; 3, 4 –редуктор; 5, 6 – топливные баки; 7, 8 – насосы; 9 – турбина; 10 – газогенератор; 11, 12 – перепускные клапаны, 13 – газовый клапан; 14, 15 – клапаны отсечки тяги

Наличие газовой магистрали с большим проходным сечением позволяет при относительно малых давлениях в газогенераторе обеспечить раскрутку ротора ТНА за счет больших расходов ГГ. При достижении определенного давления за насосами газовый клапан (13) закрывается, перепускные клапаны (11,12) переключаются и питание газогенератора осуществляется от высоконапорных топливных магистралей. ГГ начинает поступать на турбину только через основной сопловой блок.

Работу ДУ без дожигания ГГ рассмотрим на примере следующих ДУ: С2-711В, С2-720, С5-35, С5-62, С5-92, РД-119.

### Двигатель С2-711В

Двигатель С2-711В предназначен для второй ступени зенитной управляемой ракеты, однорежимный, однократного включения, работает на самовоспламеняющихся компонентах: окислителе АК-20, горючем ТГ-02 (тонка)\*.

**Годы разработки: 1958 - 1959.**

**Параметры Д:**  $P = 30,4 \text{ кН}; p_k = 5,1 \text{ МПа}; p_a = 0,08 \text{ МПа};$

$I_p = 2355 \text{ м/с}^2 m_0 = 10,07 \text{ кг/с}; \dot{m}_T = 3,01 \text{ кг/с}; K_m = 335 \pm 0,2; t = 60 \text{ с.}$

**Параметры ГГ:**  $T_{ГГ} = 1070 \text{ К}; p_{ГГ} = 7,28 \text{ МПа};$

$\dot{m}_{ГГ} = 0,33 \text{ кг/с}$  (изопропилнитрат  $-(CH_3)_2CHONO_2$ );  $\dot{m}_{ГГ} = 0,05 \text{ кг/с.}$

#### **Описание работы пневмогидравлической системы.**

Схема пневмогидравлической системы двигателя С2-711В представлена на рисунке 8.

#### **Запуск Д.**

Запуск двигателя осуществляется подачей электрического импульса на пиропатроны 9, которые срабатывают и поджигают воспламенитель 8, а затем и пороховой заряд 7, установленный в пороховой камере 6. Горячие пороховые газы поступают в газогенератор 3, давление в нем повышается. ГГ вытекает на лопатки ротора турбины ТНА, приводя его во вращение. Через 0,2 – 0,5 с в газогенератор через форсунки поступает однокомпонентное топливо изопропилнитрат, вытесняемое из бака азотом. Под действием температуры и давления пороховых газов в газогенераторе начинается разложение изопропилнитрата и давление в реакционной камере газогенератора повышается.

Одновременно с электрическим импульсом на пиропатроны подается воздух к пусковым клапанам окислителя 4 и горючего 5, представляющие собой мембраны принудительного прорыва под действием давления воздуха. Давлением компонента топлива лепестки мембран отгибаются и компонент попадает в соответствующий насос О или Г.

Число оборотов ротора турбины и, следовательно, рабочих колес насосов увеличивается. Насосы повышают давление компонентов. Окислитель после насоса поступает в коллектор камеры 1, проходит по межрубашечному тракту, через фильтр на головке в полость между огневым и средним днищем, а затем через форсунки в камеру.

---

\* – смесь, состоящая из 50% ксилидина ( $C_6H_3(CH_3)_2KH_2$ ) и 50% триэтиламина ( $(C_2H_5)_3N$ )

Горючее после насоса поступает в пусковой бачок 13 с отражателем 15 и экраном 14, которые задерживают его поступление в головку, благодаря чему О поступает в камеру первым. Затем Г поступает в полость головки между наружным и средним днищами и далее через форсунки в камеру 1, где смешивается с О, воспламеняется и сгорает.

Полученное в газогенераторе рабочее тело поступает на лопатки ротора турбины. Отработанные на турбине газы поступают в выхлопную трубу 10, рвется по кольцевой насечке мембрана 12 и газы выбрасываются в атмосферу.

Давление в камере повышается, и заглушка 11 выбрасывается. ЖРД выходит на основной режим.

Одновременно Г через дроссельную шайбу 16 подается в кольцевую полость головки и идет на внутреннее охлаждение стенки камеры. Кроме того из пускового бачка 13 горючее поступает в газогенератор, где происходит смешение Г с продуктами разложения.

#### **Останов Д.**

Останов происходит после израсходования одного из основных компонентов (О или Г). При этом турбина продолжает некоторое время работать вхолостую, пока не израсходуется запас изопропилнитрата.

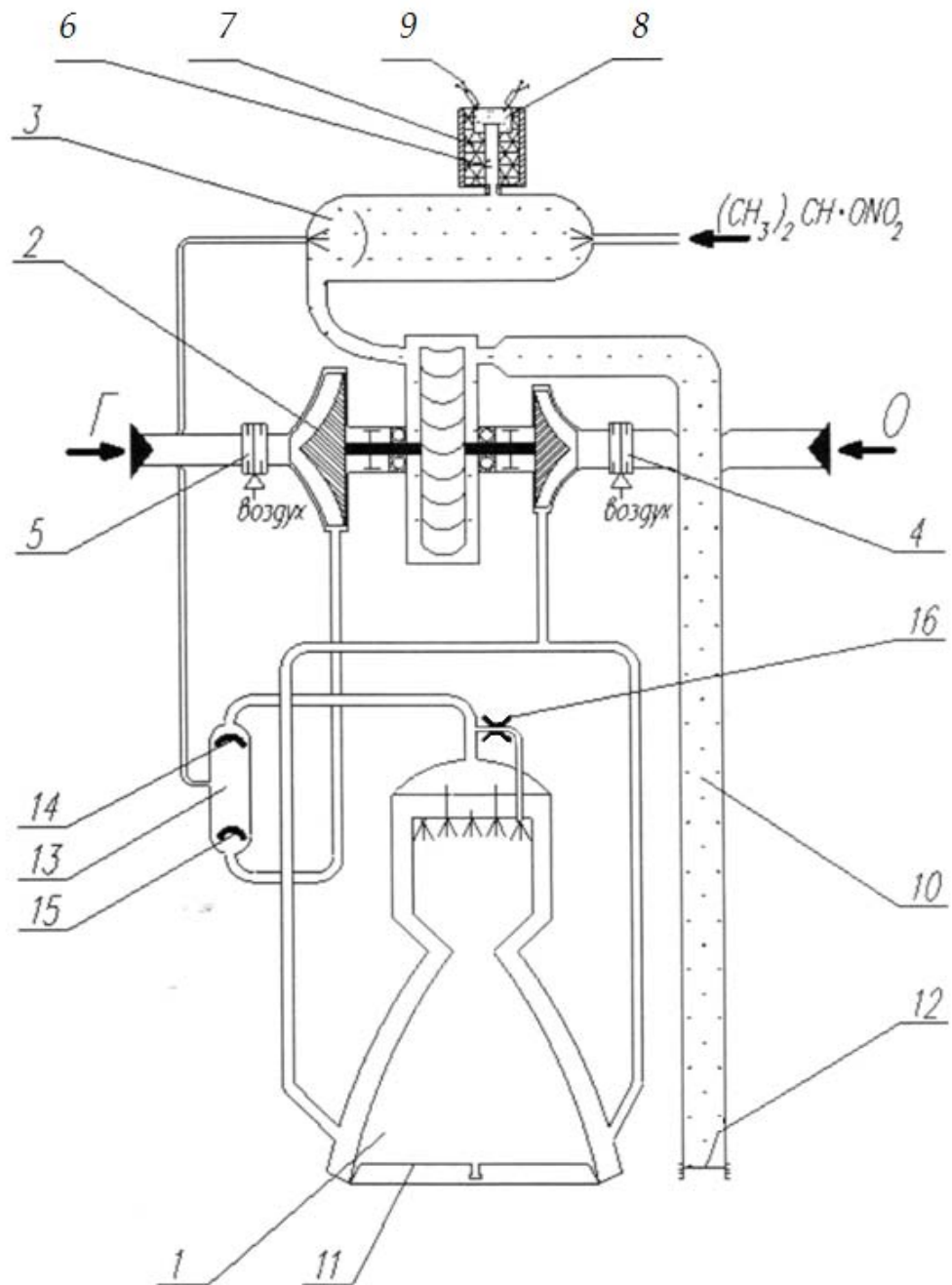


Рис. 8. Схема пневмогидравлической системы двигателя С2-711В.

1 – камера двигателя; 2 – турбонасосный агрегат; 3 – газогенератор; 4, 5 – мембранные пусковые клапаны; 6 – пороховая камера; 7 – пороховой заряд; 8 – воспламенитель; 9 – пиропатроны; 10 – выхлопная труба; 11 – заглушка камеры; 12 – мембрана; 13 – пусковой бачок; 14 – экран; 15 – отражатель; 16 – дроссельная шайба.

### Двигатель С2-720.

Двигатель С2-720 предназначен для второй ступени зенитной управляемой ракеты, однократного включения, с автоматическим регулированием режимов работы и с плавным переходом с первого режима на второй. Д работает на самовоспламеняющихся компонентах: окислителе АК-20 и горючем ТГ-02.

**Годы разработки: 1960-1961.**

**Параметры Д. 1 режим:**

$$P = 34,3 \text{ кН} (P_{\text{ка.м}} = 33,9 \text{ кН}, P_{\text{выхл трубы}} = 0,4 \text{ кН});$$

$$p_{\kappa} = 5,8 \text{ МПа}; p_a = 0,088 \text{ МПа}; I_y = 2300 \text{ м/с};$$

$$\dot{m}_o = 11,28 \text{ кг/с}; \dot{m}_r = 3,32 \text{ кг/с}; K_m = 3,4 \pm 0,2; t = 78 \text{ сек}; t_{1-2} = 46 \text{ с};$$

**2 режим:**

$$P = 19,6 \text{ кН}; p_{\kappa} = 3,54 \text{ МПа}; p_a = 0,049 \text{ МПа}; I_y = 2160 \text{ м/с};$$

$$\dot{m}_o = 7,2 \text{ кг/с}; \dot{m}_r = 2,0 \text{ кг/с}; K_m = 3,6 \pm 0,3; t_2 = 32 \text{ с};$$

**Параметры газогенератора:**

Газогенератор работает на основных компонентах топлива с избытком горючего.

**1 режим:**

$$T_{\text{гг}} = 1020 \text{ К}; p_{\text{гг}} = 4,7 \text{ МПа}; K_{\text{мгг}} = 0,7$$

**2 режим:**

$$T_{\text{гг}} = 920 \text{ К}; p_{\text{гг}} = 2,2 \text{ МПа}; K_{\text{мгг}} = 0,36$$

Описание характерных режимов работы пневмогидравлической системы, схема которой представлена на рисунке 9.

**Запуск Д.**

При подготовке двигателя С2-720 к работе пироклапан газа 4 и пироклапан отсечки 9 снаряжаются пиропатронами 10 и 11.

Запуск осуществляется подачей воздуха из воздушной системы изделия (5,0 МПа) на наддув топливных баков и через пироклапан отсечки 9 в редуктор 16 регулятора, где воздух редуцируется до 2,8 МПа и поступает в полость регулятора 7 и в ресивер 8, который снабжен жиклером, сообщающим полость ресивера с атмосферой.

Регулирующая игла регулятора 7 устанавливается в определенном положении, задавая гидравлическое сопротивление тракта подачи окислителя в газогенератор. Одновременно система управления изделием подает электрический импульс на пиропатрон 11 пироклапана газа 4, который прорывается, открывая доступ пороховых газов из камеры первой ступени ракеты на ротор турбины и в управляющие полости

пусковых клапанов горючего 5 и окислителя 6, у которых прорываются мембраны. Под действием пороховых газов ротор турбины начинает вращаться.

Окислитель после насоса разделяется на два потока. По одной магистрали О поступает в коллектор камеры 1, проходит по межрубашечному тракту, попадает в головку между огневым и средним днищами и через форсунки в камеру. По второй магистрали О подходит к регулятору 7, затем к головке газогенератора и через форсунки в газогенератор 3.

Горючее после насоса отводится по двум магистралям. По одной магистрали Г попадает в пусковой бачок 12, который задерживает поступление Г, создавая этим опережение поступления О в камеру. Это обеспечивает благоприятный характер воспламенения топлива в камере. Затем Г поступает в головку между наружным и средним днищами и далее через форсунки в камеру 1, где соприкасается с О воспламеняется и сгорает. Кроме этого, часть Г у головки отходит через дроссельную шайбу к периферийной кольцевой полости головки и вытекает на огневую стенку, создавая внутреннее завесное охлаждение камеры. По второй магистрали горючее после насоса отходит на охлаждение газогенератора, затем в полость головки газогенератора и через форсунки в газогенератор, где при соприкосновении с О воспламеняется и сгорает.

ГГ поступает на ротор турбины ТНА, раскручивают его, затем поступают в выхлопную трубу 13, прорывают мембрану 14 и истекают в атмосферу. При отделении первой ступени прекращается подача пороховых газов на ротор турбины, и вращение ротора поддерживается газами, поступающими из газогенератора. Двигатель выходит на первый режим.

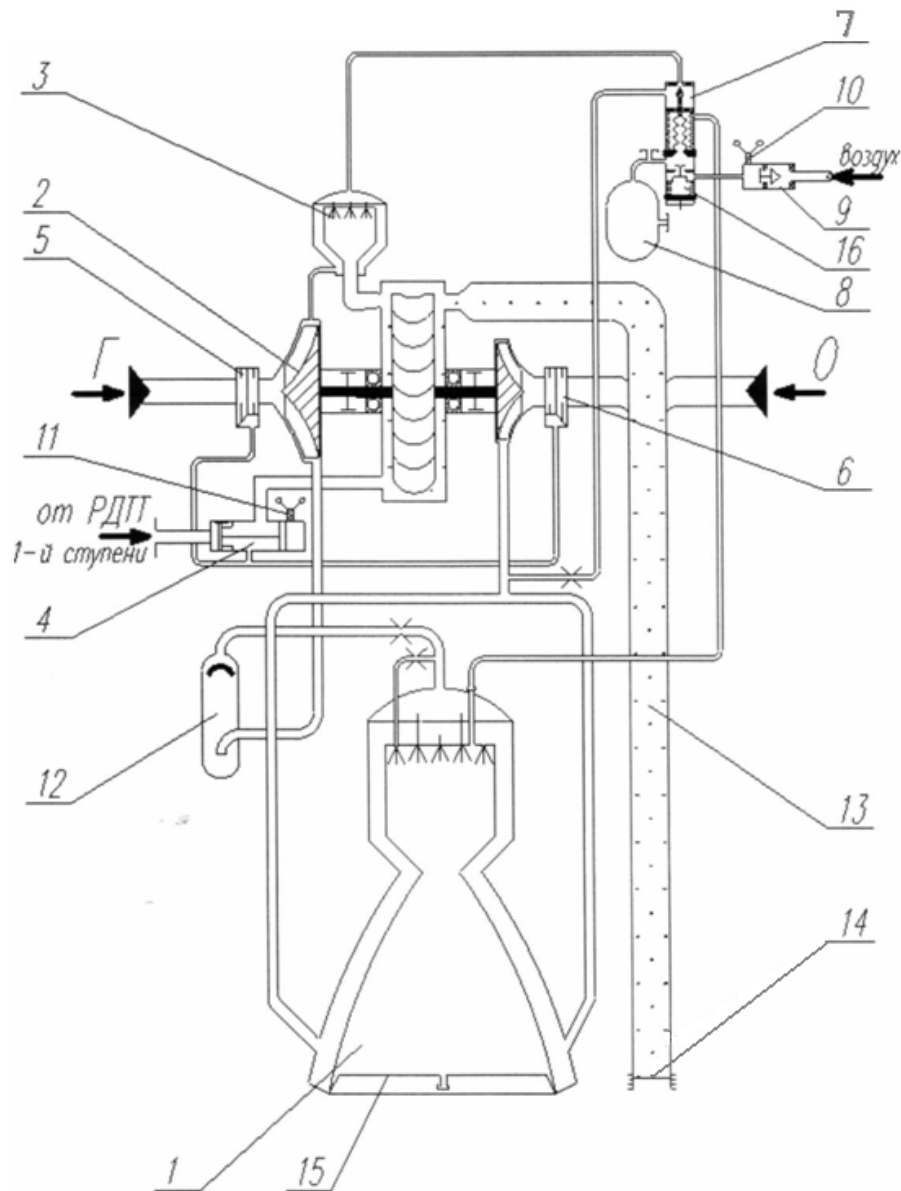


Рис. 9 Схема пневмогидравлической системы.

1 – камера; 2 – турбонасосный агрегат; 3 – газогенератор; 4 – пироклапан газа (служит для открытия доступа газам от РДТТ в пусковое сопло ТНА и в управляющие полости клапанов О и Г; срабатывает при срабатывании пирозаряда 11); 5 – клапан горячего; 6 – клапан окислителя; 7 – регулятор; 8 – ресивер; 9 – пироклапан отсечки (служит для отделения полости регулятора от воздушной системы ракеты в момент начала перехода двигателя на второй режим работы; срабатывает при срабатывании пирозаряда 10); 10, 11 – пиропатроны; 12 – бачок пусковой; 13 – труба выхлопная; 14 – мембрана; 15 – заглушка; 16 – редуктор регулятора.

### **Работа Д на разных режимах**

Работа на первом режиме поддерживается регулятором 7. Давление в камере, подведенное к чувствительному элементу регулятора, уравнивается усилием пружины и давлением воздуха, поступающего из редуктора.

При отклонении давления в камере от заданного, например, в сторону увеличения, регулятор увеличивает гидравлическое сопротивление линии питания газогенератора О. Это приводит к уменьшению расхода О в газогенератор, давления в газогенераторе, мощности турбины и числа оборотов ротора ТНА, давления компонентов на выходе из насосов, расходу компонентов в камеру и снижению давления в камере до заданного значения.

При отклонении давления в камере от заданного в сторону уменьшения происходят соответственно обратные изменения.

Переход двигателя С2-720 на второй режим осуществляется подачей электрического импульса на пиропатрон 10 клапана отсечки 9. Клапан закрывается и прекращает доступ воздуха из воздушной системы изделия в регулятор 7. Воздух из полости регулятора и ресивера 8 стравливается через шайбу в атмосферу. Давление воздуха в полости ресивера постепенно понижается до атмосферного. В соответствии с понижением давления воздуха меняется настройка регулятора и режим работы двигателя.

Работа двигателя на втором режиме поддерживается регулятором 7. Давление в камере, подведенное к чувствительному элементу регулятора, уравнивается усилием пружины.

### **Останов двигателя Д**

Работа двигателя прекращается по израсходованию одного из компонентов топлива (О или Г). Прекращается горение в камере и газогенераторе. Прекращается вращение ротора ТНА. Остатки второго компонента вытекают через ТНА и камеру, а также через газогенератор и выхлопную трубу. Полости агрегатов двигателя продуваются воздухом из баков компонентов.

## **Двигатель С5-35**

Двигатель С5-35 осуществляет коррекцию околоземной орбиты, сближение и стыковку объектов на околоземной орбите, а также торможение объекта при спуске. Двигатель состоит из двух автономных блоков, работающих на самовоспламеняющихся компонентах: окислителе АК-27И и горючем НДМГ. Основной блок однокамерный, однорежимный, многократного (до 25 раз) включения. Дублирующий блок состоит из



двух однорежимных камер многократного (до 5 раз) включения. Тяга каждой камеры дублирующего блока 2кН.

#### **Годы разработки 1962-1966.**

#### **Параметры основного блока двигателя:**

$P = 4,17 \pm 0,15$  кН (тяга камеры 4 кН, выхлопного сопла 0.17 кН);

$p_k = 4$  МПа;

$p_a = 4 \cdot 10^{-2}$  МПа;  $I_y = 2800 \pm 30$  м/с;  $\dot{m}_o = 0.96$  кг/с;  $\dot{m}_r = 0.52$  кг/с;

$K_{mк} = 2,15$  ( $K_{mДУ} = 1,85$ );  $t = 600$  сек;

#### **Параметры газогенератора:**

$T_{гг} = 770$  К;  $p_{гг} = 4,5$  МПа;  $K_{mгг} = 0,2$ ;  $\dot{m}_{гг} = 0,096$  кг/с;

Пневмогидравлическая система основного блока представлена мнемосхемой в аудитории 512э.

#### **Запуск двигателя.**

Сначала осуществляется предварительный наддув. От системы управления объектом подается электрический импульс на пускоотсечной клапан 62, у которого прорывается мембрана, и напряжение на электропневмоклапан (ЭПК) 49, который открывается. Азот из шаробаллона управления 53, через фильтр 50, ЭПК 49 поступает в управляющую полость пускоотсечного клапана 56, который открывается. Азот из 4-х шаробаллонов через обратные клапана 86, 87, пускоотсечной клапан 62, фильтр 65 и пускоотсечной клапан 56 поступает в полости редукторов 41 и 42. Из полости редуктора 41 азот через фильтр 39, обратный клапан 38 поступает в управляющие полости пусковых клапанов 71, 72, 73, 75, а также на вход ЭПК 12. Клапаны открываются.

Одновременно азот из полости редуктора 42 под давлением 0.8 МПа через открытые пусковые клапана 71, 72, 73, 75 поступает в разделители баков окислителя 96, 97 и баков горючего 99, 92. Давление азота в разделителях и соответственно компонентов в баках окислителя и горючего, в магистралях подводящих компонент к клапанам входа («шприцам») окислителя 6 и горючего 20, а также в полостях «шприцов» повышается. После достижения в баке горючего давления равного давлению настройки, сигнализаторы давления 89 срабатывают и замыкают электрическую цепь, подающую сигнал на систему управления объектом. Система управления снимает напряжение с ЭПК 49, он закрывается. Азот из управляющей полости пневмоклапана 56 через ЭПК 49 поступает в полость над мембраной пневмоклапана 56 и способствует более резкому закрытию его.

Азот из управляющей полости и полости над мембраной пневмоклапана истекает через предохранительный клапан 60 в окружающее пространство.

По команде "Пуск" от системы управления объектом подается напряжение на ЭПК 49, который открывает пускоотсечной клапан 56.

Азот из 4-х шаробаллонов поступает в редукторы 41, 42, а затем через клапана 71, 72, 73, 75 в разделители баков окислителя и горючего. Дается команда на открытие ЭПК 12 и азот поступает в управляющие полости клапанов 11, 15. Клапан 15 открывает доступ азоту в управляющие полости клапанов входа 6 и 20, а клапан 11 - в управляющие полости клапанов пуска 8, 10, 16, 2, 3. Все клапаны срабатывают, открывая топливные магистрали. Поршни клапанов входа 6, 20 начинают вытеснять компоненты из пусковых полостей.

Окислитель, вытесняемый из пусковой полости клапана 6, поступает через клапан пуска 8, обратный клапан 9, клапан 10 в головку газогенератора, а затем через форсунки в камеру газогенератора 17. Горючее, вытесняемое из пусковой полости клапана 20, поступает через клапан пуска 16, обратный клапан 18 в рубашку газогенератора, а затем через форсунки в камеру газогенератора 17. Окислитель и горючее при соприкосновении воспламеняются и сгорают. Давление в газогенераторе повышается. Начинается истечение продуктов сгорания на турбину ТНА 21. Ротор раскручивается. Окислитель и горючее из баков под давлением азота в разделителях заполняют через клапаны входа 6, 20 полости насосов О и Г.

По мере раскручивания ротора ТНА возрастает давление на выходе из насосов. Окислитель поступает в полость серводросселя 5, золотника 4, в коллектор рубашки сопла камеры, затем по межрубашечному тракту сопла, через клапан 2 в головку камеры 1. Горючее через стабилизатор соотношения компонентов 22, межрубашечный тракт конуса и насадка камеры, клапан 3 поступает в головку камеры 1.

С увеличением давления топлива за насосами до определенной величины открываются обратные клапаны 7, 19 и компоненты топлива из напорных магистралей поступают в газогенератор. Подача компонентов в газогенератор из пусковых полостей клапанов входа 6, 20 прекращается. Обратные клапаны 9, 18 закрывают доступ компонентов топлива в пусковые полости клапанов входа. Давление в газогенераторе, а также за насосами повышается. Отработанные на турбине газы истекают через выходные сопла в окружающее пространство, создавая дополнительную силу тяги. Двигатель выходит на номинальный режим.

Д С5-35 имеет дублирующую линию наддува, которая включится в работу при отказе основной линии наддува или ЭПК 49. Тогда система управления объектом подаст электрический импульс на пускоотсечные клапана 63, 54 и напряжение на ЭПК 47. У клапанов 63, 54 прорвутся мембраны и они отсекут магистрали основной линии наддува. ЭПК 47 откроется и откроет пускоотсечной клапан 55. Азот из 4-х шаробаллонов поступит к редукторам 41 и 42.

### **Работа на номинальном режиме**

Номинальный режим работы Д С5-35 поддерживается золотником 4 и серводросселем 5. Золотник сравнивает на мембране давление О на входе в камеру ЖРД с силой напряжения пружины и выдает команду на серводроссель. Серводроссель поддерживает давление О на входе в камеру и газогенератор равным давлению настройки золотника, изменяя гидравлическое сопротивление линии питания окислителем камеры и газогенератора.

Постоянство соотношения компонентов в камере и газогенераторе поддерживается стабилизатором соотношения компонентов 22, который, воздействуя на гидравлическое сопротивление линии питания горючим камеры и газогенератора, поддерживает давление горючего на входе в камеру и газогенератор равным давлению окислителя на входе в камеру и газогенератор.

Контроль за работой двигателя осуществляется сигнализатором давления 36. Если давление перед форсунками горючего становится меньше давления настройки сигнализатора, сигнализатор срабатывает. При срабатывании двух из трех сигнализаторов подается электрический импульс в систему управления объектом. Система управления подает команду на останов двигателя.

### **Останов Д**

Снимается напряжение с ЭПК 49, 12. Они закрываются. Азот из управляющих полостей всех клапанов сбрасывается в окружающее пространство через обратные клапаны 66, 69, 14, а также через дренажный трубопровод. Закрываются клапаны 71, 72, 73, 75. В окружающее пространство стравливается азот из полостей как под поршнем, так и над поршнем клапанов входа 6 и 20. Под действием пружины поршни перемещаются, клапаны закрываются, прекращается подача компонентов из баков во входные патрубки насосов и открывается доступ компонентов в пусковые полости клапанов входа. Закрываются клапаны 8,10, прекращается подача окислителя в газогенератор. Магистраль подвода окислителя к газогенератору сообщается с окружающим пространством.

Закрывается клапан 16, горючее из подводящей к газогенератору магистрали и межрубашечной полости газогенератора вытекает в окружающее пространство через турбину и выхлопные сопла. Прекращается вращение ротора турбины и подача компонентов в камеру двигателя. Закрытием клапанов пуска 8, 16 предотвращается утечка компонентов из пусковых полостей клапанов входа 6 и 20. Закрываются клапаны 2, 3 и компоненты из межрубашечных трактов вытекают в окружающее пространство. Двигатель готов к следующему пуску.

### **Двигатель С5-62**

Двигатель С5-62 многократного включения (до 100 включений в режиме создания тяги, до 6 включений в режиме перекачки) предназначен для коррекции траектории, сближения объектов, торможения изделия и перекачки топлива из баков низкого давления в баки высокого давления. Двигатель работает на самовоспламеняющихся компонентах: окислителе АТ или АТИН и горючем НДМГ.

#### **Годы разработки 1973-1974.**

#### **Параметры двигателя:**

$$P = 4,17 \pm 0,16 \text{ кН}; \quad p_{\kappa} = 4,1 \pm 0,16 \text{ МПа}; \quad p_a = 4 \cdot 10^{-2} \text{ МПа}; \quad I_y = 2980 \text{ м/с};$$

$$\dot{m}_o = 0,9 \text{ кг/с}; \quad \dot{m}_r = 0,5 \text{ кг/с};$$

#### **Параметры газогенератора:**

Газогенератор работает на топливе с избытком горючего

$$T_{\Gamma\Gamma} = 1070 \text{ К}; \quad p_{\Gamma\Gamma} = 3,8 \text{ МПа}; \quad K_{m\Gamma\Gamma} = 0,17$$

Пневмогидравлическая система основного блока представлена на рисунке 10.

#### **Запуск двигателя**

Запуск осуществляется подачей напряжения на ЭПК 38, который открывает доступ гелия под давлением 32 МПа в управляющие полости клапанов входа («шприцы») 28, 29, клапаны пуска 3, 33, пуско-отсечной клапан 6. Клапаны входа 28, 29 и клапаны пуска 3, 33 открываются. О и Г из баков под давлением заполняют полости насосов, трубопроводы, подводящие компоненты к камере и полости рубашки камеры. Дренажные магистрали камеры открыты, идет проливка рубашки камеры окислителем и горючим. Окислитель из пусковой полости клапана входа 28 поступает через клапан пуска 33 и обратный клапан 30 в клапан 6. При достижении давления 0,8 МПа клапан 6 открывает доступ окислителю через форсунки О в газогенератор 7. Горючее из пусковой полости клапана 29 поступает через клапаны 3 и 5 в полость рубашки камеры газогенератора, далее через форсунки Г в

газогенератор, где при соприкосновении с О воспламеняется и сгорает. Давление в газогенераторе повышается, начинается истечение продуктов сгорания на турбину ТНА 9.

По мере раскрутки ротора ТНА возрастает давление на выходе из насосов О и Г. С увеличением давления компонентов топлива за насосами до 3,7 МПа открывается обратный клапан 8, обратные клапаны 5 и 30 закрываются, прекращается доступ компонентов из пусковых полостей клапанов входа. Газогенератор переходит на питание топливом от магистралей за насосами. Обратные клапаны 5 и 30 закрывают доступ компонентов в пусковые полости клапанов 28 и 29. Продолжительность работы газогенератора на компонентах из пусковых полостей клапанов 28, 29 составляет 1 – 1,5 с.

Через 1,3 с подается напряжение на ЭПК 34, который открывает доступ гелию в управляющие полости клапанов 24, 25. Клапаны 24, 25 закрывают доступ компонентов в дренажные магистрали и направляют их в полости головки камеры 16. Окислитель из насоса поступает в полости серводроселя 27 и золотника 26, затем по рубашке сопла через клапан 24 в полость головки камеры и через форсунки О впрыскивается в камеру. Г из насоса поступает в полость стабилизатора 11, затем по рубашке насадка и цилиндрической части камеры через клапан 25 в полость головки камеры и через форсунки Г впрыскивается в камеру. При соприкосновении О и Г воспламеняются и сгорают. Давление в камере повышается. После выхода двигателя С5-62 на режим (2,5 – 3 с) увеличение давления в камере и газогенераторе прекращается.

#### **Работа двигателя на номинальном режиме**

Режим работы поддерживается регулятором, состоящим из золотника 26 и серводроселя 27, а также стабилизатором 11. Регулятор поддерживает постоянный уровень тяги. Золотник 26 является чувствительным и задающим элементом регулятора и настроен на давление окружающей среды. Серводросель является исполнительным элементом регулятора. Если давление О за серводроселем 27 отличается от давления, соответствующего настройке золотника 26, золотник вырабатывает управляющее воздействие на серводросель, который изменяет гидравлическое сопротивление магистрали таким образом, чтобы давление на выходе из серводроселя соответствовало давлению настройки золотника. Стабилизатор 11 поддерживает постоянное соотношение компонентов топлива в камере и газогенераторе, благодаря тому, что давление горючего на входе в камеру и газогенератор равняется давлению окислителя. Стабилизатор воздействует на гидравлическое сопротивление линии питания горючим камеры и газогенератора.

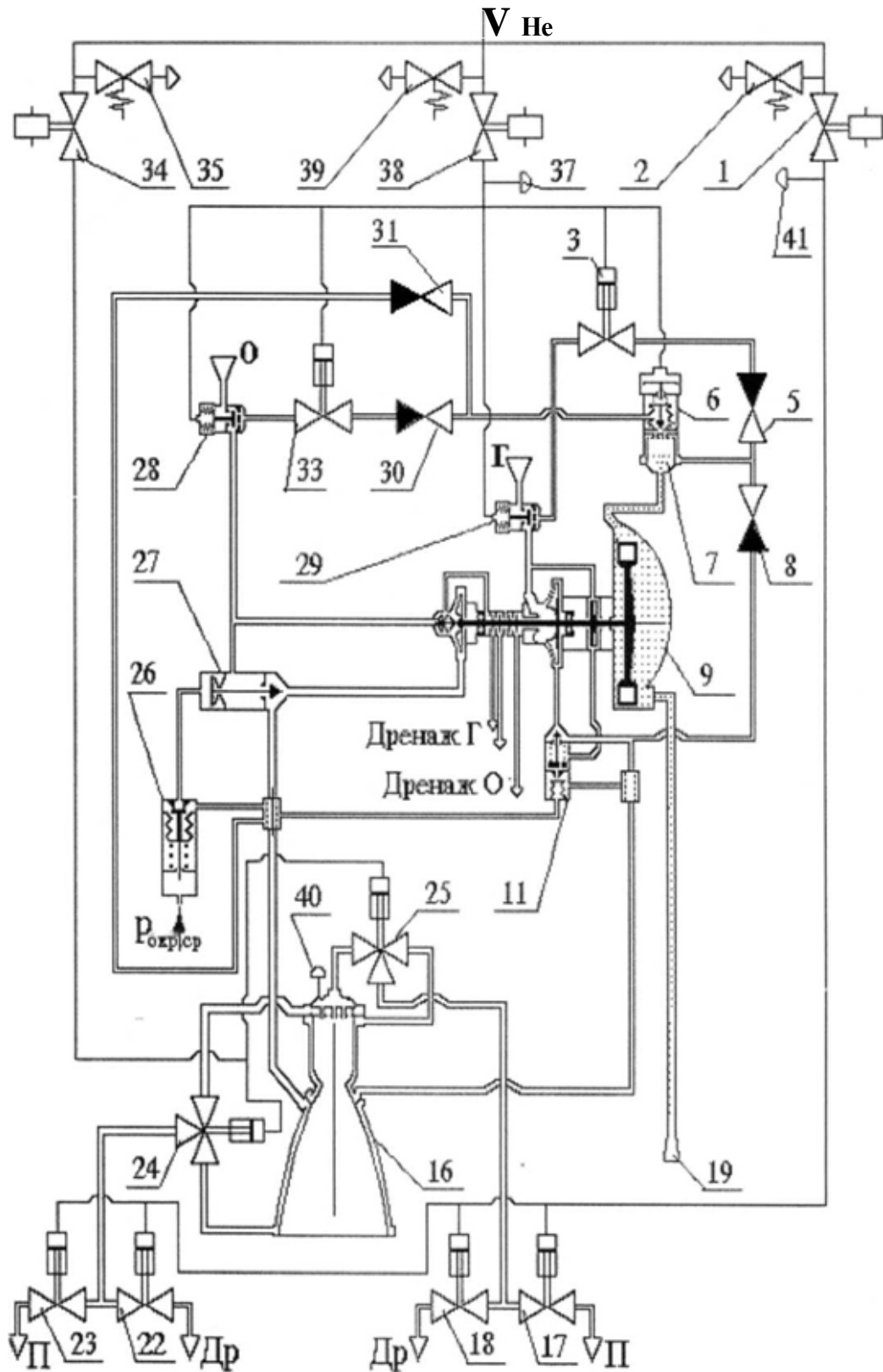


Рис. 10 Пневмогидравлическая система основного блока двигателя С5-62.

#### Останов двигателя

Снимается напряжение с ЭПК 38 и ЭПК 34. Клапаны закрываются, прекращается доступ гелия в управляющие полости клапанов 3, 6, 24, 25, 33. Гелий из управляющих

полостей клапанов стравливается через ЭПК 38, 34 и предохранительные клапаны 35, 39 в окружающее пространство. Остаточное давление в управляющей магистрали 0,08 - 0,12 МПа. Клапаны 28, 29, 3, 33, 24, 25 закрываются, прекращая доступ топлива в насосы, в камеру газогенератора. Горючее из подводящих к газогенератору магистралей и межрубашечной полости газогенератора вытекает в окружающее пространство через турбину и выхлопное сопло 19. Прекращается вращение ротора турбины и подача компонентов в камеру двигателя С5-62. Клапаны 24, 25 закрывают доступ компонентов из межрубашечных полостей камеры в головку. Клапаны 18 и 22 сообщают межрубашечные полости камеры через клапаны 24, 25 с дренажными магистралями.

Компоненты топлива из полостей насосов и межрубашечных полостей истекают в окружающее пространство. Рабочий процесс в камере прекращается. Одновременно открывается доступ компонентов в пусковые полости клапанов входа 28, 29. Закрытием клапанов 3 и 33 предотвращается утечка компонентов из пусковых полостей клапанов входа. ЖРД готов к следующему пуску.

#### **Режим перекачки**

Запуск на режиме перекачки осуществляется в том же порядке, как и на режиме работы камеры, только вместо команды на ЭПК 34 подается команда на ЭПК 1, который открывается. Гелий закрывает дренажные клапаны 18, 22 и открывает клапаны 17, 23. Так как клапаны 24, 25 закрыты, компоненты не попадают в головку камеры 16 и камера не работает, а газогенератор и ТНА выходят на номинальный режим работы. Компоненты, не попадая в камеру, перекачиваются в баки высокого давления, находящиеся на изделии и используемые для работы системы ориентации. Останов осуществляется по той же схеме, только кроме снятия напряжения с ЭПК 38 еще снимается напряжение и с ЭПК 1, клапаны 17 и 23 закрываются, а дренажные клапаны 18 и 22 открываются.

#### **Двигатель С5-92**

Двигатель С5-92 предназначен для выработки импульсов тяги для изменения скорости объекта в космическом пространстве и осуществления стабилизации объекта по каналам тангажа и рыскания двухрежимный, многократного (до 17 раз) включения, работает на самовоспламеняющихся компонентах: окислитель АТ или АТИН, горючее НДМГ.

**Годы разработки 1986-1987.**

**Параметры Д:** Продолжительность работы 700 сек

[Оглавление](#)



**на 1 режиме**

$$P=19,6 \text{ кН}; \quad I_y=3185 \text{ м/с}; \quad p_k=9,66 \text{ МПа}; \quad p_a=3200 \text{ Па};$$

$$\dot{m}_o=4,1 \text{ кг/с}; \quad \dot{m}_r=2,05 \text{ кг/с}; \quad \alpha=0,65;$$

**на 2 режиме:**

$$P=13,72 \text{ кН}; \quad I_y=3116 \text{ м/с}; \quad p_k=6,16 \text{ МПа}; \quad p_a=2250 \text{ Па};$$

$$\dot{m}_o=2,95 \text{ кг/с}; \quad \dot{m}_r=1,44 \text{ кг/с}; \quad \alpha=0,67;$$

Пневмогидравлическая система представлена схемой, изображенной на рисунке 11.

**Запуск Д на режиме большой тяги ( БТ )**

Подается гелий на входы управления большой тягой (УБТ) и управления малой тягой (УМТ). Со входа УМТ гелий поступает в управляющие полости клапанов входа 3(1) и 3(2) и в клапан 12. Со входа УБТ гелий поступает в управляющие полости золотника 9 и гидроредуктора 8.

Клапана входа срабатывают, закрывая дренаж из полости входа в насосы и открывая доступ соответственно О и Г в полости насосов, далее в напорные магистрали и по пусковым линиям питания газогенератора 5 в полости клапанов 11 и 13. Клапан 12 срабатывает, сообщая полость рубашки охлаждения камеры с полостью О форсуночной головки камеры 10 и закрывая дренаж из полости рубашки охлаждения камеры. Под давлением газа управления перемещается до упора поршень золотника 9, сжимая пружину и настраивая золотник на режим БТ. Под давлением газа управления перенастраивается на режим БТ и гидроредуктор 8. Компоненты топлива по пусковым магистралям через клапаны 11,13 поступают на вход в газогенератор 5: Г - в рубашку охлаждения газогенератора и, далее в его реакционную полость, О - в рабочую полость пускоотсечного клапана 6. Давление в рабочей полости пускоотсечного клапана увеличивается, клапан срабатывает, открывая доступ О в реакционную полость газогенератора 5, где О вступает в реакцию с Г. Образовавшиеся продукты сгорания (ГГ) через открытый газовый клапан 7, пусковой сопловой аппарат, а также основной сопловой аппарат поступает на турбину агрегата турбонасосного (ТНА) 2, и далее по газовадам в выхлопные сопла, откуда истекают в окружающее пространство, создавая тягу. Начинается раскрутка ротора ТНА.

Одновременно происходит заполнение магистралей Д, рубашек охлаждения, полостей форсуночной головки камеры 10, затем по окончании заполнения компоненты топлива поступают в реакционную полость камеры с опережением Г, где вступают в реакцию. Образовавшиеся ПС истекают через сопло, создавая тягу. Возрастают обороты



ротора ТНА и давление в напорных магистралях, клапаны 11 и 13 срабатывают, открывая доступ компонентам топлива из напорных магистралей в газогенератор и закрывая его пусковые магистрали, после чего питание газогенератора осуществляется из напорных пусковых магистралей двигателя.

При достижении определенного давления в управляющей полости срабатывает газовый клапан 7, разобщая газовую полость газогенератора с полостью пускового соплового аппарата ТНА. При закрытии газового клапана автоматически увеличивается площадь проходного сечения жиклера входа Г в управляющую полость, вследствие чего давление в ней скачкообразно возрастает. Этим обеспечивается надежное закрытие газового клапана в последующее время пуска и на режиме. В процессе пуска дросселирующие элементы регулирующих устройств занимают рабочие положения, давление, расходы компонентов топлива, тяга камеры и выхлопных сопел увеличиваются до заданных настройкой золотника и гидроредуктора значений, двигатель выходит на режим БТ.

#### **Работа Д на режиме БТ**

При работе Д на режиме БТ, тяга и соотношение расходов компонентов в ГГ и камере поддерживается соответственно регулятором, состоящим из золотника 9 и гидроредуктора 8, стабилизатором 4 и стабилизатором 1. Тяга ЖРД поддерживается с точностью до статической ошибки путем поддержания давления за насосом Г.

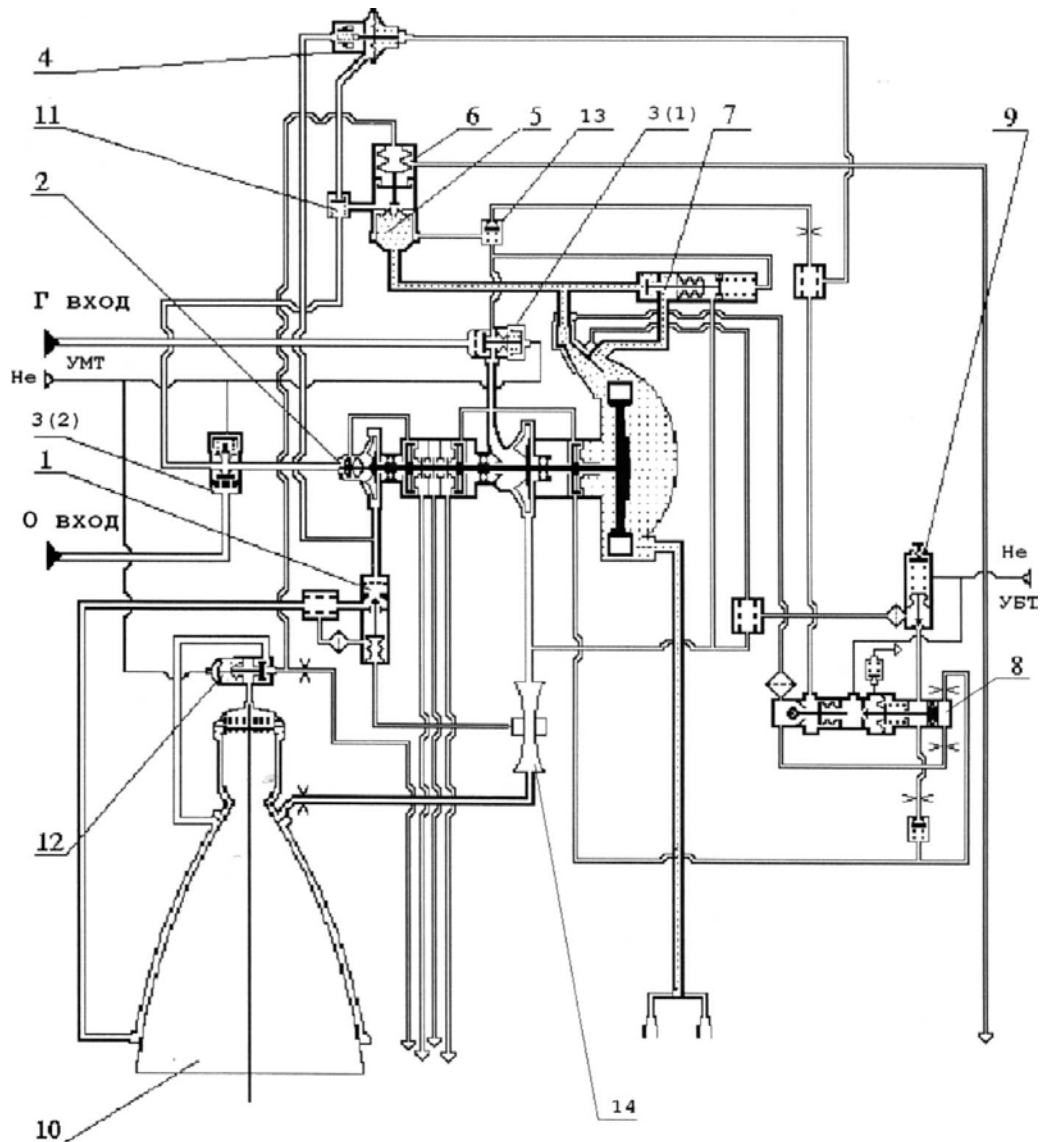


Рис 11. Схема пневмогидравлическая система двигателя С5-92.

1 – стабилизатор камеры двигателя; 2 – турбонасосный агрегат; 3(1), 3(2)–клапаны входа окислителя и горючего; 4 – стабилизатор газогенератора; 5 –газогенератор; 6 – пускоотсечной клапан; 7 – газовый клапан; 8 – гидроредуктор;9 – золотник; 10 – камера; 11, 12, 13 – клапан; 14 – сопло Вентури.

Соотношение расходов компонентов в газогенераторе обеспечивается стабилизатором 4 путем поддержания равенства давлений О и Г на входе в газогенератор. Соотношение расходов компонентов камеры обеспечивается стабилизатором 1 путем поддержания давления О на входе в камеру равным давлению Г в горле трубы Вентури 14 (задающему давлению). При отклонении регулируемого давления от настроечного значения гидроредуктор 8 по команде золотника 9 изменяет гидравлическое сопротивление линии питания газогенератора горючим. Давление Г на входе изменяется. Стабилизатор 4 изменяет гидравлическое сопротивление линии питания газогенератора

окислителем, выдерживая равенство давлений О и Г на входе в ГГ. Расход ГГ, расход рабочего тела турбины, обороты ротора ТНА, давление в напорных магистралях О и Г, в частности, регулируемые давления изменяются в сторону компенсации отклонений. При этом стабилизатор 1 изменяет гидравлическое сопротивление линии питания камеры окислителем, выдерживая давление О на входе в камеру равным задающему давлению.

При работе на режиме БТ осуществляется: перепуск Г из управляющей полости гидроредуктора в полость импеллерного уплотнения между насосом Г и турбиной ТНА, слив Г, охлаждающего газовый клапан 7, на вход в насос Г, слив О из управляющей полости стабилизатора 4 на вход в насос О.

#### **Останов Д на режиме БТ**

Стравливается газ управления со входа УМТ (из управляющих полостей клапанов входа 3(1), 3(2) и клапана 12) и со входа УБТ (из управляющих полостей золотника 9 и гидроредуктора 8). Поршни золотника и гидроредуктора перемещаются до упора. Клапаны входа 3(1) и 3(2) срабатывают, закрывая магистрали входа О и Г в двигателе. Клапан 12 срабатывает, закрывая доступ О в форсуночную головку камеры и сообщая полость О рубашки охлаждения камеры с дренажными трубопроводами, откуда О выбрасывается в окружающее пространство. Пары О с дренажного выхода клапана 12 поступают в управляющую полость клапана пускоотсечного 6 на ГГ. Клапан срабатывает, разобщая полость О форсуночной головки ГГ с его реакционной полостью. Прекращается реакция горения в ГГ и поступление ПС на турбину. Обороты ротора ТНА уменьшаются.

Остатки О из форсуночной головки камеры и Г из рубашки охлаждения камеры выбрасываются в реакционную полость камеры, где догорают. Давление в полостях Д уменьшается до давлений упругости паров компонентов. Двигатель С5-92 прекращает работу.

#### **Переход Д на режим МТ.**

Стравливается газ управления со входа УБТ. Поршни золотника 9 и гидроредуктора 8 перемещаются в крайнее положение, изменяя натяжение пружин и перестраивая золотник и гидроредуктор на режим МТ. Под действием давления в чувствительной полости золотника, которое превышает давление настройки, увеличивается дросселирующая щель золотника 9. Давление в управляющей полости гидроредуктора увеличивается и перемещает его поршень, увеличивая гидравлическое сопротивление линии питания газогенератора. Давление Г на входе в газогенераторе уменьшается. Поддерживая равенство давлений О и Г на входе в газогенератор, стабилизатор 4 уменьшает или увеличивает гидравлическое сопротивление магистрали

питания окислителем. Расходы Г и О в газогенератор, расход ГГ через турбину уменьшаются, что приводит к падению располагаемой мощности ТНА. Уменьшаются обороты ротора ТНА, давление компонентов топлива в напорных магистралях двигателя, регулируемое давление до величин, определяемых новой настройкой золотника и гидроредуктора. ЖРД переходит на режим МТ.

#### **Пуск Д на режиме МТ.**

Подается газ управления на вход УМТ (в управляющие полости клапанов 3(1), 3(2) и клапана 12). Процессы, происходящие в ЖРД в период пуска на режим МТ, аналогичны процессам в Д при пуске на режим БТ (за исключением перенастройки золотника и гидроредуктора на режим БТ).

#### **Работа Д на режиме МТ**

Работа Д на режиме МТ аналогична работе на режиме БТ.

#### **Останов Д на режиме МТ**

Стравливание газа управления со входа УМТ (из управляющих полостей клапанов 3(1), 3(2) и клапана 12). Процессы, происходящие в Д при останове МТ, аналогичны процессам при останове БТ.

### Двигатель РД-119

Двигатель РД-119 одноразового включения, однорежимный, предназначен для создания реактивной тяги и управляющих моментов второй ступени ракеты "Космос", работает на несамовоспламеняющемся топливе: окислитель – жидкий кислород, горючее – несимметричный диметилгидразин.

**Годы разработки 1958 - 1962.**

**Параметры камеры:**

$$P = 105 \text{ кН}; \quad p_{\kappa} = 8,05 \text{ МПа}; \quad p_a = 6 \cdot 10^{-3} \text{ МПа}; \quad I_y = 3520 \text{ м/с};$$

$$\dot{m}_o = 18,3 \text{ кг/с}; \quad \dot{m}_T = 11,33 \text{ кг/с}; \quad \alpha = 0,76; \quad t = 260 \text{ сек}$$

**Параметры газогенератора:**

$$T_{гг} = 1023 \text{ К}; \quad p_{гг} = 5,5 \text{ МПа}; \quad \dot{m}_{гг} = 0,985 \text{ кг/с}$$

**Описание ПГС и ее работа**

Пневмогидравлическая система представлена схемой, изображенной на рисунке 12.

**Запуск двигателя**

За 60 с до команды на запуск через обратные клапаны 3 и 47 производится продувка полостей горючего смесительной головки и пояса завесы камеры 1 газообразным азотом, подаваемым с первой ступени ракеты для удаления паров окислителя, которые могут просочиться через клапан окислителя при заправке ракеты, а также для создания избыточного давления в огневом пространстве камеры, необходимого для надежного запуска двигателя.

Запуск производится подачей напряжения на ЭПК 10 и пиропатроны зажигательного устройства (ПЗУ) 2. ЭПК 10 открывается и азот из шарбаллона 15 через редуктор давления 11 поступает к ЭПК 5, 6 и жидкостному редуктору 39. В магистралях управляющего азота и воздуха установлены предохранительные клапаны 7 и 8, предотвращающие повышение давления в магистралях сверх допустимой величины. При воспламенении и сгорании ПЗУ в огневом пространстве камеры сгорания пороховые газы и азот продувки приобретают температуру и давление, необходимые для воспламенения компонентов топлива.

Через 0,8 с после команды на зажигание ПЗУ подается напряжение на ЭПК 9 и 5, управляющие клапаном окислителя 14, шестью отсечными клапанами 46 и перекрывным клапаном 38. Клапан окислителя открывается на предварительную ступень, а клапаны отсечные и перекрывной открываются полностью. Одновременно подается команда на

закрытие обратных клапанов 3 и 47, которые выключают продувку полости горючего смесительной головки и пояса завесы камеры. Компоненты топлива под давлением предварительного наддува и гидростатических столбов поступают в камеру, воспламеняются и сгорают. Продукты сгорания выталкивают ПЗУ и истекают через сопло. Двигатель выходит на режим предварительной ступени.

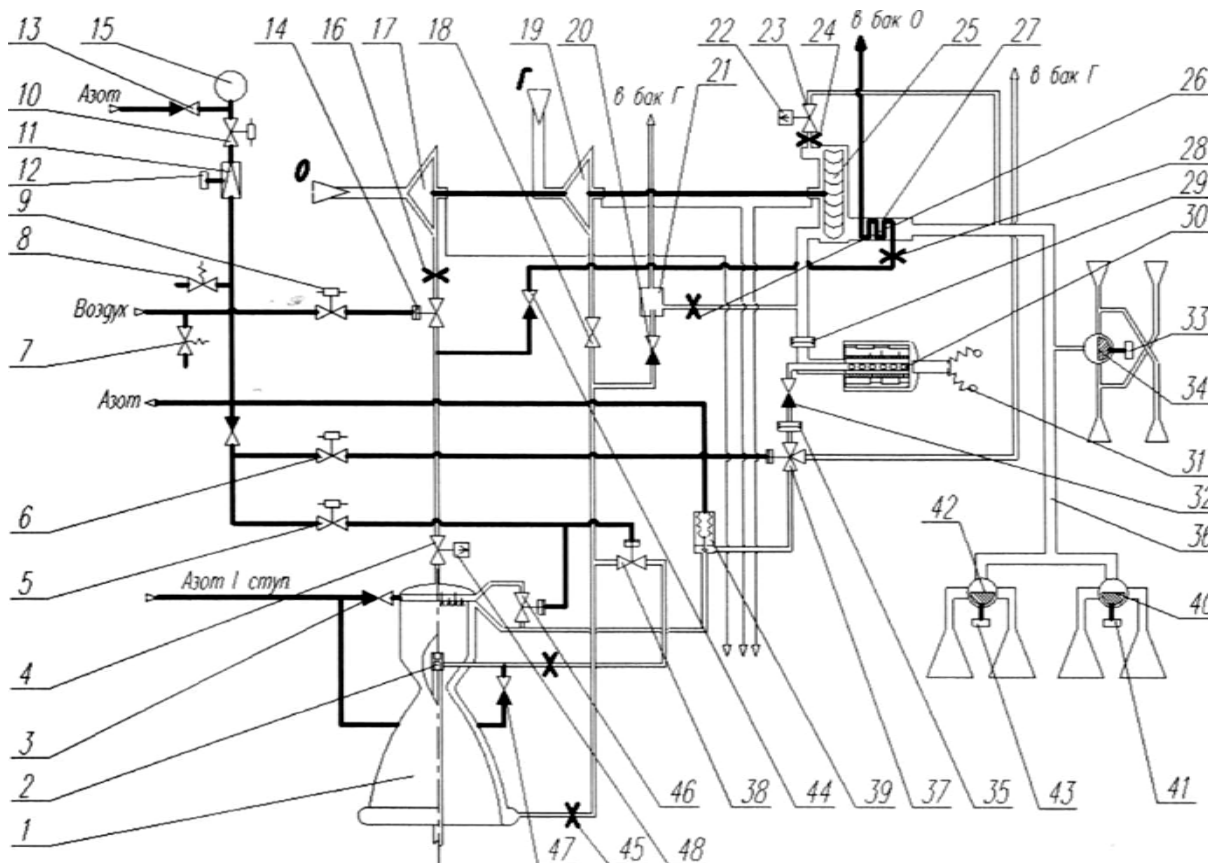


Рис. 12 Пневмогидравлическая схема РД – 119

Через 0,95 с после команды на зажигание ПЗУ подается напряжение на пиропатроны 31 порохового. Продукты сгорания порохового заряда нагревают находящуюся в газогенераторе 30 засыпку из сварочного угля и, прорвав мембрану 29, поступают в сопловой аппарат турбины 25 и раскручивают ротор ТНА. Давление и расход компонентов на выходе из насоса увеличиваются. Часть продуктов сгорания, минуя проточную часть турбины, из коллектора статора турбины через нормально открытый пироклапан 23 поступает в трубопровод 36 рулевой системы. Для исключения влияния системы перепуска на процесс запуска двигателя установлен жиклер 24 из оргстекла, выгорающий после запуска. Продукты сгорания после турбины, пройдя через испаритель 27, также поступают в трубопровод 36 и через газораспределители 34, 40, и 42 в рулевые сопла.

При достижении достаточного давления на выходе из насоса в клапане окислителя 14 разрушается разрывной болт, а в клапане горючего 18 отжимается пружина и оба клапана открываются полностью. В процессе раскрутки ротора ТНА пороховым стартером происходит перепуск холодного горючего в бак ракеты через перекрывной клапан 37.

Через 1.55 с после команды на зажигание ПЗУ подается напряжение на ЭПК 6, управляющий перекрывным клапаном 37. Клапан 37 открывается и горючее, прорвав мембрану 35, поступает к обратному клапану 32. Одновременно прекращается перепуск горючего в бак ракеты. Когда давление горючего перед обратным клапаном 32 становится достаточным, чтобы открыть его, горючее поступает в газогенератор, и начинается процесс термического разложения горючего с образованием высокотемпературных продуктов разложения.

Двигатель выходит на основной режим, который определяется настройкой двигателя (подбором диаметров расходных шайб окислителя 16, горючего 45 и настройкой редуктора давления 11). В процессе запуска по достижению определенных давлений компонентов открываются обратные клапаны 44, 20 в магистралях подвода окислителя к испарителю 27 и горючего к смесителю 21. Поступающий в испаритель жидкий кислород газифицируется и подается на наддув бака окислителя. Жидкое горючее смешивается в смесителе с газом, отбираемым из газогенератора, и образовавшаяся смесь направляется на наддув бака горючего.

#### **Работа Д на основном режиме**

Двигатель управляется системой регулирования кажущейся скорости (РКС). При отклонении скорости ракеты от программной система РКС подает команду на привод 12, который перенастраивает редуктор давления 11. Редуцированный азот, воздействуя на поджимной элемент жидкостного редуктора 39, изменяет давление в магистрали горючего газогенератора. Это приводит к изменению расхода горючего, поступающего в газогенератор, расхода рабочего тела через турбину, оборотов ротора ТНА и, в итоге, тяги двигателя. Система РКС включается примерно на 8-ой секунде от команды на зажигание ПЗУ. Одновременно подается напряжение на пиропатрон 22 пироклапана 23, который при срабатывании пиропатрона закрывается, прекращая перепуск газа в рулевую систему. Перепуск газа позволяет увеличить тягу рулевых сопел в течении первых 8 с работы двигателя, что необходимо для увеличения управляющих моментов, обеспечивающих нормальный полет ракеты в процессе разделения ступеней. При работе линии перепуска газа в газогенераторе вырабатывается повышенное, по сравнению с работой на основном

режиме, количество газа, что обеспечивается увеличенным расходом горючего в газогенератор путем соответствующей настройки азотного редуктора давления. После закрытия пироклапана система РКС приводит двигатель к номинальной тяге.

Для управления полетом ракеты по сигналам системы управления приводы 33, 41 и 43 изменяют положения заслонок газораспределителей, перераспределяя расход газа через рулевые сопла.

#### **Останов Д**

Останов двигателя производится подачей напряжения на пиропатрон 48 пироклапана 4 при одновременном снятии напряжения с ЭПК 10, 5 и 6. Пироклапан 4, отсечные клапаны 46 и клапаны перекрывные 38 и 37 закрываются, прекращая доступ компонентов топлива в камеру и газогенератор. Двигатель РД-119 прекращает работу.



### **Контрольные вопросы**

Сформулируйте основные преимущества и недостатки двигательных установок с ТНА без дожигания генераторного газа.

Из каких условий производится выбор оптимального соотношения компонентов в газогенераторе двигателя с ТНА без дожигания ГГ?

Указать пути повышения удельного импульса ДУ с ТНА без дожигания ГГ.

Какие существуют способы запуска ДУ с ТНА без дожигания ГГ?

Дать описание рассмотренного студентом двигателя по общей классификации ДУ без дожигания ГГ.

## Список литературы

1. Основы теории и расчета ЖРД: Учеб. для авиац. спец. вузов: в 2-х кн. 4-е издание, перераб. и доп. / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов и др.; Под ред. В.М. Кудрявцева. -М.: Высшая школа, 1993.
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учеб. Для вузов. 2-е изд., перераб. И доп. / Под ред. Д.А. Ягодникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.
3. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование: учебник для авиа- и ракетостроительных специальностей вузов/А.А. Дорофеев. – Изд. 2-е – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 463, [1] с.
4. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: Учеб. Для студ. вузов по спец. «Авиационные двигатели и энергетические установки» / Г.Г. Гахун, В.И. Баулин, В.А. Володин и др.; Под общ. ред. Г.Г. Гахуна. М.: Машиностроение, 1989.
5. Овсянников Б.В., Боровский Б.И., Теория и расчет агрегатов питания ЖРД.- М.: Машиностроение, 1986.