



# ОГЛАВЛЕНИЕ

Вступление

## РАЗДЕЛ 1. КОНСТРУКЦИЯ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЯ

Тема 1. Общая характеристика двигателя

Тема 2. Компрессор

Тема 3. Основная камера сгорания

Тема 4. Турбина

Тема 5. Форсажная камера сгорания (ФКС)

Тема 6. Выходное устройство

Тема 7. Приводы

Тема 8. Силовая система

## РАЗДЕЛ 2. КОНСТРУКЦИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ ДВИГАТЕЛЯ

Тема 9. Система смазки и суфлирования

Тема 10. Система топливопитания

Тема 11. Пусковая система

Тема 12. Противопожарная система  
и система контроля работы двигателя

## РАЗДЕЛ 3. СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ

Тема 13. Общая характеристика системы управления

Тема 14. Система автоматического управления расходом топлива в основной камере сгорания

Тема 15. Система управления форсажным контуром

Тема 16. Система управления реактивным соплом

Тема 17. Система управления компрессором

Тема 18 Система предупреждения ликвидации помпажа

Тема 19 Система формирования сигналов для задания режимов работы  
двигателя

Тема 20. Крепление двигателя к летательному аппарату и его замена

Заключение

Литература

# СОДЕРЖАНИЕ

## Вступление

## **РАЗДЕЛ 1. КОНСТРУКЦИЯ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЯ**

### **Тема 1. Общая характеристика двигателя**

- 1.1 Общая характеристика двигателя.
- 1.2 Основные данные двигателя.
- 1.3 Режимы и параметры работы двигателя.
- 1.4 Эксплуатационные ограничения двигателя.

### **Тема 2. Компрессор**

- 2.1 Общая характеристика компрессора.
- 2.2 Основные параметры.
- 2.3 Конструкция компрессора низкого давления (КНД).
- 2.4 Конструкция переходного корпуса компрессора.
- 2.5 Конструкция компрессора высокого давления (КВД).
- 2.6 Противообледенительная система

### **Тема 3. Основная камера сгорания**

- 3.1 Общая характеристика основной камеры сгорания (ОКС).
- 3.2 Основные параметры.
- 3.3 Конструкция основной камеры сгорания.

### **Тема 4. Турбина**

- 4.1 Общая характеристика турбины.
- 4.2 Основные параметры.
- 4.3 Конструкция турбины высокого давления (ТВД).
- 4.4 Конструкция турбины низкого давления (ТНД).
- 4.5 Система охлаждения турбины.

### **Тема 5. Форсажная камера сгорания (ФКС)**

- 5.1 Общая характеристика форсажной камеры сгорания (ФКС).
- 5.2 Основные параметры.
- 5.3 Конструкция форсажной камеры сгорания (ФКС).

### **Тема 6. Выходное устройство**

- 6.1 Общая характеристика выходного устройства (ВУ).
- 6.2 Основные параметры.
- 6.3 Конструкция выходного устройства (ВУ).

### **Тема 7. Приводы**

- 7.1 Общая характеристика приводов.
- 7.2 Конструкция приводов двигательных агрегатов.
- 7.3 Конструкция приводов самолетных агрегатов.

### **Тема 8. Силовая система**

- 8.1 Общая характеристика силовой системы.
- 8.2 Силовая система ротора низкого давления.

8.3 Силовая система ротора высокого давления.

8.4 Силовая система статора.

## **РАЗДЕЛ 2. КОНСТРУКЦИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ ДВИГАТЕЛЯ**

### **Тема 9. Система смазки и суфлирования**

9.1 Общие сведения о системе смазки и суфлирования.

9.2 Устройство и принцип работы масляной системы.

9.3 Конструкция основных агрегатов нагнетающей магистрали масляной системы.

9.4 Конструкция основных агрегатов откачивающей магистрали масляной системы.

9.5 Конструкция основных агрегатов системы суфлирования.

9.6 Конструкция основных агрегатов системы наддува опор роторов.

### **Тема 10. Система топливопитания**

10.1 Общая характеристика системы топливопитания.

10.2 Конструкция и работа основных элементов системы топливопитания низкого давления.

10.3 Конструкция и работа основных элементов системы топливопитания основного контура.

10.4 Конструкция и работа основных элементов системы топливопитания форсажного контура.

10.5 Конструкция и работа основных элементов дренажной системы.

### **Тема 11. Пусковая система**

11.1 Общая характеристика пусковой системы.

11.2 Основные параметры пусковой системы.

11.3 Конструкция и работа основных агрегатов пусковой системы.

11.4 Принцип работы пусковой системы

### **Тема 12. Противопожарная система и система контроля работы двигателя**

12.1 Общая характеристика противопожарной системы.

12.2 Конструкция противопожарной системы.

12.3 Принцип работы противопожарной системы.

12.4 Общая характеристика системы контроля.

12.5 Бортовая система контроля.

## **РАЗДЕЛ 3. СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ**

### **Тема 13. Общая характеристика системы управления**

13.1. Двигатель как объект управления.

- 13.2. Задачи, решаемые системой автоматического управления (САУ) двигателем.
- 13.3. Состав системы управления двигателем.

#### **Тема 14. Система автоматического управления расходом топлива в основной камере сгорания**

- 14.1. Общая характеристика системы управления расходом топлива в ОКС.
- 14.2. Конструкция и принцип работы гидромеханической системы управления расходом топлива в основной камере сгорания (САУ  $G_T$ ).
- 14.3. Конструкция и принцип работы электронно-гидромеханической системы управления расходом топлива в ОКС.

#### **Тема 15. Система управления форсажным контуром**

- 15.1. Общая характеристика системы управления расходом топлива в ФКС.
- 15.2. Конструкция и принцип работы системы управления расходом топлива в ФКС.

#### **Тема 16. Система управления реактивным соплом**

- 16.1. Общая характеристика системы управления реактивным соплом.
- 16.2. Конструкция и принцип работы системы управления реактивным соплом

#### **Тема 17. Система управления компрессором**

- 17.1. Общая характеристика системы управления компрессором.
- 17.2. Конструкция и принцип работы системы управления направляющими аппаратами компрессора высокого давления.

#### **Тема 18 Система предупреждения и ликвидации помпажа**

- 18.1. Общая характеристика системы предупреждения и ликвидации помпажа.
- 18.2. Конструкция и принцип работы системы предупреждения и ликвидации помпажа.

#### **Тема 19 Система формирования сигналов для задания режимов работы двигателя**

- 19.1. Общая характеристика системы формирования задающих сигналов (СФЗС).
- 19.2. Конструкция и принцип работы системы формирования задающих сигналов.

#### **Тема 20. Крепление двигателя к летательному аппарату и его замена**

- 21.1. Крепление двигателя к ЛА.
- 21.2. Общие сведения о замене двигателя.
- 21.3. Порядок замены двигателя.

#### **Заключение**

Модификации и модернизация двигателя.  
Перспективы развития авиадвигателей.  
Эксплуатация двигателя в строевых частях.

### Литература

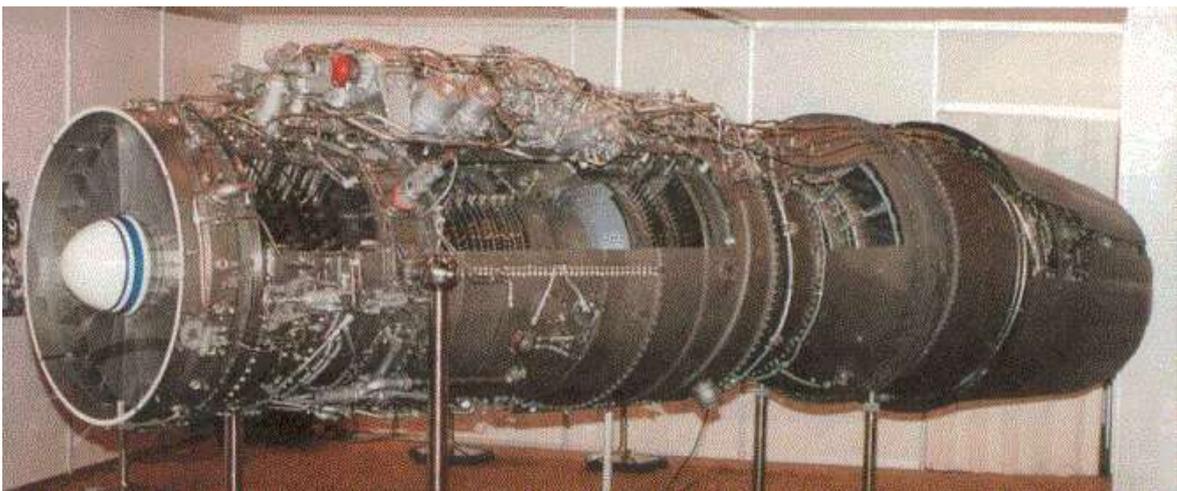
# ВСТУПЛЕНИЕ

## История создания двигателя.

Разработка ТРДДФ АЛ-31Ф для истребителя Су-27 и его модификаций Су-27УБ, Су-30, Су-32 и др. (планировалась установка на Су-24 ММ) началась в начале 70-х годов. Цикл доводки двигателя от первого испытания до получения акта о прохождении государственных испытаний 6 августа 1985 года занял 11 лет. Параллельно с доводкой двигателя в 1981 г. было освоено его серийное производство на двух авиадвигательных заводах ММПШ “Салют” и Уфимском моторостроительном ПО.

АЛ-31Ф стал последней и наиболее совершенной разработкой Генерального конструктора А.М. Люльки. После его смерти в 1984 году НПО “Сатурн” возглавил Генеральный конструктор В.М. Чепкин, под чьим руководством были завершены государственные испытания АЛ-31Ф и начата разработка новых модификаций. Непосредственное руководство работами по созданию двигателя АЛ-31Ф в течение более 10 лет осуществлял В.К. Кобченко. С 1987 г. главным конструктором двигателей семейства АЛ-31Ф является А.В. Андреев.

В середине 80-х гг. была поставлена задача дальнейшего повышения маневренности истребителя Су-27 и обеспечения его управляемости на очень малых скоростях полета за счет отклонения вектора тяги двигателя.



## ***РАЗДЕЛ 1. КОНСТРУКЦИЯ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЯ***

### **Тема 1. Общая характеристика двигателя**

#### 1.1. Общая характеристика двигателя

Двигатель АЛ-31Ф предназначен для установки на самолет Су-27, Су-27 УБ, Су-33, Су-30, Су-35, Су-34 (Су-32ФН). Силовая установка самолета включает в себя два двигателя. Условный индекс двигателя – изделие 99.

Двигатель АЛ-31Ф – двухконтурный двухвальный турбореактивный двигатель со смешением потоков наружного и внутреннего контуров за турбиной, с общей для двух контуров форсажной камерой сгорания и регулируемым сверхзвуковым всережимным реактивным соплом.

Двигатель включает в себя следующие основные узлы:

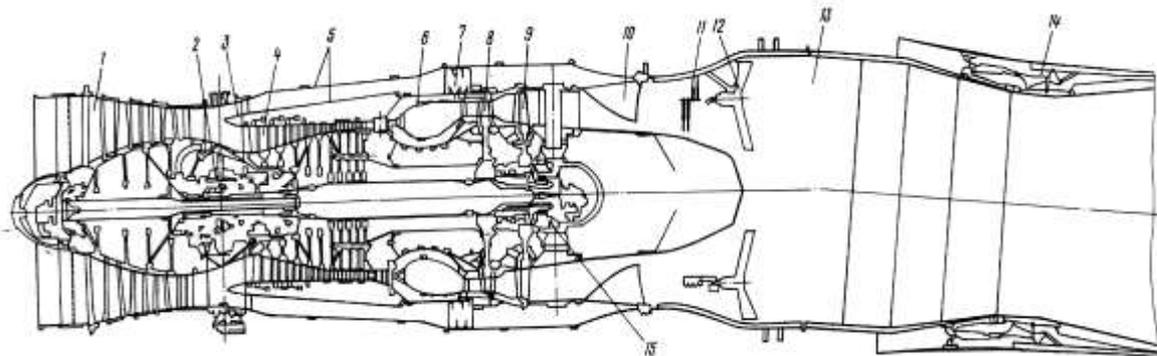
- компрессор (КНД и КВД);
- основная камера сгорания;
- турбина (ТВД и ТНД);
- форсажная камера;
- выходное устройство.

Двигатель также имеет ряд функциональных систем:

1. Масляную;
2. Топливную;
3. Пусковую;
4. Систему управления;
5. Противообледенительную;
6. Противопомпажную;
7. Систему контроля работы двигателя.

Двигатель АЛ-31Ф модульной конструкции, что обеспечивает высокую технологичность сборки и позволяет производить в процессе эксплуатации замену следующих модулей:

- рабочих лопаток 1-й ступени КНД;
- компрессора низкого давления (КНД);
- рабочих лопаток компрессора высокого давления (КВД);
- центральной конической передачи (ЦКП);
- реактивного сопла.



(Рис.1.1)

Конструктивно он состоит: (Рис.1.1)

- |  |                                     |
|--|-------------------------------------|
| 1-компрессор низкого давления (КНД);     | 9-турбина низкого давления (ТНД);   |
| 2-центральная коническая передача (ЦКП); | 10-смеситель;                       |
| 3- промежуточный корпус;                 | 11-коллектор форсажной камеры;      |
| 4-компрессор высокого давления (КВД);    | 12-стабилизатор форсажной камеры;   |
| 5-наружный корпус;                       | 13-форсажная камера сгорания (ФКС); |
| 6-основная камера сгорания (ОКС);        | 14-реактивное сопло (РС);           |
| 7-воздухо-воздушный теплообменник (ВВТ); | 15-опора турбины;                   |
| 8-турбина высокого давления (ТВД);       |                                     |

Компрессор – осевой, двухкаскадный, тринадцатиступенчатый. Компрессор состоит из четырехступенчатого КНД с регулируемым входным направляющим аппаратом (ВНА) и девятиступенчатого КВД с регулируемым ВНА и направляющими аппаратами (НА) первых двух ступеней.

Основная камера сгорания – кольцевая, состоит из корпуса с диффузором и жаровой трубы. Топливо в камеру сгорания поступает через двухкаскадные форсунки.

Турбина – осевая, двухступенчатая, состоит из одноступенчатой ТВД и одноступенчатой ТНД. Обе турбины имеют охлаждаемые воздухом сопловые и рабочие лопатки. На пониженных дроссельных режимах работы с целью повышения экономичности двигателя выполнено частичное отключение охлаждения турбины.

Форсажная камера сгорания – общая для двух контуров, прямоточная, со смешением потоков на входе во фронтное устройство. В состав форсажной камеры входят смеситель лепесткового типа и фронтное устройство. В смесителе перемешиваются потоки газа внутреннего контура и воздуха наружного контура. Фронтное устройство предназначено для организации устойчивого горения топлива в форсажной камере. Воспламе-

нение топлива в форсажной камере обеспечивает «огневая дорожка».

Реактивное сопло – регулируемое, сверхзвуковое, всережимное, с внешними створками. В состав реактивного сопла входят створки сужающейся части, надстворки расширяющейся части, внешние створки, проставки, упругие элементы, стяжное устройство с пневмоприводом. Реактивное сопло смонтировано на корпусе форсажной камеры. Внешние створки обеспечивают плавное обтекание хвостовой части самолета, уменьшая ее сопротивление.

Конструктивной отличительной особенностью двухконтурного двигателя является наличие наружного контура. Воздух за КНД делится на два потока, один из которых с расходом воздуха наружного контура ( $G_{в \text{ нар. конт.}}$ ) поступает в кольцевой канал наружного контура, а второй поток с расходом воздуха ( $G_{в \text{ вн. конт.}}$ ) поступает в КВД.

Основными преимуществами данного двигателя перед ТРДФ являются:

- значительно лучшая экономичность на дозвуковых скоростях полета  $V_{п}$ ;
- более высокая степень форсирования двигателя.

На «Максимале» и дроссельных режимах работы двигателя скорость истечения газов из сопла ТРДДФ ниже, чем у ТРДФ, что приводит к уменьшению потерь с выходящими газами и увеличению тягового КПД, а имеющиеся при этом потери тяги компенсируются большим расходом воздуха.

Идея двухконтурного двигателя состоит в том, чтобы протолкнуть через двигатель как можно большую массу воздуха, но выбросить его с меньшей скоростью.

Кроме того, двухконтурная, двухвальная схема позволяет легче решить вопросы обеспечения устойчивой работы высоконапорного компрессора и надёжного охлаждения высокотемпературной турбины. Поэтому в ТРДДФ можно реализовать более высокие значения  $\pi_k^*$  и  $t_3^*$ , что приводит к увеличению и внутреннего КПД ( $\eta_{вн}$ ).

В связи с тем, что у ТРДДФ параметры газа за турбиной ниже чем у ТРДФ, есть возможность получить больший прирост тяги на форсажном режиме за счёт увеличения  $G_{т.ф}$ .

В настоящее время в эксплуатации находятся в основном двигатели 2-й серии. Помимо основного («Боевого») режима работы, двигатели имеют «Учебно-Боевой» режим. Двигатели 3-й серии (изд. 99А) имеют «Особый» режим.

Подвод воздуха в двигатели осуществляется через плоские регулируемые воздухозаборники расположенные под крылом. При виде в плане продольные оси двигателей параллельны оси самолёта. При виде сбоку ось

двигателя наклонена вниз на  $3^\circ$  относительно строительной горизонтали фюзеляжа, а реактивное сопло отклонено вниз на  $5^\circ$  относительно оси двигателя.

## 1.2. Основные данные двигателя

1	Степень двухконтурности ( $m=G_{\text{В НАР КОНТ.}} / G_{\text{В. ВН. КОНТ.}}$ )	0,57
2	Степень повышения давления в компрессоре $\pi^*_к$	23,0
3	Степень повышения давления в КНД, $\pi^*_{\text{КНД}}$	3,54
4	Степень повышения давления в КВД, $\pi^*_{\text{КВД}}$	6,46
5	Максимальное давление воздуха за компрессором, $p^*_{\text{к. пред}}$	37,2
6	Суммарная степень расширения газа на турбине $\pi^*_Т$	6,7
7	Степень расширения газа на турбине высокого давления $\pi^*_{\text{ТВД}}$	2,9
8	Степень расширения газа на турбине низкого давления $\pi^*_{\text{ТНД}}$	2,3
9	Максимальная температура газа перед турбиной, $T^*_Г$	1665 К
10	Максимальная температура газа за турбиной с корректирующим сопротивлением в линии термопар (по указателю температуры газов), $t^*_Т$ : <ul style="list-style-type: none"> <li>• при <math>t^*_в \leq 100^\circ\text{C}</math> (<math>M_H \leq 1,9</math>)</li> <li>• при <math>t^*_в &gt; 100^\circ\text{C}</math> (<math>M_H &gt; 1,9</math>)</li> </ul>	$\leq 750^\circ\text{C}$ $\leq 765^\circ\text{C}$
11	Максимальная температура в ФК на полном форсированном режиме $T^*_ф$	2082 К
12	Время непрерывной работы на всех режимах в полете – без ограничений в пределах ресурса	
13	Время непрерывной работы двигателя на самолете в земных условиях – без ограничений в пределах ресурса, за исключением: <ul style="list-style-type: none"> <li>• на форсированных режимах</li> </ul>	$\leq 20$ с
14	Время приемистости при переходе: <p>а) с МГ до максимального (до <math>n_{\text{нд}}</math> на 2 % ниже <math>n_{\text{нд}}</math> огр.):</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• для <math>H = 0, M_H = 0</math></li> <li>• для <math>H &lt; 8</math> км</li> <li>• для <math>H &gt; 8</math> км</li> </ul> <p>б) с режима МГ до полного форсированного режима для <math>H=0, M_H=0</math> (до появления сигнала запуска ФК)</p> <p>в) с максимального на полный форсированный режим (<math>0,95 P_{\text{пф}}</math>)</p>	3-5с $\leq 5$ с $\leq 8$ с $\leq 7$ с $\leq 3$ с

15	Время сброса частоты вращения от максимального режима МГ для $H = 0$ , $M_H = 0$	4-6с
16	Время запуска (до выхода на максимальный режим)	60-80с
17	Время запуска (до выхода на режим МГ) на земле от	$\leq 50$ с
18	ГТДЭ	
19	Максимальное количество запусков	300
20	Количество запусков двигателя от бортового аккумулятора	5
21		
22	Назначенный ресурс	1500 ч
23	Межремонтный ресурс	300 ч
24	Габаритная длина двигателя	4950мм
25	Диаметр входа	905 мм
26	Максимальный диаметр	1180мм
27	Сухая масса двигателя	1530 кг
28	Удельный вес двигателя	0.12

### 1.3 Режимы и параметры работы двигателя

Режимы		РНД ( $n_1$ ) %	РВД ( $n_2$ ) %	$T^*_T (t_4^*)$ °C		$P_m$ , кгс/см <sup>2</sup>	Допустимое время работы
				КРД- 99А	КРД- 99Б		
МГ		$n_{1пр}=30\pm 5$	$n_{2пр}=70\pm 2$	$\leq 460$ °C		$\geq 1,8$	не ограничено
М	Б	99	101,5	$750^{-20}$	740	2.5÷3,2	не ограничено
	УБ	96	98,5	$700^{-15}$	690		
МФ	Б	99	101,5	$750^{-20}$	750	2.5÷3,2	$\leq 20$ с
	УБ	96	98,5	$700^{-15}$	700		
ПФ	Б	99	101,5	$750^{-20}$	750	2.5÷3,2	$\leq 20$ с
	УБ	96	98,5	$700^{-15}$	700		
ОР	Б	103	103,0	$800^{+20}$		2.5÷3,2	$\leq 10$ с

#### Примечание:

1. За 100% оборотов принято: РНД - 10200 об/мин., РВД - 13300 об/мин.
2. Параметры двигателя по оборотам и температуре зависят от  $t_H$  и определяются по графикам в руководстве по эксплуатации или в регламенте технического обслуживания, но больше указанных в таблице быть не должны.

3. Обороты двигателя на режиме «Малый газ» при  $t_H$  от  $-40^\circ\text{C}$  до  $+40^\circ\text{C}$  будут изменяться в пределах  $61\div 75\%$ , а на режимах «Максимал» и «Форсаж» в пределах  $95,6\div 101,5\%$ .
4. В целях экономии ресурса двигателя введён режим УБ (используется для учебных полётов), на котором настройка РТГ снижена на  $60\pm 10^\circ\text{C}$ . При этом обороты  $n_1$  и  $n_2$  устанавливаются по газодинамической взаимосвязи параметров в соответствии со сниженной температурой (уменьшаются приблизительно на 3%).
5. Допускается вождение и колебание оборотов РНД и РВД в пределах:
  - $\pm 0,75\%$  при  $n_2 < 82\%$ ;
  - при  $n_2 \geq 82\%$   $\Delta n_2 = \pm 0,4\%$  (для КРД-99Б  $\Delta n_2 = \pm 0,2\%$ ),  $\Delta n_1 = \pm 0,6\%$ .
6. Допускается превышение  $n_1$  не более 1,5%,  $n_2$  не более 1,0%,  $t_4^*$  не более  $15^\circ\text{C}$  на время до 5с от настройки КРД для данной  $t_H$ , при приёмыстости, включении и выключении форсажа. Провал  $n_1$  не более 1,5%, причём  $\Delta n_1 + \Delta n_2$  при включении форсажа с режима «Максимал» не должны быть более 3%.
7. В полёте на режиме Б при скоростях более 1,9М допускается рост  $t_4^*$  до  $765^\circ\text{C}$ .
8. Для двигателей 3 серии в полёте на режиме «Особом режиме» (ОР) при скоростях более 1,9М допускается рост  $t_4^*$  до  $820^\circ\text{C}$ .

### 1.3.1. Неустановившиеся режимы работы двигателя

1. Запуск двигателя:
  - Время запуска двигателя до  $n_{2пр} = 67\%$  не более 50 с, при  $t_H \geq +20^\circ\text{C}$  не более 70 с.
  - Заброс  $t_4^*$  при запуске не более  $600^\circ\text{C}$  на время не более 5 с. При остаточной  $t_4^*$  по УТ-7АБ более  $40^\circ\text{C}$  допускается заброс  $t_4^*$  при запуске до  $630^\circ\text{C}$  на время не более 5 секунд.
2. Приёмыстость:
  - Время приёмыстости от МГ до  $n_{1max} - 2\%$   $3\div 5$  с.
  - С поднятыми защитными устройствами (ЗУ)  $3\div 5,5$  с.
  - Время включения форсажа с режима «Максимал» до высвечивания табло ФОРСАЖ не более 1,5с.
  - Время сброса газа с режима «Максимал» до  $n_1 = 43\%$  -  $4\div 6$  с.
  - Выбег роторов: РВД  $\geq 25$  с (до  $n_2 = 15\% \geq 15$ с);  
РНД  $\geq 60$ с (до  $n_1 = 15\% \geq 5$ с).

## 1.4. Эксплуатационные ограничения двигателя

Программа управления двигателя выбиралась из условия получения наилучшего протекания его тяговых характеристик во всем эксплуатационном диапазоне режимов полета. Важной задачей при этом является обеспечение надежной работы всех элементов силовой установки в течение заданного ресурса, что потребовало введения на отдельных режимах полета и работы двигателя различного рода ограничений.

Эксплуатационные ограничения режимов работы двигателя АЛ-31Ф установлены с учетом исключения механических и тепловых перегрузок отдельных деталей и узлов конструкции и обеспечения устойчивой работы элементов силовой установки.

Основными элементами, ограничивающими диапазон режимов работы силовой установки по устойчивой работе, являются входное устройство, компрессор, основная и форсажная камера сгорания.

### 1.4.1. Эксплуатационные ограничения двигателя на земле

Основные ограничения при запуске и опробовании двигателя на земле связаны с ограничениями по температуре, оборотам и по времени.

#### Ограничения при запуске ГТДЭ-117

1. Максимальная температура газа на срезе выхлопного патрубка  
 $T_{т\text{ ГТДЭ}} - 885^{\circ}\text{C}$
2. Повторный запуск разрешается при полностью остановленном роторе двигателя, но не ранее чем через 12 сек. после команды на останов ГТДЭ-117.
3. Допустимое время непрерывной работы в стартерном режиме – 50 сек.
4. Допустимое время непрерывной работы в режиме «Энергоузел» 40 мин.

#### Ограничения при запуске двигателя

1. Заброс температуры газа за турбиной при запуске двигателя допускается до  $600^{\circ}\text{C}$  на время не более 5 сек. с последующим уменьшением менее  $400^{\circ}\text{C}$  на режиме «МГ»;
2. Время выхода двигателя на режим «МГ» не более 50 сек.

#### Ограничения при проверке параметров двигателя на различных режимах

1. Частоты вращения  $n_1$ ,  $n_2$ , температура газа за турбиной, давление масла, а также время работы на различных режимах изменяются. Макси-

- мально допустимая температура газов за турбиной = 750<sup>0</sup>С.
2. Время приемистости от режима «МГ» до режима «Максимал» 3-5 сек.
  3. Время включения «Форсажа» - не более 1,5 сек.

#### 1.4.2. Эксплуатационные ограничения двигателя в полете

##### Ограничения по устойчивой работе входного устройства

При  $M_n > 1.2$ , при резком дросселировании двигателей ниже максимального режима на больших сверхзвуковых скоростях полета может произойти рассогласование режимов работы воздухозаборников и двигателей. Причиной рассогласования может явиться недостаточный запас по регулированию элементов воздухозаборников (на числах  $M_n$  полета, близких к  $M_{n_{max}}$ ), или наличие определенной инерционности системы автоматического регулирования воздухозаборников. Потребный расход воздуха через двигатели, вследствие снижения частот вращения, уменьшается быстрее, чем располагаемый расход воздуха через регулируемые воздухозаборники, и возможно возникновение помпажа входного устройства, а как следствие, и помпажа двигателя.

На самолете Су-27 запрещено на скоростях полета, соответствующих  $M_n > 1.5$ , дросселировать двигатели ниже максимального режима, а на числах  $M_n = 1,15 - 1,5$  – дросселировать двигатель с темпом менее 3 с.

Влияние углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$  на работу входного устройства также накладывает ограничения на диапазон режимов полета самолета. Если при небольших положительных углах атаки характеристики плоских воздухозаборников с верхним горизонтальным расположением панелей клина даже несколько улучшаются, то при отрицательных углах атаки и при наличии скольжения эффективность воздухозаборников самолета Су-27 снижается. При этом уменьшается запас устойчивой работы и возрастает вероятность возникновения помпажа воздухозаборников, особенно на сверхзвуковых скоростях.

Для предотвращения помпажа запрещается:

- выход на отрицательные углы атаки;
- создавать углы скольжения более 2-х диаметров шарика на числах  $M_n < 2,0$ ;
- создавать любые углы скольжения на числах  $M_n = 2,0-2,35$ .

##### Ограничения по устойчивой работе компрессора

При работе двигателя на максимальном или форсированном режимах

на больших высотах и малых скоростях полета, соответствующих температуре на входе в двигатель  $T^*_B < 288\text{K}$ , приведенная частота вращения компрессора низкого давления увеличивается и при  $T^*_B < 251\text{K}$  становится выше допустимого значения. Это приводит к сильному возрастанию углов атаки на лопатках последних ступеней КНД, развитию на них срывных явлений и возникновению неустойчивой работы КНД, которая может привести к неустойчивой работе всего компрессора двигателя.

Для предотвращения неустойчивой работы компрессора, введено ограничение по максимальной приведенной частоте вращения -  $n_{\text{НД пр max}} = 106^{+10}\%$ , соответствующей  $T^*_{B \text{ min}} = 251\text{K}$ . При стандартных атмосферных условиях на высотах  $H \geq 11$  км это ограничение достигается при уменьшении числа  $M_n$  до 0,9. На высотах полета  $H < 11$  км, вследствие увеличения температуры окружающей среды  $t_H$ , температура начала ограничения  $T^*_{B \text{ min}} = 251\text{K}$  будет достигаться при меньших значениях  $M_n$ .

При отклонении температуры окружающей среды от стандартной (например, зимой при  $t_H < 22^\circ\text{C}$ ) ограничение по устойчивой работе компрессора может наступить уже при работе двигателя на земле.

Поддержание  $n_{\text{НД пр max}} = \text{const}$  обеспечивается автоматически за счет снижения подачи топлива  $G_T$ , соответствующего уменьшения температуры газа перед  $T^*_G$  и частоты вращения  $n_{\text{НД}}$ , компенсирующей снижение  $T^*_B$ . Одновременно уменьшается частота вращения ротора высокого давления  $n_{\text{ВД}}$  и температура газа за турбиной  $T^*_T$ .

### Ограничения по устойчивой работе камер сгорания

Устойчивое горение и надежность запуска как основной, так и форсажной камеры сгорания зависят от параметров (давления, температуры, скорости) воздушного или газового потока на входе в них, а также от качества распыла и состава топливоздушнoй смеси.

При уменьшении скорости и увеличении высоты полета снижаются параметры на входе в камеры сгорания и ухудшаются условия для обеспечения их запуска и устойчивого горения. Хорошая организация процессов в основной и форсажной камерах сгорания двигателя АЛ-31Ф обеспечивает устойчивую их работу во всем разрешенном диапазоне высот и скоростей полета самолета Су-27.

На надежность запуска камер сгорания оказывают влияние величины давлений на входе в них. Существуют некоторые минимальные значения давлений на входе в камеры сгорания ( $p^*_{K \text{ min}}$  – для основной камеры сгорания,  $p^*_{CM \text{ min}}$  – для форсажной камеры), при которых не обеспечивается их надежный запуск. На этих режимах мал расход воздуха и, соответственно,

снижается подача топлива. Уменьшается перепад давлений на топливных форсунках, снижается качество распыла топлива, и образования однородной топливовоздушной смеси. При уменьшении давления воздуха (газа), снижается степень турбулентности потока и скорость горения. Эти факторы ухудшают условия надежного воспламенения топливовоздушной смеси и поддержания устойчивого горения.

В эксплуатации величины давлений за компрессором и на выходе из камеры смешения (на входе в форсажную камеру) не контролируются. Поэтому ограничения по запуску двигателя и надежному включению форсированных режимов в полете задаются в виде диапазонов высот и скоростей полета, соответствующих достижению на входе в камеры сгорания давлений, близких к значениям  $p_{К \min}^*$  или  $p_{СМ \min}^*$ . Существуют предельные высоты полета (для каждой камеры сгорания свои значения), выше которых не гарантируется запуск двигателя или запуск форсажной камеры на всех скоростях полета.

Диапазон разрешенных высот и скоростей полета, в котором обеспечивается надежный запуск двигателя АЛ-31Ф в полете с кислородной подпиткой запальных устройств основной камеры сгорания, зависит от частоты вращения включенного двигателя.

Надежное включение форсированных режимов в полете обеспечивается:

- на высотах  $H \leq 5$  км при скоростях  $V_{пр} \geq 300$  км / ч;
- на высотах  $H \leq 8$  км при скоростях  $V_{пр} \geq 350$  км / ч;
- на высотах  $H \leq 18$  км при скоростях  $V_{пр} \geq 450$  км / ч.

Максимальная высота, до которой обеспечивается надежный запуск форсажной камеры сгорания, составляет 18 км.

Условия, при которых обеспечивается запуск двигателя в полете:

Частота вращения РВД ( $n_2$ ) %	Высота полета (H) км.	Скорость приборная ( $V_{пр}$ ) км/час	Запуск двигателя
< 50	$\leq 8$	$\geq 300$	АЗВ
< 50	8 - 12	$\geq 400$	АЗВ
$\geq 50$	$\leq 8$	$\geq 300$	РУД
$\geq 50$	8 - 10	$\geq 400$	РУД
$\geq 30$	$\leq 5$	$\geq 350$	РУД
$\geq 30$	5 - 8	$\geq 400$	РУД
$\geq 30$	8 - 10	$\geq 450$	РУД
$\geq 15$	$\leq 10$	$\geq 550$	РУД

## Ограничения по условиям прочности

Для исключения в эксплуатации механических, вибрационных и тепловых перегрузок и сохранения допустимых значений запасов прочности во всех деталях и узлах конструкции, а также для сохранения высокой работоспособности отдельных систем, на работу двигателя АЛ-31Ф наложен ряд прочностных ограничений.

Основные ограничения по условиям прочности, определяемые режимами работы двигателя, обеспечиваются автоматически. К ним относятся ограничения максимальной частоты вращения ( $n_{\text{нд max}}$ ) и максимальной температуры ( $T_{\text{Г max}}^*$ ) или сохранение заданного закона ее изменения по режимам полета.

Для режимов с повышенными нагрузками на элементы двигателя введены ограничения, как по времени непрерывной работы, так и по времени суммарной наработки на этих режимах. В земных условиях допускается время непрерывной работы на форсированных режимах не более 20с. Наибольшие механические и тепловые нагрузки на детали и узлы двигателя имеют место на максимальном и форсированных режимах. Введено ограничение на суммарную наработку двигателя на этих режимах, которая не должна превышать 30ч. от первоначально заданного ресурса двигателя 100 часов.

На малых высотах с увеличением скорости полета значительно возрастает расход воздуха и избыточное давление за компрессором. Это приводит к росту аэродинамических и вибрационных нагрузок на лопадки компрессора и турбины, к увеличению крутящих моментов на валах роторов и возрастанию нагрузок на корпуса элементов двигателя.

С увеличением высоты полета, вследствие снижения атмосферного давления, величина максимального давления за компрессором достигается при более высоких значениях чисел  $M_n$ .

На элементы воздухозаборников ограничения по условиям прочности накладываются по величине допустимого перепада давлений изнутри и снаружи на стенках каналов воздухозаборников, которые определяется либо величиной максимально допустимого значения скоростного напора, либо предельной величиной приборной скорости полета.

С ростом высоты полета допустимая величина снижается и, начиная с  $H \approx 9$  км до  $H = 12$  км, это ограничение определяется максимальной приборной скоростью  $V_{\text{пр max}} = 1400$  км/ч.

На высотах полета от 12 км до 20 км прочностные ограничения по самолету определяются максимальным заданным числом  $M_{n \text{ max}} = 2.35$ , а по двигателю – соответствующей этому числу  $M_n$  максимальной температу-

рой заторможенного потока воздуха на входе  $T_{В \max}^* = 458\text{К}$ . Ограничение по максимальной температуре на входе в двигатель определяется тремя факторами:

- прочностью элементов компрессора, особенно последних ступеней, работающего при высоких температурах на входе;
- работоспособностью маслосистемы двигателя (термостабильностью и сохранением высоких смазывающих свойств сильно нагретого масла);
- достаточной эффективностью системы охлаждения турбины и других горячих элементов двигателя при высоких температурах охлаждающего воздуха.

### 1.4.3. Органы управления двигателем

Управление двигателями осуществляется с помощью РУДов, смонтированных на левой вертикальной панели кабины. РУДы реечного типа, фиксируются в следующих положениях (Рис. 1.2):

1. Стоп
2. Малый газ
3. Максималь
4. Минимальный форсаж
5. Полный форсаж
6. Особый режим  
(для изд. 99А)



(Рис. 1.2) РУД

Фиксация РУДов на упорах осуществляется двумя штырями, управление которыми производится передней и задней гашетками. Для загрузки РУДов и фиксации их в промежуточном положении имеется механизм стопорения. Каждый РУД с помощью тяг, качалок и тросовой проводки связан со следующими агрегатами:

- с концевым выключателем Д303, обеспечивающим автоматический запуск двигателя в воздухе;

- с насосом регулятором НР-31В, обеспечивающим регулирование подачи топлива в ОКС и управление геометрией компрессора ( $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ );
- с регулятором сопла и форсажа РСФ-31Б, обеспечивающим регулирование подачи топлива в ФКС и управление реактивным соплом;
- с датчиком МУ-616, который выдаёт сигнал о положении РУД в систему «Тестер».

#### 1.4.4. Органы управления двигателями

Левая вертикальная панель:

- РУД речного типа (Рис. 1.2);
- переключатель режимов «Б – УБ»;

Левая горизонтальная панель:

- выключатели «Отключение СПП» лев. (прав.) под красными колпачками;
- выключатели «Авар. откл. форсажа» лев. (прав.) под красными колпачками;
- выключатели «Дублир. запуск в воздухе» лев. (прав.) под красными колпачками.

Правая горизонтальная панель (Рис. 1.3):

- переключатель «Прокрутка дв. – Запуск – Прокрутка ТС лев. (прав.);
- кнопки «Запуск» лев. (прав.) белого цвета;
- кнопки «Стоп» лев. (прав.) красного цвета;
- выключатель «Автом. дросселир. форсажа (АДФ);
- переключатель «Противообледенение авт. - откл. – ручное».



(Рис. 1.3) Правая горизонтальная панель

## Органы управления двигателями в кабине инструктора (СУ-27УБ и СУ-30)

Левая вертикальная панель:

- РУДы с рычагом переключения приоритета.

Левая горизонтальная панель:

- выключатели «Авар. откл. форсажа» лев. (прав.) двигателя под красными колпачками;
- выключатели «Дублир. запуск в воздухе» лев. (прав.) двигателя под красными колпачками.

Правая горизонтальная панель:

- кнопки «Стоп» лев. (прав.) двигателя красного цвета.

При установке рычага переключения приоритета в верхнее положение (1 кабина) управление двигателями осуществляется в полном объёме из кабины лётчика. При установке данного рычага в нижнее положение (2 кабина) двигателями управляет в полном объёме инструктор. Совместное управление, как в первом, так и во втором случае возможно только между упорами.

При взятии инструктором управления двигателями на себя, или передачи его лётчику, устанавливая рычаг приоритета в промежуточное положение - запрещается. Это приводит к уходу упоров от штырей РУД в обеих кабинах. При этом возможно перемещение РУД через упоры без обжатия гашеток, что особенно опасно при выполнении посадки самолета, так как при дросселировании двигателей, возможно, их непроизвольное выключение.

### 1.4.5. Особенности эксплуатации системы управления

Проверка системы управления производится:

- при проведении периодического осмотра через  $60 \pm 5$  дней;
- после замены двигателя, насоса-регулятора НР-31В;
- при выполнении регламентных работ.

Проверка соответствия положения РУД в кабине и лимбов на НР-31В и РСФ-31Б (В) производится с помощью таблицы:

Соответствия положения РУД  
в кабине и лимбов на НР-31В и РСФ-31Б(В)

Положение РУД в кабине	Значение по лимбу НР (РСФ)	Гарантированные площадки по лимбам агрегатов		
		НР-31В	РСФ-31Б	РСФ-31В
Стоп	Рычаг НР на механическом упоре (0.-.3)° по лимбу НР	(0 - 3,5)°	-	-
Малый газ	(14 <sup>+2</sup> )° по лимбу НР	(10 - 16)°	-	-
Максимал	(67 <sup>+3</sup> )° по лимбу НР	(65 - 71)°	-	-
Минималь- ный форсаж	(77 ±1)° по лимбу НР и РСФ	(76 - 78)°	(75 - 81)°	(74 - 79)°
Полный форсаж	Рычаг НР на механическом упоре (116 <sup>-1</sup> )° по лимбу НР	(112-116)°	(111-117)°	(106-116)°

Примечание:

1. Допускается поджатие поводка НР к упорам «Стоп» и «Полный форсаж» усилием на рычаге НР не более 4 кгс на плече 78 мм;
2. По лимбу агрегата РСФ производится оценка правильности регулировки системы управления двигателем в случаях, вызванных отказами в диапазоне форсажных режимов.
3. При несоответствии углов на лимбах регулировку производить штуцерами на механизме управления агрегатами НР и РСФ, возле насоса-регулятора НР-31В.
4. При несоответствии положения РУД в кабине и лимбов производится регулировка с помощью тяги, подсоединённой к рычагу НР-31В (в пределах допусков ±10мм).

Если таким образом не удалось устранить несоответствие, тогда регулируют с помощью упоров в кабине самолёта.

В системе управления производится проверка натяжения тросов с помощью тензометра ИН-11. При этом РУД должен находиться в любом положении от МГ до Максимал. Подход к тросам через люки на гроте самолёта. Замер натяжения тросов производится в трёх различных местах. Усилия натяжения тросов должно соответствовать графику с точностью ±2 кгс.

Регулировка натяжения тросов производится тендерами, расположенными между шп. № 31-34. При этом РУД необходимо зафиксировать в среднем положении с помощью специального штыря на блоке редукторов. Подход к нему через люк «Агрегаты двигателя». После регулировки выход наконечников должен быть одинаковым с обеих сторон тендера.

## Тема 2. Компрессор

### 2.1. Общая характеристика компрессора

Компрессор двигателя осевой, двухкаскадный, тринадцатиступенчатый с регулируемыми направляющими аппаратами.

Состоит из:

1. четырехступенчатого компрессора низкого давления (КНД);
2. переходного корпуса;
3. девятиступенчатого компрессора высокого давления (КВД).

Компрессор оборудован входным направляющим аппаратом с регулируемой поворотной частью лопатки, тремя регулируемыми направляющими аппаратами первых ступеней КВД и устройством щелевого перепуска воздуха над рабочими лопатками четвертой ступени КНД.

Управление механизацией компрессора осуществляют:

- система управления поворотными закрылками входного направляющего аппарата (ВНА) КНД и поворотными лопатками направляющего аппарата (НА) КВД;
- система предупреждения и ликвидации помпажа.

Высоконапорный двухкаскадный компрессор обеспечивает 23-кратное сжатие поступающего воздуха при его расходе через двигатель до 110 кг/с.

### 2.2. Основные параметры компрессора

Основные параметры компрессора на максимальном режиме  
( $H = 0$ ,  $M = 0$ ,  $T = 288 \text{ K}$ )

№ п/п	Наименование параметра	Величина
1	Степень повышения давления воздуха в КНД	3,5
2	Степень повышения давления воздуха в КВД	6,57
3	Степень повышения давления воздуха в компрессоре	23,0
4	Степени двухконтурности	0,59
5	Коэффициент полезного действия КНД	0,81
6	Коэффициент полезного действия КВД	0,888
7	Температура воздуха на выходе из КНД	437
8	Температура воздуха на выходе из компрессора	769
9	Окружная скорость конца РЛ 1-ой ступени КНД	476,8 м/с
10	Окружная скорость конца РЛ 1-ой ступени КВД	417,6 м/с

### 2.3. Конструкция компрессора низкого давления (КНД)

Компрессор низкого давления (КНД) предназначен для сжатия воздуха, поступающего в наружный и внутренний контуры двигателя.

Компрессор низкого давления состоит из:

- Ротора;
- Статора.

Особенностями конструкции компрессора низкого давления являются:

- поворотные закрылки входного направляющего аппарата (ВНА) КНД;
- бандажные полки на рабочих лопатках первых трех ступеней;
- кольцевой перепуск воздуха над рабочими лопатками четвертой ступени;
- двухрядный выходной направляющий аппарат;
- наличие противообледенительной системы.

#### 2.3.1. Ротор компрессора низкого давления

Ротор компрессора барабанно-дисковой конструкции, двухопорный, трехсекционный.

Ротор КНД состоит из трех секций: (Рис. 2.1)

Первая секция:

- передней цапфы (6);
- диска первой ступени (7);
- диска второй ступени (11);
- цилиндрической проставки с фланцем (15).

Вторая секция:

- диска третьей ступени (18);
- задней цапфы (25);
- цилиндрической проставки с фланцем (19).

Третья секция:

- диск четвертой ступени (24).

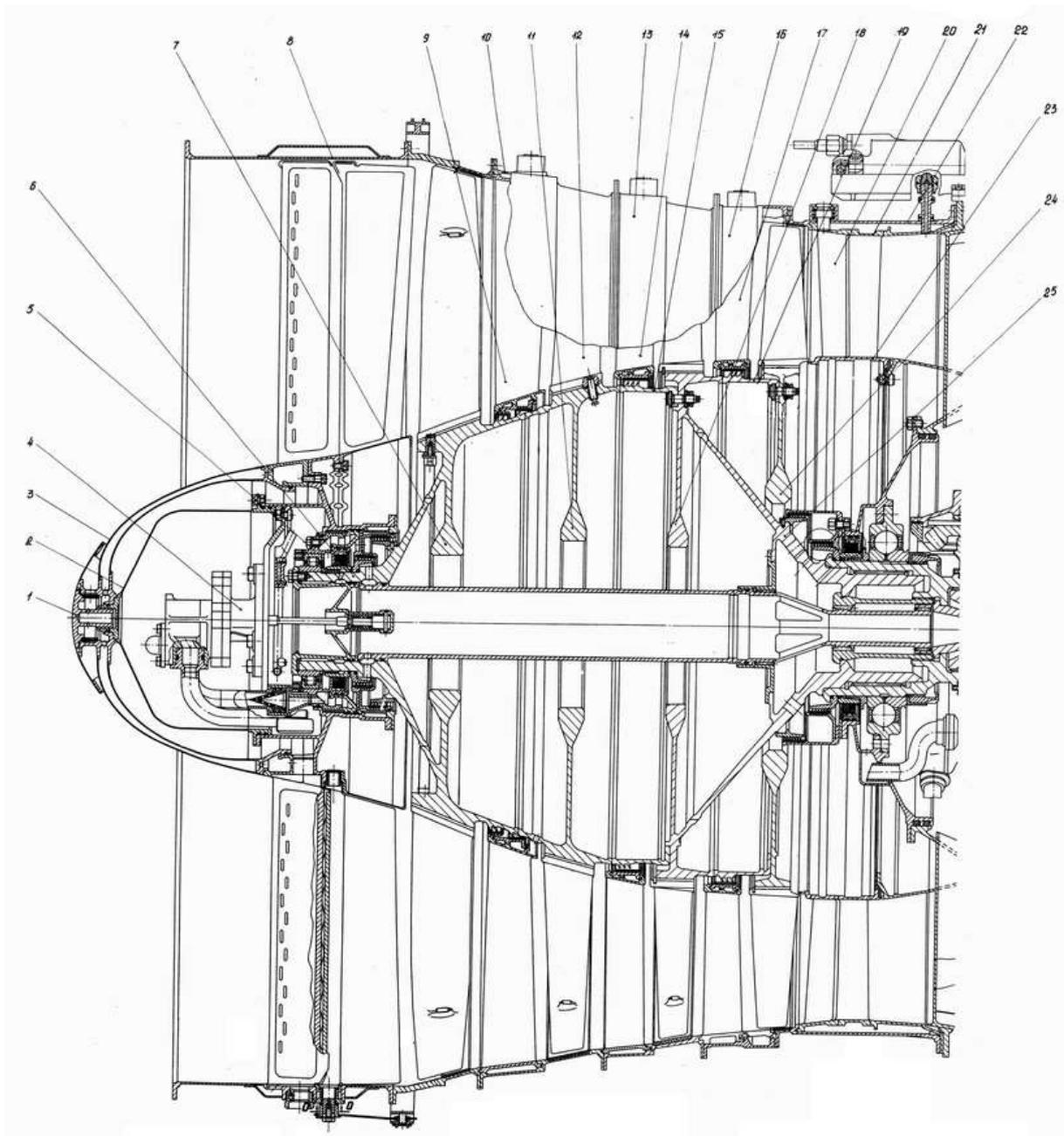
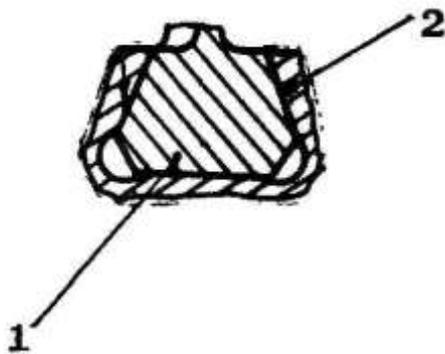


Рис. 2.1 Компрессор низкого давления

Первая и вторая секции неразборные. Между собой секции соединяются с помощью призонных болтов. Диск четвертой ступени закреплен консольно, что уменьшает расстояние между опорами и увеличивает изгибную жесткость ротора. Диски всех ступеней выполнены с центральным отверстием из титанового сплава.

На ободе каждого диска имеются продольные пазы типа «ласточкин хвост», в которые устанавливаются рабочие лопатки (Рис. 2.2).



1. лопатка первой ступени КНД
2. диск первой ступени

Рис.2.2 Замок лопатки

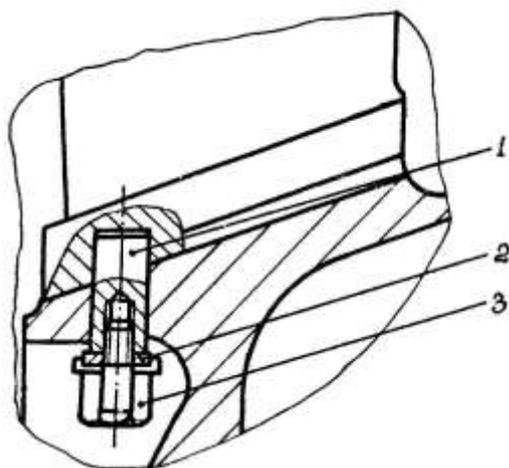
В дисках устанавливаются рабочие лопатки, которые выполнены из титанового сплава в количестве:

- первая ступень - 37 рабочих лопаток;
- вторая ступень - 45 рабочих лопаток;
- третья ступень - 57 рабочих лопаток;
- четвертая ступень - 43 рабочих лопатки.

Для уменьшения вибронпряжений лопатки первой, второй и третьей ступеней имеют бандажные полки, расположенные на боковых поверхностях бандажных полок обеспечивается натяг.

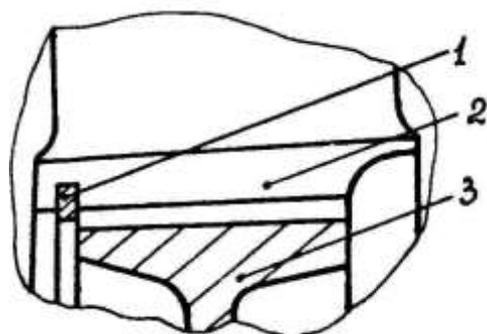
От смещения вдоль паза диска лопатки первой и второй ступеней фиксируются радиальными штифтами (1). На первой ступени (Рис.2.3), штифты от выпадания при отсутствии центробежных сил удерживаются кольцом (2), которое от перемещения фиксируется балансировочными болтами (3), завернутыми в штифты. Свободные отверстия в кольце используются для постановки балансировочных болтов в требуемых местах.

На второй ступени (Рис.2.4), штифты удерживаются обжимной втулкой. На последующих ступенях осевая фиксация лопаток осуществляется разрезным кольцом (1), управляемым в кольцевую проточку в лопатке (2) и диске (3). Кольцо фиксируется стопором.



- 1—штифт
- 2—кольцо
- 3—балансировочный болт

Рис.2.3 Узел крепления лопатки 1-ой ступени в диске

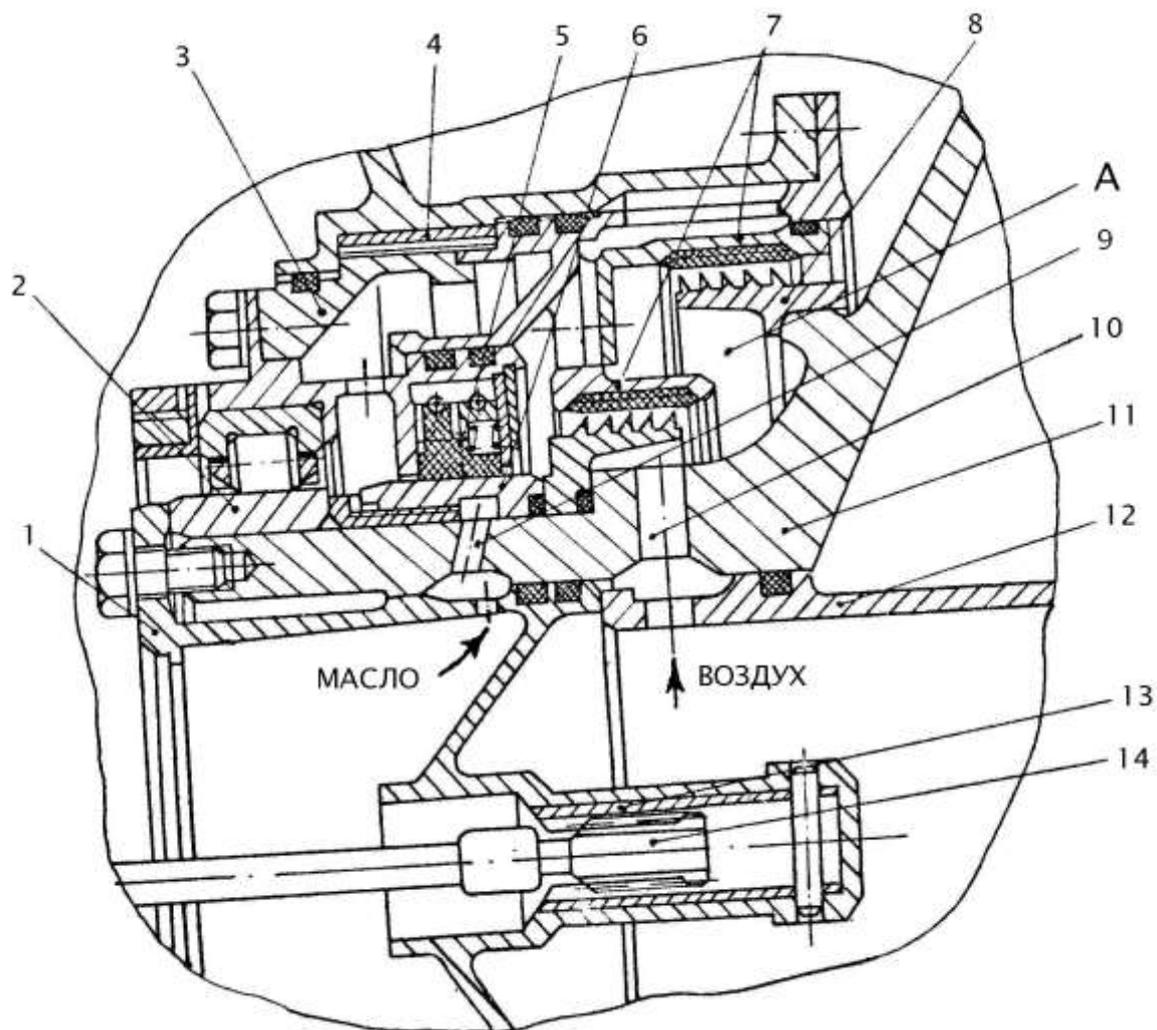


- 1. разрезное кольцо
- 2. лопатка
- 3. диск

Рис.2.4 Узел крепления лопатки 2-ой ступени в диске

### 2.3.2. Опоры ротора КНД

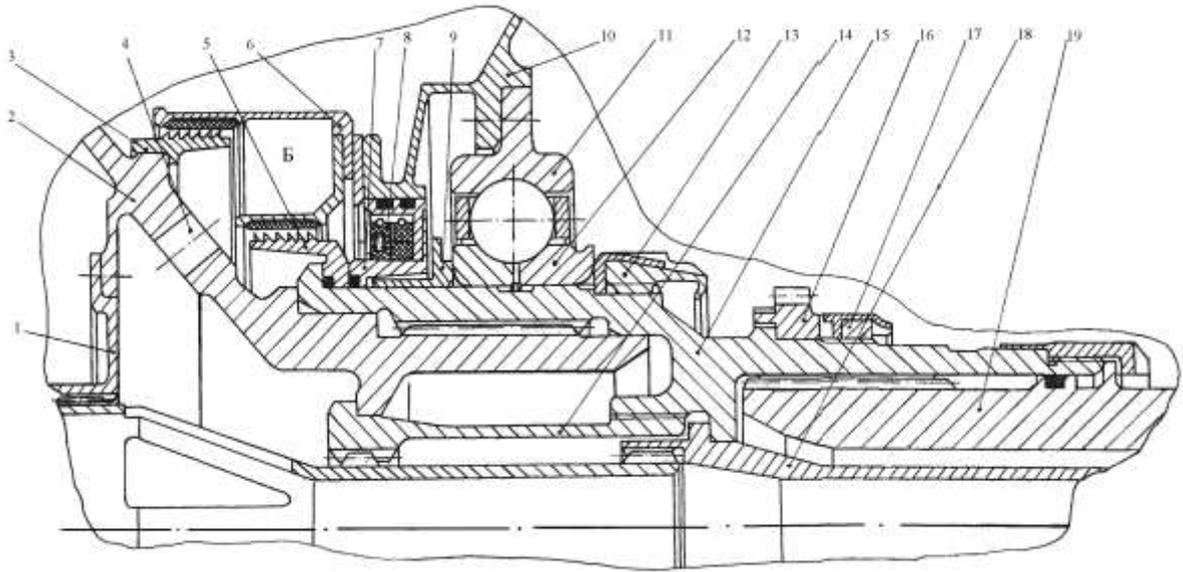
Передняя опора ротора КНД (Рис.2.5) – упругогидравлическая и является силовым элементом двигателя. Опорным элементом передней опоры является роликовый подшипник, который закреплен на передней цапфе (11). От осевых перемещений фиксируется фланцем втулки (1). Для охлаждения кольца (6), через отверстия (9) в фигурной втулке и цапфе, подводится масло. Воздух через трубу (12), отверстия в цапфе (10) подводится в полость «А» для наддува предмасляной полости передней опоры. Наружное кольцо подшипника, контактное масляное уплотнение (5), монтируются в стальном стакане, который крепится к корпусу подшипника (3). Корпус подшипника упругоподвижный и связан с неподвижным фланцем ступицы через пятьдесят упругих перемычек типа «беличье колесо». В зазор между корпусом подшипника и ступицей установлено многоопорное кольцо (4) с калиброванными отверстиями между выступами.



(Рис.2.5) Передняя опора ротора КНД

Задняя опора ротора КНД (Рис.2.6) – опорно-упорный шариковый подшипник. Внешнее кольцо подшипника (11) выполнено за одно целое с фланцем, который устанавливается в крышке (10). Крышка с натягом устанавливается в переходном корпусе. Внутреннее кольцо подшипника (12) и элементы уплотнений устанавливаются на промежуточном валу КНД (15) и фиксируются гайкой (13). Соединение промежуточного вала КНД с задней цапфой осуществляется стяжным болтом (14), а с ротором турбины низкого давления стяжной трубой (18).

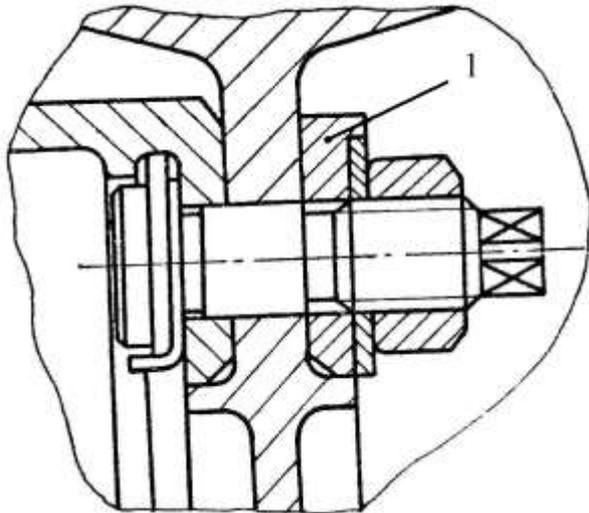
Воздух, отбираемый от второго контура, или из-за седьмой ступени КВД, поступает на наддув предмасляной полости «Б» задней опоры и через отверстия (4) в задней цапфе (2) поступает через контрольную трубу на наддув предмасляной полости «А» передней опоры.



(Рис.2.6) Задняя опора ротора КНД

Балансировка ротора КНД производится в двух плоскостях. В передней плоскости для балансировки используются балансировочные болты, которые вворачиваются в свободные отверстия кольца, служащего для удержания от выпадания штифтов фиксации РЛ 1-й ступени (Рис.2.3). В задней плоскости балансировочные грузики (1) устанавливаются под призонные болты крепления диска 4-й ступени (Рис.2.7).

1. балансировочные грузики



(Рис.2.7) Узел крепления лопатки 4-ой ступени в диске

### 2.3.2. Статор компрессора низкого давления

Статор КНД состоит из: (Рис. 2.1)

- входного направляющего аппарата (ВНА) (8);
- корпус первой (10) ступени;
- корпус второй (13) ступени;
- корпус третьей (16) ступени;
- корпус четвертой (22) ступени;
- направляющего аппарата первой (9) ступени;
- направляющего аппарата второй (14) ступени;
- направляющего аппарата третьей (17) ступени;
- выходного спрямляющего аппарата (21).

Входной направляющий аппарат является силовым элементом двигателя, выполнен из титанового сплава.

В нем смонтированы: (Рис. 2.1)

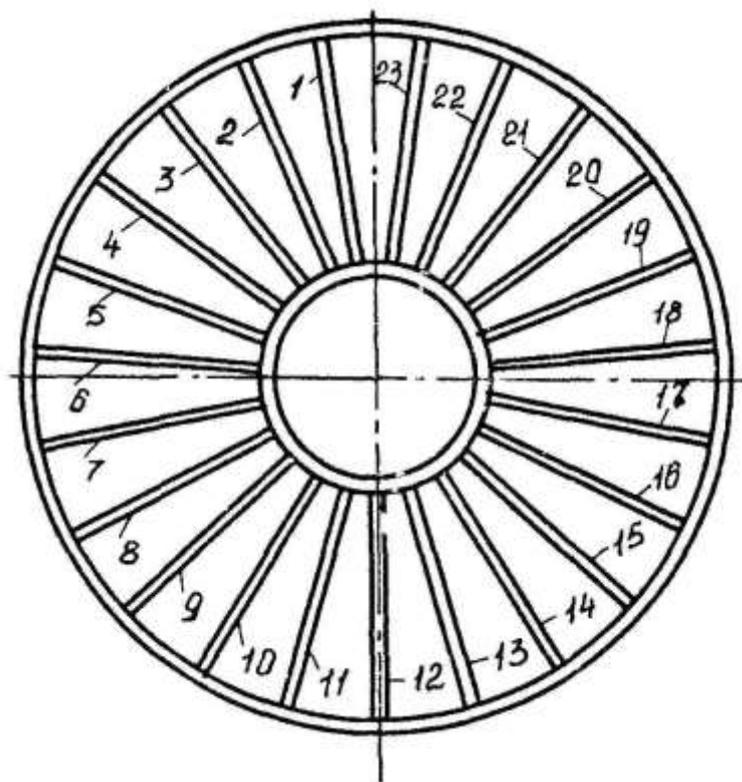
- передняя опора ротора (5);
- откачивающий маслосос (4);
- кок (3).

ВНА состоит из: (Рис. 2.9)

- наружного кольца (4);
- внутреннего кольца (8);
- двадцать три стойки (1);
- поворотный закрылок (7);

Наружное кольцо передним фланцем стыкуется с каналом воздухозаборника, а задним – с корпусом первой ступени. Для крепления стоек с поворотным закрылком в наружном кольце выполнены пазы и отверстия. Снаружи к кольцу приварена обечайка (3), образующая полость, в которую через отверстия в бобышке, подается горячий воздух системы противообледенения двигателя из-за 7-ой ступени КВД на обогрев стоек и кока. Стойки, соединяющие наружное и внутреннее кольцо, являются основным силовым элементом ВНА. Через них передаются все нагрузки. Стойки полые. Утолщенные стойки № 1, 5, 8, 11, 14, 17, 21, используются для подвода трубопроводов на нужды системы смазки и суфлирования: (Рис.2.8)

- в стойке № 1 - трубопровод суфлирования масляной полости;
- в стойке № 5 – трубопровод подвода масла;
- в стойке № 8 – трубопровод откачки масла;
- в стойке № 11 – трубопровод слива масла;
- в стойках № 17, №21 – трубопровод суфлирования предмасляной полости;
- стойка № 14 - резервная.



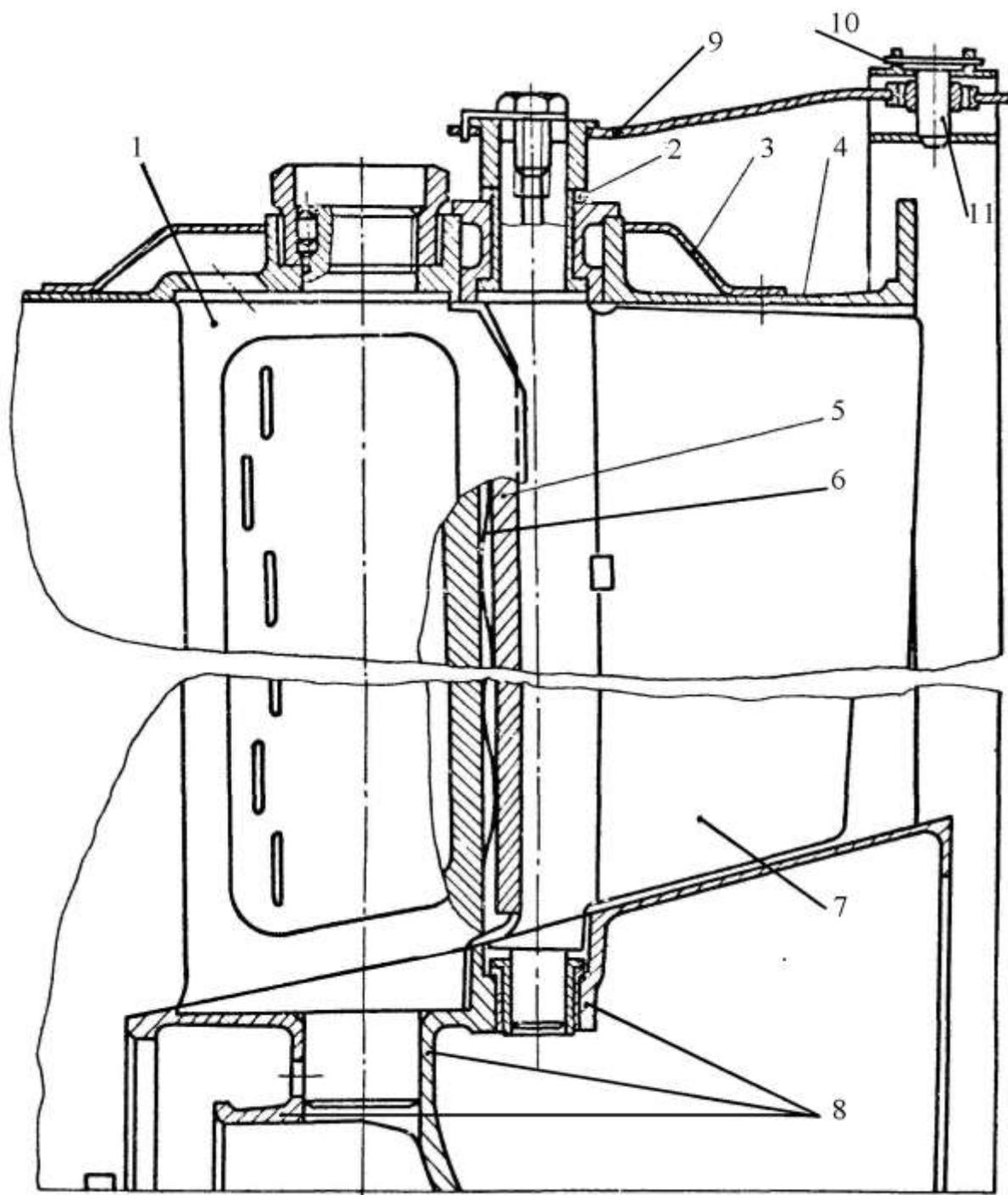
(Рис.2.8) Схема расположения стоек ВНА КНД (вид по полету)

На верхней и нижней части стоек имеются полки и цапфы, с помощью которых они крепятся к наружному и внутреннему кольцу. К наружному кольцу стойки крепятся с помощью гайки, наворачиваемой на верхнюю цапфу, а к внутреннему кольцу – за счет защемления нижней цапфы в составном внутреннем кольце.

Поворотный закрылок имеет цапфы, которые вращаются в подшипниках скольжения, смонтированных в наружном и внутреннем кольце. Поворот закрылков осуществляется по команде системы управления ВНА КНД рычагами (9), через приводное кольцо (10) с десятью расположенными по окружности фиксаторами (11).

Регулировка зазоров между поворотным закрылком и корпусом производится постановкой регулировочного кольца (2). Для уменьшения перетекания воздуха через зазор, между стойкой и поворотным закрылком - установлена пластина (5), прижимаемая к носку закрылка волнообразной пружиной (6).

Внутреннее кольцо ВНА выполнено из трех частей, соединенных между собой винтами. На переднем фланце внутреннего кольца закреплена крышка, ограничивающая спереди масляную полость передней опоры КНД, а на заднем фланце – передняя опора ротора КНД.



(Рис.2.9) Входной направляющий аппарат

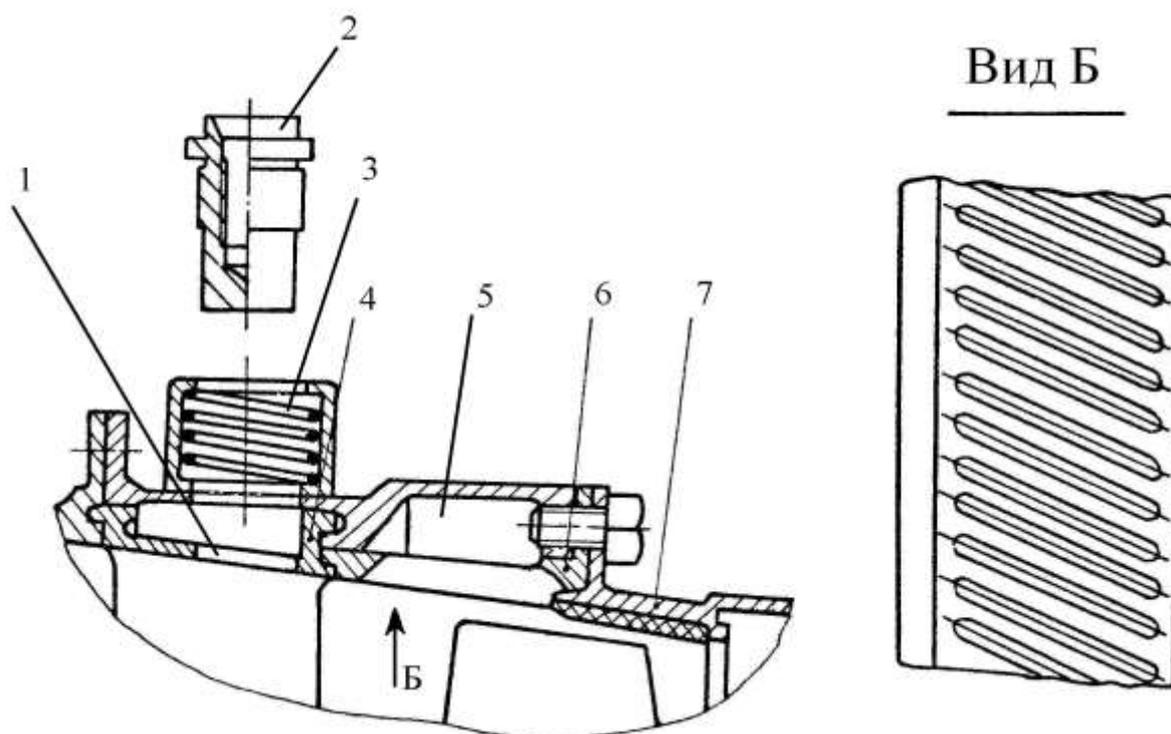
Кок (Рис.2.1) состоит из двух обечаек, образующих полость для прохода горячего воздуха из-за 7-ой ступени КВД, который, обогревая кок, выходит в проточную часть двигателя. Кок крепится с помощью гайки (1), вворачиваемой в бобышку на крышке (2).

Корпуса (Рис.2.1) первой (10), второй (13), третьей (16) и четвертой ступени и выходного направляющего аппарата (22) – титановые, выполнены в виде кольцевых оболочек с фланцами.

В корпусе, над рабочими лопатками первой и четвертой ступени установлено устройство щелевого перепуска воздуха. В корпусах также имеются окна для осмотра и текущего ремонта лопаток. Рассмотрим конструкцию устройства щелевого перепуска воздуха и окна для осмотра лопаток на примере корпуса четвертой ступени (Рис.2.10).

Устройство щелевого перепуска воздуха выполнено в виде кольца (6) с окнами для перепуска воздуха (5). Кольцо фиксируется с одной стороны полками лопаток (4), а с другой стороны - фланцем направляющего аппарата (7).

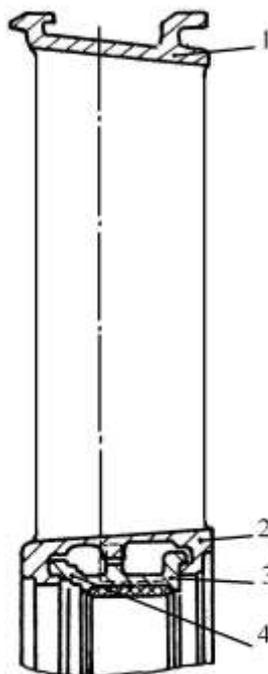
Для осмотра лопаток необходимо выкрутить пробку (2), которая имеет прямоугольный фланец и резьбовое отверстие для ключа и поджимается пружиной (3). Затем в окно (1) для осмотра лопаток вставляется авиаскоп АС-1.



(Рис.2.10) Устройство щелевого перепуска воздуха и окно для осмотра лопаток

Соединение корпусов фланцевое. Передний фланец корпуса первой ступени соединен с ВНА, задний фланец корпуса выходного направляющего аппарата соединен с переходным (промежуточным) корпусом.

Направляющие аппараты (НА) (Рис.2.1) первой (9), второй (14) и третьей (17) ступеней состоят из лопаток и внутренних полуколец, которые являются неподвижными элементами воздушных лабиринтных уплотнений. Конструкцию НА рассмотрим на приеме НА второй ступени (Рис.2.11). Лопатки направляющего аппарата выполнены с наружными (1) и внутренними (2) полками. Наружной полкой лопатка вставлена в кольцевые проточки, прорезанные в наплыве и заднем фланце. Внутренние полки используются для установки внутренних полуколец (3, 4).



(Рис.2.11) Лопатка направляющего аппарата 2-ой ступени

Выходной направляющий аппарат КНД (Рис.2.1) состоит из корпуса (22), наружного кольца (21), двух рядов лопаток (20) и внутреннего кольца (23). Каждая лопатка имеет наружную и внутреннюю полки, установленные в окнах, профрезерованных в наружном и внутреннем кольце.

## 2.4. Конструкция переходного корпуса компрессора

Переходный корпус является основным силовым узлом двигателя.

Переходный корпус установлен между каскадами компрессора. Он разделяет воздух, поступающий из компрессора низкого давления, на два потока - наружного и внутреннего контуров.

В переходном корпусе установлены: (Рис.2.12)

- задняя опора ротора КНД (4);
- передняя опора ротора КВД (12);
- центральная коническая передача (ЦКП) (11);
- выходной направляющий аппарат КНД (6).

Конструктивно переходный корпус состоит из: (Рис.2.12)

- наружного кольца (8);
- внутреннего кольца (16);
- двенадцати стоек (1);
- разделительного кольца (10).

Наружное кольцо имеет передний и задний фланцы. К внутренней поверхности наружного кольца приварено двенадцать стоек.

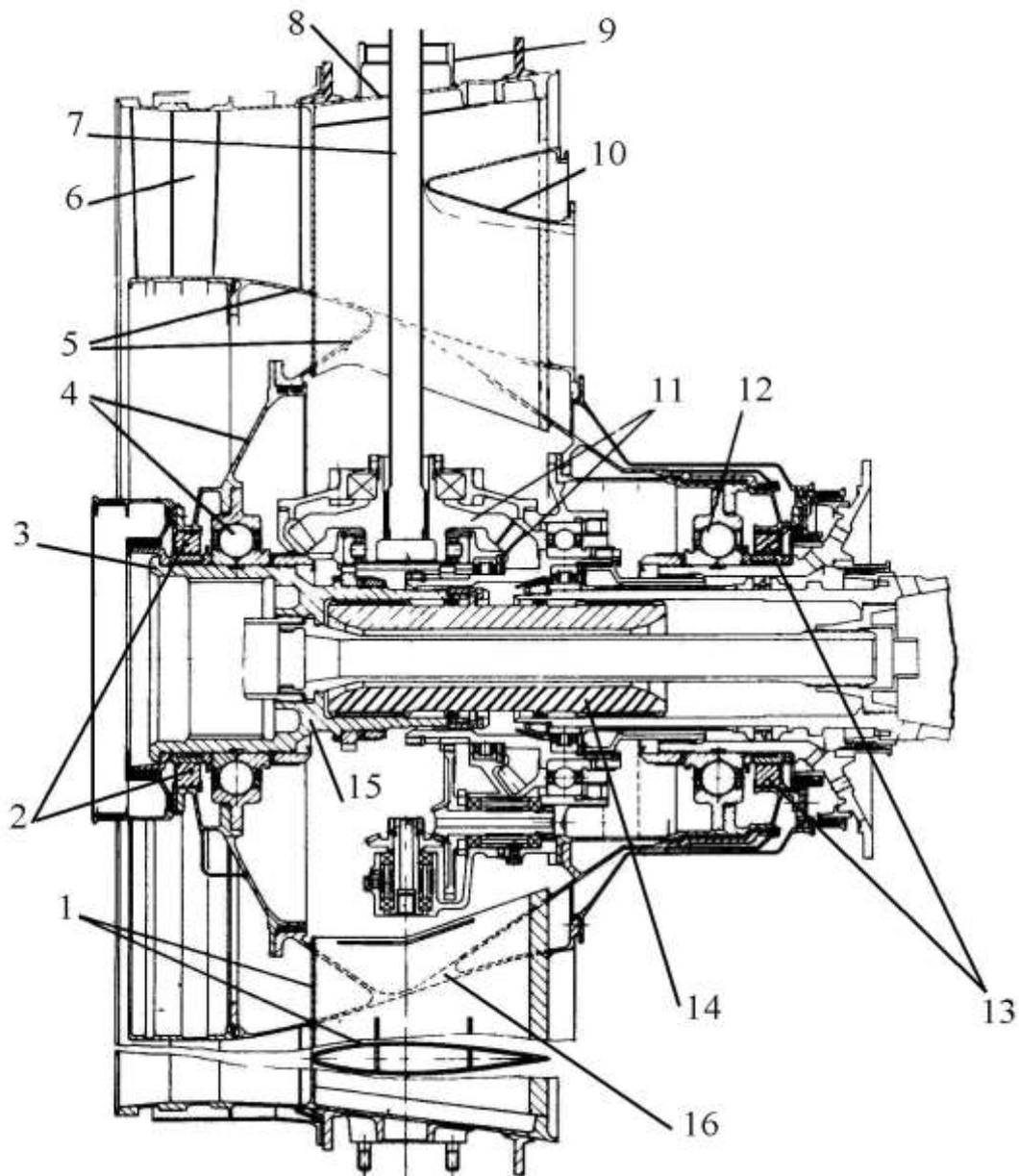
На наружной поверхности размещены (Рис.2.13):

- два основных узла крепления двигателя к самолету (15);
- кронштейны привода механизма поворота НА КНД(14);
- бобышки крепления клапана переключения наддува;
- трубопроводы наддува предмасляных полостей опор КНД и КВД;
- бобышки для крепления трубопроводов масляной системы;
- кронштейны крепления коробки двигательных агрегатов (КДА) (13).

К переднему фланцу наружного обода призонными болтами крепится выходной НА КНД и статор вентилятора, а к заднему фланцу – передний корпус наружного контура.

Разделительное кольцо имеет два фланца и двенадцать вырезов под стойки корпуса. К внутреннему фланцу разделительного кольца крепится статор КВД, к наружному – экран наружного контура (23) (Рис.2.). Нижней частью стойки монтируются в окна внутреннего кольца.

Внутреннее кольцо представляет собой сварную конструкцию с четырьмя фланцами. К переднему внутреннему фланцу прикреплен корпус задней опоры КНД, к наружному фланцу – выходной НА КНД. К заднему внутреннему фланцу прикреплен корпус передней опоры ротора КВД и корпус ЦКП, к внешнему – кожух для подвода воздуха на поддув контактного масляного уплотнения межвального подшипника.

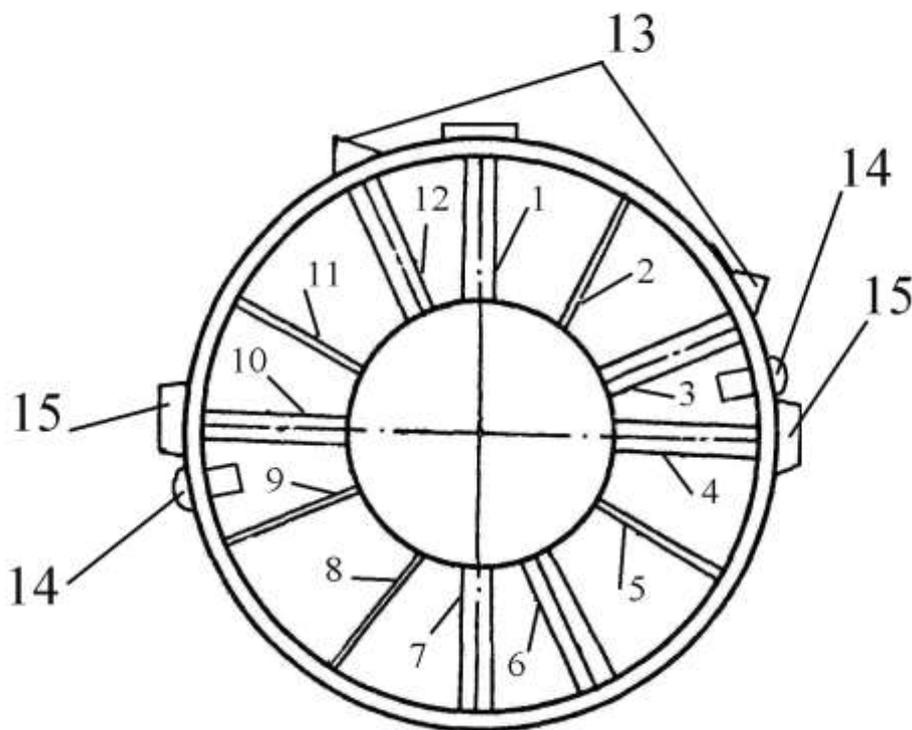


(Рис.2.12) Переходный (промежуточный) корпус компрессора

- |                             |  |
|-----------------------------|--|
| 1. двенадцати стоек;        | 10.разделительного кольца.                     |
| 2. масляное уплотнение;     | 11.центральная коническая пе-<br>редача (ЦКП); |
| 3. гайка;                   | 12.передняя опора ротора КВД;                  |
| 4. задняя опора ротора КНД; | 13.радиально-контактное уплот-<br>нение;       |
| 5. опорный обод;            | 14.рессора;                                    |
| 6. выходной НА КНД;         | 15.вал КНД;                                    |
| 7. вертикальная рессора;    | 16.внутреннее кольцо.                          |
| 8. наружное кольцо;         |  |
| 9. бобышка;                 |  |

Стойки переходного корпуса (Рис.2.13) – полые.

- Через стойку №1 проходит рессора (7 рис. 2.12), соединяющая ЦКП с КДА и осуществляется суфлирование масляной полости переходного корпуса;
- Через стойку № 3 проходят - трубопровод подвода масла к подшипникам задней опоры ротора КНД, передней опоры ротора КВД и к подшипникам ЦКП, трубопровод откачки масла из полости переходного корпуса;
- Через стойку №7 – рессора привода откачивающего маслонасоса.
- Стойки № 8 и № 9 используются для наддува предмасляных полостей опор КНД и КВД,
- Стойки № 2, № 12 и для суфлирование предмасляных полостей задней опоры КНД и передней опоры КВД;
- Через стойку № 11 проходит рессора привода редуктора датчика РНД.



(Рис.2.13) Стойки переходного корпуса и узлы креплений

## 2.5. Конструкция компрессора высокого давления (КВД)

Компрессор высокого давления (КВД) предназначен для сжатия воздуха, поступающего во внутренний контур двигателя.

Компрессор высокого давления состоит из:

- Ротора;
- Статора.

Особенностями конструкции компрессора высокого давления являются лопатки ВНА и НА 1-й и 2-й ступеней КВД, которые управляются двумя силовыми цилиндрами по командам НР-31В. На выходе из КВД установлен двухрядный выходной НА. На наружном кольце заднего корпуса над 7-й ступенью КВД приварен экран,

образующий полость, в которую подводится воздух из-за 7-й ступени КВД для обеспечения работы:

- системы наддува предмасляных полостей опор двигателя;
- противообледенительной системы;
- системы кондиционирования;
- системы наддува топливных баков.

### 2.5.1 Ротор компрессора высокого давления

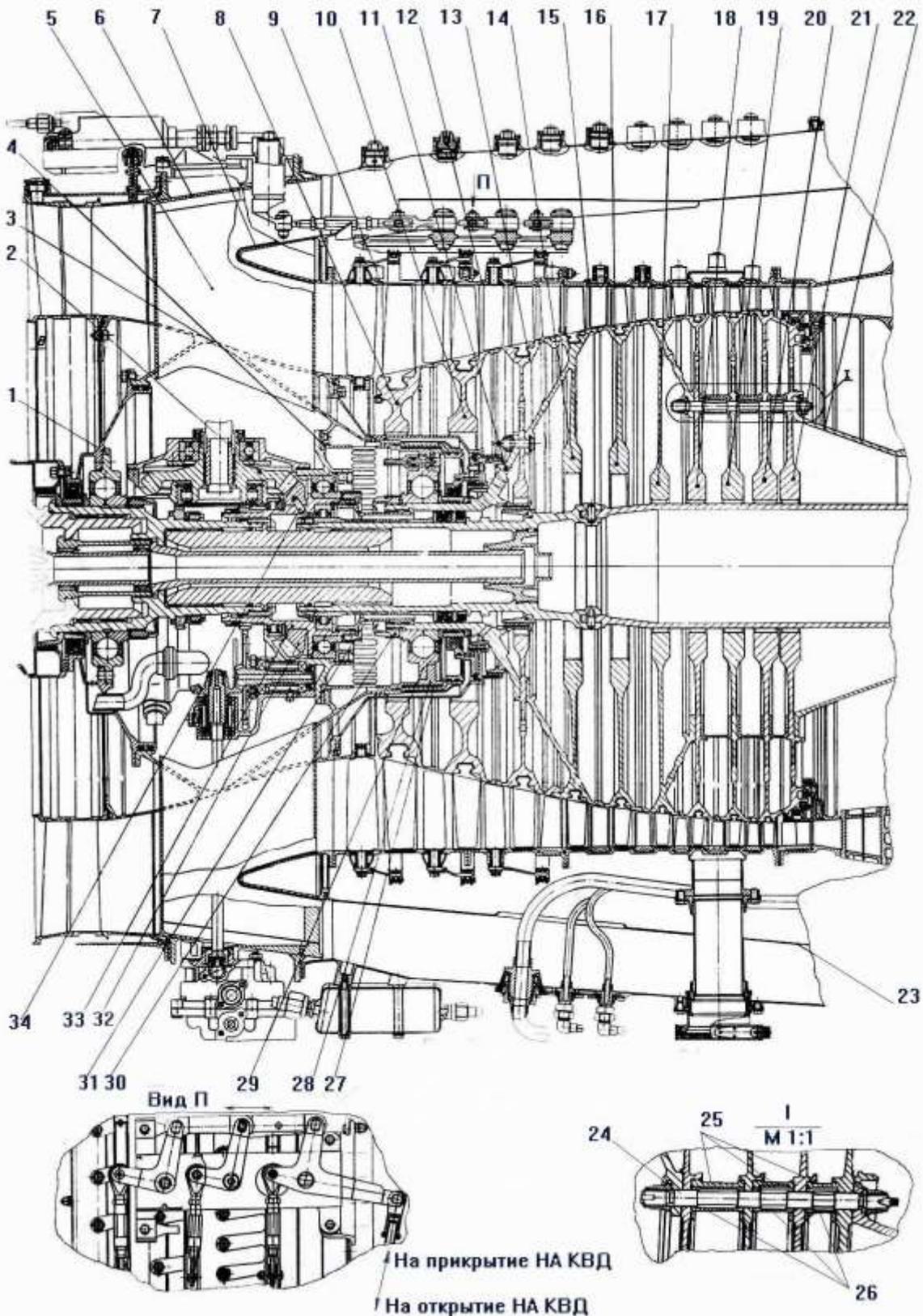
Ротор КВД барабанно-дисковой конструкции. Состоит из: (Рис.2.14)

- дисков с рабочими лопатками;
- передней цапфы (11);
- вала (22), соединяющего ротор КВД с диском ТВД;
- диска лабиринта (21).

Барабан ротора состоит из:

- двух секций;
- трех стальных дисков - седьмой (18), восьмой (19), девятой (20) ступеней;
- диска лабиринта (21).

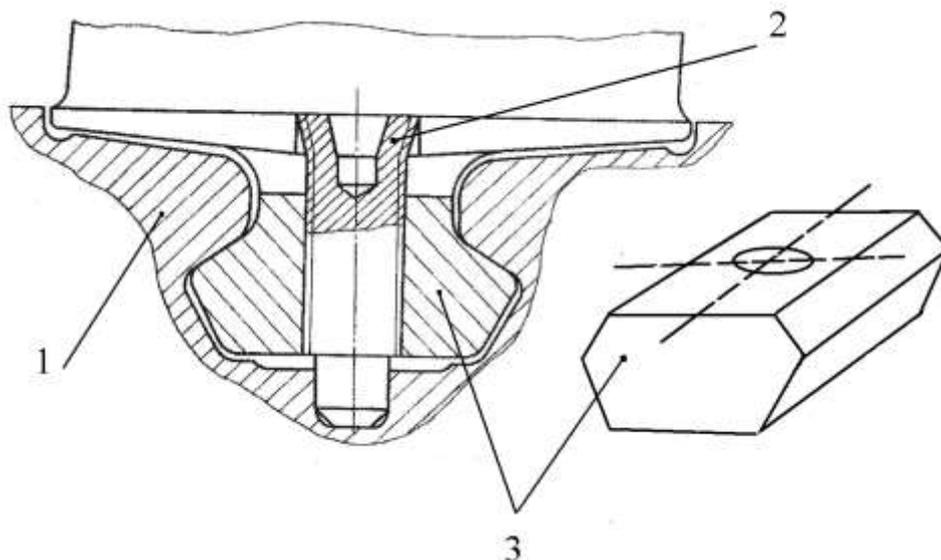
Первая секция включает диски первой (8), второй (10) и третьей (13) ступеней, вторая секция – диски четвертой (14), пятой (16) и шестой (17) ступеней. Соединение дисков в секциях осуществляется электронно-лучевой сваркой. Первая, вторая секции и передняя цапфа соединены между собой призонными болтами. Первая и вторая секции, по ободу диска третьей и четвертой ступени соединяются радиальными штифтами. Соединение второй секции с дисками седьмой, восьмой и девятой ступени, диском лабиринта и валом, осуществляется стяжными болтами.



(Рис.2.14) Компрессор высокого давления

Диски выполнены с центральными отверстиями. Они имеют тонкие полотна и массивные ступицы. Наличие массивных ступиц объясняется значительным диаметром центральных отверстий для размещения узла упорного подшипника КВД и вала турбины КВД.

Лопатки (Рис.2.15) установлены на ободах дисков (1) в поперечных пазах с профилем «ласточкин хвост». Монтаж лопаток производится через специальное окно, прорезанное на ободу диска. Окно в пазу располагается между замками двух соседних лопаток, которые соприкасаются между собой полками. В таком положении лопатки кончаются от перемещения в окружном направлении специальными резьбовыми фиксаторами (2), которые вворачиваются во вкладыши (3), установленные между замками лопаток. На дисках устанавливается пять и более таких вкладышей. Для статической балансировки дисков, между замками лопаток могут размещаться балансировочные грузики.



(Рис.2.15) Крепление лопатки в диске

Вал (22) соединяет ротор КВД с диском турбины высокого давления (ТВД) и передает крутящий момент и суммарную осевую силу. Соединение вала с дисками осуществляется с помощью стяжных болтов, работающих на срез и растяжение. Болты (24) имеют резьбу с двух сторон, посадочные поверхности под диски и четырехгранник под ключ для фиксирования от проворачивания. Между дисками седьмой, восьмой, девятой ступеней и диском лабиринта внутри кольцевых буртов, выполненных на полотне диска, с натягом установлены кольцевые проставки (25) для обеспечения требуемого расстояния между дисками. Внутри проставок установлены втулки (26), имеющие посадочную поверхность под болты. Втулки установлены для улучшения технологичности изготовления кольцевых проставок. При сборке ротора КВД в отверстия, выполненные во второй секции, с натягом вставляются болты и спереди на них наворачиваются гайки. После этого на болты устанавливаются диски с проставками, ставится вал КВД и все это стягивается в один пакет.

### 2.5.2. Опоры ротора КВД

Передняя опора (4) ротора КВД (Рис.2.14) упругогидравлическая. Опорным элементом передней опоры является опорно-упорный шариковый подшипник. Внутреннее кольцо подшипника, элементы уплотнений размещены на передней цапфе. От осевых перемещений они фиксируются гайкой (30). Внешнее кольцо подшипника (29) выполнено за одно целое с фланцем, который устанавливается в

корпусе (28) подшипника. Корпус подшипника упругоподвижный и связан с неподвижным фланцем переходного корпуса через упругие перемычки типа «беличье колесо». В зазор между корпусом подшипника и внутренним кольцом (3) переходного корпуса вставлено многоопорное кольцо (27) с калиброванными отверстиями.

Работа передней опоры ротора КВД по рассеиванию энергии колебаний ротора – аналогична работе передней опоры ротора КНД.

Разгрузка переднего опорно-упорного шарикового подшипника КВД осуществляется за счет жесткой связи ротора КВД через вал с диском ТВД в осевом направлении с помощью призонных болтов, работающих на растяжение. Дополнительно для разгрузки полость за диском лабиринтов сообщается со вторым (наружным) контуром через полые стойки ОКС. Несмотря на меры по разгрузке переднего шарикового подшипника КВД, максимальная осевая сила достигает 37000 кгс.

Балансировка ротора КВД производится по двум плоскостям. Передняя плоскость – кольцевой буртик на диске первой ступени, задняя плоскость – на кольцевом буртике диска лабиринтов. Балансировочные грузики крепятся к буртикам заклепками.

### 2.5.3. Статор компрессора высокого давления

Статор КВД состоит из: (Рис.2.14)

- корпуса ВНА и первой ступени (9);
- корпуса второй и третьей ступени (12);
- заднего корпуса (15);
- девяти направляющих аппаратов;
- одного спрямляющего аппарата.

Передним фланцем статор соединен с переходным корпусом, а задним фланцем – с корпусом ОКС.

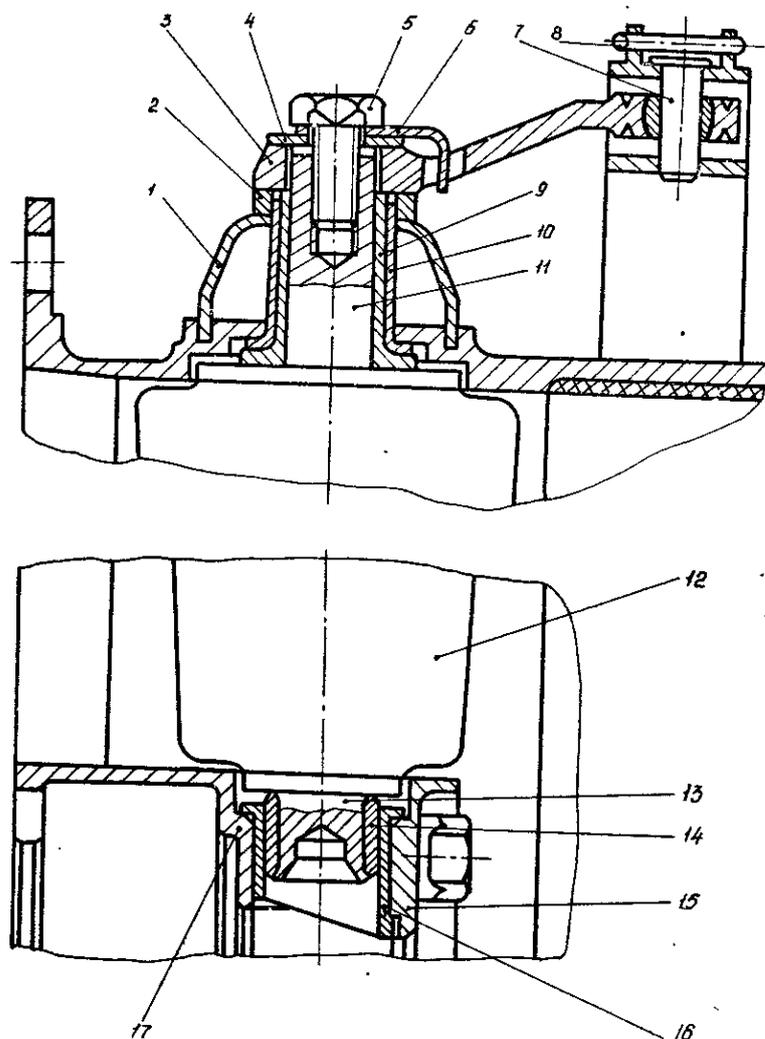
Корпуса статора КВД представляют собой полукольца, имеющие фланцы для соединения и продольный разъем. На корпусе ВНА и первой ступени смонтированы поворотные лопатки ВНА и первой ступени.

Подшипники наружных цапф смонтированы в П - образных обечайках, приваренных к корпусу. На корпусе второй и третьей ступени имеются бобышки с отверстиями под подшипники внешних цапф поворотных лопаток НА третьей ступени и бобышки под фиксаторы приводного кольца. На наружной поверхности заднего корпуса имеются бобышки для окон осмотра. Над седьмой ступенью к корпусу снаружи приварена обечайка, образующая с ним кольцевую полость коллектора отбора воздуха для нужд самолета, системы наддува масляных уплотнений опор двигателя и противообледенительную систему. Воздух в коллектор поступает через окна, прорезанные в кольце НА седьмой ступени и в корпусе. Над всеми рабочими лопатками КВД, в кольцевых проточках корпусов нанесено легкоприрабатываемое покрытие.

Лопатки ВНА (Рис.2.16) – поворотные, двухопорные. Внешние цапфы (11), на которые плотно надеты внутренние втулки (9), вращаются во внешних втулках (10), смонтированных в обечайке (1). Для регулировки зазоров между лопаткой и корпусом используется регулировочное кольцо (2). От выпадания штифт законтрен контровкой (8). Соединение поводка с цапфой осуществляется винтом (5). От отво-

рачивания винт контрится пластинчатой контровкой (6). Усилия от винта передаются на поводок через шайбу (4). Внутренние цапфы (14), на которые надеты втулки (14), вращаются в стаканах (16). Стаканы вставлены в разрезные полукольца (15, 17), стягиваемые винтами. Нагрузки с внутренних цапф ВНА передаются на переходный корпус. Разрезные полукольца центрируются между собой штифтами, расположенными перпендикулярно плоскости разъема.

Поворотные лопатки НА первой и второй ступеней закреплены консольно. Подшипники скольжения НА аналогичны подшипникам ВНА.



(Рис.2.16) Крепление лопатки ВНА

Поворот лопаток осуществляется от гидроцилиндров системы управления НА КВД через систему тяг и качалок, приводных колец и рычагов. Приводные кольца разборные, состоят из четырех частей.

Направляющие аппараты с четвертой по девятую ступени – нерегулируемые, закреплены консольно, одинаковые по конструкции. Лопатки НА вставлены в пазы типа «ласточкин хвост», прорезанные в полукольцах, вставленных в проточки корпуса. От окружных перемещений полукольца фиксируются винтами, ввернутыми во втулки.

Спрямяющий аппарат (на выходе из КВД) состоит из двух лопаток, установленных в кольце с помощью замков типа «ласточкин хвост». Кольцо аппарата фланцем крепится к корпусу основной камеры сгорания. Смещению лопаток вдоль паза

спереди препятствует задний корпус КВД, а сзади – упор в расточку основной камеры сгорания.

## 2.6. Противообледенительная система

Противообледенительная система КНД предназначена для обогрева кока и лопаток ВНА. Обогрев осуществляется воздухом из-за 7 ступени КВД. Система может работать в ручном и автоматическом режимах. Выбор режима работы осуществляется трёхпозиционным переключателем «Противообледенение» расположенным на правой горизонтальной панели в кабине, с положениями: «Автомат – Откл. - Ручн.». Перед полётом необходимо переключатель установить в положении «Автомат». Противообледенительная система включается автоматически сигнализатором СО - 121В или вручную. При включении системы на УСТ высвечивается сигнал «Обледенение», а также выдаётся речевая информация «Обледенение, включи обогрев ПВД».

В состав системы входят (рис. 2.17):

- агрегат управления;
- электропневмоклапан;
- пневмоцилиндр;
- заслонка;
- сигнализатор обледенения ДСЛ - 40Т.

Сигнализатор обледенения ДСЛ-40Т установлен в воздухозаборнике самолета и предназначен для выдачи электрического сигнала на включение и выключение системы и в бортовой регистратор.

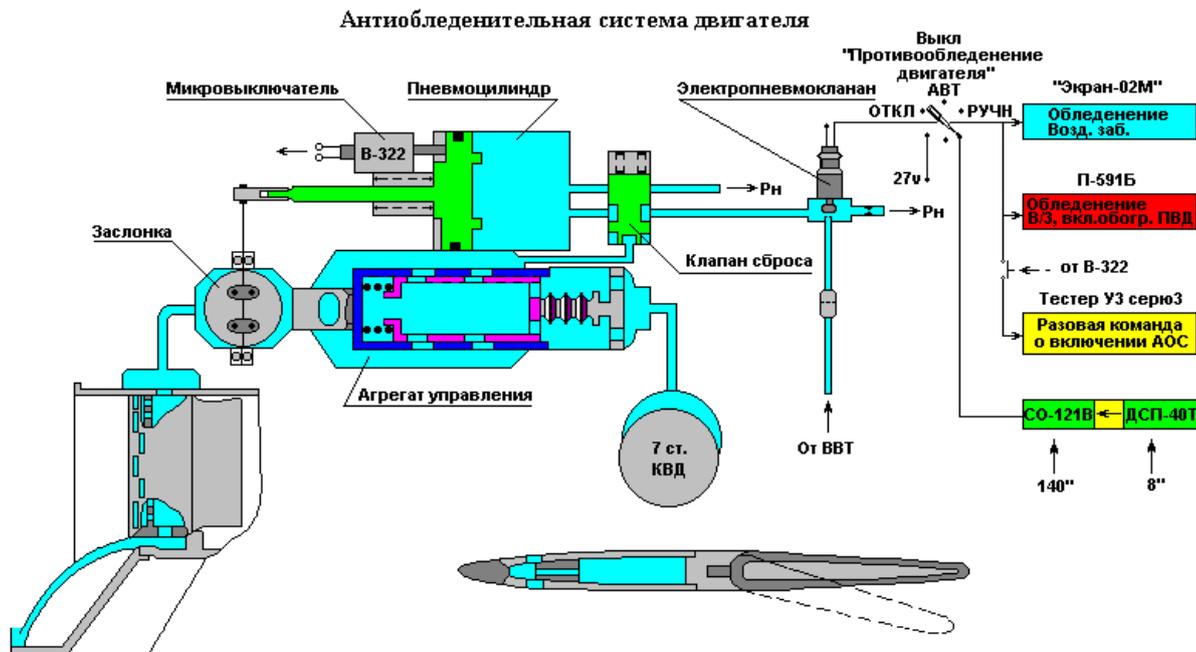
Пневматический электромагнитный клапан по электрическому сигналу от датчика обледенения включает и выключает агрегат управления.

Агрегат управления обеспечивает подачу воздуха непосредственно в противообледенительную систему, регулирует расход воздуха, идущего на обогрев, поддерживает температуру и давление воздуха в заданном диапазоне, а также выдает в блок документирования системы «Экран» сигнал «обледенение», свидетельствующий о том, что система включена. В полете при не включении системы подается речевая информация «Уходи из зоны».

### 2.6.1. Принцип работы противообледенительной системы

При появлении обледенения в канале воздухозаборника ДСЛ-40Т выдаёт сигнал в систему СО-121В, которая, вступая в работу обеспечивает:

- выдачу на УСТ кадра «Обледен. возд. заб.»;
- выдачу речевой информации: «Обледенение, включи обогрев ПВД»;
- включение электропневмоклапана агрегата управления.



(Рис. 2.17) Противообледенительная система КНД

Кроме того, одновременно с включением противообледенительной системы, включается задержка (блокировка) работы системы на 140 секунд, и на 8 секунд включается электроспираль обогрева самого датчика ДСЛ-40Т, после чего он снова готов к работе. Электропневмоклапан открывает доступ командного давления воздуха из коллекторной полости ВВТ под поршень агрегата управления. Поршень, сместившись до упора в сторону пружины, открывает заслонку агрегата управления и пропускает воздух из-за 7-й ступени КВД на обогрев лопаток ВНА и кока. В конце хода поршня срабатывает микровыключатель, который выдаёт сигнал в «Тестер» на регистрацию разовой команды о включении противообледенительной системы. Агрегат управления регулирует расход воздуха на обогрев лопаток ВНА и кока в зависимости от его температуры за 7-й ступенью КВД в диапазоне от 480°C до 120°C. Чем больше эта температура, тем меньше расход воздуха. При установке переключателя «Противообледенение» в положение «Ручн.» система включается принудительно.

На всё время работы противообледенительной системы на УСТ высвечивается кадр «Обледен. возд. заб.», срабатывает РИ, в «Тестер» регистрируется разовая команда о включении противообледенительной системы. На время длительных проверок на земле переключатель должен быть установлен в положение «Откл.», для предотвращения вывода из строя агрегатов системы. Поэтому при подготовке самолёта к полёту необходимо проверить установку переключателя в положение «Авт.».

### 2.6.2. Оценка технического состояния компрессора.

Техническое обслуживание компрессора осуществляется в соответствии с "Руководством по технической эксплуатации". Периодичность выполнения работ по обслуживанию компрессора приведена в "Регламенте технического обслуживания".

## Работы установленные «Руководством по технической эксплуатации»:

### 1. Наружный осмотр компрессора с применением подсветки.

На корпусах компрессора не допускаются трещины и повреждения, подтекания масла и топлива по стыкам корпусов и агрегатов, повреждения контровок и нарушение затяжки болтов и гаек крепления корпусов и агрегатов.

2. Осмотр со стороны канала воздухозаборника неподвижной и подвижной части лопаток ВНА КНД, рабочих лопаток и лопаток НА первой ступени. Механические повреждения и трещины не допускаются. При обнаружении следов масла на деталях ВНА КНД предъявить неисправность представителю предприятия изготовителя двигателя.

### 3. Осмотр проточной части двигателя (Рис.2.18, 2.19).

На корпусах компрессора предусмотрены окна для контроля состояния лопаток компрессора. Подход к ним через лючки «Осмотр КНД» и два лючка «Осмотр КВД», расположенных на правой стороне мотогондолы. Окна открываются спецключом. Для осмотра лопаток компрессора используется авиаскоп АС-1. Трубки авиаскопа подбираются по размерам окон осмотра:

- рабочих лопаток КНД - смотровая трубка диаметром 8,5 мм;
- рабочих лопаток КВД - смотровая трубка диаметром 6,5 мм.

Выявленные при осмотре рабочих лопаток компрессора повреждения должны находиться в допустимых пределах (Рис. 2.20, двигатель с такими повреждениями допускается к эксплуатации без их устранения). Забоины на границе допустимых значений оценивать по зоне больших значений. Ширина повреждения равна глубине, допустимого в этой зоне. Повреждения до 0,1 мм в корневых сечениях лопаток (переходная зона к хвостовику) допускаются только в виде вмятин. Трещины на лопатках компрессора и забоины с острыми гранями в виде надрезов, рисок и прочее не допускаются. Глубина вмятины (погнутости) допускается равной удвоенной глубине забоины. Допускается на одной рабочей лопатке не более трёх повреждений. Количество повреждённых лопаток на каждой ступени не более пяти. Количество повреждённых лопаток и количество повреждений на лопатке глубиной не более 0,1 мм. не регламентируется.

В эксплуатации допускается устранение повреждений, превышающих допустимые не более чем в 2 раза и не превышающие 2 мм. на лопатках КНД и 1,5 мм - на лопатках КВД. Устранение повреждений производится через окно осмотра представителем предприятия - изготовителя с помощью специального приспособления.

### 4. Замена рабочих лопаток первой ступени КНД.

Замена рабочих лопаток компрессора производится на двигателе, снятом с самолёта. При замене рабочих лопаток первой ступени КНД, необходимо снять ВНА и чётко зафиксировать положение балансировочных болтов относительно пазов лопаток.

Замена лопаток производится представителем предприятия - изготовителя. Подбор устанавливаемой лопатки производится по статическому моменту.

Вновь устанавливаемая лопатка должна отличаться от заменяемой по статическому моменту:

- при замене одной лопатки - не более, чем на 50 г см;
- при замене двух лопаток - не более 25 г см;

- при замене трёх лопаток - не более 15 г см;
- при замене четырёх - не более 12 г см;
- при замене пяти лопаток - не более 10 г см.

Суммарный статический момент всех устанавливаемых лопаток, не должен отличаться от суммарного статического момента заменяемых лопаток более чем на 50 г см. Точность замеряемого статического момента лопатки не более 5 г см. Если статический момент дефектной лопатки невозможно определить, то он определяется по паспорту на узел или по маркировке на торце замка лопатки. После подбора лопатки производится её подгонка и установка.

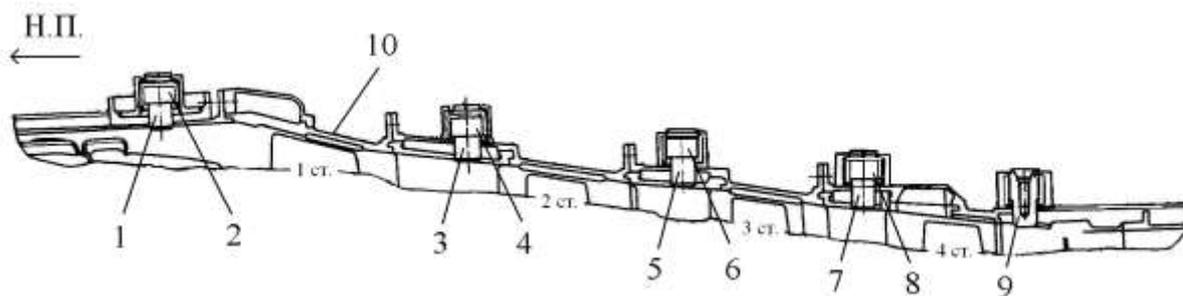
#### 5. Замена рабочих лопаток КВД.

Для замены рабочих лопаток КВД необходимо демонтировать нижнюю половину наружного контура и нижнюю половину заднего корпуса и корпуса ВНА, 1 - 3 ступени.

Допускается замена рабочих лопаток в следующих количествах:

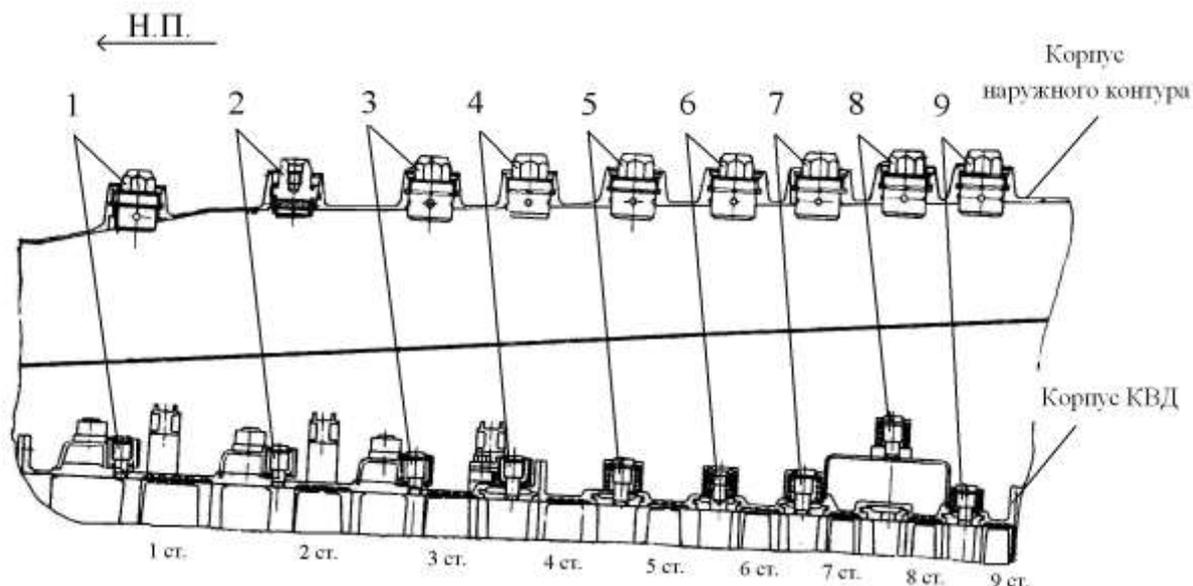
- лопатки первой, второй, третьей, четвертой, пятой и шестой ступени - до 10 лопаток, если они расположены в одной половине диска и до 20 лопаток, расположенных по всему диску;
- лопатки седьмой, восьмой и девятой ступеней до 20 лопаток, если они расположены в одной половине диска и до 30 лопаток, расположенных по всему диску.

Разлопатить диск. Подогнать высоту новых лопаток, равную высоте старой лопатки минус 0,1 - 0,2 мм. Заменить повреждённые лопатки на новые, строго соблюдая порядковую нумерацию, маркированную на лопатках, вкладышах и балансировочных грузиках.



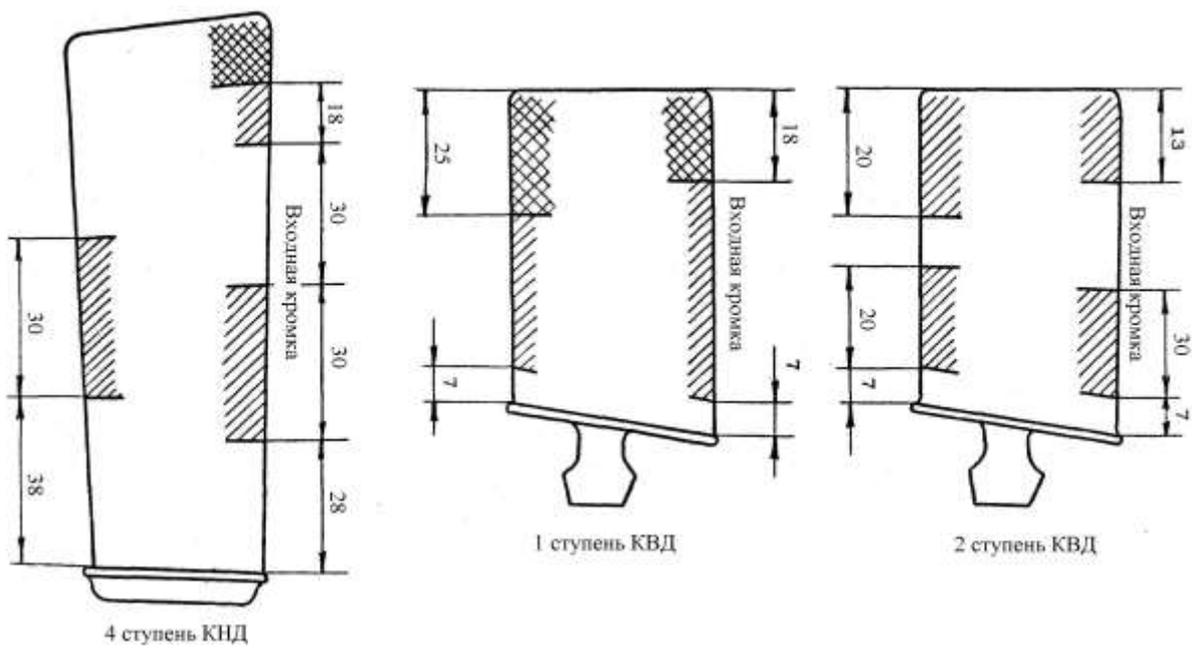
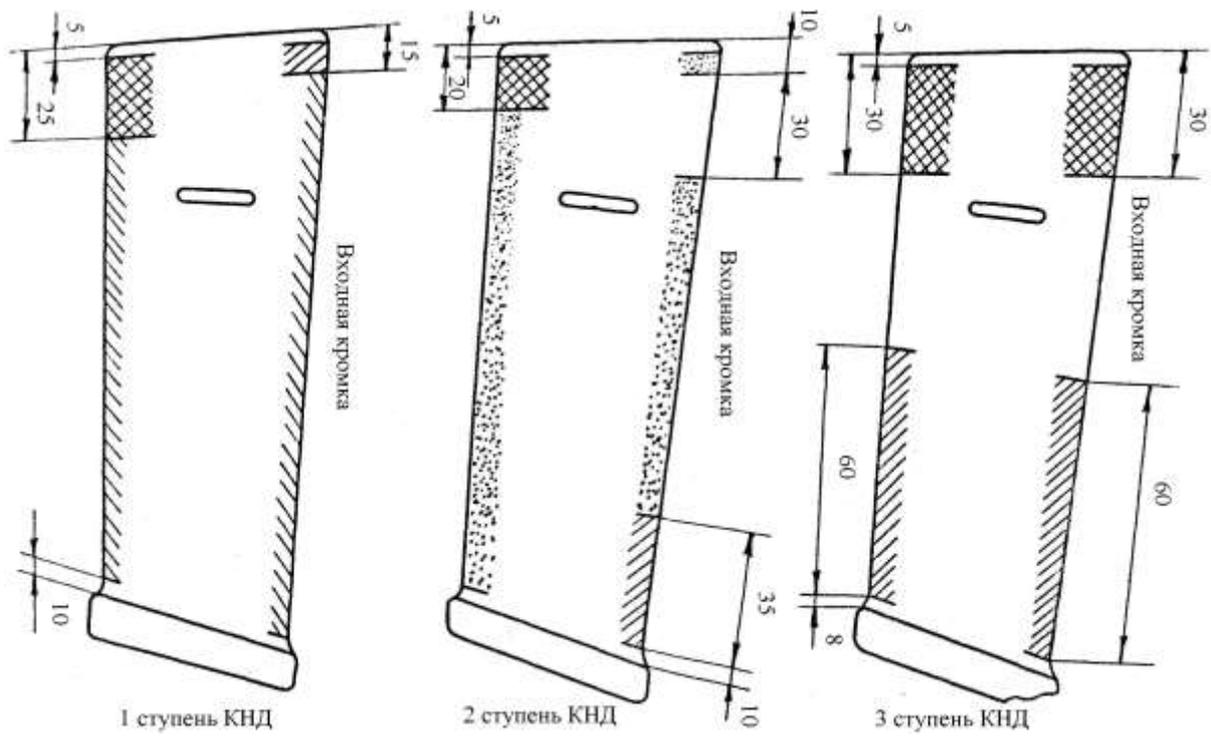
- 1 – окно осмотра входных кромок лопаток первой ступени (37 РЛ);
- 3 - окно осмотра выходных кромок лопаток первой ступени и входных кромок лопаток второй ступени (45 РЛ);
- 5 - окно осмотра выходных кромок лопаток второй ступени и входных кромок лопаток третьей ступени (57 РЛ);
- 7 - окно осмотра выходных кромок лопаток третьей ступени и входных кромок лопаток четвертой ступени (43 РЛ);
- 9 - выходных кромок лопаток четвертой ступени;
- 10 – корпус КВД;
- 2, 4, 6, 8 – заглушка.

(Рис. 2.18) Окна осмотра рабочих лопаток КВД



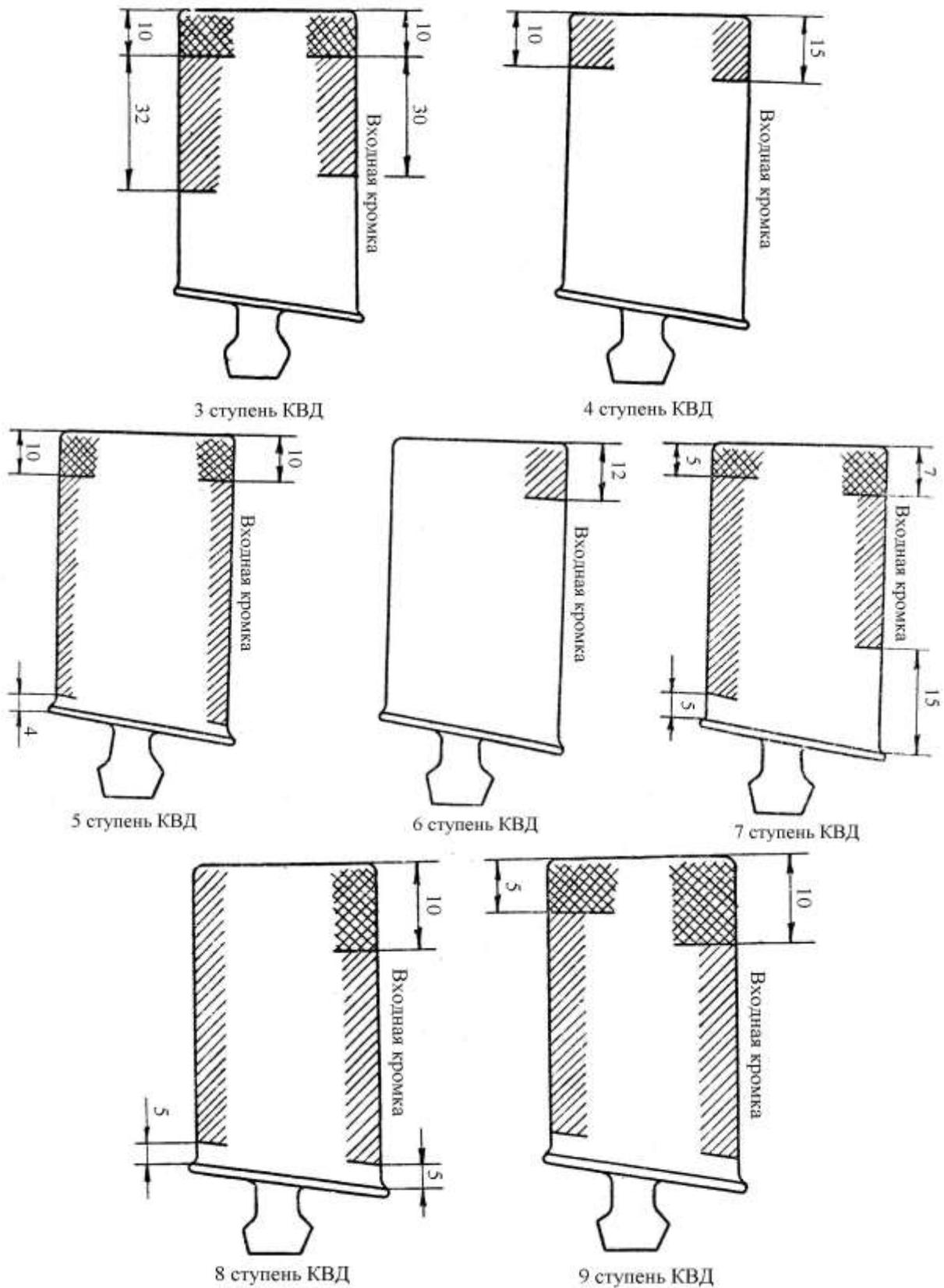
- 1 - окно осмотра входных кромок лопаток первой ступени (47 РЛ);
- 2 - окно осмотра выходных кромок лопаток первой ступени и входных кромок лопаток второй ступени (62 РЛ);
- 3 - окно осмотра выходных кромок лопаток второй ступени и входных кромок лопаток третьей ступени (73 РЛ);
- 4 - окно осмотра выходных кромок лопаток третьей ступени и входных кромок лопаток четвертой ступени (94 РЛ);
- 5 - окно осмотра выходных кромок лопаток четвертой ступени и входных кромок лопаток пятой ступени (99 РЛ);
- 6 - окно осмотра выходных кромок лопаток пятой ступени и входных кромок лопаток шестой ступени (101 РЛ);
- 7 - окно осмотра выходных кромок лопаток шестой ступени и входных кромок лопаток седьмой ступени (103 РЛ);
- 8 - окно осмотра выходных кромок лопаток седьмой ступени и входных кромок лопаток восьмой ступени (105 РЛ);
- 9 - окно осмотра выходных кромок лопаток восьмой ступени и входных кромок лопаток девятой ступени (107 РЛ);

(Рис. 2.19) Окна осмотра рабочих лопаток КВД



- |  |                                  |  |                                  |
|--|----------------------------------|--|----------------------------------|
|  | - повреждения глубиной до 0,1 мм |  | - повреждения глубиной до 0,5 мм |
|  | - повреждения глубиной до 0,2 мм |  | - повреждения глубиной до 1,5 мм |
|  | - повреждения глубиной до 0,3 мм |  |                                  |

(Рис.2.20) Нормы повреждения лопаток компрессора



(Рис.2.20) Нормы повреждения лопаток компрессора (продолжение)

### 2.6.3. Характерные неисправности и отказы, способы их выявления и устранения

Весь материал в информационных выпусках.

## Тема 3. Основная камера сгорания

### Общая характеристика основной камеры сгорания (ОКС)

Основная камера сгорания (ОКС) – прямоточная, кольцевого типа.

Состоит из:

- корпуса с диффузором;
- жаровой трубы.

В ОКС (Рис. 3.1) применен диффузор (4) с фиксированным срывом потока и фронтное устройство с вихревыми горелками (8) (форкамерами).

Топливо в ОКС подается по двум топливным коллекторам (27) с помощью двадцати восьми центробежных двухсопловых форсунок (5). Топливные коллекторы и трубопроводы подвода топлива теплоизолированы кремнеземной лентой КЛ-11 и металлическим экраном.

Запуск ОКС осуществляется с помощью двух полупроводниковых свечей (7) поверхностного разряда, установленных в запальном устройстве со смещением на  $\frac{1}{4}$  шага от осей вихревых горелок.

Цилиндрическая часть корпусов свечей, входящая в корпус ОКС, охлаждается воздухом из-за компрессора, который проходит через специальные окна в корпусе свечи и выдувается внутрь жаровой трубы. Торец свечи охлаждается воздухом через систему отверстий в секциях жаровой трубы.

Более подробно запуск ОКС, конструкцию и работу полупроводниковой свечи рассмотрим в главе «Пусковая система».

Применение системы непосредственного запуска ОКС от запальных свечей по сравнению с пусковыми воспламенителями позволило:

- повысить надежность работы и живучести системы вследствие меньшего числа элементов, входящих в систему, и отсутствия трубопроводов и агрегатов с пусковым топливом;
- снизить вес и габариты системы запуска;
- сократить инерционность запуска, особенно в условиях отрицательных температур.

### Основные параметры основной камеры сгорания

Основные газодинамические и конструктивные параметры ОКС при условиях  $H = 0$ ,  $M = 0$ , режим «М» представлены в таблице.

№ п/п	Параметры	Величина
1.	Температура воздуха за КВД, К	769
2.	Давление воздуха за КВД, кПа	2,37 мПа
3.	Расход воздуха %:	
	• через лопаточные завихрители;	11-12
	• через головную часть ЖТ.	38-39
4.	Коэффициент избытка воздуха	2,29
5.	Коэффициент полного сгорания	0,98
6.	Коэффициент потери полного давления	0,059
7.	Относительная длина газосборника	1,1
8.	Степень раскрытия диффузора	1,65

### Конструкция основной камеры сгорания Корпус ОКС

Корпус ОКС включен в силовую систему двигателя.

Состоит из (Рис. 3.1):

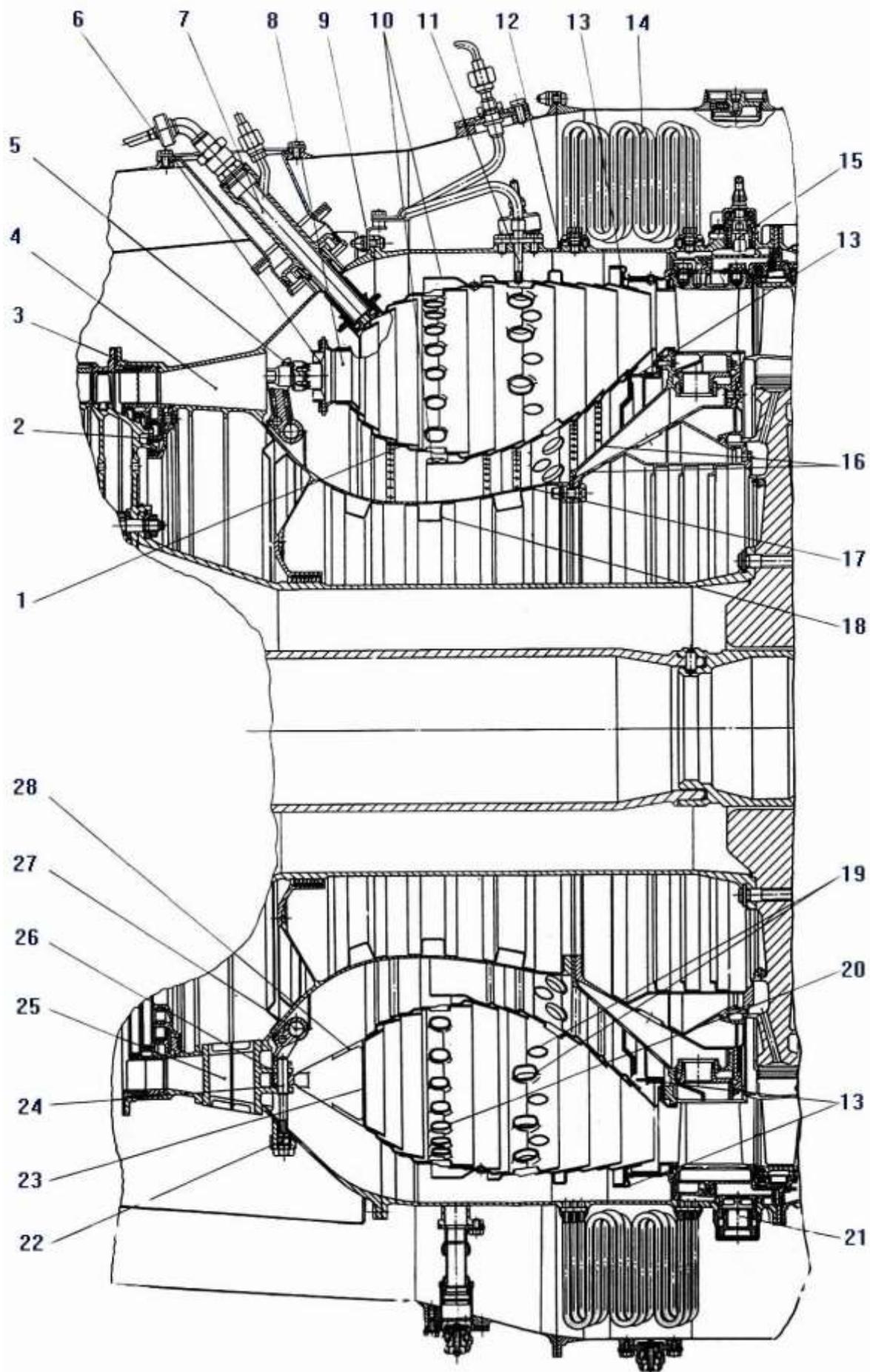
- наружного корпуса (9, 12);
- внутреннего корпуса (17);
- четырнадцать полых литых стоек (25).

Передняя часть корпусов образует кольцевой двухступенчатый диффузор (4) перед фронтальным устройством жаровой трубы.

Наружный корпус состоит из двух частей (9) и (12), соединенных с помощью фланцев и призонных болтов. В задней части корпуса (12) установлены модули воздухо-воздушного теплообменника (ВВТ) (14), лючки осмотра турбины (15) и клапаны (21) системы охлаждения турбины.

На наружном корпусе имеются фланцы под струйную форсунку (11) запуска форсажной камеры, для установки пусковых свечей (7), отбора воздуха, окон осмотра КС и бобышки для крепления агрегатов и коммуникаций. Передним фланцем (3) наружный корпус крепится к заднему фланцу корпуса КВД, а задним – к фланцу корпуса ТВД.

Внутренний корпус (17) задним фланцем крепится к корпусу соплового аппарата (16) ТВД. На переднем фланце корпуса (17) установлены элементы лабиринтного уплотнения (2). К внутренней поверхности корпуса приварены четыре профилированных кольцевых ребра жесткости (18). Стойки (25) обеспечивают силовую связь наружного и внутреннего корпусов и сообщают заднюю разгрузочную полость компрессора с проточной частью наружного контура. На семи стойках имеются кронштейны (26) для крепления жаровой трубы и топливных коллекторов (27) к корпусу с помощью штифтов (24), зафиксированных от выпадания резьбовыми пробками (22).

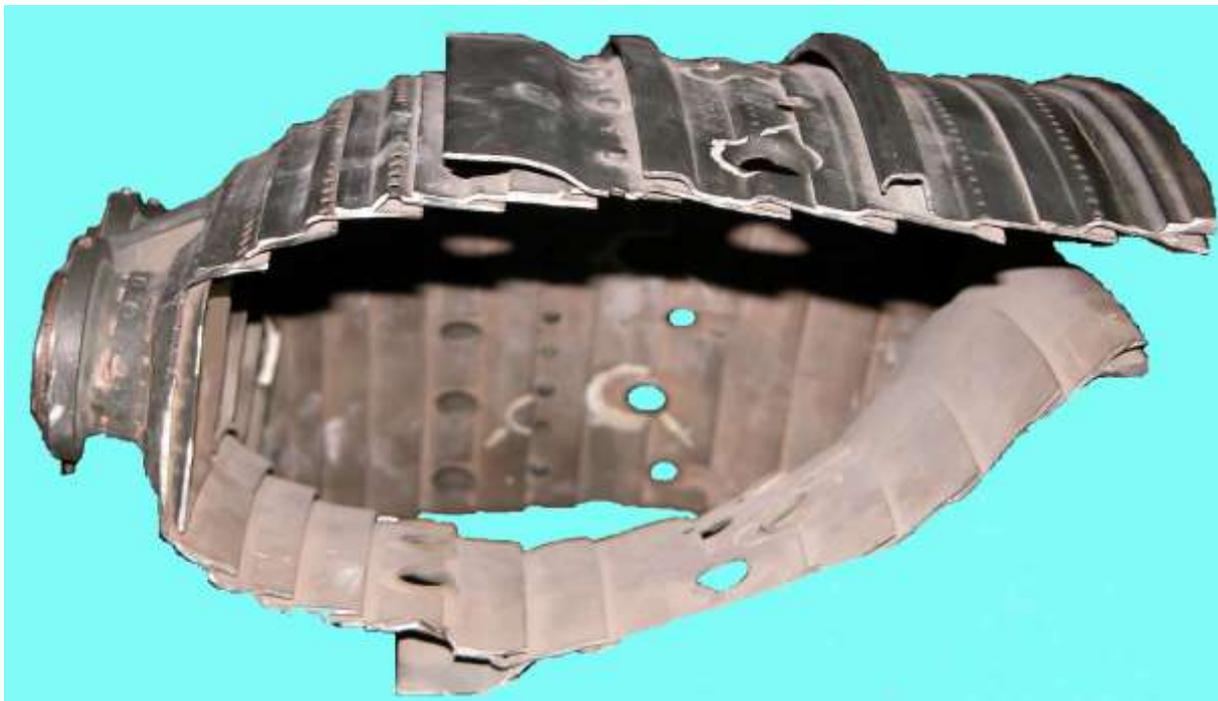


(Рис. 3.1) Основная камера сгорания

## Жаровая труба

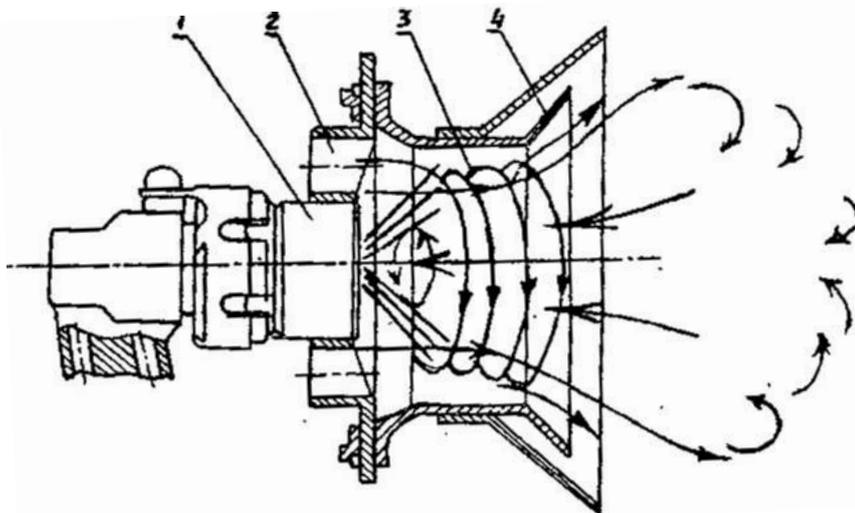
Жаровая труба (ЖТ) состоит из (Рис. 3.1) фронтального устройства, зоны смешения и газосборника, образованных вихревыми горелками (8) и профилированными наружными и внутренними секциями. Горелки и секции соединены между собой с помощью сварки. Для повышения ремонтной технологичности жаровой трубы наружный козырек воздухозаборника (10), а также пятая и шестая наружные секции соединены с помощью заклепок.

Фронтальное устройство жаровой трубы ограничивается воздухозаборником (10) и включает в себя кольцевую оболочку (23) с двадцатью восемью вихревыми горелками (8) и диффузную часть трубы, оканчивающуюся первым поясом отверстий (20) подвода воздуха в зону горения. Расход воздуха через фронтальное устройство регламентируется лопаточными завихрителями (6) и воздухозаборником (10).



(Рис. 3.2) Разрез жаровой трубы

Вихревая горелка (Рис. 3.3) состоит из цилиндрической вихревой камеры (3), на входе в которую подвижно в радиальном направлении установлен лопаточный завихритель (2) с углом установки лопаток  $60^\circ$ , а на выходе – конический насадок (4) с углом раскрытия  $45^\circ$ . В центре завихрителя установлена топливная форсунка (1) центробежного типа.



(Рис. 3.3) Вихревая горелка

Вихревая горелка используется как пневматический распылитель топлива, а также выполняет функции аэродинамического стабилизатора пламени. В процессе турбулентного взаимодействия между топливоздушным вихрем и высокотемпературным ядром зоны горения осуществляется дополнительное дробление и испарение топлива.

Применение вихревых горелок с малым шагом в окружном направлении совместно с первым поясом отверстиями и системой заградительного охлаждения позволило практически избежать переобогащения смеси в первичной зоне, повысить надежность запуска КС и устойчивость горения.

Формирование поля температур на выходе из камеры сгорания осуществляется в смесительной части жаровой трубы (Рис.3.1) воздухом, поступающим через отверстия (19).

Для снижения температурных напряжений в районе отверстий (19, 20) и повышения жесткости, края отверстий отбортовываются внутрь трубы.

Для охлаждения стенок жаровой трубы в местах соединения секций имеются кольцевые щели (1), в которые через отверстия поступает воздух, создавая заградительную пленку в пристеночном слое секции. Для выравнивания температуры и предотвращения коробления и прогара стенок, расположенных непосредственно за горелками, отверстия, подводящие охлаждающий воздух к участкам секций между горелками, выполнены большего диаметра.

Жаровая труба имеет две плоскости опор:

- в передней части с помощью семи кронштейнов (28), фиксирующих жаровую трубу в осевом и радиальном направлениях;
- на входе в сопловый аппарат ТВД с помощью плавающих колец (13).

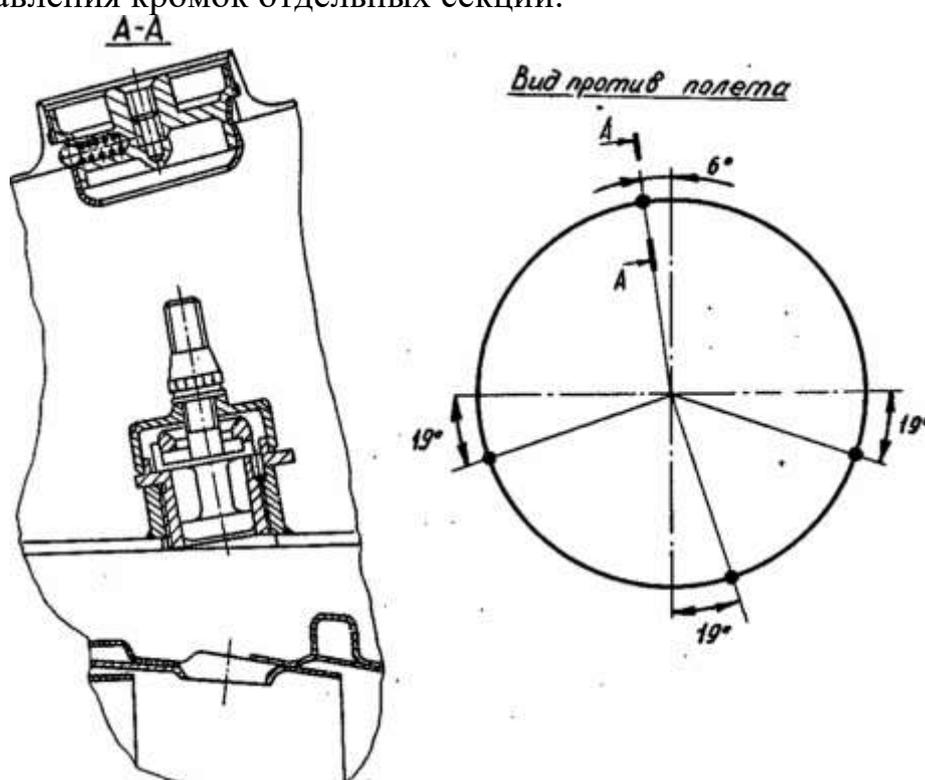
Передние узлы крепления жаровой трубы обеспечивают свободу температурных расширений трубы в радиальном направлении в пределах зазора в кронштейнах (26). Свобода температурных расширений трубы в осевом направлении обеспечивается телескопическим соединением ее по плавающим кольцам.

## Оценка технического состояния ОКС

Эксплуатация и техническое обслуживание камеры сгорания осуществляются на основе "Руководства по технической эксплуатации". Руководством предусмотрен осмотр наружного корпуса КС, жаровой трубы, торцов топливных форсунок и свечей с помощью гибких авиаэндоскопов через лючки, расположенные соответственно на корпусе наружного контура и корпусе КС. На корпусе ОКС имеются четыре окна для осмотра, расположенные под углом  $90^\circ$  друг к другу. Подход через лючки «Осмотр КС, расположенные слева, справа и снизу мотогондолы и через люк «Агрегаты двигателя».

Осмотр необходимо производить при температуре корпуса КС не более  $+60^\circ\text{C}$  и температуре окружающей среды не ниже  $-5^\circ\text{C}$ .

Не допускаются: трещины, замкнутые по контуру, и прогары. Допускаются местные оплавления кромок отдельных секций.



(Рис.3.4) Схема расположения окон осмотра ОКС

### 3.3.4. Характерные неисправности и отказы ОКС, способы их выявления и устранения

Разрушение завихрителя ОКС. Искажение температурного поля, перегрев РЛ. Разрушение произошло на заводе при установке топливного коллектора из-за нарушения технологии.

## Тема 4. Турбина

### Общая характеристика турбины

Газовая турбина двигателя – осевая, реактивная, двухступенчатая (одна ступень ТВД и одна ступень ТНД), двухроторная. Все лопатки и диски турбины охлаждаемые. Воздух на охлаждение отбирается из-за компрессора и дополнительно используется охлажденный воздух из ВВТ. Конструкция турбины позволяет производить осмотр всех лопаток при эксплуатации.

### Основные параметры турбины

1. Температура газов перед ТВД  $T_{\text{ТВД}}^* = T_{\text{Г}}^*$ , К .....1665

2. Температура газов перед ТНД  $T_{\text{ТНД}}^*$ , К .....1300

3. Температура газов на ТНД  $T_{\text{Т}}^*$ , К .....920

4. Степень понижения полного давления газа в ТВД  $\pi_{\text{ТВД}}^* = \frac{P_{\text{Г}}^*}{P_{\text{ТВД}}^*} = 2,9$

5. Степень понижения полного давления газа в ТНД  $\pi_{\text{ТНД}}^* = \frac{P_{\text{ТВД}}^*}{P_{\text{Т}}^*} = 2,3$

6. Коэффициент полезного действия газовой турбины

$$\eta_{\text{Т}}^* \cong \eta_{\text{ТВД}}^* \eta_{\text{ТНД}}^* = 0,87 \cdot 0,86 = 0,748$$

7. Суммарный расход охлаждаемого воздуха  $q_{\text{охл}} = \frac{G_{\text{в.охл}}}{G_{\text{в}}} \cdot 100\% = 15\%$

### Конструкция турбины высокого давления (ТВД)

Турбина высокого давления предназначена для привода компрессора высокого давления и агрегатов, установленных на коробках приводов двигательных и самолетных агрегатов. Турбина состоит из ротора и статора.

## Ротор ТВД

Ротор турбины состоит из:

- рабочих лопаток (8);
- диска (6);
- цапфы (10);
- вала (1).

Рабочая лопатка – литая, полая с циклонно-вихревой схемой охлаждения. На первых сериях во внутренней полости, с целью организации течения охлаждающего воздуха, были предусмотрены ребра, перегородки и турбулизаторы. На последующих сериях лопатка с полупетлевой схемой охлаждения заменяется лопаткой с циклонно-вихревой схемой охлаждения. Во внутренней полости вдоль передней кромки выполнен канал, в котором, как в циклоне, формируется течение воздуха с закруткой. Закрутка воздуха происходит вследствие его тангенциального подвода в канал через отверстия перегородки. Из канала воздух выбрасывается через отверстия (перфорацию) стенки лопатки на выпуклую поверхность. Этот воздух создает на поверхности защитную пленку.

В центральной части лопатки на внутренних поверхностях выполнены каналы, оси которых пересекаются. В каналах формируется турбулизированное течение воздуха.

В районе выходной кромки выполнены турбулизаторы (перемычки) различной формы. Эти турбулизаторы интенсифицируют теплообмен, увеличивают жесткость лопатки.

Профильная часть лопатки отделена от замка полкой и удлиненной ножкой. Полки лопаток, стыкуясь, образуют коническую оболочку, защищающую замковую часть лопатки от перегрева. Удлиненная ножка, обеспечивая отдаление высокотемпературного газового потока от замка и диска, приводит к снижению количества тепла, передаваемого от профильной части к замку и диску. Удлиненная ножка обеспечивает снижение уровня вибрационных напряжений в профильной части лопатки. Трехзубый замок типа «Елочка» обеспечивает передачу радиальных нагрузок с лопаток на диск. Зуб, выполненный в левой части замка, фиксирует лопатку от перемещения ее по потоку, а паз, совместно с элементами фиксации, обеспечивает удержание лопатки от перемещения против потока. На периферийной части пера, с целью облегчения приработки при касании о статор, и, следовательно, предотвращения разрушения лопатки, на ее торце сделана выборка.

Рабочая лопатка отливается с использованием выплавляемых моделей. Отличную заготовку, с целью снижения внутренних напряжений литейного происхождения, подвергают термовакуумной обработке.

Выходная кромка в заготовке выполняется с технологическим приливом, выполненным за пределами теоретического профиля. Прилив удаляется электрохимической обработкой. Выходная кромка полируется по высоте. Ширина щели выходной кромки  $0,55 \pm 0,10$  мм.

Внутренняя полость лопатки проверяется на рентгеновском установке на предмет отсутствия в каналах керамики от литейного стержня. Для оценки расходной характеристики по охлаждающему воздуху лопатки проливают водой.

Для снижения уровня вибрационных напряжений в рабочих лопатках между ними под полками размещают демпферы, имеющие коробчатую конструкцию. При вращении ротора под действием центробежных сил демпферы прижимаются к внутренним поверхностям полок вибрирующих лопаток. За счет трения в местах контакта двух соседних полок об один демпфер энергия колебаний лопаток будет рассеиваться, что обеспечивает снижение уровня вибрационных напряжений в лопатках.

Диск турбины (б) штампованный, с последующей механической обработкой. В периферийной части диска выполнены пазы типа «Елочка» для крепления 90 рабочих лопаток, канавки для размещения пластинчатых замков осевой фиксации лопаток и наклонные отверстия подвода воздуха, охлаждающего рабочие лопатки. Воздух отбирается из ресивера, образованного двумя буртиками, левой боковой поверхностью диска и аппаратом закрутки. Под нижним буртиком размещены балансировочные грузы. На правой плоскости полотна диска выполнен буртик лабиринтного уплотнения и буртик, используемый при демонтаже диска. В ступичной плоской части диска выполнены цилиндрические отверстия под призонные болты, соединяющие вал, диск и цапфу ротора турбины.

Осевая фиксация рабочей лопатки осуществляется зубом и пластинчатым замком.

Пластинчатый замок (один на две лопатки) вставляется в пазы лопаток в трех местах диска, где сделаны вырезы, и разгоняется по всей окружности лопаточного венца. Пластинчатые замки, устанавливаемые в месте расположения вырезов в диске, имеют особую форму. Эти замки монтируются в деформированном состоянии, а после выпрямления входят в пазы лопаток. При выпрямлении пластинчатого замка лопатки поддерживают с противоположных торцов.

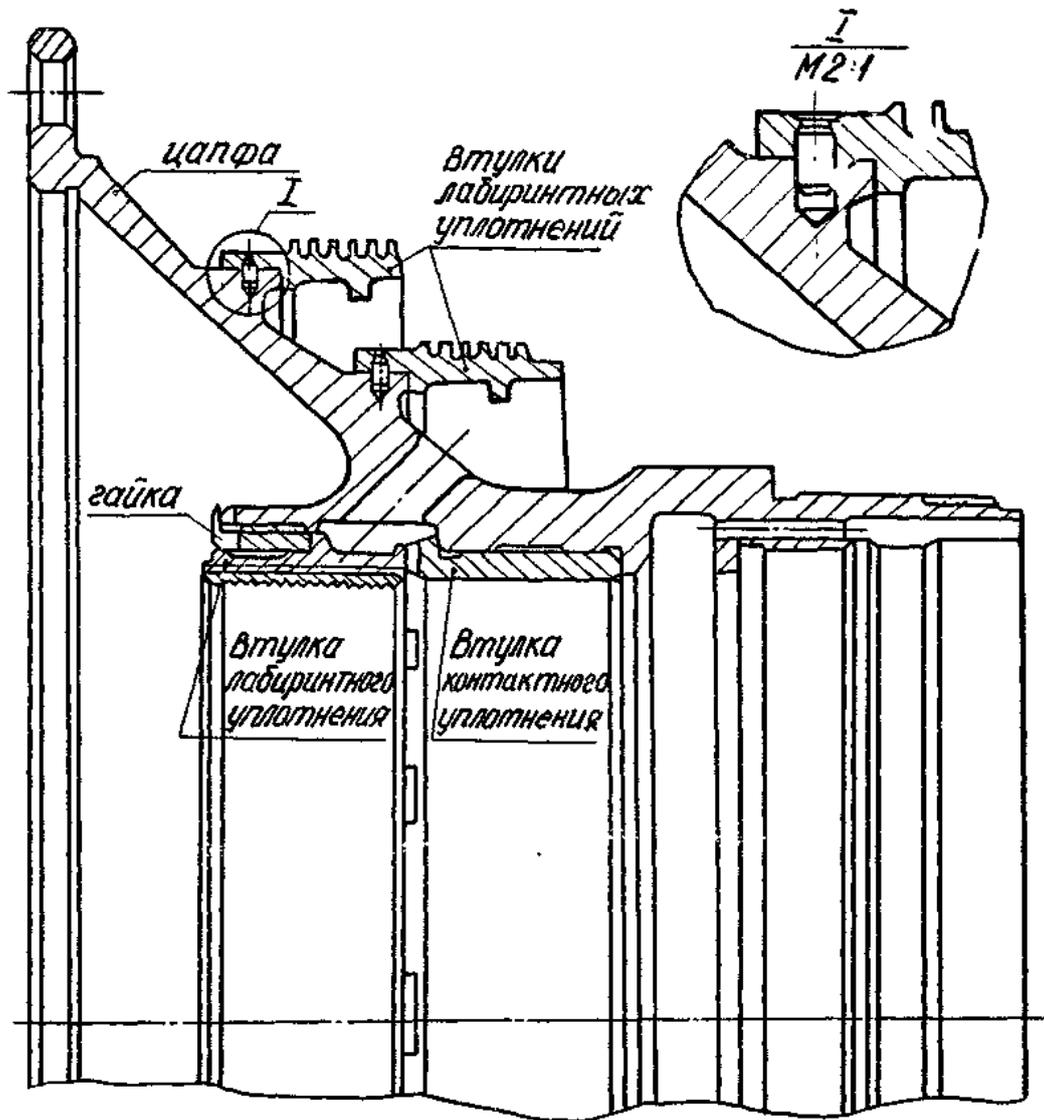
Балансировка ротора осуществляется грузиками, закрепляемыми в проточке буртика диска и зафиксированными замком. Хвостовиком замка загибается на балансировочный грузик. Уравновешивание ротора можно выполнять перестановкой лопаток. Допускается подрезка торцов грузов. Остаточный дисбаланс – не более 25 гсм.

Диск с цапфой и валом соединен призонными болтами. Головки болтов фиксируются от проворота пластинами, загибаемыми на срезы головок. От продольного перемещения болты удерживаются выступающими частями головок, входящих в кольцевой паз вала.

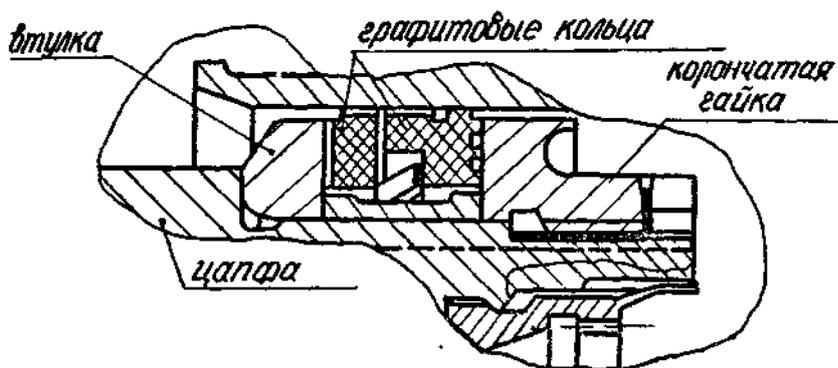
Гайка законтривается втулкой, имеющей квадратное основание. Втулка в двух диаметрально противоположных точках вдавливается в пазы гайки и этим удерживает ее от проворота. Сама втулка квадратным основанием упирается в поясok цапфы и этим фиксируется от поворота.

Вал представляет собой тонкостенную оболочку с двумя фланцами, по которым осуществлено соединение вала с дисками компрессора и турбины. Центрирование вала с дисками осуществлено по цилиндрическим поясам.

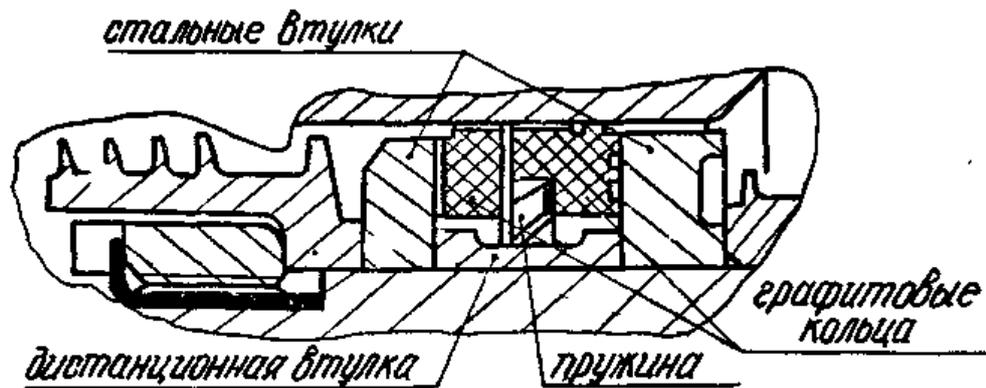
Цапфа обеспечивает опирание ротора о роликовый подшипник. Левым фланцем цапфа центрируется и соединяется с диском турбины. На наружных цилиндрических проточках цапфы размещены втулки лабиринтных уплотнений. Осевая и окружная фиксация втулок осуществляется радиальными штифтами. Для предотвращения выпадания штифтов под воздействием центробежных сил после их запрессовки отверстия во втулках завальцовываются.



На наружной части хвостовика цапфы, ниже втулок лабиринтного уплотнения, размещено контактное уплотнение, зафиксированное корончатой гайкой. Гайка за-контрена пластинчатым замком.



Внутри цапфы в цилиндрических поясках центрируются втулки контактного и лабиринтного уплотнений. Втулки удерживаются корончатой гайкой, ввернутой в резьбу цапфы. Гайка законтривается отгибом усиков коронки в торцевые прорези цапфы.



Контактное уплотнение представляет собой пару, состоящую из стальных втулок и графитовых колец. Для гарантированного контактирования пар между графитовыми кольцами размещены плоские пружины. Между стальными втулками размещают дистанционную втулку, предотвращающую пережатие торцевого контактного уплотнения.

В правой части внутренней полости цапфы размещено наружное кольцо роликового подшипника 33, удерживаемого корончатой гайкой, ввернутой в резьбу цапфы. Гайка законтривается усиком коронки, отгибаемым в прорези цапфы.

### Статор ТВД

Статор турбины высокого давления состоит из:

- наружного кольца (37);
- блока сопловых лопаток (5);
- внутреннего кольца (36);
- аппарата закрутки (4);
- устройства стабилизации радиального зазора (9);
- клапанного аппарата (38);
- воздухо-воздушного теплообменника (40).

Наружное кольцо - цилиндрическая оболочка с фланцем, расположенным между корпусом камеры сгорания и корпусом турбины вентилятора. В средней части наружного кольца выполнена проточка, по которой отцентрирована разделительная перегородка теплообменника. В левой части кольца на заклепках (винтах) присоединены оболочки 39, являющиеся опорами жаровой трубы камеры сгорания и обеспечивающие подвод охлаждающего воздуха на наружные полки лопаток соплового аппарата. В правой части кольца подвешено устройство обеспечения радиального зазора.

Лопатки соплового аппарата объединены в четырнадцать трехлопаточных блоков. Лопаточные блоки литые, с вставными и припаянными в двух местах дефлекторами, с припаянной нижней полкой-цапфой. Литая конструкция блоков, обладая высокой жесткостью, обеспечивает стабильность углов установки лопаток, снижение утечек воздуха и, следовательно, повышение КПД турбины, кроме того, такая конструкция более технологична.

Внутренняя полость лопатки перегородкой разделена на два отсека. В каждом отсеке размещены дефлекторы с отверстиями, обеспечивающими струйное натека-

ние охлаждающего воздуха на внутренние стенки лопатки. На входных кромках лопаток выполнена перфорация.

В верхней полке блока выполнены шесть резьбовых отверстий, в которые вворачиваются винты 7 крепления блоков сопловых аппаратов к наружному бандажу. Нижняя полка каждого блока лопаток имеет цапфу, по которой через втулку центрируется внутреннее кольцо.

Герметичность паяного шва проверяется керосином. Оценка расходной характеристики блока лопаток выполняется проливкой воды. Расход воды через щель выходной кромки каждой лопатки  $215 \pm 25$  г/с при давлении  $1,5 \pm 0,1$  кгс/см<sup>2</sup>.

Для снижения перетекания газа между блоками, их стыки уплотнены пластинами, вставленными в прорези торцов блоков. Канавки в торцах блоков выполняются электроэрозионным способом.

Внутреннее кольцо выполнено в виде оболочки с втулками и фланцами, к которым приварена коническая диафрагма 41. На левом фланце внутреннего кольца заклепками (винтами) присоединены оболочки 2, на которые опирается жаровая труба. Они же обеспечивают подвод воздуха, охлаждающего внутренние полки лопаток соплового аппарата. На правом фланце винтами закреплен аппарат закрутки 3,4, представляющий собой сварную оболочковую конструкцию.

Аппарат закрутки предназначен для подачи и охлаждения воздуха, идущего к рабочим лопаткам за счет разгона и закрутки по направлению вращения турбины. Для повышения жесткости внутренней оболочки к ней приварены три подкрепляющих профиля. Разгон и закрутка охлаждающего воздуха происходят в сужающейся части аппарата закрутки.

Разгон воздуха обеспечивает снижение температуры воздуха, идущего на охлаждение рабочих лопаток. Закрутка воздуха, обеспечивая выравнивание окружной составляющей скорости воздуха и окружной скорости диска, на радиусе отверстий, обеспечивает снижение подогрева воздуха при его торможении на диске.

Устройство стабилизации радиального зазора предназначено для повышения КПД турбины на повышенных режимах. Оно представляет собой кольцо, тепловое состояние которого, и, следовательно, и диаметр стабилизирован охлаждением. При увеличении режима, когда диаметр ротора увеличивается за счет разогрева лопаток и диска и их растяжения под действием центробежных сил, величина радиального зазора уменьшается, что приводит к снижению перетекания через зазор и повышению КПД турбины. На кольце «С»-образными секторами закреплены вставки с сотами, выполненными электроэрозией. В окружном направлении вставки зафиксированы радиальными штифтами. При касании лопаток о вставки происходит взаимный износ, что и предотвращает разрушение лопаток.

Для уменьшения нагрева кольца от вставок внутренняя полость разделена экраном. В полость через жиклер входит охлаждающий воздух. Этот воздух, проходя через отверстия экрана, охлаждает вставки и выходит в газовый тракт через зазоры и отверстия.

Клапанный аппарат предназначен для изменения расхода воздуха, идущего на охлаждение турбины, в зависимости от режима работы двигателя. Клапанный аппарат состоит из 32 – ух клапанов-поршней с радиальными отверстиями и уплотнительными кольцами, корпуса седла и крышки с клапаном подвода управляющего дав-

ления. Клапанный аппарат закреплен на корпусе с граненой наружной поверхностью.

Воздухо-воздушный теплообменник предназначен для снижения температуры воздуха, идущего на охлаждение турбины, воздухом наружного контура. Теплообменник имеет кольцевую форму, размещен в наружном контуре и состоит из 64-х модулей. Каждый модуль представляет собой паяную конструкцию и состоит из 6-ти трубок и 2-х фланцев, на которых имеются отверстия под винт и штифт. Трубки соединены между собой дистанционными вставками, опорными деталями и гофрированными пластинами. Между опорными деталями размещены рессоры. Все детали модуля соединены пайкой. Модули закреплены на корпусе, представляющем собой сварную оболочку с гранеными поясами. Суммарная площадь поверхности теплообмена составляет 4,2 м<sup>2</sup>. При расходе воздуха 7,5 % и потерях давления 12 % снижение температуры воздуха составляет 150°С на земле и 220°С в полете. Вес теплообменника 14 кг.

### Конструкция турбины низкого давления (ТНД)

Турбина низкого давления предназначена для привода вентилятора и агрегатов. Турбина состоит из ротора и статора.

#### 4.4.1. Ротор ТНД

Ротор турбины низкого давления состоит из:

- рабочих лопаток (13);
- диска (15);
- напорного диска (18);
- цапфы (30);
- вала (32).

Рабочая лопатка – литая, охлаждаемая с радиальным течением охлаждающего воздуха. Во внутренней полости размещено 11-ть рядов по 5 штук в каждом цилиндрических штырей – турбулизаторов, соединяющих спинку и корыто лопатки. Периферийная бандажная полка с гребешком лабиринтного уплотнения обеспечивает уменьшение радиального зазора, что ведет к повышению КПД турбины и снижению уровня вибрационных напряжений в рабочих лопатках. Толщина стенок на периферии 0,8 мм. В корневом сечении толщина входной кромки 1 мм, спинки и корыта 3 мм, выходной кромки 1,5 мм. Профильная часть лопатки отделена от замковой части полкой, формирующей границу газового потока и защищающую диск от нагрева. Лопатка имеет замок типа «Елочка». Для осевой фиксации лопатки от перемещения против потока на ней выполнен зуб, упирающийся в обод диска.

Для осевой фиксации лопатки от перемещения по потоку в замковой части лопатки в районе полки выполнен паз, в который входит разрезное кольцо с вставкой, удерживаемое от осевого перемещения буртиком диска. Кольцо обжимается и водится в пазы лопаток, а бурт диска входит в паз кольца. Закрепление разрезного кольца в рабочем состоянии выполнено фиксаторами, отгибаемыми на кольцо и

проходящими через отверстия в кольце и прорези в буртике диска. Вставка удерживается от радиального перемещения фиксаторами, вставляемыми в отверстия диска и загибаемыми на вставку.

Для оценки расходной характеристики лопатки, выполняется роливка её водой под давлением  $2 \pm 0,1$  кгс/см<sup>2</sup> на входе. Расход воды должен составлять  $265 \pm 30$  г/с.

Диск турбины - штампованный, с последующей механической обработкой. В периферийной зоне для размещения лопаток выполнены пазы типа «Елочка» и наклонные отверстия подвода охлаждающего воздуха. На полотне диска выполнены кольцевые буртики, на которых размещены втулки лабиринтного уплотнения 16 и напорный диск – лабиринт 18. Фиксация этих деталей осуществлена штифтами. Для предотвращения выпадения штифтов отверстия развальцовываются. Напорный диск, имеющий лопатки, нужен для поджатия воздуха, поступающего на охлаждение лопаток турбины. Для балансировки ротора на напорном диске закреплены пластинчатыми фиксаторами балансировочные грузы.

На ступице диска выполнены кольцевые буртики. На левом буртике размещены втулки сотовых уплотнений. Правый бурт совместно с радиальными штифтами обеспечивает центрирование диска и передачу с него нагрузок на цапфу 30.

Цапфа предназначена для опирания ротора низкого давления на роликовый подшипник и передачи крутящего момента от диска на вал 32. Для соединения диска с цапфой на ней в периферийной части выполнен вильчатый фланец, по которому осуществляется центрирование. Втулка относительно цапфы зафиксирована штифтами; края отверстий под штифты развальцованы.

На периферийной цилиндрической части цапфы справа размещено торцевое контактное уплотнение, а слева – втулка межтурбинного радиально-торцевого контактного уплотнения. Втулка отцентрирована по цилиндрической части цапфы в осевом направлении, зафиксирована гребешком, завальцованным на цапфу, в окружном направлении втулка зафиксирована осевыми штифтами.

На периферии цапфы, слева по буртику, отцентрирован и радиальными штифтами зафиксирован цилиндр 34, ограничивающий канал подвода воздуха, охлаждающего опору турбины.

В левой части цапфы, на цилиндрической поверхности, размещены втулки подвода масла к подшипнику, внутреннее кольцо подшипника и детали уплотнений. Пакет этих деталей стянут корончатой гайкой, законтренной пластинчатым замком. На внутренней поверхности цапфы выполнены шлицы, обеспечивающие передачу крутящего момента от цапфы на вал. В теле цапфы выполнены отверстия подвода масла к подшипнику.

В правой части цапфы, на внешней проточке, гайкой закреплено внутреннее кольцо роликового подшипника. Корончатая гайка законтрена пластинчатым замком.

Вал турбины низкого давления состоит из 3-х частей, соединенных друг с другом радиальными штифтами. Правая часть вала своими шлицами входит в ответные шлицы, цапфы, получая от нее крутящий момент. Осевые силы с цапфы на вал передаются гайкой, накрученной на резьбовой хвостовик вала. Гайка законтрена от отворачивания шлицевой втулкой. Торцевые шлицы втулки входят в торцевые прорези вала, а шлицы на цилиндрической части втулки входят в продольные прорези гайки. В осевом направлении шлицевая втулка зафиксирована регулировочным и разрезным кольцами. На наружной поверхности правой части вала радиальными

штифтами закреплена втулка 35 лабиринтного уплотнения. На внутренней поверхности вала на проточке радиальными штифтами закреплена шлицевая втулка 28 привода насоса откачки масла от опоры турбины.

В левой части вала выполнены шлицы, передающие крутящий момент на ресор и далее на ротор вентилятора. На внутренней поверхности левой части вала нарезана резьба, в которую ввернута гайка, законтренная осевым штифтом. В гайку вворачивается стяжной болт. На наружной поверхности левой части вала размещено радиально-торцевое контактное уплотнение, дистанционная втулка и роликовый подшипник конической шестерни. Все эти детали стянуты корончатой гайкой. Составная конструкция вала позволяет повысить жесткость конструкции при снижении веса за счет того, что средняя часть вала выполнена из титанового сплава.

#### 4.4.2. Статор ТНД

Статор состоит из:

- наружного корпуса (11);
- блоков лопаток соплового аппарата (12);
- внутреннего корпуса (14).

Наружный корпус - сварная конструкция, состоящая из конической оболочки и фланцев, по которым корпус стыкуется с корпусом турбины высокого давления и корпусом опоры. Снаружи к корпусу приварен экран, образующий канал подвода охлаждающего воздуха. Внутри выполнены буртики, по которым центрируется сопловой аппарат. В районе правого фланца выполнен буртик, по которому отцентрировано и радиальными штифтами зафиксировано кольцо, несущее сотовые вставки.

Лопатки соплового аппарата с целью повышения жесткости спаяны в одиннадцать трехлопаточных блоков. Каждая лопатка - литая, пустотелая, охлаждаемая. Перо, наружная и внутренняя полки, образуют проточную часть. Наружные полки лопатки имеют буртики, которыми они центрируются по проточкам наружного корпуса. Осевая фиксация блоков сопловых лопаток осуществляется разрезным кольцом. Окружная фиксация лопаток осуществляется выступами корпуса, входящими в прорези, выполненные в наружных полках.

Внутренние полки лопаток оканчиваются сферическими цапфами, по которым центрируется внутренний корпус, представляющий сварную конструкцию. В ребрах внутреннего корпуса выполнены проточки, в которые с радиальным зазором входят гребешки внутренних полок сопловых лопаток. Этот радиальный зазор обеспечивает свободу теплового расширения лопаток. Слева на внутреннем корпусе, на заклепках, закреплено кольцо сотового лабиринтного уплотнения. Для увеличения жесткости левой стенки внутреннего корпуса и направления потока охлаждающего воздуха к ней приварена оболочка. Справа болтами закреплена диафрагма с втулкой лабиринтного уплотнения и экран, организующий течение охлаждающего воздуха.

Для снижения перетекания газа между блоками лопаток в прорези устанавливаются уплотнительные пластины. После пайки блоки лопаток проли-

ваются водой под давлением  $1,5 \pm 0,1$  кгс/см<sup>2</sup>. Расход воды через щели в выходных кромках крайних лопаток  $360 \pm 60$  г/с, средней.  $410 \pm 60$  г/с.

#### 4.4.3. Восприятие и передача деталями ротора действующих нагрузок

Передача нагрузок. Инерционные силы с рабочих лопаток через замки типа «Елочка» передаются на диск и нагружают его. Неуравновешенные инерционные силы облопаченных дисков через призонные болты на роторе турбины высокого давления и через центрирующие буртики и радиальные штифты на роторе турбины низкого давления передаются на вал и цапфы, опирающиеся на подшипники. С подшипников эти радиальные нагрузки передаются на детали статора. Осевые составляющие газовых сил, возникающих на рабочих лопатках турбины высокого давления, за счет сил трения по поверхностям контактов в замке и упором «зубом» лопатки в диск передаются на диск. На диске эти силы суммируются с осевыми же силами, возникающими из-за перепада давлений на нем, и через призонные болты передаются на вал. Призонные болты от этой силы работают на растяжение. Осевая сила ротора турбины суммируется с осевой силой ротора компрессора, а разница воспринимается упорно-упорным шариковым подшипником ротора компрессора, через который передается на статор.

Окружная составляющая газовых сил, возникающих на рабочих лопатках, создает крутящий момент. С диска на вал ротора компрессора крутящий момент передается через призонные болты, работающие на смятие и срез. Крутящий момент турбины уравнивается моментом сопротивления компрессора.

Осевая составляющая газовых сил, возникающих на рабочих лопатках турбины низкого давления, через фиксирующее кольцо и за счет сил трения по замку передается на диск, где суммируется с осевой силой, возникающей на диске, и через радиальные штифты передается на цапфу. С цапфы осевая сила передается через гайку на правую часть вала, далее через радиальные штифты, работающие на срез и смятие, на среднюю часть вала, аналогично – на левую часть вала и далее на компрессор. Осевые силы роторов компрессора и турбины суммируются, а разность, через шариковый опорно-упорный подшипник, передается на статор.

Крутящий момент с диска турбины низкого давления передается на цапфу через радиальные штифты, работающие на срез и смятие. С цапфы эвольвентными шлицами крутящий момент передается через вал на вентилятор, где уравнивается моментом сопротивления.

Осевые составляющие газовых сил, возникающих на лопатках соплового аппарата турбины высокого давления, через полки и цапфы передаются на наружный и внутренний бандажные кольца, которые болтами соединены с деталями статора. Окружные составляющие газовых сил воспринимаются этими же деталями.

Осевые составляющие газовых сил, возникающих на лопатках соплового аппарата турбины низкого давления через наружную полку, передаются на статор турбины. Окружная составляющая газовых сил передается через выступы статора, входящие в соответствующие вырезы, выполненные на наружных полках сопловых лопаток.

#### 4.4.4. Опора турбины

Опора турбины состоит из:

- корпуса опоры (19);
- корпуса подшипника (22).

Корпус опоры представляет собой сварную конструкцию, состоящую из оболочек, соединенных стойками. Стойки и оболочки защищены от газового потока клепаными экранами 17. На фланцах внутренней оболочки опоры закреплены конические диафрагмы 20, поддерживающие корпус подшипника. На этих фланцах слева, закреплена втулка 31 лабиринтного уплотнения, а справа - экран 21, защищающий опору от газового потока. На фланцах корпуса подшипника слева, закреплена втулка контактного уплотнения и экран, ограничивающий масляную полость. Справа винтами закреплена оболочка, на которой шпильками 23 закреплен кожух 25 и теплозащитный экран 24.

Во внутренней расточке корпуса размещен роликовый подшипник 29. Между корпусом и наружным кольцом подшипника размещены демпферное кольцо и втулки. В кольце выполнены радиальные отверстия, через которые при колебаниях ротора прокачивается масло, на что рассеивается энергия.

Осевая фиксация колец осуществлена крышкой, притянутой к опоре подшипника винтами. В полости под теплозащитным экраном размещен откачивающий масляный насос 26 с рессорой 27 и форсунки масляной системы с трубопроводами. В корпусе подшипника выполнены отверстия, подводящие масло к демпферу и форсункам.

#### Система охлаждения турбины.

Для обеспечения надежности деталей турбины предусмотрено их охлаждение. Система охлаждения турбины - воздушная, открытая, регулируемая за счет дискретного изменения расхода воздуха, идущего через воздухо-воздушный теплообменник.

Входные кромки лопаток соплового аппарата турбины высокого давления имеют конвективно-пленочное охлаждение вторичным воздухом. Вторичным воздухом охлаждаются полки этого соплового аппарата.

Задние полости лопаток соплового аппарата, диск и рабочие лопатки турбины, компрессора, корпуса турбин, лопатки соплового аппарата турбины низкого давления и ее диск с левой стороны охлаждаются воздухом, проходящим через воздухо-воздушный теплообменник. Вторичный воздух через отверстия в корпусе камеры сгорания поступает в теплообменник, там охлаждается на 150-220К и через клапанный аппарат идет на охлаждение деталей турбин. Воздух второго контура через стойки опоры и отверстия подводится к напорному диску, который, увеличивая давление, обеспечивает подачу его в рабочие лопатки турбины низкого давления.

Корпус турбины снаружи охлаждается воздухом второго контура, а изнутри - воздухом из-за воздухо-воздушного теплообменника (ВВТ).

#### 4.5.1. Принцип работы системы охлаждения турбины

Охлаждение турбины осуществляется на всех режимах работы двигателя. Воздух, подводимый через воздухо-воздушный теплообменник, может поступать в различном количестве. При 100% расходе воздуха режим работы соответствует режиму "охлаждение турбины включено". При дискретном снижении расхода охлаждающего воздуха ~ до 50 % реализуется режим работы "охлаждение турбины выключено".

Система охлаждения турбины включается при наличии одной из трех команд:

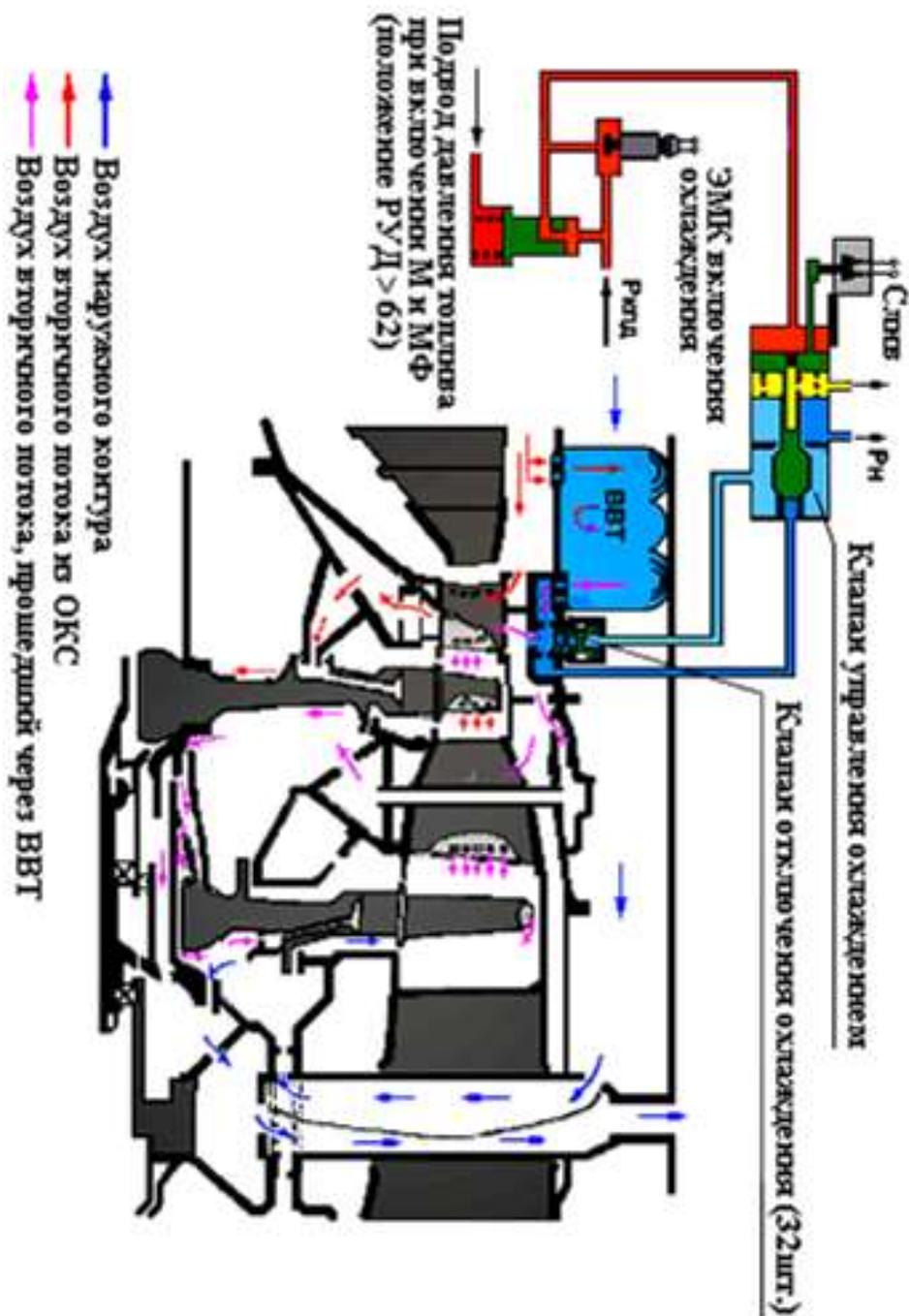
- $\alpha_{руд} \geq 62+3^\circ$  по лимбу РСФ - гидравлическая команда;
- $n_2 \geq 91,5 \pm 0,5\%$  электрическая команда которую формирует КРД-99.
- $t_T^* \geq 590 \pm 10^\circ\text{C}$  электрическая команда которую формирует КРД-99.

Включение системы в работу системы охлаждения происходит автоматически по электросигналам от КРД или по РУД с помощью электромагнита и золотника включения охлаждения. Выключается только при снятии всех трёх команд.

При  $\alpha_{руд} > 62+3^\circ$  в пружинной полости золотника включения возрастает давление топлива и золотник перемещается вверх, обеспечивая подвод давления топлива от клапана постоянного давления РСФ под поршень агрегата управления. Поршень смещается влево и закрывает подвод воздуха из-за компрессора в верхние (периферийные) полости клапанов отключения охлаждения и одновременно эти полости сообщаются с атмосферой. Под действием давления воздуха, прошедшего ВВТ, клапаны отключения охлаждения смещаются к периферии и открывают путь охлаждающему воздуху. Система охлаждения включена.

Топливо от КПД РСФ может поступить к агрегату управления охлаждения и через электромагнитный клапан включения охлаждения. Этот клапан пропускает топливо при снятии с него питания. Обесточивает его комплексный регулятор двигателя при  $n_2 \geq 91,5 \pm 0,5\%$  или  $t_T^* > 590 \pm 10^\circ\text{C}$  Агрегат управления охлаждением турбины имеет микровыключатель, сигнализирующий о включении системы. Если  $n_2 > 91,5 \pm 0,5\%$  или  $t_T^* > 590 \pm 10^\circ\text{C}$ , а сигнал микровыключателя о включении системы не выдан, то КРД выдает сигнал в блок речевой информации. Летчик слышит команду "Обороты не выше 90 %". На универсальном световом табло (УСТ) высвечивается сигнал "Обороты ниже 90 %".

Одновременно канал ограничения  $t_T^*$  в КРД перестраивается на нижнее значение температуры газа перед турбиной, при котором этот канал вступает в работу.



#### 4.5.2. Оценка технического состояния турбины

##### Осмотр рабочих лопаток турбины.

Перед осмотром необходимо открыть люки самолета, подготовить к работе авиаскоп и снять заглушку узла привода ручной прокрутки РВД. Узел ручной прокрутки расположен на приводе генератора постоянного тока, расположенного на выносной коробке агрегатов. Гнездо ручной прокрутки ротора низкого давления размещено в редукторе датчиков частоты вращения, закрепленном на корпусе компрессора. Авиаскоп, используемый для осмотра лопаток турбины, имеет диаметр смотровой трубки

8,5 мм.

Перед осмотром необходимо демонтировать заглушки на корпусе наружного контура. Заглушки демонтируются специальным ключом. При демонтаже стержень ключа вворачивают в резьбовое отверстие заглушки, а головку ключа вставляют в шестигранник, вращая который против часовой стрелки, выворачивают заглушку и извлекают ее из окна.

Далее необходимо демонтировать заглушки на корпусах турбин, для чего используете ключ. Стержень ключа наворачивается на резьбовую часть заглушки, а трубкой охватывается ограниченная гайка заглушки. Вращая трубку воротком, отворачивают гайку заглушки до ее упора в стержень ключа. Если гайка не отворачивается (срабатывает предельное устройство), то ключ необходимо вращать за шестигранник. Далее, установив фиксатор в отверстие стержня, необходимо повернуть заглушку ключом на 90° против часовой стрелки и вынуть ее вместе с ключом из отверстия.

Для осмотра лопаток турбины авиаскоп вводится через окна наружного контура и корпуса турбины. Поочередно просматривая лопатки, поворачивают роторы.

Осмотрев все лопатки, извлекают авиаскоп из окон, устанавливая в обратной последовательности заглушки. Важно обеспечить заворачивание гайки заглушки корпуса турбины вращением ключа воротком до срабатывания предельного устройства, сопровождаемого щелчком, проконтролировать совпадение направления осей риски "В" и выступа "Г", проконтролировать размер «ℓ» специальным мерителем.

Для контроля размера «ℓ» направляющая мерителя наворачивается на резьбовой хвостовик заглушки до упора. При правильном монтаже заглушки торец "А" трубы должен находиться между рисками наконечника мерителя.

Кроме авиаскопа для контроля лопаток турбины высокого давления может быть использован прибор вихретокового контроля. Лопатки турбины можно контролировать через 4-7 часов после выключения двигателя из-за необходимости охлаждения двигателя. Место работы должно быть защищено от атмосферных осадков и температура не должна быть ниже 0°C Для осмотра лопаток используется комплект приспособлений "Поиск-1" и прибор вихретокового контроля ВДП-20 или ВДУ-20.

#### 4.5.3. Характерные неисправности и отказы турбины, способы их выявления и устранения

Из-за разрушения РЛ 3-й ступени турбины, на 45-й сек. полета произошло выкл. левого двигателя. Появилась тряска самолета и начал поступать дым в кабину. Возник пожар.

Из-за неисправностей газовых горелок произошел заброс температуры. обгорели кромки лопаток ГТ.

## Тема 5. Форсажная камера сгорания (ФКС)

### 5.1 Общая характеристика форсажной камеры сгорания (ФКС)

Форсажная камера сгорания - общая для наружного и внутреннего контуров, с предварительным смешением потоков в смесителе.

Состоит из:

- смесителя;
- фронтального устройства;
- жаровой трубы.

#### Принцип работы форсажной камеры сгорания

Топливо в ФКС подается через струйные форсунки из пяти топливных коллекторов. Последовательным подключением или отключением коллекторов при перемещении РУД обеспечивается управление степенью форсирования тяги.

Запуск ФКС осуществляется методом "огневой дорожки".

В систему запуска ФКС входят:

- агрегаты системы автоматического управления и дозирования топлива на запуск ФКС;
- струйная и центробежная форсунки и топливный коллектор.

Центробежная форсунка смещена в сторону вращения ротора по отношению к струйной форсунке на  $25^\circ$ . Топливо, впрыскиваемое струйной форсункой в основную КС, переносится в виде факела пламени за турбину, и в районе смесителя ФК воспламеняет топливо, подаваемое центробежной форсункой. Подхваченный факел пламени воспламеняет топливо, подаваемое в ФК через топливный коллектор (ТК).

### 5.2. Основные параметры форсажной камеры сгорания

(Н = О, М = О, "ПФ")

1	Коэффициент избытка воздуха	1 , 1
2	Коэффициент полноты сгорания	0,91
3	Коэффициент потери полного давления, %	5,1
4	Температура газа на выходе из ФК, К	2000
5	Количество топливных коллекторов	5
6	Диаметр миделевого сечения ФК, м	1,08
7	Длина ФК, м	1,59

## 5.3 Конструкция форсажной камеры сгорания (ФКС)

### 5.3.1 Смеситель ФКС.

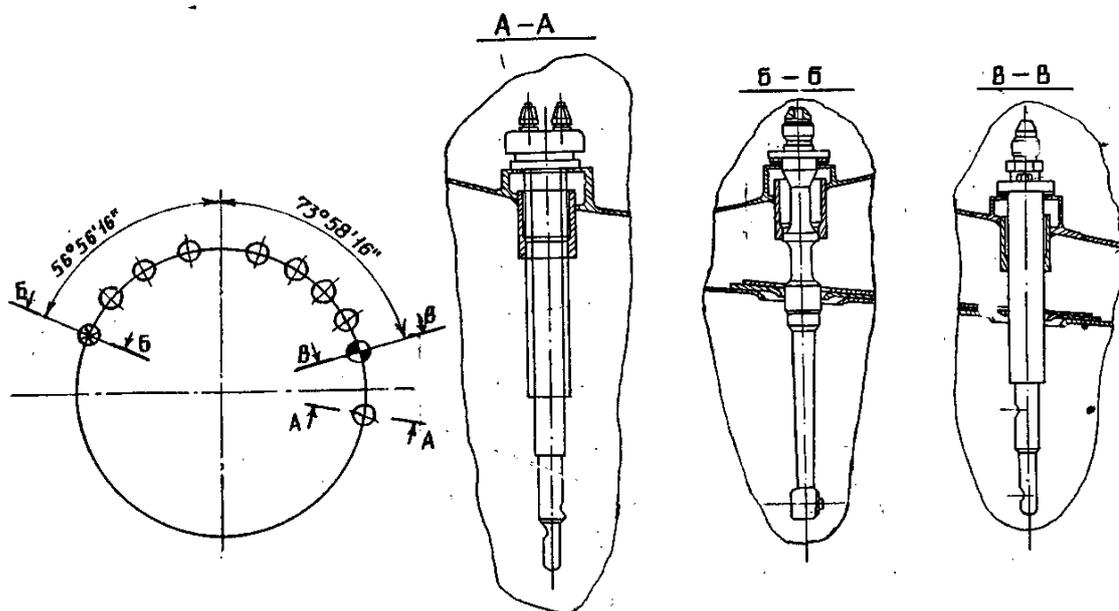
Смеситель ФКС предназначен для перемешивания потоков наружного и внутреннего контуров двигателя и включен в силовую систему двигателя, осуществляя связь корпусов внутреннего и наружного контуров двигателя.

Смеситель состоит из:

- наружного корпуса (2);
- смесителя (4);
- кока-обтекателя (7).

Наружный корпус смесителя представляет собой оболочку с передним и задним фланцами. Передним фланцем он с помощью призонных болтов прикреплен к фланцу корпуса наружного контура, к заднему фланцу крепится корпус (6) фронтального устройства. С наружной стороны к корпусу приварен профилированный шпангоут (3), на котором установлены:

- восемь термодатчиков;
- центробежная форсунка системы запуска ФК;
- приемник полного давления газа за турбиной;
- трубопровод слива топлива из сливного бака двигателя в проточную часть ФК.



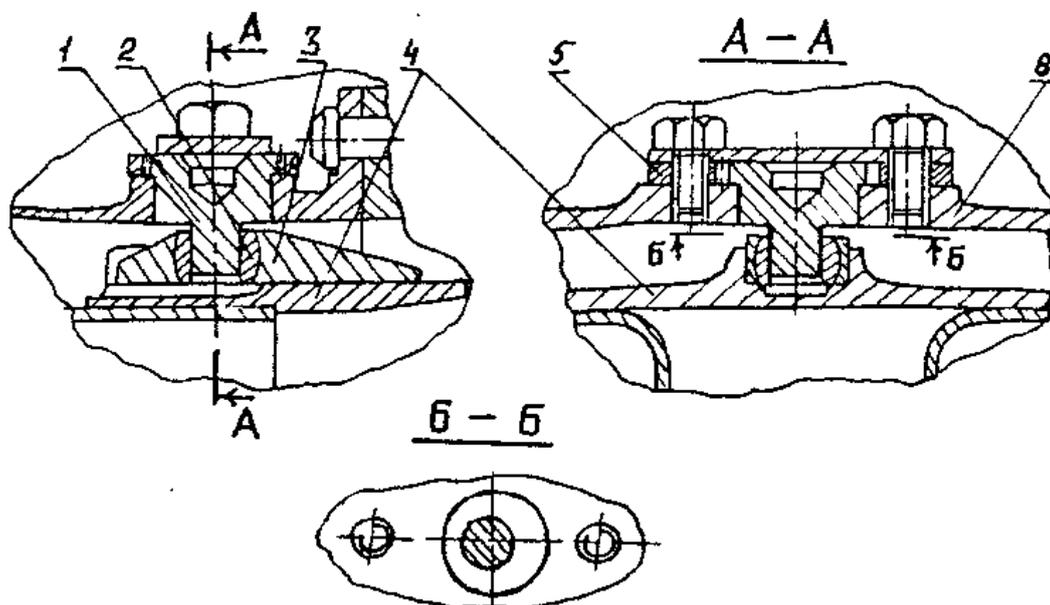
Перед задним фланцем на корпусе смесителя имеются приливы (5) с отверстиями, в которые установлены регулируемые опорные кронштейны заднего пояса связи корпусов внутреннего и наружного контуров.

Смеситель (4) выполнен в виде конической оболочки с двадцатью двумя карманами (вид Б), обеспечивающими подвод воздуха из наружного контура в поток газа внутреннего контура, с фланцем (39) и силовым кольцом (36) в задней части. Для повышения жесткости стенки карманов (25) в средней части соединены с помощью сварки стержнями (24). Передним фланцем (39) смеситель призонными болтами крепится к корпусу опор турбины, а силовым кольцом (36) опирается на

корпус (2) через опорные регулируемые кронштейны.

Конструкция данного узла (задний узел связи корпусов внутреннего и наружного контуров) включает в себя:

- эксцентрик (1) с рифленой головкой;
- сферическую шайбу (2);
- сухарь (3), входящий в пазы кольца (4) на смесителе.



Положение эксцентрика (1) фиксируется в приливах (6) корпуса контрольной шайбы (5) с внутренними зубцами, входящими в пазы головки эксцентрика. Необходимость эксцентрика обосновывается технологией сборки. Данный узел обеспечивает передачу радиальных и окружных усилий с корпуса внутреннего контура, на наружный и свободу их взаимных перемещений в осевом направлении.

Силовое кольцо (4) совместно с корпусом (6) образует щель для организации защитной пелены воздуха вдоль корпуса ФК.

Кок-обтекатель предназначен для уменьшения потерь энергии при выходе газа из турбины и обеспечения необходимого профиля проточной части в районе диффузора. Для предотвращения вибрационного горения стенки кока перфорированы. Кок с помощью фланца крепится к корпусу опор турбины.

### 5.3.2. Фронтное устройство

Фронтное устройство предназначено для образования топливо - воздушной смеси и обеспечения надежного запуска ФКС, устойчивого горения по всему сечению жаровой трубы и состоит из:

- диффузора;
- системы стабилизации пламени;
- топливных коллекторов с форсунками.

Передним фланцем корпус фронтного устройства крепится к корпусу смесителя, а к заднему его фланцу крепится жаровая труба ФК.

Диффузор ФК предназначен для уменьшения скорости потока газов и представляет собой расширяющийся канал, образованный конической формы корпусом (6) и коком-обтекателем (7). К наружной поверхности корпуса (6) приварен силовой шпангоут (16) с узлами крепления двигателя к самолету. К внутренней по-

верхности корпуса диффузора присоединен двухсекционный гофрированный и перфорированный экран (8). Экран с корпусом образуют кольцевой канал подвода воздуха из наружного контура на охлаждение ФК. Вторая секция (17) одновременно является антивибрационным экраном. В задней части диффузора с помощью тяг (34) и кронштейнов крепится блок стабилизаторов пламени.

Блок стабилизаторов пламени состоит из:

- кольцевой форкамеры (15);
- двух V - образных кольцевых стабилизаторов - наружного (32) и внутреннего (31), соединенных с форкамерой одиннадцатью V - образными стоками (33).

Форкамера представляет собой V -образный кольцевой стабилизатор, внутри которого расположен "карбюратор"(28), образованный одиннадцатью заглушенными по торцам трубками с отверстиями-форсунками и с заборниками (27) на входе. В каждую трубку через заборник поступает топливо из коллектора (14) и газ из проточной части. Топливо и газ смешиваются в "карбюраторе" и через отверстия в трубке поступают во внутреннюю полость форкамеры. Форкамера закреплена на корпусе одиннадцатью тягами. Шарнирное крепление тяг и стоек обеспечивает свободу взаимных перемещений стабилизаторов относительно форкамеры и форкамеры относительно корпуса при изменении температурных режимов в ФК

Топливные коллекторы (10-13) и (14) расположены перед форкамерой и закреплены на ней серьгами (35), которые обеспечивают свободу температурных расширений коллекторов. Первые три коллектора имеют теплозащитные экраны (9). Коллекторы (10), (12) и (11), (13) - относятся соответственно к первому и второму каскадам подачи топлива. Внутренняя полость этих коллекторов в противоположной стороне от места подвода топлива в них разделена на две части заглушками. Коллектор (14) является пусковым и обеспечивает минимальную степень форсирования двигателя. При этом расход топлива через пусковой коллектор составляет около 10% от суммарного расхода топлива в ФК. Каждый из коллекторов (10-13) имеет по двадцать две форсунки (30), приваренные к наружным и внутренним поверхностям коллекторов. В форсунках этих коллекторов выполнены по 6, 5, 8 и 8 отверстий, через которые подается топливо в проточную часть перпендикулярно потоку газа. Коллектор (14) имеет одиннадцать струйных форсунок (26), подающих топливо в заборник "карбюратора" и тридцать три отверстия (29), направляющих топливо на отражатели.

### 5.3.3. Жаровая труба ФК

Жаровая труба представляет собой сварную конструкцию с передним (18) и задним (23) фланцами и состоит из:

- корпуса 21;
- четырех секций теплозащитных экранов (20), последовательно расположенных вдоль оси ФК.

Передним фланцем (18), корпус (21) стыкуется с фланцем корпуса фронтального устройства. К заднему фланцу (23) и шпангоуту (22), расположенному на кониче-

ской части корпуса, крепятся элементы реактивного сопла. В нижней части корпуса установлен дренажный клапан для слива топлива. На внутренней поверхности корпуса имеются упругие пояса (19) для крепления гофрированных и перфорированных теплозащитных экранов (20). В зазор между корпусом и экранами поступает охлаждающий воздух. Через перфорацию в экранах воздух поступает к внутренней поверхности экранов и создает защитную пленку.

#### 5.3.4. Оценка технического состояния ФКС.

Контроль состояния узлов и деталей форсажной камеры и реактивного сопла проводится визуально при всех формах технического обслуживания через реактивное сопло. Контроль осуществляется в соответствии с требованиями Регламента технического обслуживания. Для повышения качества осмотра целесообразно использовать лампы-фары, а также оптический прибор типа А6360-14382.

Основное внимание при осмотре должно быть уделено контролю целостности элементов форсажной камеры: обечаек, корпуса с экранами, стабилизаторов пламени, а также отсутствию обгорания головок форсунок. Для выявления трещин усталостного характера на оболочке корпуса с экранами целесообразно использовать вихретоковые дефектоскопы типа ВДУ-20КМ, ВДУ-20КМА, ВДЛ-20. Технология проведения такой проверки изложена в бюллетене № 230-2-0-0022-2 от 20.04.1982 г.

#### 5.3.5. Характерные неисправности и отказы ФКС, способы их выявления и устранения.

Весь материал в информационных выпусках.

## Тема 6. Выходное устройство

### 6.1 Общая характеристика выходного устройства (ВУ)

Выходное устройство осесимметричное, регулируемое, всережимное, сверхзвуковое, створчатой конструкции. Выходное устройство крепится к задней части корпуса форсажной камеры.

Общее управление критическим сечением (суживающаяся часть ВУ) и сечением среза сопла (расширяющаяся часть ВУ) осуществляется с помощью 16-ти гидроцилиндров. Рабочим телом служит топливо. Оптимизация площади среза сопла осуществляется автоматически под действием газовых и сжимающих сил от 16-ти пневмоцилиндров, расположенных вокруг створок и проставок сверхзвуковой части сопла и действующих на них. При этом учитываются аэродинамические силы, действующие на внешние створки ВУ. Пневмоцилиндры одностороннего действия, постоянно работающие на уменьшение площади среза сверхзвуковой части сопла. Воздух в пневмоцилиндры поступает из-за компрессора высокого давления через воздушный редуктор. Оптимизация площади среза сопла возможна в пределах его крайних положений.

В конструкцию выходного устройства входят:

- дозвуковая суживающаяся часть ВУ - первый ряд (14);
- сверхзвуковая расширяющаяся часть ВУ - второй ряд (12);
- внешняя часть ВУ - третий ряд (4);

### 6.2. Основные параметры выходного устройства

№ п/п	Основные данные	Величина на режиме	
		«максимал»	«ПФ»
1	Расход газа через ВУ, кг/с	109	115
2	Степень расширения газа в ВУ	3,1	2,96
3	Скорость истечения газа из ВУ, м/с	660	1000
4	Площадь критического сечения ВУ, М <sup>2</sup>	0.2600	0.52

### 6.3 Конструкция выходного устройства (ВУ)

#### 6.3.1. Дозвуковая часть ВУ

Суживающаяся (дозвуковая) часть ВУ состоит из 16-ти створок и проставок, механизма их синхронизации и управления.

Створка отлита в форме равнобедренной трапеции, имеет на внешней поверхности два высоких продольных ребра жесткости (7) и ряд мелких поперечных ребер жесткости (6). Два крайних силовых продольных ребра (7) переходят в проушины (4) на передней и проушины (9) задней кромках створки. На силовых ребрах створки выполнены литые бобышки (8) с отверстиями под болты.

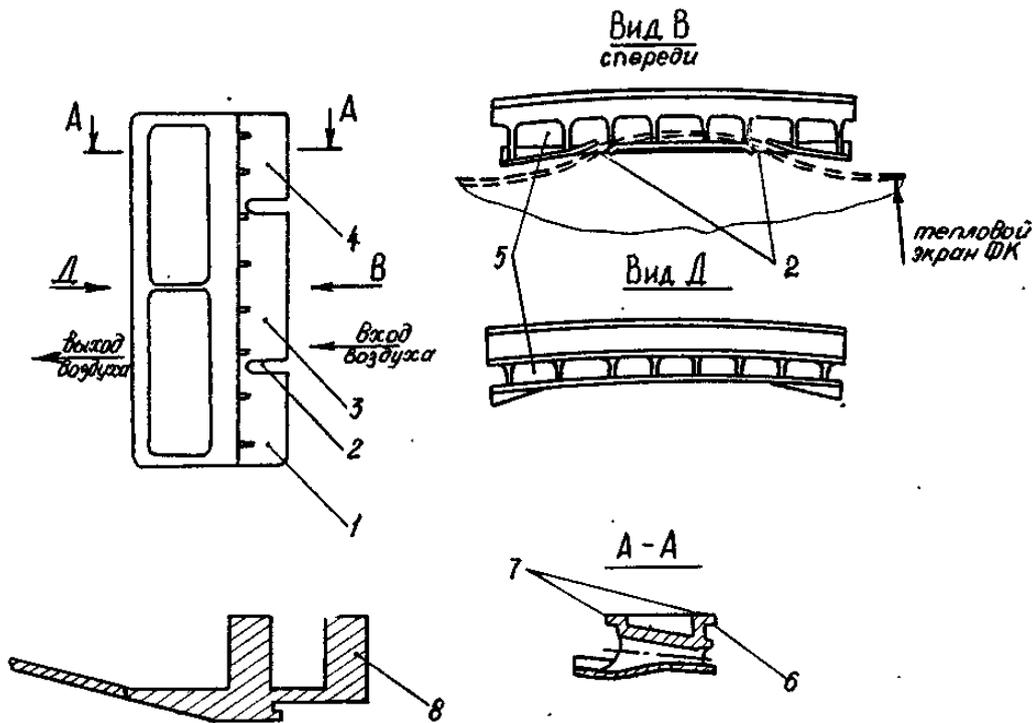
На передней кромке створки с помощью заклепок (3) крепится пластина (2).

Тепловой экран (11) крепится к створке заклепками (5). Тепловой экран защищает створки от высокой температуры газа в критическом сечении сопла. Охлаждающий воздух в пространство между тепловым экраном и створкой поступает из-под теплового экрана форсажной камеры через специальные вкладыши.

Каждая створка с помощью передних проушин (4) и осей (12) крепится к специальной детали (1). При этом ось (12) свободно вводится в проушины створки (4) и впрессовывается в тело детали (1). Деталь (1) имеет фланец с отверстиями (сечение А-А) для крепления её и створок к фланцу корпуса форсажной камеры болтами. При этом деталь (1) фиксирует специальные вкладыши для подвода воздуха под тепловой экран створки. Для центрирования фланца детали (1) и вкладыша с фланцем форсажной камеры на нем и на вкладыше выполнены кольцевые буртики.

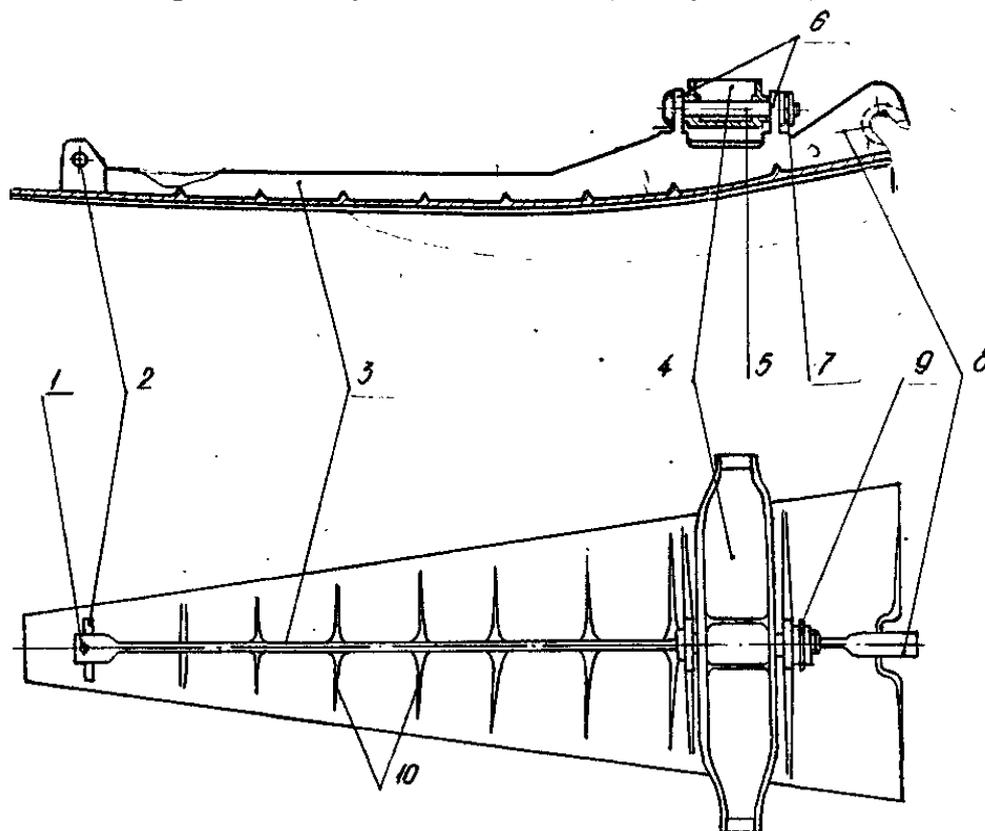
При повороте створки вокруг осей (12), пластина (2) своим краем заходит под козырек (10) детали (1) (сеч. А-А). Углубление в козырьке (10) позволяет пластине (2) поворачиваться вместе со створкой без заедания. Пластина (2) предотвращает перетекание газа в узле соединения детали (1) и створки. С помощью задних проушин (9) створка соединяется со створкой сверхзвуковой части сопла.

Вкладыши, положение которых в конструкции ВУ определено позицией № 23, выполнены литыми и предназначены для подвода охлаждающего воздуха из под теплового экрана форсажной камеры через семь каналов (5) (рис. 7.5) в пространство между створкой и ее тепловым экраном. Жесткая конструкция вкладыша обеспечивает на различных режимах работы двигателя постоянное сечение каналов. Прорези (2) делят переднюю кромку на три части (1), (3), (4). Через прорези (2) проходит тепловой экран форсажной камеры (он показан штрихпунктирной линией на виде В). Края частей (1), (3), (4) загибаются так, чтобы тепловой экран мог пройти через прорези (2). Центрирование вкладыша (1) с фланцем корпуса форсажной камеры (8) осуществляется с помощью поясков (7).



(Вкладыши)

### 6.3.2. Проставка суживающейся (дозвуковой) части сопла.



(Проставка дозвуковой части сопла)

Выполнена литьем. Имеет форму трапеции и на наружной поверхности ребра жесткости (3), (10). Основное ребро жесткости (3) проходит по середине проставки и заканчивается впереди проставки проушиной. В проушине с помощью небольшого штифта (1) закреплен опорный штифт (2). В задней части проставки ребро переходит в крюк (8) для соединения с проставкой сверхзвуковой части сопла. Здесь же, на ребре выполнены проушины (6) для крепления к нему коромысла (4) с помощью штифта (5), шайб (7) и контровки (9). Боковые края проставки входят под створки. Штифтом (2) и коромыслом (4) проставка опирается на две створки в верхней части сопла, а в нижней части сопла (от выпадания), она фиксируется опорой боковых краев проставки на края створок. Осевая фиксация проставки и препятствие выходу створок и проставок из взаимного перекрытия осуществляются коромыслом (4). При этом каждый край коромысла входит в углубление на створке, образованное продольными и поперечными ребрами жесткости.

### 6.3.3. Гидроцилиндр

Состоит из:

- оребренного корпуса (3);
- поршня со штоком (2);
- задней крышки (5).

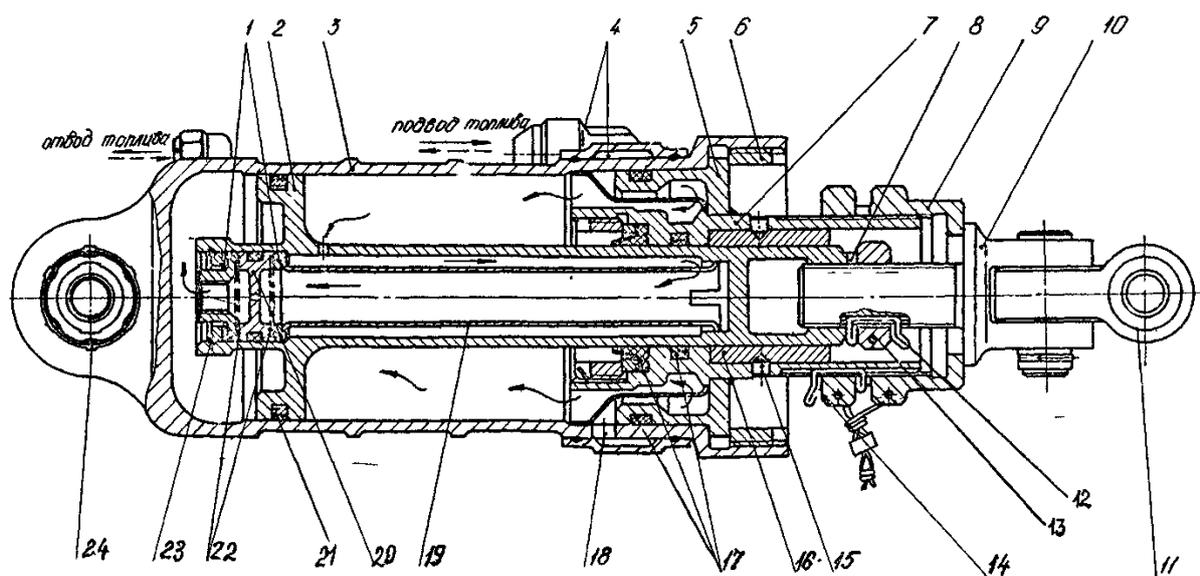
Внутренняя поверхность корпуса и наружная штока и поршня полируется и покрыта слоем хрома. Поршень (2), крышка (5) и втулка (7) имеют уплотнительные кольца и манжеты по типу (17) и (21).

Задняя крышка гидроцилиндра сварена из двух деталей (5) и (7) и крепится к корпусу гидроцилиндра (3) гайкой (6). К детали (7) с внутренней стороны с помощью штифта (15) крепится втулка (16), которая выполняет роль направляющей для штока. Снаружи на детали (7) нарезана резьба и выполнена канавка. Резьба служит для установки в нужное положение регулировочной втулки (9) и контрольной гайки (14). Во внутрь штока ввернут хвостовик (10) с наконечником (11). Фиксация хвостовика осуществляется гайкой (13) и контровкой (12).

Заодно целое с цилиндром выполнена проушина (24). Внутри проушины вмонтирован сферический подшипник.

При работе двигателя через гидроцилиндр постоянно циркулирует топливо, охлаждая его детали. Путь циркуляции топлива показан стрелками, Расход охлаждающего топлива зависит от перепада давления топлива на поршне.

Частичное наружное охлаждение корпуса цилиндра осуществляется топливом, которое поступает внутрь цилиндра через штуцер с ресивером (4) и отверстия (18). Внутреннее охлаждение штока организовано с помощью распределительной втулки (19), сетчатых жиклеров постоянного сечения (22), уплотнительного кольца с центральным отверстием (20). Регулировочные кольца (1) и стопорное кольцо (23) определяют фиксированное положение всех деталей внутри штока.



(Гидроцилиндр)

Регулировка максимальной площади критического сечения сопла осуществляется с помощью втулки (9) гидроцилиндра. Фиксированное положение втулки определяет крайнее левое положение штока поршня (2). В этом случае торцевая поверхность хвостика (10) упирается во втулку (9). Наворачивание втулки (9) приводит к увеличению площади критического сечения сопла. Отворачивание к уменьшению площади критического сечения сопла. После регулировки втулка (9) фиксируется гайкой (14) и контрольной проволокой.

Регулировка минимальной площади критического сечения сопла осуществляется в крайнем правом положении штока с поршнем (2). При этом он упирается в торцевую поверхность детали (7). Вращение штока с поршнем (2) за грани (8) при-

водит к вворачиванию внутрь, либо к выворачиванию изнутри штока хвостовика (10). Вворачивание хвостовика (10) внутрь штока приводит к увеличению минимальной площади критического сечения сопла и наоборот. После регулировки хвостовик штока (10) фиксируется гайкой (13) и контрольной пластиной (12).

Механизм синхронизации и управления створками и проставками дозвуковой части сопла предназначен для одновременного и синхронного поворота всех створок, проставок дозвуковой суживающейся части сопла при перемещения хвостовиков штоков (4) гидроцилиндров (3) (показано одно звено механизма синхронизации).

Механизм синхронизации и управления состоит из:

- качалок (6);
- тяг (9), (15);
- створок (10), (13);
- гидроцилиндров (3).

Гидроцилиндр (3), через шарнир (2) крепится к жесткому ложементу (1). Ложемент (1) крепится в двух поясах к корпусу форсажной камеры. Первый пояс крепления состоит из двух узлов (22), соединенных с корпусом форсажной камеры заклепками (23). Второй пояс крепления представляет собой фланцевое соединение. Фланец ложемент (21) соединяется с фланцем форсажной камеры (20) болтами. Крепление ложемент к силовым поясам форсажной камеры обеспечивает свободу температурных деформаций.

Качалка (6) соединяется с ложементом (1) и с хвостовиком штока (4) с помощью шарниров (5) и (19). К качалке (6), с одной стороны с помощью шарнирных узлов (7), (8), тяги (9) крепится створка (16). С другой стороны, к качалке с помощью аналогичных узлов (14), (16) и тяги (15) крепится створка (13). Таким образом, образуется единый кольцевой контур синхронизации всех створок и гидроцилиндров между собой. При выходе штока (4) из цилиндра (3) (в процессе управления ВУ) усилие со штока передается на качалку (6), узлы (7), (16), тяги (9), (15) на створки (10), (13), заставляя их вращаться вокруг своих осей, закрепленных на фланце (20). При этом изменяется площадь критического сечения сопла (при выходе штока - уменьшается, а при втягивании - увеличивается). Синхронность перемещения проставки (11), обеспечивается за счет её связи со створками (10) и (13) через коромысло (12), и штифт (2).

На качалке (6) с помощью шарнирных узлов (7), (16) крепится качалка внешней створки (17), которая через телескопический упор (18) соединяется с ложементом (1).

#### 6.3.4. Сверхзвуковая и внешняя часть ВУ

Расширяющаяся (сверхзвуковая) часть ВУ состоит из:

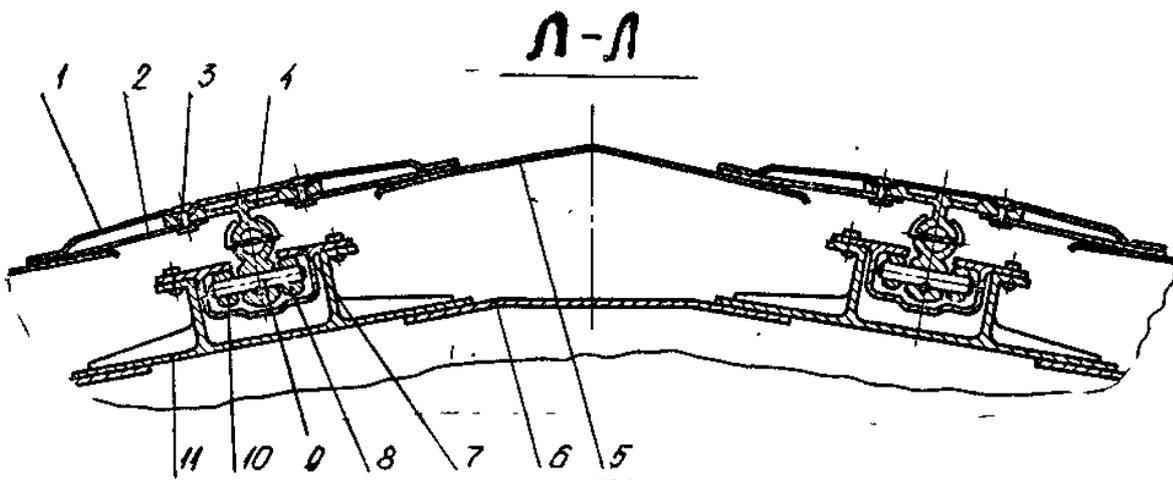
- створок и проставок сверхзвуковой (внутренней) части ВУ.

Створка сверхзвуковой части ВУ литой конструкции имеет мелкий набор поперечных ребер жесткости и очень мощный по середине створки профиль (8) двутаврового сечения с отверстиями. Спереди створка имеет сдвоенные проушины (1) для крепления со створкой дозвуковой части сопла.

На внешней поверхности створки выполнены опорные поверхности (2), (5), (9) для коромысел проставки. С двух сторон от профиля (8), в опорной поверхности (9) выполнено углубление с целью размещения в нем края коромысла проставки для осевой фиксации проставки и предотвращения выхода ее и створки из взаимного перекрытия. К профилю (8) створки с помощью заклепок (3), (6) крепятся траверса (4) и тепловой экран (7). Траверса (4) служит опорой при передаче усилий от кольца пневмоцилиндров к створке. В задней части створки профиль (8) имеет развитый участок, к которому на заклепках (10) крепится направляющий элемент (11). Внутри этого элемента (рис. 7.10) имеется канал (7) для размещения и перемещения в нем роликов (8), (10), которые посажены на ось (9) силового профиля (4). К внешней створке (1) силовой профиль (4) крепится заклепками (3). Таким образом, внешняя створка (образованная деталями 1 и 2) подвижно соединяется со створкой сверхзвуковой части сопла (11).

На рисунке цифрами обозначены:

- внешняя проставка (5);
- проставка (6);
- створка сверхзвуковой части ВУ (11).



(Узел связи внешней створки со створкой сверхзвуковой части ВУ)

Проставка сверхзвуковой части ВУ литая, прямоугольной формы с поперечными мелкими ребрами жесткости. В передней части она выполнена с проушинами (2). В отверстие проушины запрессована ось (1) для соединения с "крюком" проставки дозвуковой части сопла. На проставке с помощью заклепок (10) крепятся три проушины с коромыслами (8), (9), (11). Каждое коромысло закреплено деталями однотипной конструкции: штифтом (5), шайбой (6) и контровкой (7). Коромысла (8), (9), (11) являются опорными. Коромысло (8) предотвращает выход створки и проставки из взаимного перекрытия и фиксирует проставку в осевом направлении относительно створки. Проставка не имеет непосредственной силовой связи с внешней проставкой и створкой.

#### Внешняя часть ВУ

Внешняя часть ВУ состоит из:

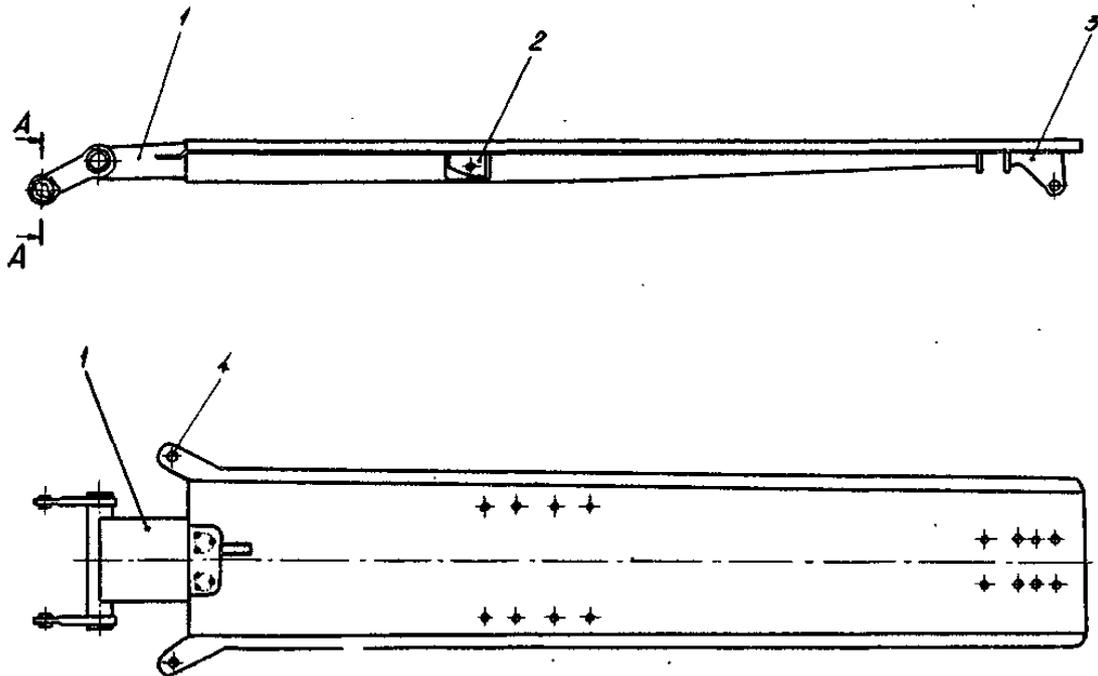
- створок и проставок внешней части ВУ;

- силовой фермы с упругими элементами;
- механизма синхронизации внешних и внутренних створок и проставок ВУ;
- пневмоцилиндров.

Внешняя створка коробчатой конструкции, выполнена из листового материала, сваренного между собой.

К створке с помощью заклепок крепится:

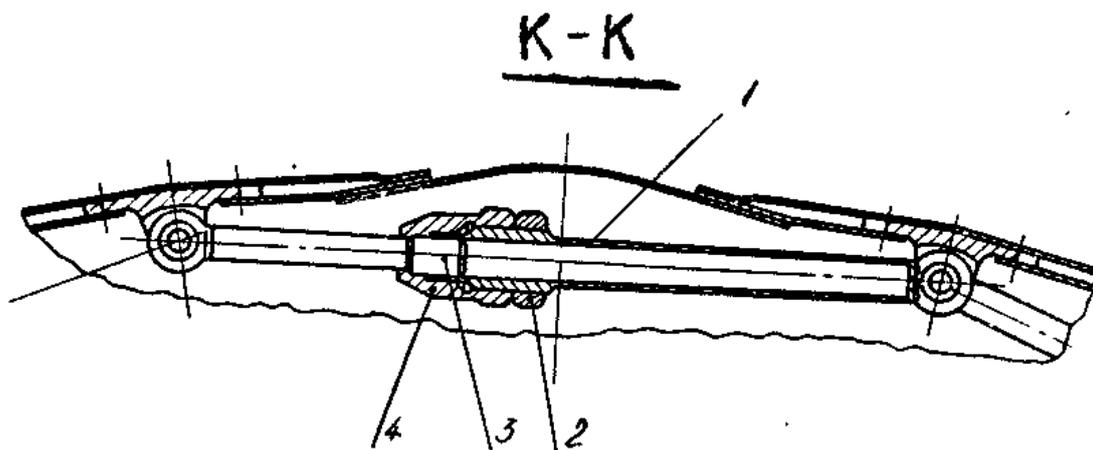
- в передней части - литая проушина со сферическими подшипниками (1);
- в средней части - кронштейн (2) для крепления "кольца" пневмоцилиндров и тяг;
- в задней части - силовой профиль (3) для соединения со створкой сверхзвуковой части ВУ.



(Внешняя створка)

Створка имеет проушины (4) для крепления к ним с помощью болтового соединения проставок. В районе силового профиля (3) на створке имеется кронштейн для крепления регулируемого "кольца" ограничителей максимальной площади среза сопла, который состоит из:

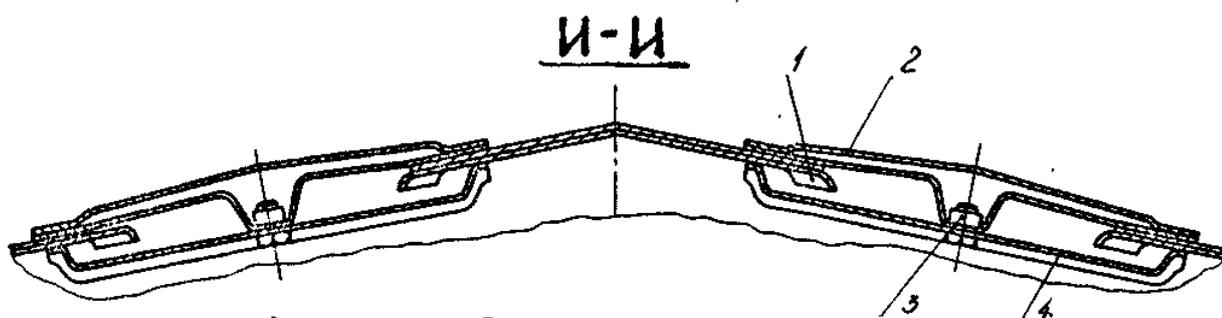
- гильзы (1);
- штока с поршнем (3);
- контролочной гайки (2);
- регулируемой втулки (4).



(Ограничитель максимальной площади среза сопла)

Упором поршня (3), во внутреннюю поверхность втулки (4) ограничивается максимальное раскрытие среза сопла.

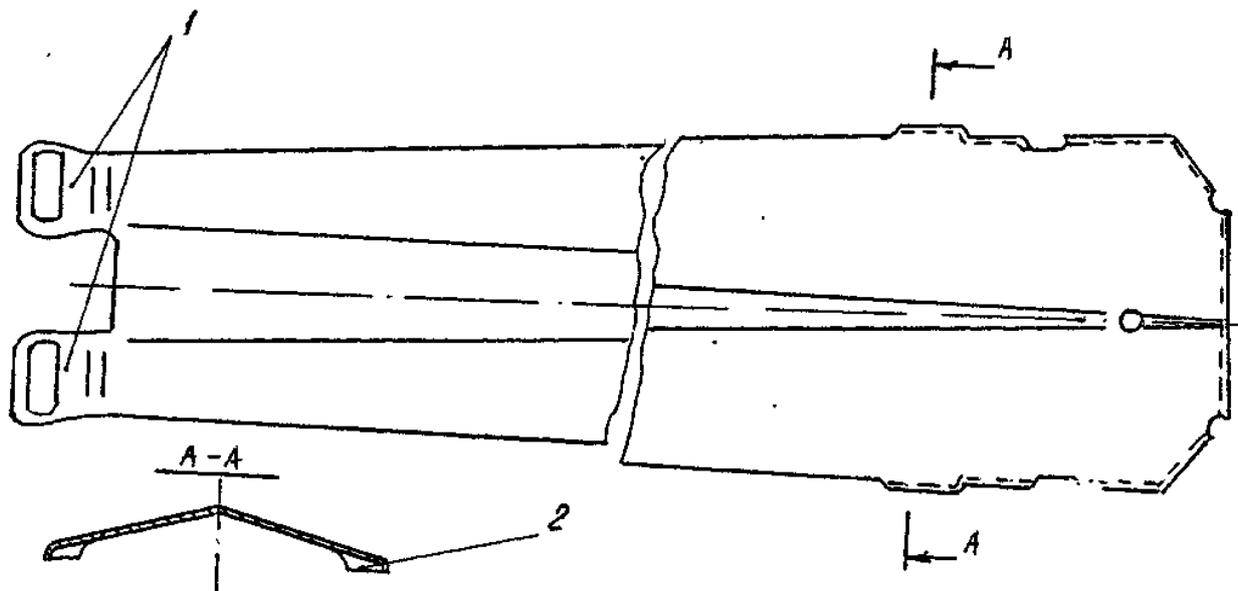
К внешней створке (2) (рис. И-И) с помощью болтового соединения 3 крепится пластинчатой конструкции ограничитель (4), предотвращающий выход из взаимного перекрытия проставки (1).



(Крепление внешней створки и проставки)

Внешняя проставка, выполнена штамповкой из листового материала. В передней части у нее имеются проушины (1) с овальными отверстиями. Крепление проставки к створке обеспечивается болтовым соединением через отверстия в проушинах и створке. В задней части проставки в сечении А-А выполнены выступы (2), которые на схеме крепления внешней створки и проставки заходят за края ограничителя (4) и позволяют проставке не выходить из перекрытия со створкой (2).

Овальные отверстия в проушинах (1) проставки, позволяют ей обеспечивать свободу взаимных перемещений со створкой, при изменении площади среза сопла и при их нагреве. Для повышения жесткости задней части проставки ее края отогнуты (штрихпунктирная линия).



(Внешняя проставка)

Механизм синхронизации створок и проставок внешней и сверхзвуковой частей ВУ .

Предназначен для одновременного и синхронного поворота створок, проставок как внешней, так и внутренней сверхзвуковой частей ВУ под действием сил со стороны внешнего потока воздуха, газа, проходящего через сопло двигателя и пневмоцилиндров с целью обеспечения полного расширения газа на срезе сопла.

Состоит из:

- системы качалок (19) и тяг (11);
- механических упоров (5);
- кольца пневмоцилиндров (12);
- направляющих элементов (13).

Каждая качалка (10) с помощью шарнирного соединения (17) крепится к качалки (6), а через две тяги (11), соединена с двумя внешними створками (9) и через подвижный механический упор (5), с ложементом (3). Литая проушина (2) створки (9), также шарнирно крепится к ложементу (3). Створка (14) сверхзвуковой части ВУ крепится шарнирно в узле (15) к створке дозвуковой части ВУ (18), и подвижно с помощью направляющего элемента (13) соединена с внешней створкой (9).

Качалка (6) крепится шарнирно (узел 19) к ложементу (3), соединяется со штоком гидроцилиндра (1) и через тягу (16) со створкой (18). Створка (18) с помощью проушины (20), осей (21) крепится к детали (22). Деталь (22) с помощью болтового соединения (26) крепится к фланцу форсажной камеры (24), фиксируя при этом вкладыш (23), относительно положения теплового экрана форсажной камеры (25).

Таким образом, при неподвижной качалке (6) (а значит и штока гидроцилиндра (1) и створки дозвуковой части ВУ (18)) внешние створки (9), могут синхронно вращаться на своих литых проушинах (2) относительно ложемента (3). Синхронность вращения внешних створок, обеспечивается через тяги (11) и качалки (10).

Неподвижность створок (18) дозвуковой части ВУ определяет строгое положение осей вращения (15) створок сверхзвуковой части ВУ. В этом случае положение створок (14) (а значит и проставок) будет определяться положением внешних ство-

рок (9), за счет из взаимной связи через направляющий элемент (13). Кольцо пневмоцилиндров, также связывает и определяет положение всех внешних створок между собой через упругую связь - давление воздуха в пневмоцилиндрах.

На режимах от «максимала» и ниже усилия пневмоцилиндров больше усилия со стороны газа и воздуха на створках сверхзвуковой и внешней частей сопла, поэтому площадь среза сопла минимальная. Площадь среза сопла ограничивается максимальной длиной штока (4) телескопического регулируемого упора (5) (шток 4 максимально выдвинут из цилиндра упора 5).

На «полном форсаже» и на числах  $M > 1,5$  усилия со стороны газа и воздуха больше усилия со стороны пневмоцилиндров и внешние створки образуют максимальную площадь среза сопла, которая при этом ограничивается упором торцевой поверхности штока (4) в дно цилиндра упора (5).

На режимах частичного форсирования двигателя поршень штока (4) находится между крайними упорами в гильзе цилиндра.

При управлении площадью критического сечения сопла, когда например, от усилия штоков гидроцилиндров (1) синхронно, относительно своих осей вращения (19) перемещаются по часовой стрелке качалки (6) и через тяги (16) створки (18), одновременно и синхронно по часовой стрелке перемещаются оси (17) качалок (10) и относительно своих осей вращения поворачиваются внешние (9) и внутренние (14) створки, уменьшая при этом площадь среза сопла.

Регулировка предельной площади среза сопла осуществляется с помощью кольца ограничителей и была рассмотрена в пункте внешняя створка.

Регулировка максимальной и минимальной площадей среза сопла осуществляется с помощью втулки (7) телескопического упора (5) путем ее вращения с последующей контровкой гайкой (8).

Кольцо пневмоцилиндров предназначено для регулировки оптимальной площади среза сопла.

Состоит из 16-ти пневмоцилиндров, попарно соединенных.

Кольцо пневмоцилиндров крепится шарнирно (смотри А-А) с внутренней стороны внешних створок на кронштейнах (1).

Корпус пневмоцилиндра состоит из:

- корпуса цилиндра (2);
- крышки (6).

Внутри цилиндра расположен шток с поршнем (5). В шток ввернут на резьбе наконечник (4), положение которого фиксируется гайкой (8) и контровочной пластиной (7) (см.1 и вид Б). К штоку крепится металлический кожух (3) для защиты штока от нагрева, влаги, пыли и т.д. Кожух (3) (вид В) имеет прорезь для прохода штуцера (9) (вид А), подвода воздуха в полость поршня пневмоцилиндра (2). Крышка (6), к корпусу крепится на резьбе и фиксируется контровкой (вид А). На поршне и на направляющей штока выполнены канавки лабиринтного уплотнения полости пневмоцилиндра с целью уменьшения утечек воздуха, которые при работе двигателя регламентируются.

Силовал ферма с упругими элементами предназначена для обеспечения плавного перехода фюзеляжа самолета к внешним створкам сопла с проставками. При повороте внешних створок упругие элементы постоянно деформируются. Упругие элементы (6) состоят из штампованных пластин, попарно, со смещением сварен-

ных между собой. С помощью винтов (5), они крепятся к резьбовым втулкам (4), закрепленным на силовом кольце (3). Правая часть упругих элементов опирается на внешние створки (8), левая часть связана с фюзеляжем самолета. К силовому кольцу (3) приварены кронштейны (2), к которым шарнирно крепятся вильчатые рычаги (1) (смотри вид В и Б-Б). Вильчатые рычаги центрируют силовое кольцо относительно корпуса форсажной камеры в сечении расположения узлов (7). Узел (7) является общим для крепления гидроцилиндров и кольца с упругими элементами. На рисунке позицией (9) обозначено соединение створки (8) с проставкой створки.

### 6.3.5. Оценка технического состояния выходного устройства.

Техническое обслуживание выходного устройства осуществляется в соответствии с "Руководством по технической эксплуатации" 99.ОЗРЭ, разделы 072,071 и "Регламентом технического обслуживания" (РО).

При внешнем осмотре выходного устройства особое внимание обращается:

- у створок - на наличие трещин на полотне створок и в районе ребер жесткости, коробления и изгиба полотна створок;
- у проставок - на наличие трещин на полотне проставок, местных вырывов и оплавления металла у боковых кромок, коробления;
- у экранов на створках дозвуковой части сопла - на наличие коробления кромок, растрескивания в районе заклепок;
- на появление топлива в районе расположения гидроцилиндров.

При опробовании двигателя с помощью комплекта МК-ТЮ

(или ПНК-99, ПНП-99) контролируется диаметр критического сечения сопла на режимах:

- $n_{вд} = 80 \pm 1,5\%$  (момент прикрытия сопла);
- малом газе (максимальный диаметр критического сечения сопла);
- $n_{вд} = 95\%$  (режим прогрева, минимальный диаметр критического сечения сопла);
- «Максимал» (сверка с данными по формуляру, отличие не более 8 делений по ИП);
- «Полный форсаж» (сверка с данными по формуляру, отличие не более 10-ти делений по ИП);
- при проверке системы предупреждения и ликвидации помпажа;
- при приемистости и сбросе режима работы двигателя.

При этом, перекладка створок должна быть плавной, без заеданий и рывков.

Проверка работы ВУ на неработающем двигателе осуществляется с помощью специальной гидроустановки ГУ-3 (см. ОI2.65.0I,TKI) и ПНК-99 (см.012.66.01, ТК2).

Необходимо произвести 4-5 открытий и закрытий реактивного сопла, проверить плавность хода троса обратной связи (без заеданий). В положении полного форсажа проверяется его натяжение и оно сверяется с данными формуляра.

6.3.6. Характерные неисправности и отказы ВУ,  
способы их выявления и устранения.

Неисправности	Возможно причины	Способы устранения
Течь топлива из гидроцилиндра по штоку	Нарушение герметичности	Замените сопло
Течь топлива в стыке гидросистемы сопла с гидросистемой двигателя	1. Ослабление соединения 2. Наличие рисков, забоин на штуцере трубопровода 3. Наличие рисков, забоин на ниппеле гидроуправления	1. Подтяните крепления в стыке 2. Замените трубопровод 3. Замените сопло
Прогары, коробление и трещины на створках и проставках	Температурное воздействие	Замените звенья створок или проставок
Коробление и трещины на экранах створок	Температурное воздействие	Замените экраны створок
Коробление и трещины на экранах проставок	Температурное воздействие	Замените звенья проставок
Коробление, выработки и трещины на внутреннем выходном насадке	Температурное воздействие	Замените внутренний выходной насадок
Коробление, выработки и трещины на кожухе наружном	Температурное воздействие	Замените кожух наружный

# Тема 7. Приводы

## 7.1 Общая характеристика приводов

Система приводов предназначена для:

- передачи крутящего момента от роторов двигателя к двигательным и самолетным агрегатам;
- привода датчиков частот вращения роторов двигателя;
- передачи крутящего момента от газотурбинного стартера - энергоузла (ГТДЭ) к ротору высокого давления (РВД) двигателя, для его раскрутки в режиме запуска;
- привода самолетных агрегатов при работе ГТДЭ в режиме энергоузла.

Система приводов агрегатов состоит из:

- коробки приводов двигательных агрегатов (КДА);
- центральной конической передачи (ЦКП);
- выносной коробки приводов агрегатов (ВКА);
- редуктора датчиков частоты вращения (РДЧВ) ротора низкого давления (РНД).

## 7.2. Конструкция приводов двигательных агрегатов

### 7.2.1. Центральная коническая передача

Центральная коническая передача предназначена для:

- передачи крутящего момента от вала РВД (26) на вертикальную рессору (23) привода КДА;
- привода откачивающих масляных насосов (27) и (28);
- передачи крутящего момента от вала РНД (29) на рессору привода РДЧВ (30).

Корпус ЦКП отлит из титанового сплава и крепится к заднему фланцу опорного обода промежуточной опоры РНД. В корпусе размещены силовые конические шестерни (24) и (25). На корпусе ЦКП крепится откачивающий маслонасос (28).

### 7.2.2. Коробка двигательных агрегатов

КДА предназначена для передачи крутящего момента от ЦКП на агрегаты, обслуживающие системы двигателя и ВКА, а также передачи крутящего момента от ВКА на агрегаты двигателя и на вал РВД, для его раскрутки при запуске двигателя. КДА используется также для размещения и крепления двигательных агрегатов. Конструктивно КДА представляет собой коробку передач, состоящую из ряда цилиндрических и одной пары конических и одной пары конических шестерен, размещенных в литом корпусе. КДА крепится в верхней части двигателя к промежуточному корпусу компрессора с помощью двух кронштейнов.

Передача крутящего момента от вала РВД (26), идет через ведущую (25) и ведомую (24) силовые конические шестерни ЦКП, на вертикальную рессору. От нее через пару конических шестерен КДА крутящий момент передается через ряд промежуточных цилиндрических шестерен на гибкий вал (16) и двигательные агрегаты:

- центробежный суфлер (17);
- плунжерный топливный насос высокого давления (18);
- подкачивающий центробежный топливный насос (19);
- маслоагрегат (20);
- насос-регулятор (21);
- форсажный центробежный топливный насос (22).

### 7.2.3. Редуктор датчиков частоты вращения

Модуль РДЧВ предназначен для привода индукционного и трех частотных датчиков частоты вращения РНД. В корпусе модуля РДЧВ размещаются два одноступенчатых редуктора, состоящих каждый из одной пары цилиндрических шестерен, с помощью которых приводятся во вращение ротор индукционного и индуктор частотных датчиков частоты вращения.

## 7.3. Конструкция приводов самолетных агрегатов

### 7.3.1. Конструкция выносной коробки агрегатов (ВКА)

Выносная коробка агрегатов (ВКА) предназначен для:

- передачи крутящего момента от вала РВД (26), через КДА и гибкий вал (16) на привод самолетных агрегатов;
- передачи крутящего момента от вала ротора газотурбинного двигателя-энергоузла (15), на привод самолетных агрегатов и раскрутки РВД (через гибкий вал и КДА) при запуске двигателя на земле;
- передачи крутящего момента от вала ротора свободной турбины ГТДЭ на привод самолетных агрегатов в режиме работы ГТДЭ «Энергоузел»;
- размещение и крепление самолетных агрегатов.

#### Конструкция ВКА.

ВКА представляет собой коробку передач, состоящую из ряда цилиндрических шестерен, размещенных в литом корпусе из магниевом сплава.

ВКА связана с КДА гибким валом, конструкция которого позволяет компенсировать несносность и перекокс соединяемых выходных валов ВКА и КДА.

При переводе ВКА в режим «Энергоузел» кинематическая цепь ВКА автоматически изменяется с помощью электромеанизма переключения передач. На этом режиме (рис.9.2) с помощью муфты (12), разъединяется кинематическая цепь передачи крутящего момента от ГТДЭ к гибкому валу, а передача крутящего момента от ГТДЭ к агрегатам ВКА идет через муфту (7). При этом частота вращения при работе двигателя на режиме  $n_{вд} = 65,5 \pm 2\%$ .

В состав электромеханизма ЭПП входят:

- электродвигатель;
- редуктор;
- ходовой винт.

Все расположено внутри корпуса электромеханизма (3). При включении ЭПП приводится в движение тяга (2), которая перемещает траверсу (5). Для регулировки и сигнализации крайних положений тяги, в электромеханизме имеются два микровыключателя, которые срабатывают от кулачковых шайб, кинематически связанных с тягой (2).

На валике (10), служащем для передачи крутящего момента от ГТДЭ к ВКА, имеется муфта (7), которая имеет возможность перемещаться по наружным шлицам и фиксируется в одном из двух положений подвижной скобой (6). Заход в зацепление шестерен (8) и (4), при переключении режима работы ВКА обеспечивается благодаря наличию заходных скосов на зубьях.

В кинематической цепи от гибкого вала к ВКА имеется муфта (12), которая обладает возможностью углового смещения относительно вала за счет наличия заходных скосов и зазоров на внутренних шлицах. Это дает возможность шлицам валика (1), свободно входить в шлицы муфты (12), при отключении ВКА из режима «Энергоузел».

На валике (5) установлен закрепленный штифтом индуктор (4), обеспечивающий работу двух частотных датчиков частоты вращения РВД.

ВКА размещается в двигательном отсеке перед КДА и крепится с помощью трех кронштейнов, обеспечивающих свободу температурных деформаций в осевом и поперечном направлениях.

Масса ВКА с агрегатами — 228 кг, без агрегатов — 79 кг.

На ВКА размещены следующие агрегаты:

- газотурбинный стартер – энергоузел (15);
- откачивающие масляные насосы (1), (13);
- гидравлические насосы самолетной гидросистемы (2), (12);
- два частотных датчика частоты вращения РВД(3);
- электромеханизм переключения режимов работы ВКА (6);
- подкачивающий центробежный топливный насос (11);
- генератор переменного тока (14) с гидроприводом постоянной частоты вращения;
- индукционный датчик частоты вращения РВД (36).

Крутящий момент от ВКА к КДА и от КДА к ВКА на различных режимах работы (кроме режима «Энергоузел») передается гибким валом. Конструкция гибкого вала позволяет компенсировать несоосность и перекос осей соединяемых валов ВКА и КДА.

Гибкий вал состоит из:

- двух цапф с фланцами (3), (12);
- двух блоков диафрагм (4), (10);
- средней части вала (7).

Блоки диафрагм с цапфами и средней части вала соединены с помощью фланцев болтами (2, 6, 9,13). Кроме того, цапфы шарнирно соединены со средней частью вала сферическими втулками (5), (11).

Фланцы цапф (3), (12), крепятся к соответствующим фланцам выходных валов ВКА (1) и КДА (14). Снаружи гибкий вал закрыт разъемным кожухом (8).

Несоосность и перекося фланцев КДА и ВКА относительно друг друга компенсируются деформацией в блоках диафрагм (4), (10). Изменение линейных размеров между КДА и ВКА при монтаже или в результате температурных деформаций компенсируется линейным перемещением выходного вала КДА (14).

### 7.3.2. Запуск, эксплуатационный режим и режим авторотации

#### Запуск, эксплуатационные режимы работы ТРДД и режим авторотации.

При запуске ИРДД крутящий момент от ГТДЭ передается через валик (10) на муфту (7), и далее через ряд цилиндрических шестерен – к агрегатам ВКА, а через валик (1) и муфту (12) на гибкий вал КДА (13) и РВД двигателя.

На эксплуатационных режимах работы двигателя или авторотации крутящий момент передается от РВД через КДА и гибкий вал, муфту, валик и далее через ряд цилиндрических шестерен – к агрегатам ВКА. На режимах запуска, эксплуатационных режимах работы и авторотации двигателя тяга находится в убранном положении.

### 7.3.3. Режим «Энергоузла»

При переводе ВКА на режим «Энергоузла» автоматически включается в работу электромеханизм ЭПП (3) и через редуктор и винтовую пару приводит в движение тягу (2), которая перемещает траверсу (5), жестко связанную с валиком (10) и подвижной скобой (6). При этом валик (10) выводит из зацепления валик (11) с муфтой (12). Этим обеспечивается разъединение гибкого вала и ВКА. Подвижная скоба при этом перемещает муфту (7) до соединения зубчатого венца (8) с шестерней (4), а шлицы муфты (7) выходят из зацепления с внутренними шлицами шестерни (9), что обеспечивает изменение передаточного отношения от вала ГТДЭ (11) к самолетным агрегатам в режиме «Энергоузел».

Время перемещения тяги (2) электромеханизма ЭПП из одного крайнего положения в другое при переключении режима работы ВКА должно быть в пределах от 12 до 15 с.

При работе ГТДЭ в режиме «Энергоузел» крутящий момент от валика (10), передается через муфту (7), на шестерни (8), и (4), далее через ряд цилиндрических шестерен – на агрегаты ВКА. При этом шестерня (9) свободно вращается относительно валика (10) и является в данном режиме работы ВКА «паразитной», а кинематическая цепь передачи крутящего момента на гибкий вал разорвана с помощью муфты (12).

### 7.3.4. Оценка технического состояния системы приводов

1. Переключение ВКА на режим «Энергоузел» и с режима «Энергоузел» должно производиться только при отсутствии вращения РВД и ротора ГТДЭ во из-

бежание возникновения больших динамических (ударных) нагрузок в элементах муфт (7), (12) и их поломки.

2. При работе ГТДЭ в режиме «Энергоузел» запрещается давать полную нагрузку одновременно на все агрегаты, установленные на ВКА, из-за ограничения мощности ГТДЭ на этом режиме.

3. Для обеспечения возможности прокрутки РНД и РВД с целью контроля технического состояния лопаток рабочих колес КНД, ТНД, КВД, ТВД, в РДЧВ и ВКА имеются гнезда (33), (9), для специальной рукоятки ручной прокрутки роторов.

4. Для контроля времени выбега РВД в условиях эксплуатации в разъемном кожухе (8) гибкого вала имеется специальное смотровое окно.

5. После замены двигателя или ВКА необходимо проверить взаимное расположение двигателя и ВКА с помощью спец. приспособления, которое устанавливается на место гибкого вала. Проверка производится согласно технологической карты, инструкции по эксплуатации самолёта. Регулировка соосности расположения двигателя и ВКА осуществляется тягами крепления ВКА.

6. Смазка и охлаждение ГП-21 осуществляется маслом **ИПМ-10**. Разрешается эксплуатировать гидропривод и на резервном масле **ВНИИ-НП-50-1-4Ф**, но не более 300 часов. Контроль уровня масла в ГП-21 осуществляется при подготовке самолёта к каждому лётному дню и в межполётную подготовку до наработки **10±1 час**, далее через **25±5 часов**. Уровень масла должен быть между верхним и нижним краями метки масломерного стекла, расположенного на маслобаке ГП-21. Подход через люк **КОНТРОЛЬ МАСЛА В ГП-21**.

### 7.3.5. Характерные неисправности и отказы системы приводов агрегатов, способы их выявления и устранения

#### Отказ привода ВКА.

##### Признаки:

Резкое падение до нуля оборотов двигателя  $n_2$  по указателю в кабине, сопровождаемое падением до  $100\text{кг/см}^2$  давления в I (II) гидросистеме, при нормальных показаниях температуры двигателя, на УСТ возможно появление одного из сигналов: «АВТ. ВОЗДУХОЗАБ. ЛЕВ (ПРАВ)», «РЕГУЛЯТОР ЛЕВ. (ПРАВ)», «ОДНА ГИДРО», «ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ЛЕВ. (ПРАВ) ГЕНЕР».

##### Действия:

На самолётах с 4-мя гидронасосами включить резервный гидронасос работающего двигателя, на остальных установить переключатель «Разгрузка-Разгрузка гидронасос» работающего двигателя в положение «Откл».

##### Примечания:

Все сигналы, которые появляются на УСТ, являются следствием прекращения привода источников электро- и гидроэнергии.

## Тема 8. Силовая система

### 8.1 Общая характеристика силовой системы

Силовая система двигателя состоит из силовой системы ротора низкого давления, силовой системы ротора высокого давления и силовой системы статора.

Силовая система ротора НД выполнена по четырехопорной схеме с подвижным соединением роторов НД компрессора и турбины с упруго-гидравлическими демпферами в передней и задней опорах.

Силовая система ротора ВД выполнена по двухопорной схеме с жестким соединением роторов ВД компрессора и турбины и с упруго-гидравлическим демпфером в передней опоре.

Силовая система статора включает в себя силовые корпуса наружного и внутреннего контуров, соединенных между собой переходным корпусом и регулируемые опоры в задней части смесителя форсажной камеры.

Узлы крепления двигателя к самолету расположены в двух плоскостях: в плоскости переходного корпуса и в плоскости фронтального устройства форсажной камеры.

### 8.2. Силовая система ротора низкого давления

Силовая система ротора НД состоит из:

- ротора КНД;
- ротора ТНД;
- элементов соединения роторов.

Ротор КНД (1) установлен на двух опорах:

- переднем роликовом подшипнике (20), размещенном в упруго-гидравлическом демпфере;
- заднем опорно-упорном шариковом подшипнике (17).

Опорами ротора ТНД являются: передний роликовый подшипник (14), установленный внутри корпуса шарикового подшипника центрального привода, и задний роликовый подшипник (8), размещенный в упруго-гидравлическом демпфере (9).

Четырехопорная схема ротора НД повышает его изгибную жесткость и обеспечивает относительную независимость модулей вентилятора и газогенератора.

Соединение роторов КНД и ТНД выполнено подвижным и включает в себя шлицевую рессору (4), закрепленную в вале (16) КНД с помощью гайки (5), и стяжной болт (15). Подвижность соединения обеспечивается за счет зазоров в шлицевых соединениях рессоры (4) с валами КНД и ТНД и сравнительно высокой податливостью стяжного болта (15), позволяющих компенсировать возможную несоосность валов. Дополнительная разгрузка ротора НД от изгибных напряжений обеспечивается также повышенной податливостью опор (20) и (8).

Крутящий момент с вала ТНД передается с помощью шлицевой рессоры на вал (16) КНД и далее через цапфу (19) распределяется по ступеням. Осевая сила с вала турбины передается через гайку (12) и стяжной болт (15) на вал КНД. Результирующая сила, равная разности осевых сил роторов КНД и ТНД, с вала КНД передается

через опору (17) на переходный корпус.

Радиальные силы с роторов, передаются через опоры на соответствующие корпуса и далее на узлы крепления двигателя.

Осевое положение ротора КНД регулируется подбором толщины элементов уплотнений, установленных между внутренней обоймой подшипника (17) и выступом (2) на вале КНД. Положение ротора ТНД обеспечивается стяжным болтом (15).

Схема сил и крутящих моментов, действующих на элементы ротора и опоры, для одного из расчетных случаев приведена на рис. 8.1.

### 8.3. Силовая система ротора высокого давления

Силовая система ротора ВД состоит из:

- ротора КВД;
- ротора ТВД.

Ротор ВД имеет две опоры:

- передний опорно-упорный шариковый подшипник (13), установленный в упруго-гидравлическом демпфере;
- задний роликовый подшипник (10).

Соединение роторов выполнено жестким с помощью пустотелого вала (11) и стяжных болтов (7), участвующих в передаче крутящего момента, осевых и радиальных сил.

Результирующая осевая сила через переднюю опору (13) передается на переходный корпус.

Радиальные силы с ротора передаются через обе опоры на соответствующие корпуса. При этом с задней опоры силы передаются через подшипник (8) ротора НД и упруго-гидравлический демпфер (9).

Осевое положение ротора регулируется изменением толщины кольца (6), устанавливаемого между внутренней обоймой подшипника (13) и упором на цапфе.

### 8.4. Силовая система статора

Силовую систему статора можно условно разделить на силовые системы внутреннего и наружного контуров.

Силовую систему статора внутреннего контура составляют статор ВД и статор турбины НД с корпусом опор.

Статор ВД включает в себя:

- статор КВД;
- корпус камеры сгорания (КС);
- статор ТВД.

В районе камеры сгорания силовая система ВД двухконтурная (связь статоров турбины и компрессора осуществляется по наружному (10) и внутреннему (11) корпусам КС). Замыкание контуров осуществляется с помощью четырнадцати полых стоек (12) в районе диффузора КС, через которые все нагрузки с внутреннего корпу-

са (11) передаются на наружный корпус КС (10).

Осевые силы и крутящие моменты со статора соплового аппарата (СА) турбины ВД передаются на наружный и внутренний корпуса КС с помощью призонных болтов (7) и (8). Статор ВД жестко крепится впереди к переходному корпусу (14). К заднему фланцу статора ВД крепится статор ТНД (6). В районе смесителя ФК (2) статор внутреннего контура телескопически соединен с корпусом наружного контура (3). Аналогичные нагрузки со статора турбины НД передаются несколько иначе. Осевая сила полностью передается с помощью болтов (7) на наружный корпус КС, а крутящий момент распределяется между корпусами КС (10) и (4) задней опоры турбины. С корпуса опоры турбины крутящий момент через смеситель (2) и задний узел (1) связи, передается на корпус наружного контура (5) и уравнивается на переходном корпусе (14) крутящим моментом от статора НД.

Силовая система статора наружного контура состоит из:

- статора КНД (15);
- переходного корпуса (14);
- корпуса (9);
- наружного контура (5);
- форсажной камеры и выходного устройства.

Все силовые корпуса соединены между собой с помощью фланцев. Взаимная центровка соседних корпусов обеспечивается призонными болтами.

Корпус наружного контура (9), расположен между переходным корпусом (14) и корпусом смесителя ФК (3), образует с корпусом ВД наружный контур двигателя и состоит из двух частей (9) и (5), соединенных фланцами. На корпусе выполнены фланцы и бобышки для крепления агрегатов и коммуникаций систем двигателя и окна осмотра компрессора, камеры сгорания и турбины.

Крутящие моменты, осевые и радиальные силы по стыкам корпусов передаются призонными болтами, работающими соответственно на срез (при передаче крутящих моментов и радиальных сил) и на растяжение (при передаче осевых сил). На установленном режиме работы двигателя, крутящие моменты всех силовых корпусов уравниваются на переходном корпусе (при осевом входе и выходе соответственно воздуха и продуктов сгорания). Результирующая осевых сил и радиальные силы передаются на узлы крепления двигателя к самолету.

## **РАЗДЕЛ 2. КОНСТРУКЦИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ ДВИГАТЕЛЯ.**

### **Тема 9. Система смазки и суфлирования**

#### 9.1. Общие сведения о системе смазки и суфлирования

##### 9.1.1. Общая характеристика системы смазки и суфлирования

Масляная система двигателя автономная циркуляционная нормально замкнутая, открыто-закрытая Н закр. = 6...8км. Охлаждение масла производится топливом в топливомасляных радиаторах. Все агрегаты масляной системы размещены на двигателе и выносной коробке агрегатов.

В масляной системе применяются масла ИПМ-10 ТУ 3800180-75 - основное или ВНИИ НП-50-1-4Ф ГОСТ 13076-67 - резервное.

МС предназначена для охлаждения и смазки подшипников и зубчатых передач двигателя.

Масляная система состоит из следующих магистралей:

- нагнетания;
- откачки;
- суфлирования масляных полостей;
- наддува опор двигателя.

#### Состав и устройство маслосистемы

Магистраль нагнетания предназначена для подачи масла под давлением к узлам и деталям двигателя.

Включает:

- нагнетающий насос (5);
- перепускной клапан (8);
- масляный фильтр (21);
- теплообменники топливомасляные (7), (25);
- обратный клапан (42) блока клапанов (41);
- клапан переключения (22);
- трубопроводы;
- форсунки.

Магистраль откачки предназначена для откачки масла в маслобак из опор двигателя, КДА и ВКА.

Включает:

- откачивающий насос передней опоры КНД (38);
- откачивающий насос задней опоры КВД и передних опор РВД и ТНД (33);
- откачивающий нижний насос (34);
- откачивающий насос задних опор РВД и ТНД (27);
- откачивающий насос КДА (4);

- откачивающие насосы ВКА (1), (39);
- обратные клапаны (3) и (43) в блоке клапанов (41);
- перепускной клапан (44) в блоке клапанов (41);
- сигнализатор стружки в масле (20);
- магнитную пробку с клапаном (40);
- неприводной центробежный воздухоотделитель (12),
- дополнительный сливной бачок (28);
- трубопроводы.

Магистраль суфлирования масляных полостей предназначена для удаления газов, проникающих через масловоздушные уплотнения.

Включает:

- центробежный суфлер (2);
- обратный клапан (45);
- предохранительный клапан (37);
- трубопроводы.

Магистраль наддува опор роторов предназначена для защиты газоздушного тракта двигателя от попадания масла из опор роторов.

Включает:

- внутренние полости валов, стоек корпусов, частей роторов, используемых как воздушные каналы (полости наддува);
- предмасляные полости подшипников и полости наддува, находящиеся в узлах опор роторов;
- лабиринтные уплотнения;
- переключатель наддува (10);
- клапан суфлирования компрессора (22);
- клапан суфлирования турбины (20);
- трубопроводы.

Все опоры роторов двигателя выполнены по трехполосной схеме, в которую входят:

- масляная полость;
- предмасляная полость;
- полость наддува.

Предмасляная полость отделена масляным контактными уплотнением от масляной полости и лабиринтным уплотнением - от полости наддува.

Управляемые во всех трех полостях давления обеспечивают на всех режимах работы двигателя и полета самолета постоянно направленный перепад давления (от полости наддува к масляной полости), в результате чего исключено попадание масла и его паров в газоздушный тракт двигателя.

### 9.1.2. Основные параметры масляной системы

- Количество масла, заливаемого в маслобак -  $(15_{-1}^{+3}) \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 (15_{-1}^{+3}) \text{ л}$ .
- Минимальная заправка маслобака перед полетом продолжительностью не более 8 часов -  $12 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 (12 \text{ л})$ .
- Срабатывание сигнализатора минимального уровня масла в баке -  $(13 \pm 0,5) \text{ л}$ .
- Двигатель обеспечивает нормальную работу при кратковременных перерывах в подаче масла (действие нулевых и отрицательных перегрузок) в течение не более 10 с.
- Давление воздуха в масляных полостях двигателя в условиях  $H = 0, M = 0$  (по замеру перед центробежным суфлером) не более -  $(0,3 \text{ кгс/см}^2)$
- Чистота заправляемого в двигатель масла - 13 класс по ГОСТ 17216-71.
- Расход масла не более -  $(0,6 \text{ л/ч})$
- Давление масла:
  1. на режимах малого газа  $n < 85\%$  не менее -  $(1,8 \text{ кгс/см}^2)$ ;
  2. на нефорсированных режимах при  $n \geq 85\%$  -  $(2,7 - 3,2 \text{ кгс/см}^2)$ ;
  3. на форсированных режимах -  $(2,5 - 3,1 \text{ кгс/см}^2)$ .
- В полете допускается повышение давления масла до -  $(4 \text{ кгс/см}^2)$
- Срабатывание сигнализатора минимально допустимого давления масла  $(1,4 \pm 0,2 \text{ кгс/см}^2)$  на  $n \leq 85\%$ ,  
 $(1,9 \pm 0,1 \text{ кгс/см}^2)$  на  $n \geq 85\%$
- Срабатывание сигнализатора максимально допустимого давления масла  $(3,8 \pm 0,2 \text{ кгс/см}^2)$  на всех режимах.
- Тонкость фильтрации масла не хуже 70 мкм.
- Производительность насосов:
  - нагнетающего -  $(83,5 \text{ л/мин})$ ;
  - откачивающих насосов передней опоры КНД и задней опоры ТНД -  $(77 \text{ л/мин})$ ;
  - средней опоры -  $(107 \text{ л/мин})$ ;
  - нижнего откачивающего -  $(58 \text{ л/мин})$ ;
  - правого ВКА -  $(30 \text{ л/мин})$ ;
  - левого ВКА. -  $(26 \text{ л/мин})$ ;
  - маслоагрегата -  $(55 \text{ л/мин})$ .
- Температура масла на выходе -  $t_M \leq 200^\circ\text{C}$ .

## 9.2 Устройство и принцип работы масляной системы

### 9.2.1. Конструкция системы смазки: агрегаты магистрали нагнетания

Нагнетающий насос (5) предназначен для подачи масла под давлением в систему нагнетания.

Нагнетающий насос центробежно-шестеренного типа объединен в одном маслоагрегате с перепускным клапаном (8) и насосом (4), откачивающим масло из КДА. Маслоагрегат установлен на КДА.

Состоит из корпусов отлитых из алюминиевого сплава:

- переднего (1);
- среднего (2);
- заднего (3).

Нагнетающий насос маслоагрегата состоит из стальных шестерен (4) и (7) с четырьмя крыльчатками, имеющими одну общую входную камеру. Шестерни установлены на стальных валах (5) и (6), вращающихся в шарикоподшипниках. Ротор агрегата приводится во вращение через рессору от шестерни, расположенной в КДА. Для предотвращения утечки масла из полости нагнетающего насоса в полость откачивающего насоса при работе двигателя и перетекания масла на стоянке из маслобака в двигатель на валах установлены уплотнительные манжеты. Давление масла на выходе из нагнетающего насоса регулируется перепускным клапаном (8), который поддерживает заданное давление масла на режимах  $n_2 \geq 85\%$  и - уменьшает подачу масла в двигатель на режимах запуска, малого газа и авторотации.

Перепускной клапан состоит из:

- корпуса (1);
- седла (2);
- клапан режима запуска (3);
- клапан основного режима работы (4);
- пружин (5,6,7);
- гайки (8);
- упора (9);
- опоры (10).

Регулировка клапана (4) осуществляется при помощи упора (9).

Давление открытия клапана (4) на режимах запуска двигателя и авторотации -  $0.1+0,05$  кгс/см<sup>2</sup>.

Масляный фильтр (13) предназначен для очистки масла, поступающего в систему нагнетания, а также для контроля состояния деталей.

Масляный фильтр состоит из:

- корпуса (1);
- траверсы (2);
- винта (3);
- каркаса с крышкой (4);
- уплотнительное кольцо (5);
- фильтрующая секция (6);
- сливной трубопровод (7);
- перепускной клапан (8).

Набор сетчатых фильтрующих секций, смонтирован на каркасе с крышкой. Каркас имеет сквозные продольные пазы для выхода масла. В крышке расположено уплотнительное кольцо. Корпус маслофильтра - элемент конструкции маслобака. Маслофильтр крепится в корпусе винтом и траверсой, Для слива масла из полости фильтра имеется сливной трубопровод. При засорении фильтрующих секций, сопротивление фильтрующего пакета больше 1,8 кгс/см - масло, минуя фильтропакет, проходит через перепускной клапан.

Теплообменник топливомасляный (7) предназначен для охлаждения масла топливом, поступающим в основную камеру сгорания. Охлаждение масла происходит на всех режимах работы двигателя.

Теплообменник (25) предназначен для охлаждения масла, поступающего к опорам двигателя при более интенсивном их разогреве, происходящем при полете самолета на больших скоростях. Охлаждение масла в теплообменнике (25), производится топливом, питающим форсажную камеру. Включение теплообменника (25) производится по команде от РСФ при включении форсированного режима.

Топливодомасляный теплообменник состоит из

- обечайка (1);
- штуцера (2, 4, 7, 10);
- клапаны (3, 8);
- крышка (5, 11);
- трубки сота (6);
- кронштейн (9);
- трубная доска (12);
- перегородка (13).

Обечайка закрыта с обеих сторон крышками. В обечайку вставлена матрица, образованная двумя трубными досками, тремя перегородками и трубками. К обечайке приварены кронштейны для крепления теплообменника на двигателе. Холодное топливо через входное телескопическое соединение поступает в полость крышки и, пройдя через трубки, отводится через выходное телескопическое соединение из теплообменника.

При повышении сопротивления в топливной полости теплообменника, открывается клапан (8) и часть топлива поступает в двигатель, минуя теплообменник. Горячее масло из нагнетающего насоса, через входное телескопическое соединение поступает в межтрубную полость теплообменника и оттуда, через выходное телескопическое соединение поступает в двигатель.

При повышении сопротивления в межтрубной полости теплообменника открывается клапан (3) и часть масла поступает в двигатель, минуя теплообменник. Топливодомасляные теплообменники размещены в верхней части корпуса наружного контура, по конструкции аналогичны.

Обратный клапан (42) служит для предотвращения возможности попадания масла из ВКА в систему нагнетания двигателя. Обратный клапан установлен в блоке клапанов(10.6) и состоит из:

седла (3);

клапана (1);

пружины (2). Давление открытия клапана - не более 0.05 кгс/см<sup>2</sup>.

Клапан переключения (22) предназначен для подключения теплообменника (25) на форсированных режимах по команде от РСФ.

Клапан установлен на фланце маслобака и состоит из:

- сварного корпуса (3);
- крышки (6);
- седла (1);
- поршня (8);
- пружины (7);
- клапана (2).

Герметичность полостей клапана обеспечивается уплотнительными кольцами (4) и (5).

Маслобак сварной конструкции, изготовлен, из нержавеющей листовой стали, состоит из:

- корпуса;
- нижней крышки.

Корпус состоит из:

- обечайки (1);
- передней стенки (17);
- задней стенки (7).

На обечайке расположены:

- корпус (2) поплавкового клапана (34);
- крышка заправочной горловины (3);
- мерная линейка (4);
- крышка маслофильтра (5);
- фланец слива масла из маслофильтра (24);
- фланец слива масла из маслобака (25);
- фланец подвода масла к маслофильтру (26);
- фланец подвода масла к ГТДЭ (18);
- фланец подвода масла к маслоагрегату (16);
- штуцер подвода эмульсии к сигнализатору стружки из системы откачки (15);
- фланец сигнализатора стружки в масле (14);
- фланец слива масла из центробежного суфлера (13).

На задней стенке расположены:

- корпус клапана суфлирования (12);
- фланец установки предохранительного клапана (10);
- корпус уровнемера (8);
- фланец установки клапана переключения (6).

Внутри бака расположены:

- узел суфлирования маслобака (21);
- трубопровод суфлирования маслобака при действии отрицательных перегрузок (31);
- трубопровод подвода масла к воздухоотделителю (19);
- воздухоотделитель (20) с заливной горловиной;
- поплавковый отсечной клапан (34);

- корпус мерной линейки (22);
  - трубопровод подвода масла к маслоагрегату (30);
  - трубопровод подвода масла к маслофильтру (28);
  - трубопровод отвода масла от маслофильтра в систему нагнетания (29);
  - трубопровод слива масла из маслофильтра (27);
  - корпус сигнализатора стружки в масле (32);
  - корпус маслофильтра (33);
  - предохранительный клапан (фланец 10 закрыт заглушкой).
- Маслобак прикреплен к двигателю двумя металлическими лентами.

### Агрегаты магистрали откачки

Откачивающий насос передней опоры КНД (38) предназначен для откачки масла из передней опоры КНД, установлен в полости передней опоры.

Откачивающий насос - центробежно-шестеренного типа.

Состоит из:

- корпус (6), отлит из алюминиевого сплава;
- крышка (5), отлита из алюминиевого сплава;
- двух стальных шестерен (3) и (4) с крыльчатками и шнеками.

Насос приводится во вращение от вала ротора КНД через гибкий вал (1) и снабжен двумя заборниками (2) и (7) с защитными сетками.

Откачивающий насос задней опоры КНД и передних опор РВД и ТНД (33) предназначен для откачки масла из полостей задней опоры КНД и передних опор РВД. Установлен в промежуточном корпусе.

Насос - центробежно-шестеренного типа.

Состоит из:

- корпуса (3);
- среднего корпуса (2);
- крышки (1);
- двух пар стальных шестерен с крыльчатками (4, 5).

Насос приводится во вращение через рессору от шестерни, связанной с ротором КВД. Насос снабжен тремя заборниками с защитными сетками.

Откачивающий нижний насос (34) предназначен для откачки масла из опор роторов двигателя и приводится во вращение от вала КВД, через вертикальную рессору.

Откачивающий насос центробежно-шестеренного типа, установлен на фланце промежуточного корпуса.

Насос состоит из:

- нижнего корпуса (3);
- верхнего корпуса (1);
- шестерен (4, 5) с крыльчатками, откачивающими масло из задних опор РВД и ТНД;
- шестерни (2);
- шестерни (6), откачивающих масло из задней опоры КНД и передних опор РВД и ТНД.

Все шестерни стальные. На верхнем корпусе насоса имеется фланец для подвода масла из системы нагнетания для подпитки насоса маслом на режимах, когда масло из опор откачивается в основном насосами размещенными в них.

Откачивающий насос задних опор РВД и ТНД (27) предназначен для откачки масла из задних опор ТВД и ТНД. Установлен в полости опор. Откачивающий насос задних опор аналогичен по конструкции откачивающему насосу передней опоры КНД. Насос приводится во вращение от вала ТНД через гибкий вал (1). Насос снабжен двумя заборниками с защитными сетками.

Откачивающий насос маслоагрегата (4) предназначен для откачки масла из КДА.

Насос - центробежно-шестеренного типа, размещен в одном корпусе маслоагрегата с нагнетающим насосом и перепускным клапаном.

Насос состоит из:

- стальных шестерен (8, 9) с крыльчатками.

Масло из КДА поступает в насос через канал, отлитый в корпусе КДА. Внутри канала установлен сетчатый фильтр грубой очистки.

Откачивающие насосы ВКА (1) и (39) предназначены для откачки масла из ВКА. Они установлены на корпусе ВКА.

Насосы - центробежно-шестеренного типа, аналогичной конструкции.

Состоят из:

- корпуса (2);
- крышки (1);
- двух стальных шестерен с крыльчатками (3, 4).

Насосы приводятся во вращение от шестерен ВКА через рессоры. Каждый насос снабжен одним заборником (5) с защитной сеткой.

Обратные клапаны установлены:

- в магистрали откачки масла из ГТДЭ (43);
- в магистрали откачки масла из двигателя (3).

Клапан (43) по конструкции аналогичен обратному клапану (42). Обратный клапан (3) в магистрали откачки масла из двигателя расположен на промежуточном корпусе.

Состоит из:

- двух корпусов (1, 3);
- седла (2);
- клапана (4).

Перепускной клапан (44) предназначен для перепуска масла, откачиваемого из ГТДЭ, при увеличении давления в линии откачки более  $0,3 \pm^{0,05}_{0,1}$  кгс/см<sup>2</sup>. Перепуск масла через клапан предотвращает повышение давления в системе откачки из ГТДЭ. Перепускной клапан (42) установлен в блоке клапанов и по конструкции аналогичен обратным клапанам в системе нагнетания и магистрали откачки масла из ГТДЭ.

Магнитная пробка (40) предназначена для контроля состояния омываемых маслом деталей ВКА по наличию стальных (ферромагнитных) частиц. Магнитная пробка с клапаном установлена в магистрали откачки масла из ВКА.

В ее состав входят:

- пробка (1);

- уплотнительные кольца (3);
- магнит (4);
- фиксирующий штифт (2);
- корпус клапана (5) с клапаном (7);
- пружина (8).

Пробка устанавливается в корпус клапана, фиксируется в нем замком байонетного типа и контрится проволокой. В корпусе клапана имеются три отверстия для подвода масла к магниту пробки. При извлечении пробки эти отверстия перекрываются клапаном, что препятствует вытеканию масла из магистрали. Для обеспечения герметичности соединений на цилиндрической поверхности пробки и под фланцем корпуса клапана установлены уплотнительные кольца. Корпус (5) клапана крепится к фланцу корпуса (10) двумя болтами.

Клапан-пробка (6) предотвращает вытекание масла из маслобака при замене ГТДЭ. Клапан-пробка установлен в магистрали подвода масла от маслобака к ГТДЭ. В соединенном состоянии коммуникаций клапан-пробка открыт, при разъединении коммуникаций под действием пружины клапан закрывает выход из трубопровода, не допуская вытекания масла из маслобака.

Неприводной центробежный воздухоотделитель предназначен для отделения масла, поступающего из магистралей системы откачки, от воздуха. Воздухоотделитель (12) расположен в заливной горловине маслобака. Масловоздушная эмульсия подводится по трубопроводу к воздухоотделителю, в котором масло, отделяясь от воздуха, стекает в маслобак, а воздух через отверстия воздухоотделителя выходит в верхнюю часть маслобака.

Дополнительный сливной бачок (28) предназначен для слива масла из опоры турбины после выключения двигателя. Воздух вытесняется из сливного бачка маслом, и поступает в трубопровод суфлирования масляной полости задних опор РВД и ТНД. Масло из бачка (28) откачивает при запуске нижний откачивающий насос (34).

Бачок сварной конструкции из титанового сплава, емкостью 1,6 л. В стенки бачка вварены штуцера откачки масла, суфлирования и резервный. Бачок закреплен к корпусу наружного контура болтами, проходящими через втулки, вваренные в стенки бачка.

## 9.2.2. Конструкция системы суфлирования

### Агрегаты магистрали суфлирования

Центробежный суфлер (2) предназначен для суфлирования масляных полостей опор роторов ВКА, КДА и масляного бака. Суфлер установлен на КДА.

Состоит из:

- корпуса (4);
- корпуса клапанов (7);
- ступеней крыльчатки (1 и 3);
- полого вала (6);
- баростатического клапана (9);
- обратного клапана (8).

Крыльчатка, закрепленная на валу (6) шпонкой (2) и приводится во вращение от ротора высокого давления через зубчатые передачи КДА. На валу (6) установлено лабиринтное уплотнение (5), предотвращающее поступление воздуха в суфлер из полостей КДА. Через баростатический клапан (9), управляемый пакетом чувствительных элементов (10), осуществляется суфлирование до высоты полета 6-8 км. После закрытия баростатического клапана, в системе с помощью обратного клапана (8), поддерживается избыточное давление  $0,1...0,15 \text{ кгс/см}^2$ , необходимое для работы маслонасоса в высотных условиях.

Клапан (45) обеспечивает разрежение в масляных полостях передней опоры КНД, задней опоры КНД и передних опор РВД, ТНД от начала раскрутки роторов до малого газа, что улучшает условия работы масляных уплотнений. Клапан предотвращает также возможность наддува масляных полостей указанных опор воздухом из задних опор ТНД и РВД. Клапан установлен на КДА.

Состоит из:

- угольника (3);
- ниппеля (1);
- клапана (5) с кольцом;
- седла (2);
- пружины (4).

Предохранительный клапан (37) двойного действия. Обеспечивает давление в масляной полости передней опоры КНД в заданных пределах.

#### Агрегаты магистрали наддува опор роторов

Переключатель наддува (10) двухпозиционный, предназначен для переключения наддува опор двигателя. Переключатель состоит из корпуса (3), в котором размещен клапан (4) с поршневыми кольцами (2) и крестообразной направляющей (5). Пружиной (1) клапан прижат к правому седлу. Переключатель имеет два фланца подвода воздуха от наружного контура и от седьмой ступени КВД. Выход воздуха осуществлен через фланец крепления переключателя. Переключатель установлен на промежуточном корпусе.

Клапан суфлирования компрессора (22) поддерживает давление в предмасляных полостях передней опоры КНД, задней опоры КНД и передней опоры РВД и ТНД избыточным, по отношению к давлению в масляных полостях. Клапан установлен на корпусе компрессора в магистрали выхода воздуха в атмосферу. Клапан состоит из корпуса (5), в котором размещены клапан (2), пружина сжатия (6), седло (1) и втулка (3).

Усилие пружины регулируется шайбами (4). При повышении давления воздуха в предмасляных полостях до давления, превышающего усилие пружины, клапан отходит от седла и перепускает часть воздуха в атмосферу, поддерживая давление в предмасляных полостях на заданном уровне. При понижении давления пружина (6) возвращает клапан в исходное положение.

Клапан суфлирования турбины (20) поддерживает давление в предмасляных полостях избыточным по отношению к давлению в масляных полостях. Клапан установлен на заднем корпусе наружного контура в магистрали выхода воздуха в

атмосферу. Клапан суфлирования турбины состоит из корпуса (5), в котором размещены клапан (2) и седло (1), втулка (3) и пружина (6). Усилие пружины регулируется шайбами (4). Работа клапана суфлирования турбины аналогична работе клапана суфлирования компрессора.

### 9.2.3. Конструкция масляных уплотнений опор роторов двигателя

На всех опорах роторов двигателя применяются контактные графитовые уплотнения. Особенности конструкции и работы уплотнений позволяют разделить их на два типа:

- радиальные уплотнения (32, 35, 36);
- торцевые уплотнения (29, 30, 31).

Основными элементами радиальных масляных уплотнений передней опоры РВД (32), а также задней и передней опор КНД (35, 36), являются разрезные графитовые кольца (1, 2, 5), установленные в кольцеводержателе (4). Перемещение разрезных колец в радиальном направлении и прижатие их к рабочей поверхности кольца (7), установленного на вале ГТД, осуществляется пружинами (3). Перемещение разрезных колец в осевом направлении и прижатие их к торцевой поверхности кольцеводержателя (4), осуществляется пружинами сжатия (6). К усилиям пружин (3) и (5) при работе двигателя добавляются усилия от перепада давлений, возникающих на элементах масляного уплотнения вследствие наддува предмасляных полостей опор. Герметизация стыков элементов разрезных колец достигается их перекрытием за счет взаимного смещения деталей уплотнения.

От проворачивания в окружном направлении элементы разрезных колец удерживаются с помощью фиксаторов (9) и штифтов (12).

В осевом направлении детали масляного уплотнения фиксируются разрезным кольцом (8). Для улучшения условий работы и повышения надежности уплотнения введено кольцо (10). Герметичность стыков корпусных деталей уплотнения достигается за счет обжатия резиновых колец (11, 13).

Основными элементами торцевых масляных уплотнений передней и задней опор ТНД (31, 29), а также задней опоры РВД (30), являются графитовые кольца (15) и (17), которые в осевом направлении поджимаются к торцевым рабочим поверхностям деталей (21) и (18) плоской пружиной (16), а в радиальном направлении - действующими на них центробежными силами. Конструктивной особенностью уплотнения передней опоры ТНД (31) является установка дополнительного третьего разрезного графитового кольца со стороны предмасляной полости.

### 9.2.4. Принцип работы масляной системы

Работа маслосистемы при запуске и в режиме "энергоузел" осуществляется следующим образом. Масло из маслобака через клапан-пробку (6) поступает в маслосистему ГТДЭ. Масло, откачиваемое из ГТДЭ, поступает на смазку ВКА через блок клапанов (41). Смазка ВКА при запуске и в режиме "Энергоузел" осуществляется через клапан (43) блока клапанов, при этом клапан (42) предотвращает утечку масла в двигатель. Давление в линии откачки ГТДЭ не должно превышать величины,

определяемой условиями работы масляных уплотнений опор ГТДЭ. При увеличении давления выше допустимого часть масла перепускается через перепускной клапан (44). При работе двигателя открывается обратный клапан (42), а клапан (43) закрывается, не допуская подачи масла от двигателя в маслосистему ГТДЭ. Масло из ВКА откачивается насосами (1) и (39) и, пройдя магнитную пробку (40), а также обратный клапан (3), препятствующий попаданию масла в двигатель, поступает в маслобак.

С момента начала раскрутки РВД двигателя, нагнетающий насос (5) маслоагрегата подает масло в опоры. Для предотвращения переполнения маслом полостей опор до начала раскрутки РНД и вступления в работу откачивающих насосов (38), (27), масло перепускается клапаном (8) на вход в насос. По мере увеличения частоты вращения РВД повышается давление масла и клапан (3) занимает крайнее положение. Вступает в работу клапан (4), который поддерживает давление масла на рабочих режимах работы двигателя в заданных пределах. После нагнетающего насоса (5), масло поступает в топливомасляный теплообменник (7), затем в масляный фильтр (21), через клапан переключения (22) - в теплообменник (25), подключаемый на форсированных режимах. Масло, охлажденное топливом в теплообменниках, поступает на смазку и охлаждение подшипников роторов двигателя, на охлаждение уплотнений опор, на смазку трущихся деталей КДА, ВКА, ЦКП, ФН, а также обеспечения работы демпферов опор двигателя. Количество масла, поступающего к смазываемым узлам двигателя, определяется сечениями жиклеров в форсунках подачи масла.

Смазка редуктора датчиков РНД осуществляется маслом, залитым в корпус редуктора. Для контроля уровня масла предусмотрена масломерная линейка.

Масло в смеси с воздухом, откачиваемое из опор роторов двигателя, КДА и ВКА насосами (1, 4, 27, 33, 34, 38, 39), проходит через обратный клапан (3) в сигнализатор стружки (29). При попадании в зазоры между контактными шайбами сигнализатора металлических частиц, электрическая цепь его замыкается и в блоке документирования бортовой системы, регистрируется сигнал "Стружка в масле". Далее, масловоздушная смесь поступает в центробежный неприводной воздухоотделитель (12), где масло отделяется от воздуха и сливается в маслобак, а накопившийся воздух, через узел суфлирования маслобака отводится в систему суфлирования через отверстия (11) и (12) - при горизонтальном полете и через отверстие (11) - при наборе высоты, а через отверстие (17) - при снижении.

При действии отрицательных перегрузок или в перевернутом полете, суфлирование маслобака производится трубой (16). Для предотвращения выброса масла через узел суфлирования - служит шариковый клапан (10), отсекающий узел суфлирования маслобака от системы суфлирования. Для снятия сифонного эффекта в трубе (31) и в узле суфлирования маслобака, выполнены три отверстия (Н).

В случае повышения давления в маслобаке выше допустимого или в случае увеличения обратного перепада давления между маслобаком и отсеком двигателя, срабатывает предохранительный клапан (15), защищающий маслобак от разрушения.

Отбор воздуха в систему наддува опор двигателя производится: от седьмой ступени КВД, из кольцевого канала наружного контура, и из полости (17) за воздуховоздушным теплообменником. Управление отбором воздуха производится переключателем наддува (10) автоматически. При перепаде между давлениями в наруж-

ном контуре и атмосферным менее  $0,5 \pm 0,05$  кгс/см<sup>2</sup>, воздух в систему поступает от седьмой ступени КВД, при больших перепадах - из кольцевого канала наружного контура.

От переключателя наддува воздух, пройдя через внутренние полости (2) стоек промежуточного корпуса, поступает по двум трубопроводам (7) в полость (5) наддува задней опоры КНД. Из полости (5) воздух поступает в полости:

- вала КНД (4);
- вала ТНД (16);
- ротора высокого давления (15);
- разгрузочную полость КНД (9), через лабиринтное уплотнение полости наддува задней опоры КНД.

Из полости (4) вала КНД воздух поступает в полость (2) наддува передней опоры КНД, из которой направляется в предмасляную полость (23) передней опоры КВД и в полость (3), сообщающуюся с проточной частью двигателя. Воздух из полости (16) вала ТНД, через полость (15) поступает, с одной стороны через лабиринтные уплотнения в предмасляную полость (13) передней опоры РВД и предмасляную полость (14) межвального уплотнения, а с другой стороны через отверстия в цапфе ТВД и лабиринтные уплотнения - в предмасляную полость (18) опоры турбины.

Воздух из ВВТ, поступает в полость за диском ТВД, из которой часть воздуха направляется в предмасляную полость (18) опоры турбины через лабиринтные уплотнения.

Суфлирование предмасляной полости (23) передней опоры ротора КНД производится через два канала (24), стойки переднего корпуса КНД и клапан суфлирования компрессора (22). Суфлирование полости (1) кока, осуществляется через каналы (24) и клапан (22). Суфлирование предмасляной полости задней опоры КНД (6), осуществляется через трубопровод (21), 2 стойки промежуточного корпуса и клапан (22). Суфлирование предмасляной полости передней опоры КВД (13), осуществляется через кольцевой канал (11), те же стойки промежуточного корпуса и клапан (22). Суфлирование предмасляных полостей (18) опоры турбины, осуществляется через кольцевую полость (19), стойки заднего корпуса и клапан суфлирования турбины (20).

На переходных режимах в предмасляные полости может попадать из масляных полостей незначительное количество масла, которое отводится за борт через клапаны суфлирования компрессора и турбины.

#### 9.2.5. Оценка технического состояния масляной системы

При эксплуатации маслосистемы необходимо помнить, что применяемые масла токсичны и требуют определенных мер предосторожности.

Перед запуском двигателя в условиях низких температур ( $t_n < -40^\circ\text{C}$ ) производится подогрев маслобака, коробки двигательных агрегатов, топливомасляных теплообменников горячим воздухом от аэродромного подогревателя. Перед заливкой масла в маслобак, оно подогревается.

Контроль работы масляной системы на земле осуществляется по приборам, находящимся в кабине самолета, пульте наземного контроля (ПНК-99), входящего в

мобильный комплекс МК-Т10, и пульте наземной проверки (ПНП-132А).

В полете, информация о работе масляной системы поступает на светосигнализаторы, табло системы "ЭКРАН", в блоки документирования систем "ЭКРАН" и "ТЕСТЕР".

Контроль температуры масла производится с помощью приемника П-77, установленного в магистрали откачки; электрические сигналы приемника поступают в канал контроля температуры КРД-99А, который формирует сигнал "СБРОСЬ ОБОРОТЫ", при достижении предельного значения температуры масла для индикации на табло "ЭКРАН" и регистрации в блоках документирования "ТЕСТЕР" и "ЭКРАН".

Контроль давления масла на двигателе осуществляется с помощью трансформаторного датчика давления ДАТ-4, выдающего электрический сигнал на светосигнализатор и блок документирования системы "ТЕСТЕР". Кроме того, при поиске неисправностей и выполнении отладочно - регулировочных работ на двигателе предусмотрено подсоединение индуктивных датчиков из комплекта МК-Т10 для замера давления масла в напорной магистрали двигателя, давления в полостях суфлирования маслосистемы, давления масла в магистрали слива от ГТДЭ в ВКА.

Контроль уровня масла в баке выполняется с помощью датчика сигнализатора (19) установленного на маслобаке. Чувствительным элементом датчика является поплавок с постоянными магнитами, которые управляют контактными группами датчика. Если уровень масла в баке выше  $13 \pm 0,5$  л, контакты датчика замкнуты и при нажатии кнопки "Контроль маслобаков" загорается зеленая лампа. При достижении поплавком уровня  $13 \pm 0,3$  л контакты размыкают цепь и при нажатии кнопки "Контроль маслобаков" лампа не горит.

Контроль стружки в масле осуществляется щелевым электроконтактным сигнализатором, установленным в магистрали откачки масла из двигателя. Сигнализатор представляет собой набор токопроводящих шайб. Когда появившиеся в масле металлические частицы попадают в зазоры между токопроводящими шайбами, электрическое сопротивление цепи сигнализатора резко падает и в блок документирования системы "ЭКРАН" поступает сигнал "СТРУЖА В МАСЛЕ".

Контроль работы системы наддува опор ротора осуществляется по состоянию клапана переключения системами "ЭКРАН" и "ТЕСТЕР" путем регистрирования сигнала "НЕ СРАБАТЫВАНИЕ КПП" в блоках документирования.

Регулировка давления масла двигателя осуществляется винтом перепускного клапана на маслоагрегате. При заворачивании винта на один оборот давление масла увеличивается на  $0,2 - 0,3$  кгс/см<sup>2</sup>. Разрешается поворачивать винт в обе стороны до упора.

Заправка маслом маслобака не более **14,5<sup>-1</sup>** литров. Заправка производится двумя способами: открытым через заливную горловину и закрытым через штуцер, размещенный на левой мотогондоле. Подход через люк ИПМ-10 «ЗАПРАВКА МАСЛОБАКА ПОД ДАВЛЕНИЕМ». Заправляются два двигателя одновременно. Отсечные клапаны срабатывают при уровне масла в маслобаке **15** литров. Давление масла при заправке **2,5±0,3** кгс/см<sup>2</sup>. При обнаружении расхода масла более **0,6** л/час выполнить проверки, объем которых определен руководством по эксплуатации. Вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя решать с представителем завода-изготовителя. Контроль уровня масла осуществляется мерной линейкой. Подход че-

рез люк КОНТРОЛЬ УРОВНЯ МАСЛА В МАСЛОБАКЕ.

Слив масла осуществляется через:

- два крана на ВКА, подход через люки СЛИВ МАСЛА ИЗ ВКА;
- два крана слива масла из маслобака (один из м/фильтра, второй из бака), подход через люк ЗАЖИГАНИЕ, справа у шп. 39;
- кран слива масла из КДА, подход через люк справа у шп. 37-38.

Осмотр маслофильтра осуществляется после первого опробования двигателя и через каждые  $25 \pm 5$  часов наработки двигателя. Подход через люк рядом с лючком КОНТРОЛЬ УРОВНЯ МАСЛА.

После выявления на плёнке «Экран» сигнала о срабатывании сигнализатора стружки, работы, выполняемые на двигателе, необходимо согласовывать с представителем завода-изготовителя.

После замены ВКА через  $15 \pm 2$  часа необходимо слить масло из ВКА и сдать его на спектральный анализ. После замены двигателя при наработке первых  $12 \pm 2$  часа и  $25 \pm 5$  часов необходимо сдать масло на спектральный анализ, слив его из маслобака.

На двигателях, находящихся на заводе-изготовителе самолёта, разовый спектральный анализ масла производится перед отправкой самолёта в часть. Отправка производится только после получения результатов анализа.

#### Анализ сигнала "Сбрось обороты"

По плёнке «Экран» проверить отсутствие документирования сигналов КПП, ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА, СТРУЖКА В МАСЛЕ, ВИБРАЦИЯ ВЫШЕ НОРМЫ, ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ВЫШЕ НОРМЫ.

По сигналограмме «Тестера» определить:

- режим работы двигателя в момент появления сигнала. Если он появился в момент включения форсажа и снялся через  $2 \div 3$  с, это допустимо, т.к. в момент включения форсажа падет давление масла из-за подключения в работу ТМР форсажного контура;
- режим полёта самолёта. При отрицательных и околонулевых перегрузках допускается падение давления масла до нуля в течение **15** секунд;
- давление масла;
- обороты РНД, нет ли превышения более **104%**.

#### 9.2.6. Характерные неисправности и отказы масляной системы, способы их выявления и устранения

Увеличение температуры масла более  $200^{\circ}\text{C}$  происходит по причинам:

- утечки масла в среднюю опору двигателя из маслобака, особенно при длительных полётах на крейсерских режимах ( $n_2 = 80 \div 90\%$ );
- ухудшения химических свойств масла;

Промышленностью выпущен бюллетень по вопросу замены нижнего откачивающего маслонасоса на насос большей производительности.

Инженерно-техническому составу рекомендуется проводить двойную замену масла после прохождения сигнала "Сбрось обороты" и при переходе на эксплуатацию двигателя с одного сорта масла на другое.

Падение давления масла происходит в основном по причинам:

- негерметичности системы (разрушение трубопроводов и т.д.);
- разрегулировки редукционного клапана маслоагрегата;
- кратковременного создания околонулевых или отрицательных перегрузок, резком торможении, при включении форсажа.

Инженерно-техническому составу необходимо строго руководствоваться требованиями документов в вопросах контроля герметичности систем двигателя и контроля уровня вибрации двигателя.

## Тема 10. Система топливопитания

### 10.1. Общая характеристика системы топливопитания

Топливная система двигателя предназначена для подачи топлива к рабочим форсункам в количествах, обеспечивающих запуск и работу двигателя на всех режимах, во всех условиях эксплуатации.

#### Состав и устройство системы топливопитания

Топливная система включает: топливную систему низкого давления, основную топливную систему, топливную систему форсажной камеры, дренажную систему, систему аварийного слива топлива.

Топливная система низкого давления предназначена для повышения давления топлива, поступающего из топливной системы самолета, его фильтрации, подачи в агрегаты двигателя.

В состав системы входят: подставка, топливоподкачивающий центробежный насос ДЦН-82, топливный фильтр, трубопроводы.

Основная топливная система предназначена для подачи топлива в основную камеру сгорания (ОКС).

В систему входят: насос НР-31В, топливомасляный теплообменник (ТМР), распределитель топлива РТ-31Б, топливный коллектор первого и второго каскадов с форсунками, трубопроводы.

Топливная система форсажной камеры предназначена для подачи и распределения топлива в коллекторы форсажной камеры (ФК).

В топливную систему ФК входят: форсажный насос ФН-31А, регулятор сопла и форсажа РСФ-31Б, распределитель форсажного топлива РТФ-31А, топливомасляный теплообменник, трубопроводы, топливные коллекторы и форсунки.

Дренажная система предназначена для отвода из двигателя топлива и масла, проникающих через уплотнения агрегатов, и для слива остатков топлива из топливной системы и полостей двигателя после его выключения.

Дренажная система состоит из сливного бачка, клапанов слива, эжектора, трубопроводов.

Кроме перечисленных агрегатов в топливную систему входит насос высокого давления НП-96, предназначенный для питания гидроцилиндров управления створками реактивного сопла, и некоторые другие элементы, рассмотренные в соответствующих главах настоящего пособия.

Все гидромеханические агрегаты топливной системы установлены на двигателе.

Управление подачей топлива осуществляется рычагом управления двигателем, электрическими командами и регуляторами.

### 10.1.1. Основные параметры системы топливопитания

Сорта применяемых топлив:

- Основное РТ ГОСТ 16504-714;
- Резервное Т-1, ТС-1 ГОСТ 10227-62.

Температура топлив на входе в двигатель:

- РТ – 50 +80°C
- Т-1, ТС-1 – 50+60°C.

Тонкость фильтрации	16...25 мкм.
Производительность насоса ДЦН-82	77,000 м <sup>3</sup> / ч.
Частота вращения насоса ДЦН-82	8000 об/ мин.
Давление топлива на входе в НР-31В	0,43... 0,10 МПа (4,4 ... 1,1 кгс/см <sup>2</sup> ).
Давление топлива на выходе из НР-31В	≤ 9,32 МПа.
Давление топлива на входе из РТ-31Б	≤ 8,83 МПа.
Расход основного топлива через: I контур	≤ 750 кг/ч;
II контур	≤ 9000 кг/ч.
Давление топлива на входе в ФН-31А	0,43...0,108 МПа (4,4 ... 1,1 кгс/см <sup>2</sup> ).
Давление топлива на выходе из ФН-31А	6,85 МПа (70 кгс/ см <sup>2</sup> ).
Частота вращения ФН-31А	n <sub>max</sub> = 26906 об/мин
Расход форсажного топлива:	через II и III контур ≤ 16200 кг/ч, через I и IV контур ≤ 16200 кг/ч, через V контур ≤ 3600 кг/ч.

### 10.2. Конструкция и работа основных элементов системы топливопитания низкого давления:

#### 10.2.1. Основные элементы системы топливопитания низкого давления

Топливоподкачивающий центробежный насос ДЦН-82 предназначен для повышения давления топлива, подаваемого к агрегатам топливной системы. Перепад давлений, создаваемый насосом при максимальной частоте вращения его ротора, 0,515 ... 0,755 МПа (5,25 ... 7,7 кгс/см<sup>2</sup>).

Насос состоит из качающего узла и сборника. В качающий узел входят рабочее колесо и осевое колесо, смонтированные на валу коробки двигательных агрегатов (КДА) и закрепленные гайкой с зажимом. Крутящий момент передается через шпонку. Сборник крепится фланцем к КДА, место соединения уплотняется резиновым кольцом.

Топливный фильтр предназначен для очистки топлива, поступающего в агрегаты двигателя от механических примесей.

Основные технические данные топливного фильтра:

- тонкость фильтрации .....16 ... 25 мкм;
- тонкость фильтрации через фильтр грубой очистки
- при открытом клапане перепуска .....40 мкм;

- перепад давления, при котором в бортовой регистратор выдается сигнал о засорении фильтроэлементов  $(0,39 \pm 0,078)10^5$  Па  
 $(0,4 \pm 0,08$  кгс/ см<sup>2</sup>);
- рабочее давление .....  $11,7 \cdot 10^5$  Па (кгс/см<sup>2</sup>).

Фильтр состоит из корпуса I, двух фильтроэлементов тонкой очистки, двух стаканов с клапанами выпуска воздуха, перепускного клапана и фильтроэлемента грубой очистки. На корпусе фильтра установлены сигнализатор перепада давления и штуцер для слива топлива при демонтаже фильтроэлемента. Корпус I выполнен из алюминиевого сплава, стаканы – из титанового сплава. Крепление стаканов к корпусу I выполнено с помощью Откидных болтов с гайками-барашками. Фильтроэлемент грубой очистки состоит из фильтра с седлом, клапана, пружины и регулировочной гайки. Фильтр установлен на КДА.

### 10.3. Конструкция и работа основных элементов системы топливопитания основного контура

#### 10.3.1. Конструкция системы топливопитания высокого давления

##### Основные элементы основной топливной системы

Качающий узел агрегата НР-31В – насос шестеренного типа. Насос состоит из двух зубчатых колес, установленных в корпусе на подшипниках скольжения, деталей привода, уплотнения и др. Главной конструктивной особенностью является торцевое уплотнение шестерен, которое состоит из двух неподвижных подпятников и двух подвижных подпятников. Неподвижный подпятник установлен между торцом подшипника и торцом шестерни. К другому торцу шестерни прилегает подвижный подпятник. На стороне подпятника, противоположной стороне, прилегающей к торцу шестерни, выполнены гнезда, в которые укладываются секторы 3 и 4 из керосиностойкой резины (всего двенадцать секторов 4 и один сектор 3 на оба подвижных подпятника). Под каждым сектором образуется замкнутая полость, в которую по каналу в подпятнике из межзубой полости подводится топливо. Давление топлива, воздействуя на сектор и на подпятник, распирает их, плотно прижимая подпятник к торцу шестерни, а сектор – к торцу подшипника. Так как топливо под секторы подводится из межзубовых полостей, различно удаленных от полости выхода из насоса, то тем самым компенсируется неравномерное распределение осевой силы, действующей на подпятник со стороны топлива, находящегося между зубьями шестерни.

Насос имеет предохранительный клапан ПК, который при достижении предельного давления  $(93-4,9) \cdot 10^5$  Па ( $95-5$  кгс/ см<sup>2</sup>) перепускает часть топлива на вход.

Топливный коллектор и форсунки. Подача топлива в основную камеру сгорания двигателя осуществляется 28 топливными форсунками, равномерно расположенными по окружности на топливном коллекторе. Соединение форсунок и штуцеров подвода топлива с каскадами коллектора осуществляется пайкой, поэтому узел в целом является неразборным.

Форсунки – двухсопловые, состоят из двух концентрично расположенных нерегулируемых односопловых центробежных форсунок первого и второго каскадов.

Каждая односопловая форсунка имеет свои завихрители, сопло и фильтр. Детали обеих форсунок, расположенные в общем корпусе, стягиваются гайкой. На внешней поверхности гайки устанавливается противонагарный колпачок, имеющий систему отверстий для подвода первичного воздуха к вершине конуса распыла топлива.

#### 10.4. Конструкция и работа основных элементов системы топливопитания форсажного контура

Распределитель топлива (РТ) предназначен для распределения топлива по каскадам коллекторов ОКС, для отсечки подачи топлива в начале запуска и для обеспечения первоначального броска топлива в ОКС при запуске, для выключения подачи топлива к форсункам и слива его из коллекторов при выключении двигателя.

Распределитель топлива состоит:

из распределительного золотника, клапана слива, электромагнитного клапана броска и др. элементов.

Механизмы РТ размещены в силуминовом литом корпусе, установленном в нижней части двигателя на промежуточном корпусе.

Форсажный насос ФН-31А – центробежный, одноступенчатый предназначен для питания топливом форсажного контура и аварийного слива топлива из топливной системы самолета.

Насос состоит из следующих основных элементов: рабочего колеса, установленного в корпусе насоса на подшипниках, клапана входа, перемещаемого поршнем, клапана выхода и других устройств.

Крыльчатка топливного насоса открытого типа фиксируется на валу в осевом и окружном направлениях гайкой и шпонкой. Вал вращается в двух подшипниках качения: опорно-роликовом и упорно-опорном шариковом. Подшипники смазываются и охлаждаются маслом, подводимым из нагнетающей магистрали коробки двигательных агрегатов. Полость подшипников отделена от топливной полости масляным и топливным уплотнениями. Для охлаждения и смазки топливного уплотнения предусмотрена циркуляция топлива через его наружную полость, канал и жиклер. Топливо, просочившееся через топливное уплотнение, отводится в дренажную систему.

Привод топливного насоса осуществляется через шлицевую рессору, зафиксированную от осевых перемещений в вале насоса стопорным кольцом.

Применяемые материалы: корпусные детали насоса выполнены из титановых и алюминиевых сплавов; рабочее колесо – из титанового сплава.

Топливный насос высокого давления НП-96 аксиально-плунжерного типа, переменной производительности. Предназначен для подачи топлива на управление цилиндрами реактивного сопла. Насос состоит из следующих основных деталей: корпуса, блока цилиндров, плунжеров, наклонной шайбы, сепаратора, элементов регулятора давления топлива за насосом.

Блок цилиндров. Приводится во вращение от вала через шлицевое соединение. Перемещаясь в осевом направлении, он постоянно прижат усилием пружины к правому торцу насоса – распределительному золотнику, что обеспечивает уплотнение стыка и предотвращает утечку из магистрали высокого давления насоса.

Вал в корпусе установлен на двух роликовых подшипниках. В осевом направлении вал фиксируется слева сферической шайбой, опирающейся на ответную поверхность узла наклонной шайбы, а справа – через подпятник на регулировочный винт. Подшипники и все другие узлы трения насоса смазываются и охлаждаются топливом, находящимся во внутренней полости.

Плунжеры насоса приводятся через башмаки, которые обеспечивают малые удельные давления на рабочую поверхность наклонной шайбы. Это позволило исключить из узла наклонной шайбы упорный подшипник. Для лучшей смазки рабочих поверхностей башмаков в сферических головках плунжеров и башмаках выполнены отверстия для подвода топлива высокого давления из подплунжерного пространства. Осевое перемещение плунжеров при всасывании осуществляется с помощью сепаратора, через башмаки и охватываемые ими сферические головки плунжеров.

Уплотнение вала насоса выполняется манжетой и торцевым уплотнителем, полость между которыми соединена с дренажной системой. Привод вала насоса осуществляется через шлицевую рессору.

Давление топлива, создаваемое насосом, зависит от режима работы двигателя и условий полета. Максимальное давление за насосом достигает величины  $240 \cdot 10^5$  Па.

Применяемые материалы: корпусные детали изготовлены из алюминиевого сплава, блок цилиндров – из бронзы, остальные детали – из стали.

#### 10.5. Конструкция и работа основных элементов дренажной системы и системы аварийного слива

Дренажная система - предназначена для отвода из двигателя топлива и масла, проникающих через уплотнения агрегатов, и для слива остатков топлива из топливной системы и полостей двигателя после его выключения.

Дренажная система состоит из сливного бачка, клапанов слива, эжектора, трубопроводов.

Сливной бачок предназначен для слива в него топлива из коллекторов основной камеры сгорания. Бачок – сварной, емкостью 1,6 л, выполнен из титанового сплава.

В стенки бачка вварены штуцера:

- 3 – слива топлива из РТ;
- 4 – слива топлива из бачка в эжектор;
- 1 – подвода воздуха (не используется).

К стенкам бачка приварены четыре втулки 5, проходящие через полость бачка. Бачок прикреплен болтами к корпусу наружного контура.

Клапаны слива предназначены для слива остатков топлива из полостей основной камеры сгорания, наружного контура и форсажной камеры сгорания при неработающем двигателе.

Давление закрытия клапанов  $0,0314$  МПа ( $0,32$  кгс/см<sup>2</sup>);

Давление открытия клапанов  $0,0079$  МПа ( $0,08$  кгс/см<sup>2</sup>).

Клапаны слива топлива из ОКС и наружного контура – одинаковой конструкции, состоят из корпуса 1, клапана 3, направляющей 2, пружины 4, пружинного кольца 6 и шайб 5.

Клапан слива топлива из ФК состоит из корпуса 1 с крышкой 7, клапана 2 с направляющей 5 и пружины 3, штифта 6 крепления направляющей в корпусе и штуцера 4.

Клапаны слива из ОКС и наружного расположения в нижней части наружного контура; клапан слива из ФК – в нижней части форсажной камеры.

Эжектор предназначен для отсоса топлива из сливного бачка и выброса его на срез РС, выполнен из титанового сплава. Эжектор состоит из корпуса 4, к которому приварены штуцер 2 подвода воздуха с давлением  $p_2$ , штуцер 2 подвода топлива из сливного бачка, труба отвода топлива.

#### Работа

Топливо из дренажных полостей НР, ДЦН, НП, ФН и клапана переключения отводится по трубопроводам к штуцерам 16 и 21 и далее по самолетным трубопроводам. Дренаж гибкого вала осуществляется через штуцер 14.

При включении двигателя топливо из коллекторов ОКС через РТ сливается в бачок. При работающем двигателе в эжекторе 8 создается разрежение, происходит отсос топлива из бачка и выброс его через эжектор на срез РС. При необходимости топливо может быть слито через сливной кран 4. Топливо, скопившееся после включения двигателя в ОКС, наружном контуре и ФК, сливается через открытые пружины 4 или 3 дренажные клапаны по самолетным трубопроводам наружу. При работе двигателя под воздействием давления воздуха (газов) клапаны закрываются, преодолевая усилие пружины.

#### Система аварийного слива топлива из баков самолета в полете.

Система включает:

1. агрегат аварийного слива;
2. форсажный насос (073,40.00);
3. трубопроводы;
4. электрические коммуникации.

#### Агрегат аварийного слива

Агрегат предназначен для выдачи гидравлической команды на включение ФН и открытие канала слива топлива в ФК.

Агрегат включает:

- золотник 419;
- клапан 418 с поршнем 417;
- плунжер 420;
- клапан 416,
- электромагнитные клапаны 415, 421.

Корпус агрегата изготовлен из алюминиевого сплава.

Агрегат аварийного слива установлен на корпусе наружного контура.

Включение системы аварийного слива осуществляется выключателем из кабины самолета.

Включение системы аварийного слива невозможно:

- на форсированных режимах работы двигателей;
- на режимах работы двигателей, при которых  $n_2$  не более 55%;
- при остатке топлива в баках, указанном в РЭ самолета;

- при подаче электрической команды на один из двух электромагнитных клапанов.

Работа.

При выключенной системе аварийного слива с электромагнитных клапанов 415 и 421 снята электрическая команда и клапаны закрыты. Под действием усилия пружин и давления топлива клапан 416 и поршень 417 находится в крайнем верхнем положении, а плунжер 420 и золотник 419 – в крайнем нижнем положении. Клапан слива 418 закрыт.

При подаче команды на электромагнитные клапаны 415 и 421 они открываются и соединяют со сливом полость золотника 419 и клапана 416. Клапан 416 перемещается вниз до упора и открывает подвод топлива к клапану 418. Одновременно с этим плунжер 420 перемещается вверх и открывает подвод топлива высокого давления к входному клапану 430 ФН (073.40.00). Входной клапан открывается, и топливо от ДЦН поступает в ФН. Топливо с давлением за рабочим колесом ФН открывает клапан выхода 439 и поступает к агрегату гату аварийного слива. Одновременно с этим закрывается клапан 422, который отсекает подвод топлива от качающего узла НР к ФН и открывает подвод топлива от ФН к золотнику 419, перемещая его вверх. Через нижнюю проточку золотника пружинная полость поршня 417 соединяется с полостью слива. Поршень перемещается вниз и открывает клапан 418, через который топливо от ФН поступает в ФК и через РС сливается в атмосферу. Слив происходит одновременно через ФК обоих двигателей.

### 10.5.1. Принцип работы системы топливопитания

Топливо из системы самолета поступает в проставку, одновременно в проставку через штуцера сливается топливо из агрегатов. В проставке поток выравнивается для предотвращения кavitации и поступает на вход ДЦН. В качающем узле ДЦН давление топлива повышается. Из ДЦН топливо подается в топливный фильтр. Очищенное в фильтре топливо поступает в НР ФН и НП.

При засорении фильтроэлементов их сопротивление увеличивается и при достижении перепада давлений на фильтроэлементах  $(0,39 \pm 0,078) \cdot 10^5$  Па ( $0,4 \mp 0,08$  кгс/см<sup>2</sup>) сигнализатор выдает электрический сигнал в бортовой регистратор. При увеличении давления до  $(1,37^{+0,05}_{-0,098}) \cdot 10^5$  Па ( $1,4^{+0,05}_{-0,10}$  кгс/см<sup>2</sup>) клапан перепуска, преодолевая усилие пружины, начинает открывать доступ топливу через фильтр грубой очистки в топливную систему, минуя фильтроэлементы тонкой очистки. Топливо, поступающее от фильтра системы низкого давления в качающий узел насоса регулятора, затем проходит через дозирующее устройство регулятора, топливомасляный теплообменник и подводится к распределителю топлива. При повышении его давления перед РТ, распределительный золотник, преодолевая усилие пружины, открывает доступ дозированному топливу в первый каскад форсунок ОКС. По мере увеличения частоты вращения и расхода топлива в ОКС давление топлива перед РТ продолжает возрастать и золотник открывает доступ топливу во второй каскад форсунок ОКС.

При выключении двигателя давление топлива за насосом-регулятором падает, распределительный золотник занимает исходное положение, открывается клапан

слива и топливо из коллекторов поступает в сливной бачок.

Топливо из распределителя по коллекторам поступает через отверстия в корпусах форсунок к завихрителям и далее в сопла. Получившее закрутку распыленное топливо поступает в жаровую трубу ОКС. Для предотвращения образования нагара торец форсунки обдувается воздухом, поступающим через сверления в противонагарном колпачке.

Топливо для питания форсажной камеры подводится к качающему узлу форсажного насоса через клапан входа.

Включение форсажного насоса осуществляется перемещением РУД в диапазон форсированных режимов. При этом закрывается слив топлива через жиклер из управляемой полости поршня клапана входа топлива в насос. Под воздействием усилия пружины и давления топлива на поршень клапан открывается и топливо поступает на рабочее колесо. Давлением топлива за качающим узлом открывается клапан выхода топлива и закрывается клапан подвода топлива от насоса-регулятора.

При повышении температуры топлива за качающим узлом насоса-регулятора выше  $+132^{\circ}\text{C}$  (что происходит при малых расходах топлива в форсажной камере) термочувствительный пакет перемещает золотник, открывая слив из управляемой полости поршня. Форсажный насос выключается из работы независимо от положения РУД и топливо в форсажную камеру поступает от качающего узла насоса-регулятора.

Предотвращение перегрева деталей выключенного форсажного насоса осуществляется за счет перепуска топлива из полости рабочего колеса через эжектор на вход в ДЦН.

Для гарантированной подачи топлива в основную камеру сгорания на режимах запуска, при которых производительность насоса-регулятора ограничена, топливо, отбираемое от его качающего узла в РСФ, дозатор системы воспламенения ФК и агрегат управления НП отсекаются клапаном. При увеличении давления топлива за качающим узлом насоса-регулятора выше  $1,76 \dots 2,35 \text{ МПа}$  ( $18 \dots 21 \text{ кгс/см}^2$ ) клапан открывается.

Для управления гидроцилиндрами реактивного сопла используется топливо, отбираемое за фильтром и подаваемое насосом высокого давления НП-96. Производительность этого насоса зависит от режима работы двигателя и потребного усилия на гидроцилиндрах управления створками реактивного сопла. Регулирование подачи топлива насоса осуществляется по командам агрегата управления. Давление за насосом  $p_{\text{нп}}$  связано с величиной командного давления от агрегата управления  $p_{\text{упр}}$  зависимостью

$$P_{\text{нп}} = f(p_{\text{упр}}).$$

Увеличение давления управления  $p_{\text{упр}}$  приводит к перемещению поршня и золотника вправо. Золотник прикрывает подвод топлива под поршень, давление слива под ним уменьшается и под действием пружины увеличивается наклон шайбы, расход топлива и давление за насосом увеличиваются.

#### 10.5.2. Оценка технического состояния системы топливопитания

В процессе эксплуатации допускается работа двигателя на смеси топлива РТ, Т-1, ТС-1 в любых пропорциях.

Чистота топлива, заправляемого в самолетные баки, регламентируется на уровне 5-7 мкм.

При отрицательных температурах наружного воздуха предусматривается возможность работы агрегатов топливной системы на топливах с добавлением жидкости «И» от 0,1% до 0,3%.

Контроль параметров топливной системы в полете осуществляется датчиками, которые обеспечивают выдачу сигналов в блоки документирования систем «Тестер» и «Экран». Наземный контроль производится по приборам пульта наземного контроля ПНК-99, который входит в состав мобильного комплекса МК-Т10.

Контроль перепада давления на топливном фильтре осуществляется с выдачей электрического сигнала в блок документирования системы «Экран» («Засорение топливного фильтра») при достижении перепада давления  $0,38 \cdot 10^5$  Па (0,4 кгс/см<sup>2</sup>).

Контроль температуры топлива осуществляется приемником П-77, установленным в трубопроводе между ДЦН и топливным фильтром. Электрические сигналы приемника поступают в канал измерения температуры топлива КРД и регистрируются в блоке документирования системы «Экран» («Перегрев топлива»). Диапазон допустимых температур на входе в насос регулятор при работе на топливе РТ составляет: -50°С... +120°С; при работе на топливах Т-1, ТС-1: -50°С... +110°С.

Контроль работы топливной системы низкого давления производится по давлению топлива в этой системе с выдачей сигнала «Нет подкачки топлива» в блок документирования системы «Тестер».

Контроль работы основной и форсажной топливных систем на земле производится по давлениям топлива в этих системах регистрируемых приборами пульта ПНК-99.

Контроль работы дренажной топливной системы осуществляется по утечкам топлива на неработающем двигателе при выключенных насосах подпитки. Суммарные утечки топлива в дренажную систему самолета не должны превышать 4 см<sup>3</sup>/мин.

### 10.5.3. Характерные неисправности и отказы системы топливопитания, способы их выявления и устранения

При запусках двигателей в нескольких случаях была обнаружена струйная течь топлива в дренаж агрегата ФН-31А. В ряде случаев отказ произошел из-за разрушения торцевого уплотнения вследствие некачественного изготовления агрегата.

Сильная течь топлива по месту соединения трубопровода подвода топлива к ФН-31А с корпусом топливного фильтра низкого давления была обнаружена при заруливании самолета на стоянку после полета и явилась следствием разрушения обеих шпилек фильтра 8Д2.966.133 в месте подсоединения топливного трубопровода 99.13.04.120. По результатам целевого осмотра, проведенного в части, выявлено разрушение шпилек еще на одном двигателе. С целью предупреждения случаев разрушения шпилек в серии и ремонте внедрены конструктивно-технологические мероприятия:

- под фланец трубопровода на шпильки устанавливаются калиброванные шайбы (вместо отдельных нескольких шайб) с предварительным обжатием и последующей перезатяжкой гаек на тарированный момент;
- внедрен корпус фильтра новой конструкции – в серии с 1.08.1986 г., в ремонте с 1.09.1986 г.

В эксплуатации производится периодический осмотр шпилек через каждые  $25 \pm 5$  ч до установки корпуса фильтра новой конструкции.

В эксплуатации имели место случаи появления трещин по сварным швам титановых трубопроводов по причине повышенных монтажных напряжений. В связи с этим в серии и ремонте в 1985 г. внедрены технологические мероприятия, а в эксплуатации проведена разовая проверка методом цветной дефектоскопии на двигателях серии 0I производства предприятия п/я В-2988 следующих трубопроводов:

- подвода топлива от фильтра к агрегатам НР-31В и ФН-31А;
- подвода топлива от РСФ-31Б к РТФ-31А (4 трубопровода);
- подвода масла от маслобака к маслоагрегату (2 трубопровода).



# Тема 11. Пусковая система

## 11.1. Общая характеристика пусковой системы

Автономная, автоматическая пусковая система двигателя обеспечивает:

- запуск двигателя на земле и в полете;
- прокрутку двигателя и турбокомпрессорного стартера – энергоузла;
- работу турбокомпрессорного стартера - энергоузла в режиме энергоузла.

Особенностью пусковой системы является наличие турбокомпрессорного стартера – энергоузла, представляющего собой турбовальный ГТД (условное обозначение ГТДЭ-117-1), который предназначен для запуска двигателя и привода агрегатов самолета при неработающем двигателе.

В связи с тем, что элементы пусковой системы участвуют при запуске двигателей и работе ГТДЭ-117-1 в режиме энергоузла, ниже рассматривается работа пусковой системы при запуске двигателя и в процессе привода самолетных агрегатов при неработающих двигателях.

Привод РВД двигателя и самолетных агрегатов от ГТДЭ при запуске двигателя, самолетных агрегатов от ГТДЭ (при работе его в режиме энергоузла) или от работающего двигателя обеспечивается системой механических передач выносной коробки агрегатов (ВКА). Две ВКА (левого и правого двигателей) вынесены в фюзеляже вперед вверх от двигателей и соединены с ними гибкими валами.

На рисунке указаны установленные на ВКА самолетные агрегаты:

- ГТДЭ – 117 - турбокомпрессорный стартер энергоузла;
- ГП – 21 - генератор переменного тока;
- ДЦН – 80 – топливный насос;
- НП - 112А – гидравлический насос;
- СТ – 115Б – электродвигатель запуска турбостартера;
- ЭПП – 3Т – электромеханизм переключения муфт;

Наличие ВКА позволяет улучшить компоновку двигательных отсеков, снизить трудоемкость и время замены двигателей, а также облегчить техническое обслуживание двигателей. При неработающих двигателях, ВКА обеспечивает возможность автономной оперативной подготовки гидравлических систем самолета с приводом агрегатов ВКА от ГТДЭ.

ГТДЭ используется только при наземном запуске двигателя. Запуск двигателя в полете осуществляется на режиме авторотации.

В состав пусковой системы двигателя входит:

- турбокомпрессорный стартер - энергоузел ГТДЭ-117-1;
- устройства передачи крутящего момента от ГТДЭ на раскрутку РВД и привод самолетных агрегатов (электромеханизм переключения муфт, шлицевые муфты, зубчатые передачи, гибкий вал);
- система зажигания основной камеры сгорания двигателя;
- пусковая топливная система двигателя;
- система кислородной подпитки двигателя и ГТДЭ.

Автоматическое управление пусковой системой двигателя осуществляется ав-

томатом запуска АПД-99В, во взаимодействии с электронным блоком комплексного регулятора двигателя КРД-99, которые установлены на самолете.

Принцип действия АПД заключается в выдаче электрических команд на включение и отключение агрегатов пусковой системы по времени или по сигналам от ГТДЭ и двигателя.

## 11.2. Основные параметры пусковой системы

Электропитание пусковой системы обеспечивается от наземных источников питания или 2-х бортовых аккумуляторных батарей 20 НК БН-25-УЗ, емкостью 25 А-ч каждая.

Время наземного запуска двигателя с момента нажатия кнопки ЗАПУСК до выхода на режим малого газа – не более 50 с.

Наземный запуск ГТДЭ и запуск двигателя в полете (на высотах более 6 км) осуществляется с кислородной подпиткой.

При работе ГТДЭ в режиме энергоузла, частота вращательного движения привода агрегатов ВКА соответствует режиму работы двигателя при  $n_{ВД} = 60,2-68\%$ .

Время работы ГТДЭ в режиме энергоузла не более 40 мин.

Ресурс работы ГТДЭ определяется общим временем работы ГТДЭ в режиме энергоузла не более 15 ч или количеством запусков ГТДЭ, равным 300.

Работоспособность ГТДЭ в наземных условиях обеспечивается при температуре воздуха на входе от  $-60^{\circ}\text{C}$  до  $+60^{\circ}\text{C}$  и при изменении высоты от 0 до 2500 м.

Время запуска ГТДЭ – не более 10 с.

Масса ВКА с агрегатами – 228 кг, без агрегатов – 79 кг.

Основные параметры ГТДЭ приведены в таблице.

Параметры	Режим работы	
	Стартерный	Энергоузел
Расход воздуха $G_B$ , кг/с	0,9	
Степень повышения давления в компрессоре $\pi_K$	3,25	
Температура газа перед турбиной $T_T^*$ ,	1170	
Мощность на выводном валу $N_B$ , л.с. (кВт)	87,5(69,4)	40 (29,4)
Частота вращения, $\text{мин}^{-1}$	4500	2500
- выводного вала	60750	52500
- ротора турбокомпрессора	38	
Масса ГТДЭ, кг	780 × 250	
Длина × максим.диаметр.,мм		

Для управления пусковыми системами используются следующие элементы управления и сигнализации, которые расположены в кабине летчика. На пульте управления двигателями (слева по полету) размещены рычаги управления двигате-

лями (РУД). Для левого и правого двигателей соответственно установлены:

а) на энергощитке правого борта:

- кнопки ЗАПУСК;
- трехпозиционные переключатели рода работы ЗАПУСК-ПРОКРУТКА

СТАРТЕР-ПРОКРУТКА;

- кнопки СТОП;
- кнопки запуска ПДЭ ЭНЕРГОУЗЕЛ;

б) на правом щитке приборной доски:

- светосигнализаторы ЗАПУСК зеленого цвета;
- сигнализаторы ОТКЛЮЧИ ДВИГ И ТС желтого цвета;

в) на щитке левого борта:

- выключатели ДУБЛИР. ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ.

### 11.3. Конструкция и работа основных агрегатов пусковой системы

#### 11.3.1. Турбокомпрессорный стартер - энергоузел ГТДЭ-117-1. Конструкция ГТДЭ-117-1 и его систем

ГТДЭ представляет собой турбовальный двигатель со свободной турбиной, мощность которой через редуктор передается на выводной вал и далее через рессору на привод ВКА.

ГТДЭ имеет, свою электрическую, пусковую систему с электростартером СТ-115Б. Общие сведения о конструкции ГТДЭ и работе его систем приведены ниже.

Конструктивно ГТДЭ выполнен в виде двух сборочных моделей:

а) модуля газогенератора, состоящего из компрессора II, камеры сгорания III, турбины компрессора IV, коробки приводов I;

б) модуля свободной турбины, состоящего из свободной турбины V, выхлопного патрубка VI, редуктора VII и выводного вала VIII.

На коробке приводов I установлены топливно-масляный агрегат с приводом 60 и электростартер (СТ-115-Б) 61, соединенный с ротором турбокомпрессора посредством муфты свободного хода 2, которая отсоединяет электростартер после запуска ГТДЭ. Муфта свободного хода 25 обеспечивает рассоединение редуктора VII от выводного вала после двигателя.

Ротор турбокомпрессора выполнен по двухопорной схеме; передняя опора с шарикоподшипником 3, задняя с роликоподшипником 14. Ротор свободной турбины установлен на двух опорах (подшипники 17 и 20). Рабочее колесо свободной турбины расположено консольно относительно опор.

Компрессор II – одноступенчатый, центробежный.

Состоит из корпуса 5, ВНА 4, профилирующего кольца 6, лопаточного диффузора 7, спрямляющего аппарата 8, крыльчатки компрессора 5б с вращающимся НА 57. Защитная сетка 58 состоит из двух половин, стянутых винтами и служит для предохранения от попадания посторонних предметов на вход в компрессор.

Цилиндрическая часть корпуса 5 является силовым элементом, соединяющим корпус приводов I с корпусом камеры сгорания.

Камера сгорания III – кольцевая, Г-образной формы в продольном сечении и состоит из корпуса камеры 12, жаровой трубы II, топливной крышки 54, форсунки 48. Топливо в крышку 54 подводится через угольник 49, трубку 53 и по каналам и отверстиям в крышке 54 и втулке 10 направляется во внутреннюю полость форсунки 48. Форсунка 48 предназначена для обеспечения требуемого распыла топлива, подаваемого в камеру сгорания. Форсунка 48 устанавливается на вал турбокомпрессора и жестко связана с ним шлицами. Воспламенение топливовоздушной смеси осуществляется двумя воспламенителями 59 с кислородной подпиткой.

Турбина компрессора VI – одноступенчатая, осевая, реактивная состоит из рабочего колеса 37, втулки 38, вала 55, соплового аппарата и корпуса 36.

Рабочее колесо 37 выполнено цельнолитным из жаропрочного сплава и припаяно к сварному узлу, состоящему из вала 55 и втулки 38. Сопловой аппарат имеет 45 и внутреннее 46 кольцо, между которыми расположены пустотелые лопатки 13. Через лопатки 13 проходит часть воздуха после компрессора в жаровую трубу камеры сгорания через отверстия 47.

Свободная турбина V состоит из соплового аппарата 15, корпуса 10 рабочего колеса 34 и припаянного к нему сварного узла, состоящего из вала колеса 34 и припаянного к нему сварного узла, состоящего из вала 31 и втулки 32.

Рабочее колесо 34 отлито из жаропрочного сплава за одно целое с диском и рабочими лопатками. Через вал 31 и далее ведущую шестерню 29 редуктора VII передается крутящий момент от рабочего колеса свободной турбины на выводной вал VIII. Три лопатки соплового аппарата 15-полые и используются для коммуникаций подшипника 14. Литой сопловой аппарат 15 сварен с корпусом 35, воспринимающим радиальные нагрузки от подшипника 14.

Редуктор VII предназначен для снижения частоты вращения свободной турбины и передачи крутящего момента на привод ВКА.

Редуктор выполнен по схеме простой передачи и состоит из корпусов – переднего 21, среднего 23 и заднего 24, трех двойных шестерен перебора 22, ведущей 29 и ведомой 28 шестерен, муфты свободного хода 25.

Муфта 25, в свою очередь, включает наружную 40 и внутреннюю 44 обоймы, внутренний сепаратор 43, пружину 42, наружный сепаратор 41, эксцентриковые ролики 39. В свободном состоянии ролики 39 прижимаются пружиной 42 к внутренней поверхности наружной обоймы 44. Обойма 40 с помощью шлиц соединена с валом VIII. Таким образом, крутящий момент с вала свободной турбины через шестерни 29, 22, 28, внутреннюю обойму 44, заклиненные эксцентриковые ролики 39, наружную обойму 40, муфты 25 передается на выводной вал VIII ГТДЭ.

При достижении выводным валом, а следовательно, и обоймой 40 частоты вращения большей, чем у обоймы 44, ролики 39 расклиниваются и центробежные силы прижимают их к наружной обойме 40, отсоединяя редуктор от выводного вала VIII.

От ведомой шестерни 28 через шестерню 27 передается крутящий момент на трансмиссионный привод регулятора частоты вращения свободной турбины, расположенный в агр. 4030.

Выхлопной патрубок VI предназначен для отвода отработанного газа в атмосферу и обеспечения силовой связи между корпусом опоры ротора турбокомпрессора 36 и корпусом редуктора ГТДЭ 21.

Силовая связь корпусов 36 и 21 осуществляется через обечайку 19. В зоне выхлопного отверстия силовым элементом является стержень 33, проходящий внутри

трубки 30, предохраняющий стержень от воздействия выхлопных газов. Внутренний канал выхлопного патрубка образован стенкой 18.

Отверстие выхлопного патрубка на самолете закрыто управляемой заслонкой, которая открывается при работе ГТДЭ по команде АПД.

Коробка приводов агрегатов I предназначена для передачи крутящего момента от электростартера 61 к ротору турбокомпрессора ГТДЭ при запуске и от ротора турбокомпрессора к топливному и масляному насосам агр. 4030 и насосу откачки масла из редуктора.

Коробка приводов состоит из корпуса I, набора цилиндрических и конических шестерен, муфты свободного хода 2 с эксцентриковыми роликами 51.

При запуске электростартер СТ-115Б передает вращение через рессору и конические зубчатые колеса на внутреннюю обойму 42 муфты свободного хода. Внутренняя обойма 52 через ролики 51 закинута с наружной обоймой 50 муфты. Далее крутящий момент передается через систему зубчатых колес на хвостовик ротора турбокомпрессора. После отключения электростартера частота вращения наружной обоймы 50 становится больше, чем у обоймы 52, происходит рассоединение кинематической цепи электростартера 61 с турбокомпрессором ГТДЭ.

Кинематическая схема ГТДЭ приведена на рисунке.

Масляная система – циркуляционная, открытого типа, предназначена для обеспечения смазки подшипников и зубчатых опор ГТДЭ их охлаждения и удаления частиц износа. Схема масляной системы приведена на рисунке. Масляный агрегат, который является составной частью топливно-масляного агрегата 4030 состоит из следующих узлов:

- блока шестеренных масляных насосов (нагнетающего 10 и двух откачивающих 7,8);
- масляного фильтра 4 с предохранительным и обратным 2 клапанами;
- клапана стравливания воздуха из масломагистрали I.

Привод маслонасосов 10, 7, 8 осуществляется от коробки приводов ГТДЭ. Откачивающий насос 8 предназначен для откачки масла из полости редуктора, устанавливается на приливе корпуса компрессора и получает вращение от ротора турбокомпрессора ГТДЭ через рессору 57а коробки приводов. Подвод масла от редуктора к насосу 8 и отвод его от насоса осуществляется наружными трубопроводами.

Обратный клапан 9, расположенный на входе в маслобак предназначен для предотвращения перетекания масла из маслобака в полость неработающего ГТДЭ.

Масло из маслобака двигателя по внешнему трубопроводу поступает на вход в нагнетающий насос 5 и отрегулированное по давлению на выходе редукционным клапаном 6, пройдя масляный фильтр 4 поступает к узлам смазки ГТДЭ. Редукционный клапан 6 поддерживает расчетное давление масла в линии нагнетания в пределах 2-3 кгс/см<sup>2</sup>. При увеличении перепада давления масла на фильтрующем элементе маслофильтра до 1,1 – 1,5 кгс/см<sup>2</sup> открывается перепускной клапан 3 и масло поступает в нагнетающую магистраль, минуя маслофильтр 4. Масло, откачиваемое насосами 7, 8, 10, поступает в единую сливную магистраль. Смазка муфты свободного хода (МСХ) выводного вала осуществляется маслом, которое подается из нагнетающей магистрали ВКА через уплотнительную втулку, расположенную по стыку фланцев ГТДЭ и ВКА. Отработанное масло сливается через отверстие во фланце ГТДЭ в полость ВКА.

Расход масла в стартерном режиме – не более 0,08 л за запуск, в режиме энергоузла – не более 0,6 л/ч.

Автоматическая система управления расходом топлива в камере сгорания ГТДЭ обеспечивает выполнение следующих функций:

- управление расходом топлива в камере сгорания при запуске и разгоне;
- ограничение максимальной частоты вращения ротора турбокомпрессора  $n_{\text{тк}}$ ;
- ограничение максимального расхода топлива;
- ограничение максимальной частоты вращения ротора свободной турбины  $n_{\text{ст}}$  при работе в режиме стартера;
- поддержание  $n_{\text{ст}} = \text{const}$  при работе в режиме энергоузла;
- ограничение минимального расхода топлива при сбросе нагрузки в режиме энергоузла;
- выдачи электросигнала на отключение электростартера СТ-115Б;
- прекращение подачи топлива в камеру сгорания по электрическому сигналу.

Агрегаты системы управления расположены в топливном насосе-регуляторе топливомасляного агрегата 4030 и включает:

- топливный насос шестеренчатого типа с пиводом от ротора турбокомпрессора ГТДЭ;
- автомат запуска и разгона (АЗР), обеспечивающий дозирование топлива в зависимости от величины давления воздуха за компрессором на запуске и разгоне;
- центробежный ограничитель частоты вращения ротора турбокомпрессора;
- регулятор частоты вращения ротора свободной турбины, с ограничителями максимального и минимального расхода топлива;
- механизм отклонения электростартера по давлению топлива, пропорциональному  $n_{\text{тк}}$ ;
- электромагнитный клапан основного топлива (ЭМК ОТ на рис. );
- электромагнитный клапан режима энергоузла ЭМКР для перестройки регулятора частоты вращения свободной турбины на режиме работы ГТДЭ в качестве энергоузла.

Пусковая система ГТДЭ – электрическая. Она предназначена для запуска ГТДЭ или его холодной прокрутки в наземных условиях. Она включает: электростартер СТ-115Б, пусковую топливную систему, систему зажигания в камере сгорания, обратный клапан кислородной подпитки (остальные агрегаты системы кислородной подпитки расположены на самолете).

Управление пусковой системы ГТДЭ осуществляется по командам АПД-99, во взаимодействии с его датчиком частоты вращения ротора турбокомпрессора ДТА-10.

Электростартер СТ-115Б представляет собой двигатель постоянного тока, последовательного возбуждения, закрытого типа. Потребляемый ток электростартером при напряжении 16 вольт и нагрузочном моменте 0,15 кгс.м не более 180 ампер. Электростартер установлен на переходнике коробки приводов ГТДЭ и соединен с

коробкой рессорой.

Пусковая топливная система обеспечивает при запуске ГТДЭ, дозирование топлива в камеру сгорания в зависимости от величины давления воздуха за компрессором. В состав ее входят автомат запуска и разгона и механизм отключения электростартера по давлению топлива, пропорционального птк, расположенные в агр.4030, топливная форсунка 48 и элементы системы топливоподачи, рассмотренные выше.

Система зажигания включает агрегат зажигания СК-224-05, два высоковольтных провода и две свечи зажигания СП-54У. Агрегат зажигания предназначен для преобразования напряжения источника питания в напряжение, необходимое для нормального функционирования полупроводниковых свечей зажигания, установленных в пусковых воспламенителях. Он выдает импульсные разряды с частотой 15-45 имп/с и напряжением около 3 киловольт. Агрегат зажигания устанавливается на ВКА. Передача электрических зарядов высокого напряжения от агрегата зажигания к свечам происходит по высоковольтным проводам.

Свечи зажигания СП-54 У предназначены для преобразования импульсов тока высокого напряжения в электрические разряды. Они установлены в пусковых устройствах. Воспламенение распыленного топлива в полости сгорания происходит за счет электрического разряда между центральным и боковым электродом свечи.

Работа пусковой системы ГТДЭ рассматривается ниже.

### 11.3.2. Устройства передачи крутящего момента от ГТДЭ на раскрутку РВД и привод самолетных агрегатов

Передача крутящего момента от свободной турбины ГТДЭ на раскрутку РВД при запуске, или на привод самолетных агрегатов ВКА, обеспечивается автоматическим изменением кинематической цепи ВКА при помощи электромеханизма переключения режимов работы ВКА ЭПП-3 Т.

ЭПП-3Т включает в себя электродвигатель, редуктор и ходовой винт (расположен внутри электромеханизма). При включении электродвигателя приводится тяга 2, совершающая поступательное движение. Движение тяги передается на траверсу 3.

Траверса 3 жестко связана с подвижной скобой 4 и валиком 5. Движение траверсы одновременно передается на валик 5 и скобу 4.

Подвижная скоба 4 перемещается по наружным шлицам валика 13, сообщая поступательное движение шлицевой муфте 14.

Муфта 14 имеет наружный зубчатый венец 12 передачи крутящего момента от ГТДЭ (при работе в режиме энергоузла) на шестерню 6. С помощью наружных шлиц осуществляется подвижное соединение муфты 14 с шестерней 15.

На валике 5 находится шлицевая втулка 8, перемещается по внутренним шлицам шестерни 7.

В процессе запуска или при работе двигателя втулка 8 входит в зацепление с внутренними шлицами муфты 9.

Шлицевая муфта 9 обеспечивает передачу крутящего момента от ГТДЭ к коробке двигательных агрегатов (КДА) через валик 10 при запуске двигателя или на самолетные агрегаты при работе двигателя через цилиндрическую шестерню 7.

При запуске крутящий момент передается через втулку 8, муфту 9 и валик 10 на

цапфу 11 гибкого вала, связанного с КДА.

Гибкий вал состоит из цилиндрического вала 16, двух цапф 11 и 19, двух блоков диафрагм 42 и 20. Блоки диафрагм с цапфами и валом 16 скреплены по фланцам болтами.

Цапфы 11 и 19 шарнирно связаны с сферическими вкладышами 18 и 41.

Конструкция гибкого вала позволяет компенсировать несоосность и перекос осей соединяемых валов ВКА и КДА.

Крутящий момент от ВКА и КДА к ВКА передается гибким валом через блоки диафрагм 43 и вал 16.

В соответствии с режимом работы ВКА, передача крутящего момента идет через одну из двух кинематических цепей между гибким валом ГТДЭ и агрегатами ВКА.

При запуске двигателя крутящий момент от ГТДЭ передается через валик 13 на муфту 14 и далее на шестерню 15, откуда через две цилиндрические шестерни на шестерню 7 и далее к агрегатам ВКА. Через втулку 8, муфту 9 и валик 10 крутящий момент передается на цапфу 11 гибкого вала привода КДА.

При работе двигателя (или авторотации) крутящий момент от РВД передается от гибкого вала через валик 10, муфту 9, втулку 8 на шестерню 7 и далее через цилиндрические шестерни к агрегатам самолета. Муфта свободного хода ГТДЭ отключает его от ВКА.

При запуске, работе и авторотации двигателя тяга 2 электромеханизма ЭПП-3Т находится в убранном положении.

При работе ГТДЭ в режиме энергоузла выдвигается тяга 2, перемещая траверсу 3, жестко связанную с валиком 5 и скобой 4. Валик 5 выводит из зацепления с гибким валом втулку 8 с муфтой 9 ВКА. Подвижная скоба 4 перемещает муфту 14 до соединения зубчатого венца 12 с венцом шестерни 6. При этом шлицы муфты 4 выходят из зацепления со шлицами шестерни 15. Этим обеспечивается изменение передаточного отношения от вала турбины ГТДЭ к агрегатам ВКА. При работе ГТДЭ в режиме энергоузла крутящий момент от валика 13 передается через муфту 14 на шестерню 6 и далее через цилиндрические шестерни на агрегаты ВКА. Шестерня 15 свободно вращается относительно валика 13 и работает как промежуточная. Гибкий вал при этом неподвижен. Частота вращения роторов агрегатов ВКА соответствует режиму работы двигателя  $n_{вд} = 65,5 \pm 2\%$  (по указателю в кабине).

### 11.3.3. Система воспламенения топлива в ОКС

Система зажигания предназначена для воспламенения топливно-воздушной смеси в основной камере сгорания при запуске двигателя на земле и в полете. Она включает в себя: агрегат зажигания и два пусковых воспламенителя.

Агрегат зажигания СК-224-6 – емкостной. Предназначен для преобразования напряжения источника питания в напряжение, необходимое для функционирования свеч запального устройства. Номинальная накопленная энергия - 6 Дж; частота следования разрядов на свечи запального устройства – 2 – 10 имп/с; потребляемый ток -  $5 \pm 2$  А. Режим работы агрегата – кратковременный. В исключительных случаях допускается производить подряд несколько включений без перерыва, общей длительностью не более 180 с.

Агрегат установлен на корпусе КНД.

Пусковой воспламенитель предназначен для воспламенения топливоздушнoй смеси. Он состоит из полупроводниковой свечи 21 и корпуса 22 со штуцером 23 подвода кислорода.

Свеча – неразборная, экранированная, с керамическим изолятором между электродами свечи. Соединение свеч с агрегатом зажигания осуществляется двумя высоковольтными экранированными проводами. Искровой разряд происходит между электродами свечи по рабочей поверхности изолятора, покрытого полупроводниковым слоем. При запуске в полете в кольцевую полость между свечой и корпусом поступает кислород через штуцер 23.

При работе системы зажигания, по команде АПД к агрегату зажигания подается постоянный ток напряжением 27 В от электросистемы самолета. В результате накопления электрического заряда на накопительном конденсаторе агрегата и кратковременных разрядов конденсатора через межэлектродный промежуток свечи происходит воспламенение топливоздушнoй смеси в камере сгорания. Подача кислорода в полете повышает надежность работы системы зажигания.

#### 11.3.4. Система кислородной подпитки

Система кислородной подпитки предназначена для подачи кислорода в пусковые воспламенители основной камеры сгорания двигателя при запуске его в полете и пусковые воспламенители ГТДЭ при его запуске. Схема кислородной подпитки показана на рис. Приведенные на рис. элементы кислородной подпитки установлены на борту самолета.

На каждом двигателе и на ГТДЭ дополнительно установлены обратные клапаны, которые препятствуют поступлению газа в систему кислородной подпитки.

Бортовой кислородный баллон 2 емкостью 4 л заряжается от наземного источника питания до давления 150 кгс/см<sup>2</sup>, с поправкой в зависимости от температуры окружающей среды. Давление при зарядке контролируется по манометру высокого давления 5. Кислородный редуктор КР-31 10 предназначен для понижения давления кислорода со 150 кгс/см<sup>2</sup> до рабочего давления 9,5-12 кгс/см<sup>2</sup>. Контроль давления производится по манометру 9. Электропневмоклапаны 6 управляют подачей кислорода к пусковым блокам основной камеры сгорания двигателя в полете, а клапаны 7 – подачей кислорода в камеры сгорания стартеров-энергоузлов при запуске на земле. Управление клапанами 6 и 7 производится от АПД-99. Гибкие металлорукава II обеспечивают надежную работу системы при тепловых перемещениях двигателя и при деформациях фюзеляжа в полете.

Расход кислорода на один запуск двигателя в полете составляет 30 г. Расход на один запуск ГТДЭ составляет 10 г.

При запуске двигателя в полете, через 20 с после начала цикла запуска в полете, либо по достижении  $n_{вд} = 35\%$  подача кислорода в пусковые воспламенители основной камеры сгорания двигателя прекращается.

При проведении неавтоматического запуска в полете, кислород поступает в пусковые воспламенители с начала цикла запуска до момента выключения выключателя ДУБЛИР. ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ.

При запуске ГТДЭ кислород поступает в его пусковые воспламенители по ко-

манде АПД. Через 10 с (или при отключении электростартера ГТДЭ) подача кислорода прекращается.

### 11.3.5. Пусковая топливная система двигателя

Автоматическая дозировка топлива основную камеру сгорания при запуске обеспечивается следующими агрегатами системы топливоподачи и автоматического управления двигателя:

- центробежным подкачивающим топливным насосом ДЦН-82;
- насосом-регулятором НР-31;
- распределителем топлива по каскадам коллекторов РТ-31В;
- топливными коллекторами первого 24 и второго 25 каскадов с форсунками 26.

В связи с тем, что указанные выше агрегаты подробно рассматриваются в соответствующих разделах пособия, ниже даны лишь их принципиальные схемы, с точки зрения участия агрегатов в процессе запуска двигателя. В НР-31 и РТ-31 В рассматриваются узлы, имеющие непосредственное отношение к процессу запуска.

Топливный насос ДЦН-82 предназначен для повышения давления топлива, поступающего из топливной системы самолета. Перепад давлений, создаваемый насосом при максимальной частоте вращения его ротора (осевое 27 и центробежное рабочее 28 колесо), составляет 5,25-7,7 кг/см<sup>2</sup>. Насос имеет привод от КДА.

Насос регулятор НР-31 имеет привод от КДА.

Максимальное давление топлива за качающим узлом насоса – 95 кг/см<sup>2</sup>. Управление НР-31 осуществляется РУД, а также по электрическим командам от КРД-99 и из электросистемы самолета. Топливо от качающего узла подается к дозирующему крану 30 и далее стоп-крану. Управление стоп-краном производится от РУД. Регулятор постоянного перепада давления (РППД) поддерживает постоянный перепад на дозирующем кране 30. Давление и расход топлива за краном 30 определяется площадью его проходного сечения. Управление краном 30 осуществляется от сервопоршня по заданной программе управления, НР-31 вступает в работу в процессе запуска. Дозирование топлива в камеру сгорания при запуске осуществляется топливным автоматом запуска ТАЗ по закону:

$$P_T = P_{T_0} + K_1(K_2 P_K - P_H),$$

$P_T$  – давление топлива в канале «а» за стоп-краном;

$P_{T_0}$  - давление топлива, определяемое затяжкой пружины 31 ТАЗ;

$K_1$  – постоянный (конструктивный) коэффициент, определяемый соотношением площадей мембраны и клапана автомата запуска;

$K_2$  – коэффициент редукции, зависящий от диаметра регулировочного жиклера 35.

В начале запуска сервопоршень дозирующего крана 30 находится на упоре минимального расхода, а часть топлива за дозирующим краном из канала «а» перепускается плунжером 36 на вход в ДЦН.

Количество топлива, подаваемого в камеру сгорания, определяется затяжкой пружины 31, натяжение которой регулируется винтом 33.

С увеличением частоты вращения РВД растет  $P_k$ , мембрана прогибается и плунжер 36 прикрывает сливное отверстие.

Коррекцию подачи топлива при запуске двигателя в полете обеспечивает высотный корректор в зависимости от давления воздуха в отсеке двигателя. Начало вступления в работу высотного корректора определяется величиной зазора между штоком анероидов 32 и рычагом 34. Коррекция топлива в процессе запуска на последнем этапе осуществляется также автоматом приемистости.

Распределитель топлива РТ-31 В предназначен для распределения топлива по каскадам коллекторов форсунок камеры сгорания, для отсечки подачи топлива в начале запуска и для обеспечения первоначального «броска» топлива при запуске, для выключения подачи топлива к форсункам и слива его из коллекторов при выключении двигателя или включении клапана выключения двигателя (КО). РТ-31В установлен на промежуточном корпусе двигателя внизу.

В начале запуска (до воспламенения топлива в камере сгорания) топливо, поступающее лт НР к РТ, по каналу «а» перепускается через проточку золотника 37 РТ, по каналам «б» и «в» – на вход в ДЦН и к форсункам не подается. При поступлении электрического сигнала от АПД электромагнитный клапан МКВ-251 открывает доступ топливу от регулятора постоянного давления (РПД) насоса НР-31 по каналу «д» золотника 37 и 38. При перемещении золотника 37 вправо (по схеме) прекращается слив топлива через канал б, что приводит к повышению его давления перед распределительным золотником 39. Золотник 39, преодолевая усилие пружин, смещается влево и открывает доступ дозированному топливу в I каскад форсунок. Одновременно, смещение золотника 38 приводит к подаче через его проточку к каналам «г» и «е» недозированного топлива повышенного давления в I каскад форсунок для повышения надежности воспламенения топлива в камере сгорания.

При снятии команды с МКВ-251 подача недозированного топлива прекращается, однако слив топлива не восстанавливается, т.к. золотник 37 удерживается в правом положении, действующем на его поршень давлением топлива от РПД.

В случае отсутствия команды на выключение МКВ-251 золотник 38 при дальнейшем перемещении со скоростью, определяемой пропускной способностью дроссельного пакета 40, через  $4^{+0,8}$  с перекрывает подвод недозированного топлива в I каскад, осуществляя тем самым гидравлическую блокировку электрической команды. По мере увеличения частоты вращения РВД и расхода топлива в камеру сгорания, давление топлива перед РТ возрастает и золотник 39 открывает доступ топливу во II каскад форсунок.

Топливо из коллекторов I и II каскадов поступает через двухсопловую форсунку 26 в жаровую трубку камеры сгорания.

При помпаже автоматически включается система ликвидации помпажа, по команде которой кратковременно прекращается подача топлива в камеру сгорания с последующим автоматическим запуском и восстановлением исходного режима работы двигателя.

Прекращение подачи топлива осуществляется подводом топлива от клапана отсечки КО в пружинную полость золотника 39, который, перемещаясь вправо, перекрывает подачу топлива в I и II каскады.

Выключение двигателя производится перемещением РУД на упор «СТОП», при этом стоп-кран закрывает подвод топлива к РТ.

Под действием пружины золотник 39 перекрывает подачу топлива в камеру

сгорания. При этом топливо из коллекторов сливается в сливной бачок через клапан слива РТ, расположенный в магистрали I и II каскадов.

## 11.4. Принцип работы пусковой системы

### 11.4.1. Запуск двигателя на земле

При включении автоматов защиты сети в электросистеме самолета электромеханизм переключения муфт ЭПП-3Т устанавливает кинематическую цепь ВКА в режим «запуск».

Перед запуском двигателя переключатель рода работы S4 должен быть установлен в положение ЗАПУСК. РУД устанавливается на упор МГ. При нажатии на 1-2 с кнопки ЗАПУСК, АПД-99 выдает команду на электромеханизм открытия створки выхлопного патрубка ГТДЭ. После открытия створки, микровыключатель створки совместно с микровыключателем ЭПП-3Т обеспечивает цепи включения временного устройства АПД. Начинается цикл запуска по циклограмме. По команде одновременно включается:

- электромагнитный клапан основного топлива ГТДЭ;
- электромагнитный клапан кислородной подпитки ГТДЭ;
- агрегат зажигания ГТДЭ;
- электростартер ГТДЭ (через 1 с).

Происходит запуск ГТДЭ. При этом агрегат 4030 обеспечивает подачу топлива в форсунку ГТДЭ лишь при достижении давления топлива, равного  $3 \text{ кг/см}^2$ . Через 10 с (или при достижении давления топлива перед форсункой ГТДЭ, равного  $5 \text{ кг/см}^2$ , что соответствует времени 5 с), выключаются электростартер, агрегат зажигания и клапан кислородной подпитки ГТДЭ. Эти же агрегаты могут быть выключены ранее 10 с, в случае достижения ротором турбокомпрессора ГТДЭ частоты вращения  $n_{\text{тк}} = 33500 \pm 2400 \text{ об/мин}$ .

Через 4-5 с начинается раскрутка РВД, однако топливо в камеру сгорания не поступает, т.к. открыт канал перепуска топлива «б» в РТ.

На 10-й с включается агрегат зажигания двигателя. На 17-й с от АПД (или при  $n_{\text{вд}} = 15\%$  от КРД) поступает электрический сигнал на открытие клапана «броска» топлива РТ (электромагнитный клапан МКВ-251). Перепуск топлива через канал «б» прекращается. Одновременно в 1 каскад топливного коллектора камеры сгорания подается топливо с повышенным расходом от качающего узла НР (канал «е»), что повышает надежность воспламенения топливовоздушной смеси.

На 20-й с команда с клапана МКВ-251 снимается, повышенный расход топлива прекращается. Канал перепуска топлива «б» в РТ остается закрытым и расход топлива в камеру сгорания дозируется ТАЗ до  $n_{\text{вд}} = 40\%$  и автоматом приемистости НР при дальнейшем росте ПВД.

При  $n_{\text{вд}} = 35\%$  по сигналу КРД выключается агрегат зажигания двигателя. Если  $n_{\text{вд}}$  не достигнет 35% за время 50 с, то агрегат зажигания будет выключен временным устройством АПД.

На 50-й с (или при  $n_{\text{вд}} = 53\%$ ) по команде КРД отключается ГТДЭ (выключается электромагнитный клапан основного топлива ГТДЭ). Двигатель выходит на режим малого газа.

При достижении  $n_{\text{вд}} = 85\%$  в АПД поступает команда из КРД на закрытие

створки выхлопного патрубка ГТДЭ.

#### 11.4.2. Запуск двигателя в полёте

Запуск в полете может быть осуществлен летчиком:

- автоматический - по циклограмме АПД;
- неавтоматический (ручной) – от дублирующей системы.

Кроме того, в полете может быть осуществлен автоматический запуск без участия летчика:

- при срабатывании системы ликвидации помпажа (встречный запуск);
- запуск на выбеге.

Автоматический запуск по циклограмме АПД производится летчиком путем перемещения РУД с любого положения на упор МГ. При этом от микровыключателя, установленного на РУД, подается электрический сигнал на включение АПД. Такой запуск возможен только при сигнале убранного положения шасси, что обеспечивается включением микровыключателя шасси в электросистеме самолета. АПД включает на время, равное 20 с, агрегат зажигания двигателя и электромагнитный клапан кислородной подпитки. На время  $2,0^{+1,0}_{-0,5}$  с включением МКВ – 251, обеспечивающий «бросок» топлива в РТ (включение МКВ-251 только при  $n_{\text{вд}} < 35\%$ ).

Неавтоматический запуск (ручной) производится независимо от положения шасси, включением (на время 180 с) выключателя 7 ДУБЛИР. ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ, после установки РУД на упор МГ. При этом на все время запуска включаются агрегат зажигания и кислородная подпитка двигателя.

После окончания цикла запуска выключатель ДУБЛИР. ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ должен быть выключен.

При срабатывании системы ликвидации помпажа блок противопомпажной защиты в КРЖ осуществляет проведение цикла встречного запуска двигателя (независимо от положения шасси, на высоте  $H \geq 2000$  м).

По сигналу от КРД: включается клапан отсечки топлива (КО) на время 0,2 с, большее, чем длительность сигнала ПОМПАЖ; дозирующий кран насоса-регулятора НР перемещается к упору минимального расхода топлива.

РТ прекращает подачу топлива в камеру сгорания, вследствие подачи топлива высокого давления в пружинную полость золотника 39 РТ. Далее подача топлива восстанавливается. АПД на время, равное 10 с, включает агрегат зажигания и кислородную подпитку двигателя.

Автоматический запуск на выбеге осуществляется по циклограмме встречного запуска двигателя с включением клапана отсечки на 0,5 – 0,8 с. Запуск возможен при сигнале убранного положения шасси и происходит в следующих случаях:

- при погасании основной камеры сгорания двигателя, если РУД находится на упоре МГ или выше, а частота вращения РВД уменьшается ниже 53%;
- при неудавшемся автоматическом запуске двигателя в полете, осуществляемом летчиком, если РУД находится на упоре МГ, а частота вращения  $n_{\text{вд}}$  в течение 20 с не достигает 53%.

## Прокрутка ГТДЭ

Для выполнения прокрутки ГТДЭ переключатель рода работы S 4 необходимо поставить в положение ПРОКРУТКА СТАРТЕРА.

При последующем нажатии кнопки ЗАПУСК включается (через 1 с) электростартер ГТДЭ. На 10-й с работы электростартер выключается.

## Прокрутка двигателя

Для выполнения прокрутки двигателя переключатель рода работы S 4 необходимо поставить в положение ПРОКРУТКА. РУД на упоре СТОП.

При нажатии кнопки ЗАПУС порядок включения и выключения агрегатов такой же, как и при запуске двигателя на земле, однако не включается агрегат зажигания двигателя и не подается топливо в камеру сгорания двигателя. Электромагнитный клапан основного топлива ГТДЭ отключается АПД через 50 с от начала включения его временного механизма.

### 11.4.3. Работа ГТДЭ в режиме «Энергоузел»

Переключатель рода работы ставится в положение ЗАПУСК. Нажимается кнопка включения режима стартера-энергоузла ЭНЕРГОУЗЕЛ. Электромеханизм ЭПП-3Т подготавливает кинематическую цепь ВКА к работе на режиме энергоузла.

После подготовки кинематической цепи ВКА (подается сигнал от микровыключателя электромеханизма ЭПП-3Т)открывается створка выхлопного патрубка ГТДЭ. Замыкается микровыключатель створки, который включает цепь запуска ГТДЭ. Включаются агрегат зажигания, кислородная подпитка и электромагнитный клапан основного топлива ГТДЭ. Одновременно включается и электромагнитный клапан режима энергоузла в агрегате 4030 ГТДЭ.

Через 1 с включается электростартер. Через 10 с (или в случае достижения  $n_{\text{тк}} = 33500 \pm 2400$  об/мин) агрегат зажигания, кислородная подпитка и электростартер выключаются.

Прекращение работы ГТДЭ осуществляется путем нажатия кнопки СТОП, при этом электромагнитные клапаны основного топлива и режима работы энергоузла ГТДЭ выключаются.

### 11.4.4. Оценка технического состояния пусковой системы

Техническое обслуживание пусковой системы осуществляется в соответствии с руководством по технической эксплуатации и инструкцией летчику.

В процессе эксплуатации предусмотрено следующее.

Автоматический запуск двигателя на земле контролируется по следующим признакам:

- характерному шуму работающего ГТДЭ и увеличению  $n_{\text{вд}}$  до числа оборотов малого газа;
- автоматическому выключению ГТДЭ при  $n_{\text{вд}} = 53 \pm 1\%$ ;

- температуре газа за турбиной низкого давления двигателя ( $t_T^*$  допускается до  $600^\circ\text{C}$  в течение 5 с, с последующим уменьшением до  $t_T^* \leq 400^\circ\text{C}$  на МГ);
- времени запуска 50 с.

В процессе работы пусковой системы высвечивается светосигнализатор ЗАПУСК в течение следующего времени после нажатия кнопки ЗАПУСК:

- при запуске двигателя на земле до 50 с (возможно отключение при достижении  $n_{\text{ВД}} = 53\%$ , или через 10 с при отсутствии сигнала  $n_{\text{ТК}} = 33500 \pm 2400$  об/мин, или при нажатии кнопки СТОП);
- при прокрутке двигателя до 50 с (возможно отключение через 10 с, при отсутствии сигнала  $n_{\text{ТК}}$ , или при нажатии кнопки СТОП);
- при работе ГТДЭ в режиме энергоузла до нажатия кнопки СТОП или после закрытия створки выхлопа ГТДЭ (возможное отключение через 10 с, при отсутствии сигнала  $n_{\text{ТК}}$ );
- при автоматическом запуске двигателя в полете до 20 с.

При неавтоматическом запуске двигателя в полете светосигнализатор ЗАПУСК высвечивается в течение всего времени запуска после включения выключателя ДУБЛИР, ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ.

В случае встречного запуска светосигнализатор ЗАПУСК высвечивается в течение 10 с после сигнала с КРД.

В процессе нормального протекания запуска может высвечиваться светосигнализатор СБРОСЬ ОБОРОТЫ, который должен исчезнуть в процессе выхода на режим МГ (сигнал высвечивается при включении питания КРД и исчезает при достижении давления масла в нагнетающей магистрали двигателя, равном  $1,4 \pm 0,2$  кг/см). Высвечивание сигнала Р<sub>топл</sub>, ОТКЛЮЧИ ДВИГ. и ТС и поступление речевой команды УХОДИ ИЗ ЗОНЫ недопустимо, при их высвечивании прекратить запуск.

Для принудительного прекращения цикла запуска на любом этапе необходимо нажать на 1-2 с кнопку СТОП и перевести РУД на упор СТОП.

Перед повторным запуском двигателя, в интервале от 60 до 180 мин после его выключения, для снижения уровня вибраций необходимо производить прокрутку двигателя.

При запуске в полете выключатель ДУБЛИР. ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ должен быть включен не более чем на 180 с.

В пределах установленного ресурса ГТДЭ допускается работа ГТДЭ циклами из пяти запусков, в т.ч. не более двух холодных прокруток. Перерыв между циклами для эффективного охлаждения не менее 30 мин.

Повторный запуск ГТДЭ разрешается при полной остановке ротора его турбокомпрессора, но не ранее чем через 12 с после команды на останов ГТДЭ.

В случае нахождения ГТДЭ в течение более чем двух часов при  $t_n \leq -40^\circ\text{C}$  необходимо прогреть ГТДЭ перед запуском горячим воздухом с температурой не более  $+18^\circ\text{C}$ .

Перевод ВКА на режим “Энергоузел” и с режима “Энергоузел” должен производиться только при отсутствии вращения РАД и роторов ГТДЭ. При работе ГТДЭ в режиме энергоузла запрещается давать полную нагрузку одновременно на все само-

летные агрегаты, установленные на ВКА. Полную нагрузку разрешается давать поочередно на каждый из агрегатов.

Максимальная допустимая температура газа за турбиной ГТДЭ – не более 885° С.

Регулировка автоматического запуска.

Время запуска регулируется установкой в ТА3 жиклеров 35 разной производительности. Увеличение диаметра жиклера 35 на 0,1 мм увеличивает время запуска на 1-2 с (при этом уменьшается температура газов за турбиной двигателя на 30-40°С). Допускается установка жиклеров с диаметром 1,5-3,0 мм.

Высотная коррекция осуществляется за счет изменения зазора между упором сильфона 32 и рычагом 34 ТА3. Регулируется углом поворота сектора 33<sup>а</sup>. Поворот сектора на угол в 5° смещает начало коррекции подачи топлива в камеру сгорания на высоту  $H = 1000$  м и изменяет давление на  $\Delta P_T \approx 0,6$  кг/см<sup>2</sup>.

Давление топлива в процессе запуска регулируется в ТА3 затяжкой пружины 31 винтом 33 на величину давления  $P_T + 7 \pm 0,3$  кг/см<sup>2</sup>.

«Бросок» топлива при запуске регулируется затяжкой пружины распределительного золотника 39 в РТ-31В за счет регулировочного винта. Возможно изменение давления «броска» топлива до 0,6 кг/см<sup>2</sup>.

#### 11.4.5. Характерные неисправности и отказы пусковой системы, способы их выявления и устранения.

В процессе эксплуатации имели место случаи срыва запуска по причинам:

- разрушения изоляции эл. жгута термопары Т-82К турбостартёра и замыкание его на корпус о люк АГРЕГАТЫ ВКА;
- отсутствия давления броска топлива из-за неисправности МСТ-5С;
- размыкания КВ на створке выхлопных газов ГТДЭ;
- ложного срабатывания КВ на ЭПП-3;
- неправильной регулировки давления броска топлива;
- разрегулировки КВ выпущенного положения шасси (на земле нет запуска, горит табло ЗАПУСК, ГТДЭ не работает);
- время запуска больше нормы из-за малого давления топлива в дополнительном коллекторе.

После самопроизвольного прекращения запуска по причине отключения ГТДЭ по сигналу минимального давления масла (менее 1 кгс/см<sup>2</sup> после 10 с) или по сигналу превышения  $t_{ГТДЭ}$  выше 860+25° С для последующего запуска необходимо нажать кнопку СТОП с целью снятия блокировки с АПД-99.

## Тема 12. Противопожарная система и система контроля работы двигателя

### 12.1 Общая характеристика противопожарной системы

На самолете установлено два комплекса противопожарного оборудования, каждый из которых обслуживает свой двигательный отсек и включает в себя:

- средства предупреждения пожара;
- систему сигнализации о пожаре;
- систему пожаротушения.

Оба комплекта запитываются через общий АЗР «ПОЖАРН. ОБОРУД.» (передняя кабина, правый борт).

К средствам предупреждения пожара относятся:

- система охлаждения двигательных отсеков;
- разделение двигательных отсеков в районе топливных баков противопожарной перегородкой;
- применение теплоотражающих экранов в хвостовой части фюзеляжа;
- применение в конструкции фюзеляжа и двигателей жаропрочных сплавов;
- применение дренажной системы с отводом дренажей за борт.

#### 12.1.1. Основные параметры противопожарной системы

##### Технические данные УБШ-6-2.

- ёмкость баллона.....6 л;
- количество пиропатронов.....4шт;
- тип пиропатронов.....ПП-3;
- вес заряда.....8,845кг;
- максимальное рабочее давление...150кгс/см<sup>2</sup>;
- Р разрыва предохранительной мембраны ...200±20кгс/см<sup>2</sup>.

#### 12.2. Конструкция противопожарной системы

##### Система сигнализации пожара СПС-1.

Предназначена для выдачи сигнала в случае возникновения пожара в соответствующем двигательном отсеке. Системой СПС-1 оборудован каждый двигательный отсек. Система сигнализации о пожаре состоит из шестиканального исполнительного блока БИ-06-С и двадцати термодатчиков СП-1.

В состав системы входят:

- электронный блок-усилитель ИС-5МГ;
- датчики ионизационного типа – трубчатые кольца из нержавеющей стали установлены на двигателе с помощью кронштейнов и фарфоровых изоляторов, электрических связанных друг с другом и с блоком ИС-5МГ;

- 2 красных табло «ПОЖАР – ЛЕВ.ПРАВ»(пер. каб., приб. доска справа, вверху);
- красная сигнальная лампа (задняя кабина, приборная доска).

Система сигнализации о пожаре – ионизационного типа.

#### Термодатчики разделены на три группы:

- 1 группа - по восемь датчиков с рабочей температурой **+180 С**;
- 2 группа - по шесть датчиков с рабочей температурой **+300 С**;
- 3 группа - по шесть датчиков с рабочей температурой **+500 С**.

Каждая группа имеет два независимых канала исполнительного блока. Принцип работы системы основан на использовании явления возникновения электродвижущей силы (ЭДС) в термопарах при изменении температуры в двигательном отсеке. ЭДС датчиков достигает величины, при которой срабатывает исполнительный блок БИ-06-С, который выдаёт сигнал на:

- светосигнализатор "ПОЖАР", работающий в мигающем режиме, расположен в блоке табло САС-4 на приборной доске;
- пропись сигнала "ПАЖАР" системой Тестер (раздельно для каждого двигательного отсека);
- соответствующую красную лампу щитка пожаротушения;
- срабатывание РИ (команда повторяется дважды), с выдачей информации в эфир.

Блоки БИ-06-С расположены в центральном отсеке между шп.36-37. Датчики установлены между шп.34-35 в пожароопасных местах двигательных отсеков и в коках.

#### Система пожаротушения

В состав системы входят:

- две кнопки «Огнетушители – ЛЕВ.ПРАВ». под красными колпачками (передняя кабина, левый борт); колпачки перед полетом должны быть законтрены;
- два цилиндрических баллона с огнегасящей жидкостью Фреон-114В<sub>2</sub> (по одному в левой и правой нишах основных опор);
- два пороховых аккумулятора давления (рядом с баллонами);
- два комплекта пожарных коллекторов (на двигателях).

Огнетушитель представляет собой шаровый баллон с двумя клапанными пироголовками. Рабочее давление в огнетушителе в зависимости от температуры окружающей среды может изменяться от **69 кгс/см<sup>2</sup>** (при  $t = -60\text{ С}$ ) до **142кгс/см<sup>2</sup>** (при  $t = +80\text{ С}$ ). На огнетушителе установлен манометр МА-250М и сигнализатор давления МСТ-40 для выдачи разовой команды в ТЕСТЕР о разряде огнетушителя.

Распылительные коллекторы установлены в двигательных отсеках на шп.34,38-42 и у воздухозаборников охлаждения двигателей.

Пожарные краны N 782600-2 установлены:

- один - в среднем отсеке хвостовой части фюзеляжа между шп.36-37 (левый двигатель);
- второй - в правом боковом обтекателе между шп.35-36 (правый двигатель).

## 12.4 Общая характеристика системы контроля

Система контроля предназначена для контроля работоспособности двигателя и его систем при всех условиях его эксплуатации.

Она включает в себя:

- приборы контроля работы двигателя;
- сигнальное табло;
- индикатор-регистратор параметров ИР-1;
- аппаратуру речевых сообщений П-591;
- систему «ТЕСТЕР УЗ СЕР.1»;
- пульты наземного контроля.

## 12.5 Бортовая система контроля

Приборами контроля работы двигателей являются:

- КИП-88 – комбинированный индикатор параметров двигателя – прибор ленточного типа.

Входит в состав системы контроля параметров СКП-88-1. Обеспечивает замер частоты вращения роторов КВД ( $n_{\text{КВД}}$ ) обоих двигателей и температуры газов ( $t_T^*$ ) за турбиной двигателей, с помощью подвижных индексов выдает предельно допустимые значения частоты вращения КВД и температуры газов за турбиной каждого двигателя в зависимости от температуры воздуха на входе в двигатель ( $t_{\text{вх}}^*$ ).

Текущие значения  $t_T^*$  и  $n_{\text{КВД}}$  определяются отсчетом со шкал значений прибора, находящихся против границы разделения цветов индикаторной ленты. Предельно допустимые значения  $t_T^*$  и  $n_{\text{КВД}}$  на максимальных и форсажных режимах отсчитываются по положению (по нижнему обрезу) индексов красного цвета, перемещающихся относительно шкал в зависимости от  $t_{\text{вх}}^*$  по определенной программе.

При опробовании двигателей необходимо производить контроль положения индексов предельно допустимых значений по графику. Впервые 15 с запуска двигателя на земле прибор показывает температуру газов за турбиной турбостартера.

- Система СКП-88-1 имеет встроенный контроль. При нажатии на кнопку КОНТРОЛЬ СКП (на левом горизонтальном пульте сзади) подвижные индексы устанавливаются на нулевую отметку, а индикаторные ленты  $t_T^*$  и  $n_{\text{КВД}}$  показывают  $t_T^* = 490^\circ\text{C}$ , а  $n_{\text{КВД}} = 86$ , соответственно;
- УИ-2 – 8Т – двухсторонний указатель давления масла, имеет две шкалы для левого и правого двигателей соответственно.
- В кабине штурмана имеется только указатель частоты вращения роторов КВД двигателей ИТЭ-2

Сигнальное табло:

- На табло кабины летчика имеются следующие сигнальные лампы для каждого двигателя:
- «ПРЕДЕЛ  $T_4$ » - красного цвета, загорается в случае повышения температуры газов за турбиной  $t_T^*$  двигателя на величину  $35^\circ\text{C}$  и более от предельно допустимого значения;



$T_{Г\text{ ЛЕВ}}$  ;  $T_{Г\text{ ПР}}$

12 разовых команд: «Пожар»; «Высокая Т»; «Отказ маслосистемы»(для левого и правого двигателей) «Форсаж»; «Помпаж»; «Отказ датчиков РЭД».

Наземная автоматизированная система «ЛУЧ-74» предназначена для дешифрирования полетной информации, записанной бортовыми устройствами регистрации типа «ТЕСТЕР – У-3».

Аппаратура системы объединена в три самостоятельных подсистемы:

- аппаратура перезаписи информации;
- аппаратура визуального отображения;
- аппаратура графической регистрации.

«ЛУЧ-74» выпускается в подвижном (на базе автомобиля) и в стационарном вариантах.

Аппаратура перезаписи информации включает в себя стационарный магнитофон перезаписи и воспроизведения типа МС-1, переносной магнитофон типа «Обзор-МП» и позволяет перезаписывать информацию с бортового накопителя на магнитную ленту кассеты БК-2.

Аппаратура визуального отображения осуществляет декодирование информации и позволяет вывести на электроннолучевую трубку (ЭЛТ) до 16 параметров на цифровое табло значение одного из этих параметров в условных единицах кода и проследить записанные разовые команды (бинарные сигналы на табло бинарных сигналов).

Аппаратура графической регистрации обеспечивает декодирование импульсной кодовой информации и представление ее на электрохимической бумаге типа ЭХБ-И шириной 200 мм.

### 12.5.2. Система наземного контроля

#### Пульт ПНК-89-2 сер.

Предназначен для дистанционной наземной проверки параметров двигателей по сигналам с датчиков контроля.

Пульт обеспечивает:

- контроль частоты вращения роторов двигателя;
- контроль угла поворота передней группы НА ( $\alpha$  на 1);
- контроль угла поворота задней группы направляющих аппаратов ( $\alpha$  на х);
- контроль давления топлива основного контура ( $P_{Т\text{ ОК}}$ );
- контроль давления масла ( $P_{М}$ );
- контроль давления топлива форсажного контура ( $P_{Т\text{ ФК}}$ );
- контроль перепада давления на топливном фильтре ( $\Delta P_{Т\text{ Ф}}$ );
- контроль вибрации узлов двигателя;
- контроль выходного сигнала терморегулятора;
- контроль диаметра створок Р.С.;
- контроль открытого положения заслонок переп., в-ха (ЗПВ);
- контроль положения лопаток вход. Н.А. (на угол -  $15^\circ$ );
- контроль наибольшего перепада давления на топливном фильтре;
- контроль сигналов: отказ БДК (блока) дискретных команд ( $n \geq 19\% \geq 54\% \geq 80\% \geq 94\% \geq 97\%$ )

- контроль прохождения команды на включение охлаждения по  $T_4$  от блока БДК-89;
- выдачу команды на контроль РЭД для контроля  $n_1$  и  $T_T$ ;
- контроль открытого положения заслонки антиобледенительной системы.

Режим работы продолжительный, 1 включение не более 10 часов.

Пульт выполнен в виде переносного чемодана.

Масса пульта 17 кг.

Масса чемодана со жгутами 18 кг.

#### Пульт контроля ПНК-3048.

Предназначен для настройки характеристик электронного цифрового регулятора РЭД-3048, а также для индикации кодов параметров изделия и проведения контрольных операций при техническом обслуживании электронной части системы регулирования.

Пульт обеспечивает:

- индикацию кодов подстроечных элементов агрегата РЭД-3048
  - $\varepsilon_{рег}^{M2}; \varepsilon_{рег}^{n2}; \varepsilon_{рег}^{кнд}; \varepsilon_{рег}^{T_T}; \varepsilon_{рег}^{T_C}$
- индикацию кодов параметров двигателя:
  - $\varepsilon_{аруд}, \varepsilon_{T_T}, \varepsilon_{T_{вх}}, \varepsilon_{пккв}, \varepsilon_{пкки}, \varepsilon_{Ркз}$
- задание режимов контрольного ограничения  $n_{кнд}$ ;  $T_T$ ;
- контроль напряжения питания РЭД-3048 и пульта.

Пульт выполнен в виде переносного блока.

Масса не более 10 кг.

### 12.5.3. Оценка технического состояния противопожарной системы и системы контроля работы двигателя

#### Контрольная аэродромная подвижная станция обслуживания КАПСО-83.

Предназначена для выполнения контрольных операций, поиска неисправностей, регулировки и настройки систем и агрегатов двигателя, а также функционально связанных с ним систем самолета.

Станция обеспечивает:

1. Контрольное опробование двигателей и их систем.
2. Проверку самолетных систем и оборудования
3. Запись на осциллографе следующих параметров:
  - параметров топливной линии и пневмолинии самолета ( $R_{ПФБ}$ ,  $R_{ПТА}$ ,  $R_{ПКБ}$ ,  $R_{ППБ}$  и др);
  - параметров топливной и масляной линий двигателей ( $R_{Т4кли}$ ,  $R_{Т3кли}$ ,  $R_{Т4кпи}$ ,  $R_{Т3кпи}$ );
  - частоты вращений двигателей;
  - температуры газов за турбиной;
  - расхода топлива через двигателя;
  - электросигналов автоматики с блоков АПД-58 двигателей.

Станция представляет собой комплекс контрольно-проверочной и контрольно-записывающей аппаратуры, инструмента и приспособлений, размещенных в салоне и в подвесных отсеках кузова К-66 на автомобиле ГАЗ-66.

#### Наземная автоматизированная станция контроля САК-МП.

Предназначена для контроля технического состояния двигателей и связанных с ними систем, при проведении регламентных работ и целевых осмотров без снятого оборудования с борта, а также для поиска неисправностей, регулировки и настройки систем и агрегатов двигателей.

Станция САК-МП выполнена на автомобиле ГАЗ-66 как автономная система контроля с внешним программированием, количественной оценкой контролируемых параметров и выдачей результатов контроля (в удобной для анализа форме).

#### 12.5.4. Характерные неисправности и отказы противопожарной системы и системы контроля работы двигателя

Все неисправности регистрируются:

- Системой «ТЕСТЕР УЗ сер.2».

Система регистрирует на силовой установке 8 аналоговых сигналов и 12 разовых команд.

##### Непрерывные (аналоговые сигналы):

- «Положение РУД левого двигателя» ( $\alpha$  руд. лев.);
- «Положение РУД правого двигателя» ( $\alpha$  руд. прав.);
- «Частота вращения ротора КВД левого двигателя» ( $n$  квд лев.);
- «Частота вращения ротора КВД правого двигателя» ( $n$  квд прав.);
- «Частота вращения ротора КНД левого двигателя» ( $n$  кнд лев.);
- «Частота вращения ротора КНД правого двигателя» ( $n$  кнд прав.);
- «Температура газов за турбиной левого двигателя» ( $t_T^*$  лев.);
- «Температура газов за турбиной правого двигателя» ( $t_T^*$  прав.);

##### Разовые команды:

- «Пожар левого двигателя»;
- «Пожар правого двигателя»;
- «Высокая температура (ВТ) левого двигателя»;
- «Высокая температура (ВТ) правого двигателя»;
- «Отказ маслосистемы левого двигателя»;
- «Отказ маслосистемы правого двигателя»;
- «Форсаж левого двигателя»;
- «Форсаж правого двигателя»;
- «Помпаж левого двигателя»;
- «Помпаж правого двигателя»;
- «Отказ датчиков РЭД левого двигателя»;
- «Отказ датчиков правого двигателя».

## РАЗДЕЛ 3. СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ

### Тема 13. Общая характеристика системы управления

#### 13.1. Двигатель как объект управления

Характеризуя двухконтурный турбореактивный двигатель как объект управления, следует отметить, что он выполнен по двухроторной схеме, форсирован дополнительным сжиганием топлива в форсажной камере, имеет всережимное регулируемое сопло и изменяемую геометрию проточной части компрессора.

Изменение геометрии проточной части компрессора осуществляется за счет изменения углов установки хвостовиков лопаток входного направляющего аппарата (ВНА)  $\varphi_{ВНА}$  компрессора низкого давления (КНД), лопаток ВНА и направляющих аппаратов (НА)  $\varphi_{НА}$  первых двух ступеней компрессора высокого давления (КВД).

Таким образом, в процессе управления на двигатель можно воздействовать изменением расхода топлива в основной камере сгорания  $G_T$ , площади критического сечения сопла  $F_{кр}$ , углов установки  $\varphi_{ВНА}$  и  $\varphi_{НА}$  и изменением расхода топлива в форсажной камере сгорания  $G_{ТФ}$ . Расход топлива  $G_T$ .

**Управляющими факторами** двигателя являются - расход топлива  $G_T$ , площадь  $F_{кр}$ , углы установки  $\varphi_{ВНА}$  и  $\varphi_{НА}$  и расход топлива  $G_{ТФ}$ .

При этом:

- изменение расхода топлива  $G_T$  на максимальном и форсированных режимах используется для регулирования:
  - а) частоты вращения ротора низкого давления  $n_{НД}$  (при  $T_B^* \leq 288K$ );
  - б) температуры газа за турбиной  $T_B^* > 288K$ );
- изменением расхода топлива  $G_T$  на дроссельных режимах регулируется частота вращения ротора высокого давления  $n_{ВД}$ ;
- изменением площади критического сечения сопла регулируется степень расширения газа в турбине  $\pi_T^*$ ;
- регулирование компрессора осуществляется из условия обеспечения требуемых запаса устойчивости компрессора  $\Delta K_y$ , КПД компрессора  $\eta_k^*$  и расхода воздуха  $G_B$ ;
- изменение расхода топлива  $G_{ТФ}$  на форсированных режимах используется для регулирования температуры газа в форсажной камере  $T_T^*$ .

**Управляемыми параметрами** (величинами) являются: частота вращения  $n_{НД}$  и  $n_{ВД}$ , температуры газа  $T_T^*$  и  $T_\phi^*$ , степень расширения газа  $\pi_T^*$  и комплексный параметр, учитывающий  $\Delta K_y$ ,  $\eta_k^*$  и  $G_B$ .

**Распределение** управляемых параметров по управляющим факторам можно представить согласно таблицы.

При наличии ограниченного числа управляемых параметров неуправляемые

параметры, изменяясь при изменении внешних условий, могут достичь недопустимых значений.

На двигателе ограничивается давление воздуха на выходе из компрессора для предотвращения разрушения двигателя из-за перегрузок газовыми силами.

Предельное значение давления воздуха  $P_{к.ПРЕД}^* = 36 \pm 1,2 \text{ кг/см}^2$ . Ограничение  $P_K^*$  осуществляется воздействием на расход топлива в основной камере сгорания.

**Задание режима** работы осуществляется перемещением РУД.

На нефорсированных режимах при изменении положения РУД меняется заданное значение частоты вращения ротора высокого давления, т.е.

$$n_{ВД.З} = n_{ВД.З}(\alpha_{РУД}; T_B^*).$$

На форсированных режимах частоты вращения  $n_{НД}$  от положения РУД не зависит. В зависимости от положения РУД меняется заданное значение температуры газа в форсажной камере  $T_\Phi^*$ , т.е.:

$$T_{\Phi 3}^* = T_{\Phi 3}^*(\alpha_{РУД}).$$

Это обеспечивается тем, что

$$\frac{G_{ТФ}}{P_K^*} = f(\alpha_{РУД}; T_B^*).$$

### 13.2. Задачи, решаемые системой автоматического управления (САУ) двигателем

Система управления двигателем решает следующие задачи:

- обеспечение автоматического запуска двигателя на земле и в полете;
- регулирование на максимальном и форсированных режимах частоты вращения РНД  $n_{НД}$  в зависимости от температуры  $T_B^*$  (при  $T_B^* < 288\text{K}$ );
- регулирование на максимальном и форсированных режимах температуры газа за турбиной  $T_T^*$  в зависимости от температуры  $T_B^*$  (при  $T_B^* \geq 288\text{K}$ );
- регулирование на нефорсированных дроссельных режимах частоты вращения РВД  $n_{ВД}$  в зависимости от температуры  $T_B^*$ ;
- регулирование углов установки лопаток  $\varphi_{ВНА}$  и  $\varphi_{НА}$  в зависимости от приведенных частот вращения роторов двигателя  $n_{НД.пр}$  и  $n_{ВД.пр}$ ;
- регулирование степени расширения газа в турбине  $\pi_T^*$ ;
- управление расходом топлива в основной камере сгорания при приемистости и сбросе газа;
- управление двигателем на нефорсированных режимах;
- обеспечение запуска форсажной камеры и программное управление расходом топлива в ней в зависимости от положения РУД, давления воздуха  $P_K^*$  и температуры  $T_B^*$ ;
- ограничение давления воздуха за компрессором  $P_K^*$ ;

- ограничение минимального расхода топлива в основной камере сгорания  $G_{Т.МИН}$  в зависимости от давления  $P_H$ ;
- ограничение минимальной площади критического сечения сопла в зависимости от положения РУД и температуры  $P_B^*$ ;
- предупреждение и ликвидация помпажа;
- управление охлаждением турбины;
- обеспечение выдачи различных разовых команд.

### 13.3. Состав системы управления двигателем

Система управления двигателем включает в себя:

- систему управления расходом топлива в основной камере сгорания ( $G_T$ );
- систему управления расходом топлива в форсажной камере сгорания ( $G_{Тф}$ );
- систему управления площадью критического сечения реактивного сопла ( $G_{кр}$ );
- системы управления входным направляющим аппаратом КНД ( $\varphi_{ВНА}$ ) и направляющими аппаратами КВД ( $\varphi_{НА}$ ).

Система управления  $G_T$  включает в себя основную и дублирующую автоматические системы (АС).

Основная АС – электронно-гидромеханическая (ЭГМ). Электронная часть (аналоговая) размещена в агр. КРД-99А, гидромеханическая – в агр. НР-31В. Основной функцией системы является управление на максимальном и форсированных режимах  $n_{НД}$  или  $T_T$  (или  $n_{ВД}$  по закону  $n_{ВД} = n_{ВД}(T_B^*)$  при частичном отказе КРД, т.е. при отказе систем управления  $n_{НД}$  и  $T_T$ ).

Причем, при частичном отказе агр. КРД-99А происходит отключение неисправных систем, а настройка исправной системы снижается на 5% по  $n_{НД}$  и  $n_{ВД}$  и на 50 К по  $T_T$ .

Дублирующая АС – гидромеханическая (ГМ). Она управляет при полном отказе КРД-99А на максимальном и форсированных режимах по закону  $n_{ВД} = n_{ВД}(T_B^*)$  со снижением настройки гидромеханической АС на 5%.

Управление расходом топлива на нефорсированных дроссельных режимах, в процессе запуска и приемистости, а также при работе системы ограничения давления воздуха за КВД осуществляется гидромеханической системой (агр. КРД - 99А при этом не работает).

Система управления расходом топлива при приемистости включает в себя комбинированный автомат приемистости (АП). Автомат приемистости ограничивает расход топлива при приемистости.

Программа работы автомата приемистости учитывает частоту вращения ротора высокого давления, давление воздуха за компрессором и температуру за торможеного потока воздуха на входе в двигатель  $T_B^*$ :

$$G_{тап} = k P_K^* \cdot f(n_{ВД}; T_B^*).$$

Система управления расходом топлива при запуске включает в себя пневматический топливный автомат запуска (ТАЗ) с высотным корректором. Управление расходом топлива в процессе запуска осуществляется в соответствии с зависимостью:

$$G_{ТАЗ} = G_{ТАЗ}(P_K^*; P_{КНД}^*; P_H).$$

**Система управления  $G_{ТФ}$**  - гидромеханическая. Элементы автоматического управляющего устройства (регулятор  $G_{ТФ}$ ) размещены в агр. РСФ-31В. Как указывалось выше, система управляет расходом топлива по закону  $G_{ТФ} = G_{ТФ}(\alpha_{РУД}; P_K^*; T_B^*)$ .

Управление запуском форсажной камеры и сигнализации о запуске осуществляется с помощью агр. КРД-99А.

**Система управления  $F_{КР}$**  – гидромеханическая. Элементы автоматического управляющего устройства (АУУ) размещены в агр. РСФ-31В. Как указывалось выше, данная система поддерживает заданное значение  $\pi_T^*$  воздействием на площадь критического сечения реактивного сопла с ограничением минимальной  $F_{КР}$  по закону  $F_{КР} = F_{КР}(\alpha_{РУД}; T_B^*)$ .

**Система управления  $\varphi_{ВНА}$  КНД** - включает в себя основную и дублирующую автоматические системы.

Основная АС – электронно-гидромеханическая. Система управляет входным направляющим аппаратом КНД по закону  $\varphi_{ВНА} = \varphi_{ВНА}(n_{НД.ПР})$ .

**Система управления  $\varphi_{НА}$  КВД** – гидромеханическая. Система управляет положением лопаток направляющих аппаратов КВД по закону  $\varphi_{НА} = \varphi_{НА}(n_{ВД.ПР})$ .

Автоматические системы управления  $n_{НД}, T_T^*, n_{ВД}$  (как электронно-гидромеханическая, так и гидромеханическая),  $\pi_T^*$  и ограничения  $P_K^*$  выполнены замкнутыми (т.е. на принципе по отклонению) благодаря наличию главной обратной связи по управляемому (или ограничиваемому) параметру. Это обуславливает высокую точность работы указанных систем. Системы управления компрессором и температурой газа  $T_\phi^*$  выполнены незамкнутыми, программными. Они имеют обратную связь по управляющему фактору.

Кроме указанных выше автоматических систем на двигателе имеется система предупреждения и ликвидации помпажа.

**Система предупреждения помпажа** - срабатывает по сигналу БК (боевая кнопка). Она обеспечивает изменение закона управления компрессором и раскрытие створок реактивного сопла.

**Система ликвидации помпажа** - работает при возникновении помпажа или превышении  $T_T^*$  по команде агр. КРД-99А. Система обеспечивает кратковременное прекращение подачи топлива в основную камеру сгорания с последующим автоматическим запуском и восстановлением исходного режима. Одновременно включается система предупреждения помпажа.

Высокотемпературная газовая турбина изучаемого изделия имеет управляемое охлаждение.

**Система управления охлаждением турбины** - обеспечивает дополнительное охлаждение турбины по  $\alpha_{p_{y\delta}}$  и командам от агр. КРД-99А (по  $n_{ВД}$  и  $T_T^*$ ).

Выключение дополнительного охлаждения турбины происходит при отсутствии всех команд.

Режим	Распределение управляющих факторов и управляемых параметров	Законы управления	Принцип построения САУ	Тип САУ
Малый газ (МГ)	$G_T - n_{ВД}$ $\varphi_{ВНА}^{КИД} - \left\{ \frac{\Delta K_{УНД}}{\eta_{КИД}^*} \right.$ $\varphi_{НА}^{КЭД} - \left\{ \frac{\Delta K_{УВД}}{\eta_{КВД}^*} \right.$	МГ; $n_{ВД}^{НГ} = f(T_B^*)$  КР; $n_{НВ}^{КР} = f(\alpha_{РУД}, T_B^*)$	По отклон.  По отклон.	ГМ  ГМ
Крейсерские режимы (КР)	$F_{КР} \rightarrow \pi_T^*$			
Максимальный режим (М)	$G_T - \begin{cases} n_{НА}(T_H^* \leq 288K) \\ T_T^*(T_B^* \geq 288K) \end{cases}$	$n_{НД} = f(T_B^*)$ $T_T^* = f(T_B^*)$	По отклон.  По отклон.	ЭГМ ЭГМ
	$\varphi_{ВНД} \rightarrow G_{В\max}$	$\varphi_{ВНА}^{КНД} = f(n_{НД.ПР})$ $\varphi_{НА}^{КВД} = f(n_{ВД.ПР})$	Програм.  Програм.	ЭГМ ГМ
	$F_{КР} \rightarrow \pi_T^*$	$\pi_T^* = const$	По отклон.	ГМ
Форсажные режимы	Дополнительно к М $G_{ТФ} \rightarrow T_\phi^*$	$G_{ТФ}^* = K\rho_K^* f(\alpha_{РУД}, T_B^*)$ $T_\phi^* = const$ при $\alpha_{РУД} = const$ $(\alpha_\Sigma = const)$	Програм.	ГМ

$$G_{T \min} = f(p_H); G_{Tsan} = f(p_{K1}^* p_H);$$

$$\text{Ограничиваемые параметры: } P_{КПРЕД}^* = 36 \text{ кг/см}^2; \quad G_{ПРИЕМ} = K\rho_K^* f(n_{ВД}, T_B^*);$$

$$F_{КР \min} = f(\alpha_{РУД}, T_B^*)$$

## Тема 14. Система автоматического управления расходом топлива в основной камере сгорания

### 14.1. Общая характеристика системы управления расходом топлива в ОКС

Система управления  $G_T$  включает в себя систему топливоподачи и ряд автоматических управляющих устройств (АУУ). В состав системы топливоподачи входят следующие элементы:

- шестеренный топливный насос;
- дозирующий кран (ДК);
- стоп-кран;
- регулятор постоянства перепада давлений ( $P_{ДУ}$ ) на дозирующем устройстве (ДУ).

Автоматическими управляющими устройствами, воздействующими на расход  $G_T$  являются:

- регулятор частоты вращения ротора высокого давления,
- автомат приемистости (АП),
- топливный автомат запуска (ТАЗ),
- ограничитель давления воздуха за компрессором,
- ограничитель минимального расхода топлива в основной камере сгорания ( $G_{T.мин}$ ).

Часть элементов гидромеханической системы управления расходом топлива входит в состав электронно-гидромеханической системы управления  $G_T$ .

Перечисленные выше элементы и устройства конструктивно скомпонованы в агрегатах: насосе-регуляторе (НР), термодатчике капсульном (ТДК), распределителе топлива по коллекторам форсунок основной камеры сгорания (РТ). Все они изображены на принципиальной схеме. Помимо названных элементов и устройств на принципиальной схеме изображены: датчик частоты вращения ротора высокого давления, регуляторы  $\varphi_{ВНА}$  и  $\varphi_{НА}$ , предохранительный клапан (все в НР), топливно-масляный радиатор (ТМР). Рассмотрим путь топлива, пользуясь принципиальной схемой. Топливо после центробежного подкачивающего насоса ДЦН-82 поступает на вход в шестеренный насос агрегата НР-31В, а после него, пройдя дозирующий кран и стоп-кран, направляется в топливно-масляный радиатор. После ТМР топливо поступает в распределитель топлива. Агрегат РТ распределяет топливо по двум коллекторам форсунок основной камеры сгорания. Изменение расхода топлива в основной камере сгорания осуществляется за счет перепуска топлива за качающим узлом на вход в насос регулятором постоянства перепада давлений на дозирующем устройстве (РППД). В качестве источника питания автоматических управляющих устройств служат два регулятора постоянства давления: РПД I и РПД II. РПД I вырабатывает постоянное давление, примерно равное 2 МПа (22 кгс/см<sup>2</sup>), для питания усилительных устройств.

РПД II обеспечивает давление около 1 МПа (11 кгс/см<sup>2</sup>) для питания неуправляемых полостей исполнительных устройств.

Функциональная схема системы управления расходом топлива в ОКС



$F_{ду}$  – проходное сечение дозирующего устройства,

$\rho$  - плотность жидкости,

$(P_H - P_\Phi)$  - перепад давлений на дозирующем устройстве.

При полностью открытом стоп-кране гидравлическое сопротивление рассматриваемого участка в основном определяется проходным сечением дозирующего крана.

При автоматическом управлении расходом топлива положение крана дозирующего устройства, а следовательно, и расход топлива  $G_T$  будет определяться одним из устройств: гидромеханическим регулятором  $p_{вд}$ , электронным блоком регуляторов агр. КРД-99А, автоматом приемистости, ограничителем  $P_K^*$  или  $G_{T.мин}$ .

Стоп-кран, будучи связанным с рычагом управления двигателем (РУД), может обеспечить ручное управление расходом топлива в аварийных ситуациях, связанных с отказом регулятора частоты вращения.

Регулятор постоянства перепада давлений на дозирующем устройстве выполнен на принципе отклонения измеренного перепада давлений от его заданного значения.

Рассмотрим устройство и работу регулятора, пользуясь принципиальной схемой.

РППД выполнен как регулятор непрямого действия.

Справа к золотнику измерительного устройства перепада давлений подводится давление топлива за насосом  $P_H$ , слева (в пружинную полость) – давление за стоп-краном  $P_\Phi$ . Топливо из-за стоп-крана подводится через жиклер, выполняющий роль демпфера колебаний.

Сила, обусловленная перепадом давлений топлива на золотнике  $P_{ду} = P_H - P_\Phi$ , уравнивается усилием пружин. Затяжка пружины определяет величину заданного перепада давлений  $P_{ду.з}$ .

Для того, чтобы при изменении температуры топлива не менялся его массовый расход, устанавливается термокомпенсатор, соответственно меняющий при этом заданный перепад давлений.

При наличии отклонения  $\Delta P_{ду} = P_{ду.з} - P_{ду}$  золотник смещается. Золотник с подведенными к нему каналами выполняет функции дроссельного гидравлического усилителя. В зависимости от положения золотника меняются расход жидкости по каналу из пружинной полости исполнительного устройства регулятора в магистраль за стоп-краном и гидравлическое сопротивление (перепад давлений на жиклере). Это приводит к перемещению перепускного клапана, изменению перепуска топлива за качающим узлом на входе в насос и восстановлению перепада до заданного значения.

Отклонение перепада давлений от заданного значения может быть вызвано перемещением дозирующего крана (а при ручном управлении – стоп-крана) или за счет изменения частоты вращения ротора двигателя, от которого приводится во вращение топливный насос.

Так, например, при перемещении дозирующего крана на увеличение площади проходного сечения из-за уменьшения гидравлического сопротивления дозирующего устройства давление топлива за насосом  $P_H$  падает. Давление  $P_F$  остается неизменным до тех пор, пока не изменится расход топлива. Перепад давлений топлива  $P_{ДУ} = P_H - P_F$  уменьшится, золотник измерительного устройства сместится вправо; расход жидкости по каналу из пружинной полости исполнительного устройства регулятора уменьшится. Перепускной клапан, сместившись вправо, уменьшит перепуск топлива на вход в насос, давление  $P_H$  увеличится, за счет роста перепада давлений  $P_{ДУ}$  золотник будет двигаться к исходному состоянию. В конце переходного процесса перепад на дозирующем устройстве станет близким к заданному значению (в соответствии с точностью работы регулятора), перепускной клапан займет новое положение.

Аналогично описанному можно рассмотреть работу регулятора при изменении частоты вращения ротора высокого давления.

При поддержании  $P_{ДУ} = \text{const}$  расход топлива  $G_T$  в итоге не зависит от частоты вращения ротора двигателя. Этим и компенсируется положительная обратная связь между двигателем и топливным насосом и устраняется ее вредное влияние, приводящее к уменьшению устойчивости двигателя с ПТН как объекта управления.

На режимах авторотации (при закрытом стоп-кране, когда давление за ним сливное) при поддержании постоянным перепада давлений на ДУ, давление на выходе из насоса недостаточно для управления направляющими аппаратами.

Для обеспечения управления регулятор постоянства перепада давлений перенастраивается на больший перепад давлений. Это осуществляется за счет того, что при закрытом стоп-кране в полость слева от золотника через проточку стоп-крана подводится топливо от насоса.



давления ( $n_{ВД}$  имеет меньший диапазон изменения от малого газа до максимального режима, чем  $n_{НД}$ ) и включением в состав автоматической системы регулятора постоянства перепада давлений на дозирующем устройстве (регулятор  $P_{ДУ} = const$  расширил область устойчивости двигателя как объекта управления).

В управляемый объект входят: двигатель (ТРДДФ), топливный насос (ТН), дозирующий кран (ДК), стоп-кран и регулятор постоянства перепада давлений на дозирующем устройстве (регулятор  $P_{ДУ}$ ).

Регулятор  $n_{ВД}$  включает в себя: измерительное устройство (Изм.У), усилительное устройство (Ус.У), исполнительное устройство (Исп.У) и корректирующее устройство (КУ).

Заданное значение частоты вращения ( $n_{ВД.з}$ ) формируется в программном задающем устройстве регулятора  $n_{ВД}$ .

Автоматическая система управления  $n_{ВД}$  построена на принципе отклонения, т.е. является замкнутой. Это обеспечивает высокую точность работы системы. Измерительное устройство регулятора частоты вращения замеряет рассогласование между заданной  $n_{ВД.з}$  и измеренной  $n_{ВД}$  частотой вращения независимо от того, чем это рассогласование вызвано (внутренним или внешним возмущающим воздействием или задающим воздействием). Измерительное устройство через усилительное устройство воздействует на исполнительное устройство. Исполнительное устройство, воспринимая усиленный сигнал, преобразует его в перемещение управляющего органа (дозировочного крана) управляемого объекта, что приводит к изменению расхода топлива в основной камере сгорания в направлении ликвидации рассогласования частот вращения. Служащее улучшению качества переходных процессов, вызванных управляющими и возмущающими воздействиями, корректирующее устройство регулятора включено последовательно в цепь прохождения сигнала управления.

Для автоматического переключения управления с гидромеханического на электронное устанавливается селектор. Элементы, расположенные за селектором по направлению прохождения сигнала, являются общими для гидромеханической и электронно-гидромеханической систем.

Рассмотрим устройство и работу системы, пользуясь принципиальной схемой.

Регулятор частоты вращения имеет механическое центробежное измерительное устройство, основными элементами которого являются: валик с двумя грузиками, пружины и маятник. Валик измерительного устройства с грузиками приводится во вращение от ротора высокого давления через специальный привод.

Центробежная сила грузиков через иглу передается на маятник, С другой стороны, на маятник действуют силы пружин. Усилия от пружин определяют заданное значение частоты вращения. Задание частоты вращения  $n_{ВД}$  осуществляется изменением силы предварительной затяжки внутренней пружины при изменении положения штока.

Положение штока определяется положением программных кулачков, элементов рычажной системы, исполнительного устройства, воспринимающего сигнал отказа КРД-99А, а также регулировочных винтов. Сочетание перечисленных выше элемен-

тов и датчика температуры воздуха на входе в двигатель составляет программное задающее устройство регулятора  $n_{ВД}$ .

Задание частоты при управлении двигателем осуществляется рычагом, при перемещении которого поворачивается кулачок, меняется положение элементов, в результате чего меняется затяжка основной (меньшего диаметра), пружины измерительного устройства регулятора  $n_{ВД}$ . При изменении температуры  $T_B^*$  осуществляется поворот кулачка. При этом также меняется затяжка пружины, но так, чтобы  $n_{ВД}$  формировалось в соответствии с программой. Правый профиль кулачка соответствует заданной программе изменения  $n_{ВД,МГ} = n_{ВД,МГ}(T_B^*)$ , на режимах выше малого газа частоту  $n_{ВД} = n_{ВД}(T_B^*)$  определяет левый профиль кулачка. Поворот кулачка происходит по команде температуры  $T_B^*$ .

На режиме «Малый газ» частота вращения ротора высокого давления поддерживается в соответствии с программой. В диапазоне температур  $T_B^* = 213-370\text{К}$ . ( $-60 \dots +97^\circ\text{C}$ ) поддерживается постоянная приведенная частота вращения ротора высокого давления  $\bar{n}_{ВД,ПР} = 70 \pm 2\%$  за счет изменения физической частоты вращения в зависимости от  $T_B^*$ . Этим достигается поддержание близкой к постоянной тяге у земли на режиме малого газа. В диапазоне изменения температур  $T_B^* = 370-410\text{К}$   $n_{ВД,ПР}$  увеличивается за счет более интенсивного изменения частоты вращения  $n_{ВД}$ . При  $T_B^* = 410\text{К}$   $\bar{n}_{ВД}$  достигает 97%. При дальнейшем увеличении  $T_B^*$  частота вращения остается неизменной, равной  $97 \pm 2\%$ ,  $n_{ВД,ПР}$  при этом уменьшается. Следовательно, при полете на больших числах  $M$  частота вращения при уборке РУД сохраняется высокой, а это обеспечивает устойчивую работу воздухозаборника.



В начале запуска, когда давление за компрессором  $P_K^*$  мало, плунжер с мембраной под действием давления топлива сдвинуты влево. Канал открывается. Часть топлива из-за дозирующего крана перепускается по каналу на слив. Количество топлива, поступающего в основную камеру сгорания, определяется затяжкой пружины.

По мере увеличения частоты вращения  $n_{вд}$  и давления воздуха  $P_K^*$  рост давления воздуха в полости слева от мембраны (в полость поступает редуцированное давление) приводит к перенастройке ТАЗ на уменьшенный перепуск топлива. С ростом значения  $P_K^*$  мембрана (7) прогибается влево, плунжер (8) прикрывает канал (9). Слив уменьшается. Количество топлива, поступающего в основную камеру сгорания, увеличивается. Рост расхода топлива  $G_T$  определяется соотношением площадей жиклеров (3, 4). При дальнейшем росте  $P_K^*$  канал (9) слива топлива закрывается плунжером (8) полностью. ТАЗ из работы выключается. На заключительном этапе запуска в работу может вступить автомат приемистости.

Расход топлива в основной камере сгорания при запуске на высотах корректируется высотным корректором. Высотная коррекция осуществляется с помощью анероидов (12), изменяющих через рычаг (10) натяжение пружины (6). С увеличением высоты анероиды расширяются и через рычаг растягивают пружину, уменьшая тем самым усилие на мембрану (7). Таким образом, осуществляется коррекция расхода топлива в камере сгорания за счет увеличения количества сливаемого топлива.

Начало вступления в работу высотного корректора определяется величиной зазора между штоком (11) и рычагом (10). Величина этого зазора регулируется поворотом сектора (1), так как ось рычага смещена относительно оси сектора.

Автомат приемистости ограничивает количество топлива, направляемое регулятором  $n_{вд}$  в основную камеру сгорания при резком перемещении РУД на увеличение режима работы двигателя. При этом реализуется программа

$$G_{ТАП} = k \cdot P_K^* \cdot f(n_{вд}; T_B^*),$$

где  $k$  – коэффициент, учитывающий конструктивные особенности АП и степень редукиции давления  $P_K^*$ .

На рисунке приведена функциональная схема, а принципиальная схема системы управления расходом топлива при приемистости двигателя на рис.14.10.

Дозирование топлива при приемистости производится путем воздействия на перемещение крана дозирующего устройства, на котором поддерживается постоянный перепад давлений.

При резком перемещении РУД на увеличение режима работы двигателя быстродействующий регулятор  $n_{вд}$  обеспечивает быстрый поворот дозирующего крана на увеличение расхода топлива, обеспечивая первоначальный скачок расхода топлива до величины, на которую в данный момент настроен АП в соответствии с текущими значениями  $P_K^*, n_{вд}, T_B^*$ .

Координата  $m_{дк}$ , характеризующая положение дозирующего крана, используется в качестве сигнала, определяющего расход топлива, поскольку на дозирующем кране поддерживается постоянный перепад давлений.

Заданное значение расхода топлива при приемистости  $G_{ТАП}$  формируется в программном задающем устройстве /ПЗУ/ в зависимости от значений  $P_K^*, n_{вд}$  и  $T_B^*$ .

При приемистости обеспечивается равенство  $m_{\text{дк}} = m_{\text{дк.з}}$ . Если  $m_{\text{дк}} > m_{\text{дк.з}}$ , то в измерительном устройстве АП вырабатывается сигнал  $u_{\text{ап}}$ , который, воздействуя на гидропривод дозирующего крана, обеспечивает устранение ошибки.

При экспоненциальной зависимости площади проходного сечения дозирующего крана  $F_{\text{дк}} = \nu e^{m_{\text{дк}}}$  и постоянном перепаде давлений на нем расход через ДК равен:

$$G_{\text{ТАП}} = \mu_{\text{дв}} \nu e^{m_{\text{дк}}} \sqrt{2\rho P_{\text{дв}}} = A e^{m_{\text{дк}}},$$

где 
$$A = \mu_{\text{дв}} \nu \cdot \sqrt{2\rho P_{\text{дв}}}.$$

При равенстве  $G_{\text{ТАП}} = G_{\text{ТАП.з}}$  при приемистости

$$A e^{m_{\text{дк}}} = \kappa \rho_K^* \cdot f(n_{\text{ВД}}; T_B^*).$$

Если взять натуральные логарифмы от обеих частей равенства, то получим

$$m_{\text{дк}} = \ln P_K^* + \ln f(n_{\text{ВД}}; T_B^*) + \ln \kappa - \ln A.$$

Правая часть полученного выражения соответствует заданному положению ДК. По сигналам от датчиков  $P_K^*, n_{\text{ВД}}, T_B^*$  в программном задающем устройстве АП с помощью программных логарифмических кулачков вырабатывается сигнал, характеризующий  $m_{\text{дк.з}}$ .

Левая часть этого выражения соответствует фактическому положению ДК.

Автомат приемистости включает в себя датчики  $P_K^*, n_{\text{ВД}}, T_B^*$ , пространственный кулачек, в котором заложена функция  $\ln f(n_{\text{ВД}}; T_B^*)$ , плоский кулачок, в котором заложена функция  $\ln P_K^*$ , суммирующее устройство рычажного типа /с элементами/, обеспечивающее суммирование функций, заложенных в кулачках, элементы обратной связи, дроссельный золотниковый усилитель.

Датчик давления  $P_K^*$  включает в себя рабочий сильфон, вакуумированный сильфон и гидропривод с обратной связью. Введение вакуумированного сильфона позволяет обеспечить замер абсолютного давления  $P_K^*$ . Следящая система, состоящая из рычага с заслонкой, силового цилиндра с рейкой и шестерней, пружины жесткой обратной связи и пружины, преобразует давление  $P_K^*$  в поворот шестерни так, что угол поворота шестерни пропорционален  $P_K^*$ , т.е.  $\varphi(P_K^*) = K_p \cdot P_K^*$ .

В полость А рабочая жидкость поступает от регулятора постоянного давления РПД П.

В полость В рабочая жидкость поступает от регулятора постоянного давления РПД I через жиклер и сливается через жиклер, прикрываемый заслонкой рычага.

При изменении давления  $P_K^*$  рычаг поворачивается вокруг своей оси, изменяя эффективную площадь слива рабочей жидкости через жиклер. Вследствие этого меняется давление в полости В силового цилиндра, поршень которого, перемещаясь, поворачивает через рейку шестерню и кулачок. Одновременно изменяется натяжка пружины обратной связи, что возвращает рычаг в исходное положение. В результате поршень останавливается в новом равновесном положении.

Таким образом, осуществляется преобразование давления  $P_K^*$  в поворот шестерни с кулачком, в котором заложена функция  $\ln P_K^*$ . Для устранения влияния температуры топлива на точность работы датчика  $P_K^*$  установлен термокомпенсатор.

Пространственный кулачок АП имеет две степени свободы. Поворот валика с пространственным программным кулачком зависит от температуры  $T_B^*$ . Работа датчика  $T_B^*$  описана ранее. Осевое перемещение кулачка зависит от частоты вращения

$n_{ВД}$ .

Частота вращения ротора высокого давления воспринимается грузиками механического центробежного датчика и преобразуется в продольное перемещение валика с кулачком. На установившихся режимах приведенная к оси центробежная сила грузиков равна силе упругости пружин. Маятник с заслонками занимает нейтральное положение, при котором поршень силового цилиндра неподвижен. Полости С и Д силового цилиндра проточные. Рабочая жидкость от регулятора постоянного давления РПД I поступает в них через жиклеры постоянного сечения, а сливается через жиклеры, частично прикрываемые заслонками маятника.

При изменении частоты вращения, например, при увеличении маятник отклоняется вправо, уменьшая эффективную площадь проходного сечения левого сопла и увеличивая сечение правого. Это приведет к перемещению поршня вверх и перемещению вниз валика с кулачком. Одновременно поворачивается кулачок жесткой обратной связи и через рычаги обратной связи и термокомпенсатор изменяется натяжка пружины обратной связи. Это, в свою очередь, приведет к повороту маятника влево до тех пор. Пока движение поршня не прекратится. Маятник займет равновесное положение.

Таким образом, положение поршня со штоком, а следовательно, и валика однозначно определяется величиной частоты вращения ротора высокого давления. Характеристика зависимости перемещения поршня от частоты вращения линейная, что достигается соответствующей профилировкой кулачка.

На установившихся режимах автомат приемистости настроен на максимально допустимый расход топлива в соответствии с конкретными значениями  $P_K^*, n_{ВД}, T_B^*$ , который больше расхода топлива, обеспечиваемого регулятором  $n_{ВД}$  (или регулятором  $n_{нд}$  или  $T_r^*$  на максимальном или форсированных режимах).

При постоянном перепаде давлений на дозирующем кране расход топлива, как известно, однозначно определяется его положением (координатой  $m_{дк}$ ).

Следовательно, на установившихся (например, на дроссельных) режимах

$$m_{дк. ап} > m_{дк. п}.$$

При этом программными кулачками через суммирующий рычаг, шток и рычаг золотнику усилителя передается перемещение, характеризующее  $m_{дк.з}$ .

От дозирующего крана через кулачок обратной связи I оси рычага передается перемещение, которое также сообщает золотнику перемещение, определяющее истинное положение ДК –  $m_{дк}$ .

На установившихся режимах результирующее перемещение золотника такое, что слив рабочей жидкости через него из полости силового цилиндра управления дозирующим краном (исполнительного устройства регулятора  $n_{ВД}$ ) закрыт.

Давление в управляемой полости определяется регулятором частоты вращения.

При быстром перемещении РУД при приемистости регулятор  $n_{ВД}$  обеспечивает быстрый поворот ДК на увеличение расхода топлива. Тем самым обеспечивается первоначальный скачок расхода топлива. При этом поворот кулачка обратной связи I дает возможность золотнику под действием пружины переместиться влево. При этом управляемая полость исполнительного устройства регулятора  $n_{ВД}$  сообщается со сливом. Величина слива с этого момента зависит от значений  $P_K^*, n_{ВД}$  и  $T_B^*$ . Она будет такова, чтобы

$$\Delta m_{дк} = m_{дк.з} - m_{дк} = 0$$

При приемистости изменяются величины  $P_{к,n_{вд}}^*$  и в общем случае  $T_B^*$ , вследствие чего увеличивается и значение  $m_{дкз}$ , что обуславливает поворот ДК на увеличение расхода топлива (со скоростью, определяемой скоростью изменения  $P_{к,n_{вд}}^*$  и  $T_B^*$ ).

В конце приемистости вступает в работу регулятор, воздействующий на расход топлива. Будучи настроен на меньший расход топлива, он обеспечивает на установившемся режиме работы расход топлива в соответствии с заданным РУД режимом работы двигателя и условиями полета.

При резком дросселировании (14.6) двигателя время сброса газа определяется пропускной способностью двух дроссельных пакетов – основного (21) и сброса (23).

Для предотвращения неустойчивой работы воздухозаборника при резком дросселировании двигателя на больших скоростях полета темп сброса газа замедляется. При  $M=1,45$  запитывается ЭМК замедления сброса газа. Сердечник ЭМК втягивается, обеспечивая подвод топлива от РПД I в полость над золотником. Золотник смещается вниз, перекрывая слив топлива через дроссельный пакет. В результате темп сброса газа замедляется.

#### 14.2.4. Ограничитель давления воздуха за компрессором

Ограничитель  $P_K^*$  предназначен для ограничения давления воздуха за компрессором путем уменьшения расхода топлива.

Ограничитель состоит из датчика давления  $T_K^*$  и усилителя золотникового типа, воздействующего на силовой цилиндр управления ДК (исполнительное устройство регулятора  $n_{вд}$ ).

Датчик давления преобразует давление  $P_K^*$  в поворот шестерни, а через нее поворот шестерни в перемещении втулки.

До достижения режима ограничения  $P_K^*$  боковое отверстие в штоке-золотнике закрыто втулкой;  $Ур_K^* < Ур_K^*_{пред}$ , где  $Ур_K^*$  - координата положения втулки, характеризующая величину  $P_K^*$ ;  $Ур_K^*_{пред}$  – координата положения бокового отверстия в золотнике, характеризующая величину  $P_K^*_{пред}$ .

По мере увеличения  $P_K^*$  втулка перемещается влево по золотнику, разность  $Ур_K^*_{пред} - Ур_K^*$  уменьшается.

При достижении  $P_K^* = P_K^*_{пред}$  втулка приоткрывает боковое отверстие ( $Ур_K^* = Ур_K^*_{пред}$ ) и соединяет управляемую полость исполнительного устройства регулятора  $n_{вд}$  со сливом. Дозирующий кран поворачивается на уменьшение расхода топлива. При этом уменьшаются частота вращения ротора высокого давления и давление  $P_K^*$ . Датчик давления  $P_K^*$  перемещает втулку на прикрытие бокового отверстия в золотнике, движение дозирующего крана и изменение расхода топлива прекращаются.

Для исключения чрезмерного падения частоты вращения в случае возникновения неисправностей ограничителя в системе предусмотрена блокировка. Она обеспечивает воздействие ограничителя  $P_K^*$  на расход топлива в основной камере сгорания лишь при  $n_{вд} \geq 86 \pm 2\%$ .

При снижении частоты вращения до  $n_{вд} = 86 \pm 2\%$  поршень датчика  $n_{вд}$  настолько смещается вниз, что перекрывается сообщение управляемой полости силового ци-

линдра ДК с ограничителем  $P_K^*$  через проточку в штоке. Регулировка величины  $P_K^*$  производится перемещением золотника винтом.

#### 14.2.5. Ограничитель минимального расхода топлива.

Ограничитель предназначен для ограничения величины минимального расхода топлива  $G_{T, \text{мин}}$  через дозирующий кран в зависимости от величины давления воздуха  $P_H$ .

Ограничение  $G_{T, \text{мин}}$  (рис.14.12) осуществляется за счет ограничения хода поршня гидроцилиндра управления дозирующим краном на уменьшение расхода топлива. Ограничитель  $G_{T, \text{мин}}$  по существу является датчиком  $P_H$  с гидроприводом с обратной связью, который преобразует давление  $P_H$  в пропорциональное ему перемещение поршня.

Каждому значению  $P_H$  соответствует определенное положение втулки. При этом на рычаге моменты от анероидной коробки и пружины взаимно уравновешены.

Следящий гидропривод включает в себя силовой цилиндр с поршнем, жиклер и втулку. В штоке выполнено отверстие. Следящий гидропривод обеспечивает перемещение поршня, а следовательно, и ход упора пропорционально величине  $P_H$ .

При увеличении давления  $P_H$  анероиды сжимаются, втулка усилием пружины перемещается вниз, слив через отверстие прекращается. Поршень также будет перемещаться вниз до тех пор, пока отверстие, вышедшее из-под втулки, будет такой слив, при котором обеспечится равенство сил на поршне.

При уменьшении  $P_H$  взаимодействие происходит в обратном порядке.

Изменение положения поршня при изменении давления  $P_H$  носит линейный характер. Программа изменения минимального расхода топлива  $G_{T, \text{мин}} = G_{T, \text{мин}}(P_H)$  обеспечивается профилировкой окон дозирующего крана.

Обеспечивается снижение  $G_{T, \text{мин}}$  при уменьшении  $P_H$  до величины  $P_H \cong 0,75$  кгс/см<sup>2</sup>. При  $P_H < 0,75$  кгс/см<sup>2</sup> положение поршня определяется механическим упором. С этого момента  $G_{T, \text{мин}} = \text{const}$ . Величина этого расхода определяется положением упора. Положение упора регулируется шайбами /под заглушкой упора/. Регулировку начала программы осуществляют винтом.

### 14.3. Конструкция и принцип работы электронно-гидромеханической системы управления расходом топлива в ОКС

Электронно-гидромеханическая система автоматического управления расходом топлива в основной камере сгорания (САУ<sub>ГТ</sub>) обеспечивает:

- заданную программу регулирования максимальной частоты вращения ротора высокого давления (РВД);
- заданную программу регулирования максимальной температуры газа за турбиной;
- заданную программу регулирования максимальной частоты вращения ротора низкого давления (РНД).

Электронно - гидромеханическую САУ  $G_T$  образует: двигатель с системой топливоподачи как объект управления, электронная и гидромеханическая части САУ

$G_T$ .

Электронная часть САУ  $G_T$  входит в состав электронного комплексного регулятора двигателя КРД-99А.

Гидромеханическая часть САУ  $G_T$  - в гидромеханический насос-регулятор НР-31Б.

Электронная часть электронно-гидромеханической САУ  $G_T$  включает в себя каналы:

- управления  $n_{вд.макс}$ ;
- управления  $T_{T макс}^*$ ;
- управления  $n_{нд.макс}$ .

Гидромеханическая часть электронно-гидромеханической САУ  $G_T$  включает гидравлический селектор и отдельные устройства (корректирующее и исполнительное) гидромеханического всережимного центробежного регулятора частоты вращения  $n_{вд}$ .

Связующим устройством электронной части и гидромеханической является электрогидравлический усилитель (ЭГУ- $G_T$ ), преобразующий электрический сигнал, поступающий от электронной части САУ  $G_T$ , в гидравлический. ЭГУ- $G_T$  размещен в гидромеханической части САУ  $G_T$ .

Каналы регулирования  $n_{вдмакс}$ ,  $T_{T макс}^*$  и  $n_{ндмакс}$  электронной части САУ  $G_T$  совместно с гидромеханической частью САУ  $G_T$  и двигателем с системой топливоподачи образуют три автоматические системы:

- систему управления  $n_{вдмакс}$ ;
- систему управления  $T_{T макс}^*$ ;
- систему управления  $n_{ндмакс}$ .

Гидромеханическая часть названных систем – общая, ее состав дан выше, а принципы построения, конструкция и работа гидромеханических устройств (гидравлического селектора, корректирующего и исполнительного устройств), функционирующих совместно с электронными частями (каналами) систем управления, подробно рассматривались в главе. Поэтому ниже основное внимание уделяется характеристике электронной части – каналов систем управления  $n_{вдмакс}$ ,  $T_{T макс}^*$ ,  $n_{ндмакс}$ , функционально раскрытых на рис. При этом более подробная характеристика электронной части (каналов) системы дается не обособленно, а в рамках общей характеристики всей электронно-гидромеханической САУ  $G_T$ .

Прежде чем рассматривать особенности каждой из систем, отметим несколько общих черт, которые присущи каждой из них.

Общими чертами являются:

- системы управления  $n_{вдмакс}$ ,  $T_{T макс}^*$ ,  $n_{ндмакс}$  вступают в работу только на максимальном и форсированных режимах;
- системы работают автономно и имеют один и тот же регулирующий фактор – расход топлива в ОКС  $G_T$ , при этом за счет электронного селектора канала управления обеспечивается воздействие на регулирующий фактор ( $G_T$ ) только одной из систем, включаемый в работу в зависимости от заданной программы управления двигателем, его режима работы и условий полета;
- системы содержат одинаковые функциональные устройства – электронные части систем на участках до электронного селектора канала управления содержат:

датчики управляемых параметров с преобразователем сигналов, программные задающие устройства (ПЗУ), элементы сравнения и электронные ключи (электронная часть системы управления  $T_{T \text{ макс}}^*$  на этом участке содержит дополнительно корректирующее устройство компенсации инерционности термопары – далее, на участке от электронного селектора канала управления и вплоть до регулирующего фактора  $G_T$  функциональные устройства как электронные, так и гидромеханические для всех трех систем являются общими;

- системы являются замкнутыми (т.е. выполненными на принципе по отклонению) благодаря наличию главных обратных связей по управлению параметрам  $n_{вд}$ ,  $T_T^*$ ,  $n_{нд}$ ;
- в силу одинаковости принципов построения систем работа их происходит также одинаково. Однако существует очередность вступления в работу каждой из систем, которая определяется электронным селектором канала управления, пропускающим на управление дозирующим устройством (ДУ) сигнал. Соответствующий получению минимальной величины регулирующего фактора ( $G_N$ ). В результате происходит управление тем параметром двигателя, который наиболее приблизился в данный момент к величине. Определяемой программой управления системы.

Вот такие общие черты трех систем автоматического управления, образующих электронно-гидромеханическую САУ  $G_T$ . Рассмотрим особенности каждой из систем.

#### Общими признаками 3-х САУ являются:

- Все САУ вступают в работу на максим. и форс. режимах;
- Системы являются замкнутыми (выполн. на принципе по отклонению);
- Все системы работают автономно, воздействуя поочередно на один и тот же фактор – подачу топлива в ОК. Последовательность подключения АС к уравнению  $G_T$  определяется электронным селектором.
- Все системы до электронного селектора содержат одинаковые функциональные устройства, датчики, преобразователи сигналов, ПЗУ и др.

Работа. В общем случае работа всех 3-х каналов САУ происходит следующим образом:

- сигнал от датчиков поступает в преобразователь сигналов, где осуществляется преобразование сигналов от датчиков в постоянное напряжение пропорциональное измеряемой величине.
- в ПЗУ сигналы измеренные сравниваются с заданным значением в виде напряжения;
- на элементе сравнения ПЗУ при наличии рассогласования вырабатывается сигнал  $\Delta U_{n_{вд}}$ ;  $\Delta U_{n_{нд}}$ ,  $\Delta U_{T_T}$  пропорциональный физическим величинам;
- сигнал рассогласования идет по двум каналам:
  1. в СОН ;
  2. через ключи в селектор;
- после селектора подключенный канал управления выдает управляющий сигнал на корректирующее устройство и далее на ШИМ (широтно-импульсный модулятор). ШИМ вырабатывает импульсы напряжения, характеризующиеся скважностью;

- импульсный электрический сигнал поступает на ЭГУ  $G_T$  (ИМ -1), где электрический сигнал преобразуется в гидравлический, который воздействует на давление в управляемой полости. Исп. У дозир крана, изменяя тем самым  $G_T$  и устраняя рассогласование между упр. величиной и ее заданным значением.

Примечание: Понятие скважности

$$\gamma = \frac{t_1}{t_1 + t_2} \cdot 100 \% = \frac{t_u}{T_n} \cdot 100 \%$$

При  $\gamma = 50 \%$  - установившаяся скважность

Рассмотрим переход с г.м. системы на электронно-гидромеханическую.

При работе г.м. системы датчик гидравлического селектора находится в верхнем положении. Управление ДК осуществляется регулятором  $n_{ВД}$ . При постановке РУД на режим «максимал» маятник прикрывает слив, что приводит к увеличению давления сверху на золотник гидравлического селектора. Одновременно возрастает значение скважности электрического сигнала выдаваемого от КПД, что приводит к росту давления в канале управления за ИМ-1. Золотник усилительного устройства ЭГУ перемещается вниз и в некоторый момент сообщает своей проточкой пружинную полость (ниша) гидравлического селектора со сливом. Гидравлический селектор становится вниз на упор, отключая усилитель сопло – заслонка. Дальнейшее управление исп. У ДК осуществляется ИМ-1.

При увеличении  $\gamma$  давление за клапаном ИМ – 1 растет, золотник-усилитель опускается вниз, увеличивая давление в канале управления, которое передается через межполковую проточку гидравлического селектора, стабилизирующую приставку, в управляемую полость исп.У ДК открывает окно на увеличение  $G_T$  в ОКС.

#### 14.3.1. Система автоматического управления максимальной частотой вращения РВД

Система автоматического управления  $n_{ВД \text{ макс}}$  обеспечивает в соответствии с программой управления поддержание частоты вращения  $n_{ВД}$  РВД в зависимости от температуры воздуха на входе в двигатель  $T_B^*$  на максимальном и форсированных режимах.

Точность поддержания заданной программы -  $\pm 0,5 \%$  во всех условиях эксплуатации.

Рассмотрим порядок прохождения сигналов в системе и ее состав, используя функциональную схему.

Порядок прохождения сигнала в системе следующий. Сигнал действительного значения частоты вращения РВД  $n_{ВД}$  поступает в измерительное устройство электронной части системы управления  $n_{ВД \text{ макс}}$ .

Здесь сигнал  $n_{ВД}$ , преобразованный в конечном счете в электрический сигнал  $U_{n_{ВД}}$ , сравнивается с сигналом заданного значения  $n_{ВД з}$  (напряжение  $U_{n_{ВД з}}$ ), формируемым программным задающим устройством ПЗУ  $n_{ВД \text{ макс}}$ . На выходе измерительного устройства действует электрический сигнал  $\Delta U_{n_{ВД}}$ , величина которого пропорциональна отклонению частоты вращения  $n_{ВД}$  от заданного значения  $n_{ВД з}$ , т.е.  $\Delta n_{ВД} = n_{ВД} - n_{ВД з}$ .

Этот сигнал рассогласования поступает далее по двум маршрутам.

Первый – в систему обнаружения неисправностей (СОН), осуществляющую не-

прерывный контроль работы канала (ов) управления.

Второй - через электронный ключ кл.  $n_{ВД}$ , служащий для отключения канала  $n_{ВД\text{ макс}}$  при его отказе по сигналам из СОН, в селектор канала управления. Последний устраняет совместную работу каналов управления  $n_{ВД\text{ макс}}$ ,  $T_{Тмакс}^*$  и

$n_{НД\text{ макс}}$ .

Выходной сигнал селектора  $U_c$  поступает далее через:

- корректирующее устройство КУ, служащее для обеспечения требуемых динамических характеристик системы управления  $n_{ВД\text{ макс}}$  (или  $T_{Тмакс}^*$ , или  $n_{НД\text{ макс}}$ );
- широтно-импульсный модулятор (ШИМ), преобразующий входной сигнал корректирующего устройства  $U_{КУ}$  в широтно-импульсный сигнал  $U_{ШИМ}$  (импульсы напряжения), характеризующийся величиной скважности  $\gamma n_{ВД\text{ макс}}$  (или  $\gamma T_{Тмакс}^*$  или  $\gamma n_{НД\text{ макс}}$ );
- электронный ключ (кл.  $G_T$ ), на электрогидравлический усилитель ЭГУ-  $G_T$  (ИМ-1), размещенный в гидромеханической части системы управления  $n_{ВД\text{ макс}}$  (в НР – 31Б).

Электронный ключ (кл.  $G_T$ ) производит отключение ЭГУ-  $G_T$  (ИМ-1) при одновременных отказах всех трех электронных каналов управления ( $n_{ВД\text{ макс}}$ ,  $T_{Тмакс}^*$  и  $n_{НД\text{ макс}}$ ) по сигналам из СОН.

ЭГУ-  $G_T$  (ИМ-1) преобразует электрический импульс сигнал, характеризующийся величиной скважности  $\gamma n_{ВД\text{ макс}}$  (или  $\gamma T_{Тмакс}^*$  и  $\gamma n_{НД\text{ макс}}$ ), в гидравлический (давление жидкости). ЭГУ-  $G_T$  является, по существу, исполнительным механизмом электронной части управления  $n_{ВД\text{ макс}}$  (или  $T_{Тмакс}^*$ , или  $n_{НД\text{ макс}}$ ), который, в конечном счете, через элементы гидромеханической части системы управления  $n_{ВД\text{ макс}}$  (или  $T_{Тмакс}^*$ , или  $n_{НД\text{ макс}}$ ), управляет расходом топлива  $G_T$  в основной камере сгорания (ОКС) через: гидравлический селектор, отдельные устройства гидромеханического всережимного центробежного регулятора частоты вращения  $n_{ВД}$ , дозирующее устройство (ДУ) системы топливоподачи.

Если отклонение  $\Delta n_{ВД} = n_{ВД} - n_{ВД3} > 0$ , что соответствует повышению действительного значения  $n_{ВД}$  над заданным  $n_{ВД3}$ , ЭГУ –  $G_T$ , через названные выше элементы гидромеханической системы управления  $n_{ВД\text{ макс}}$ , уменьшает расход топлива в ОКС, тем самым частота вращения  $n_{ВД}$  снижается до заданного значения  $n_{ВД}$

3

Если отклонение  $\Delta n_{ВД} < 0$ , то процесс идет в обратном направлении.

Остановимся более подробно на характеристике устройств, образующих электронно-гидромеханическую систему управления  $n_{ВД\text{ макс}}$ , а точнее, на характеристике устройств ее электронной части, т.к. характеристика устройств гидромеханической части подробно уже рассматривалась в гл. 14.

Обратимся к функциональной схеме (рис. 15.1).

Дадим характеристику элементов измерительного устройства.

Датчик частоты вращения (ДВЧ-2500) индуктивного типа преобразует частоту вращения РВД  $n_{ВД}$  в импульсы напряжения, частота следования которых ( $f n_{ВД}$ ) пропорциональна частоте вращения ротора. Датчик размещен на коробке двигательных агрегатов (КДА).

Преобразователь сигналов представляет собой фильтрующую емкость, которая

преобразует полученный от датчика импульсный сигнал с частотой следования  $f$   $n_{ВД}$  в постоянное напряжение  $U_{n_{ВД}}$ , среднее значение которого пропорционально частоте вращения РВД. В силу сказанного, преобразователь именуется ПЧН - преобразователь частоты в напряжение. ПЧН размещен в КРД-99.

Программное задающее устройство ПЗУ  $n_{ВД \max}$  электронного типа вырабатывает опорное напряжение  $U_{n_{ВД}}$ , определяемое программой управления в зависимости от напряжения  $U_{T_B^*}$ , значение которого пропорционально температуре воздуха на входе в двигатель  $T_B^*$ . Напряжение  $U_{T_B^*}$  получается в результате прохождения информации о температуре  $T_B^*$  через датчик температуры ДТ-211 и преобразователь ПСН – преобразователь сопротивления  $R_{T_B^*}$  (электрическое) в постоянное напряжение  $U_{T_B^*}$ . Датчик ДТ-211 имеет две спирали из платиновой проволоки, электрическое сопротивление ( $R_{T_B^*}$ ) которой изменяется в зависимости от температуры воздуха  $T_B^*$ . Применение двух спиралей (фактически двух датчиков, объединенных в одном корпусе) обусловлено необходимостью дублирования измерительных схем.

Кроме сигнала  $U_{T_B^*}$  значения опорного напряжения  $U_{n_{ВД}}$  вырабатываемые ПЗУ  $n_{ВД \max}$  зависят от наличия разовых команд:

- «Отказ канала  $T_{T_{\max}^*}$  (или  $n_{НД \max}$ )»;
- «Контроль»;
- также от положения винта потенциометра (винт расположен на КРД-99), определяющего эксплуатационную регулировку программы – параллельное ее смещение.

При поступлении в ПЗУ  $n_{ВД \max}$  названных команд вся программа  $n_{ВД \max}$  перестраивается на минус  $(5 \pm 0,5) \%$  от фактической настройки. Назначение и обоснование таких перестроек подробно рассматривались в главе 2 при изучении программы управления двигателем.

Устройство сравнения обеспечивает встречное включение напряжения, поступающего от преобразователя сигналов (ПЧН)  $U_{n_{ВД}}$ , с опорным стабилизированным напряжением  $U_{n_{ВД}}$ , поступающим от программного задающего устройства ПЗУ  $n_{ВД \max}$ .

Таким образом, характеристика измерительного устройства системы управления  $n_{ВД \max}$  нами рассмотрена. Идя по пути прохождения сигнала управления, остановимся на характеристике других устройств.

Устройство отключения канала  $n_{ВД}$  представляет собой электронный ключ, осуществляющий отключение канала при его отказе по сигналу из СОН.

Селектор канала управления представляет собой диодную схему, позволяющую получить селектирование сигналов по их уровню (уровню напряжений). Выходной сигнал селектора  $U_c$  определяется соотношением:

$$U_c = \min (\Delta U_{n_{ВД}}, \Delta U_{T_B^*}, \Delta U_{n_{НД}}),$$

Т.е. селектор пропускает сигнал того канала управления, который требует в данных условиях наименьший расход топлива.

Корректирующее устройство (электрический контур) КУ представляет собой реальное форсирующее устройство с передаточной функцией.

$$W_{ку}(p) = k \frac{TP + 1}{\tau P + 1}, \text{ где } T, \tau - \text{ постоянные времени;}$$

к – коэффициент усиления.

Такое корректирующее устройство преобразует сигнал рассогласования  $\Delta U_{п\text{ВД}}$  (или  $\Delta U_{T^*}$ , или  $\Delta U_{п\text{НД}}$ ) в сигнал  $U_{\text{КУ}}$  ( $U_{\text{КУ}} = \Delta U_{п\text{НД}} + \tau \Delta \bar{U}_{п\text{ВД}}$ ), содержащий производную от рассогласования  $\Delta \bar{U}_{п\text{ВД}}$ .

Введение в сигнал управления производной от рассогласования позволяет увеличить динамическую точность и быстродействие системы.

Широтно-импульсный модулятор (ШИМ) представляет из себя устройство, преобразующее в каждый момент (дискретизации) мгновенные значения амплитуд входного сигнала  $U_{\text{КУ}}$  (непрерывного) в импульсы постоянной амплитуды, но разной (в зависимости от амплитуды  $U_{\text{КУ}}$ ) ширины-длительности, а следовательно, скважности импульсов  $\gamma_{п\text{ВД макс}}$  (или  $\gamma_{T_{\text{Т макс}}^*}$  или  $\gamma_{п\text{НД макс}}$ ). Применение ШИМ позволяет использовать импульсное управление исполнительным механизмом ИМ-1 (в ЭГУ –  $G_{\text{T}}$ ).

Широтно-импульсный модулятор состоит из магнитного и двух транзисторных усилителей и транзисторного ключа, охваченных инерционной отрицательной обратной связью.

В равновесном режиме (при соответствии действительного значения  $п\text{ВД}$  программе управления) скважность импульсов (на ИМ-1)  $\gamma_{п\text{ВД макс}} = 50\%$ .

При значении  $п\text{ВД}$  выше или ниже величины, заданной программой управления  $п\text{ВД макс}$ , скважность импульсов  $\gamma_{п\text{ВД макс}}$  соответственно увеличивается или уменьшается, что приводит к уменьшению или увеличению расхода топлива ( $G_{\text{T}}$ ) в ОКС до восстановления скважности, равной 50 %.

Примечание:

1. Ключ (отключение канала  $п\text{ВД}$  после ПЗУ) отключает канал  $п\text{ВД}$  при его отказе по сигналу из СОП.
2. Ключ  $G_{\text{T}}$  (после ШИМ) отключает ИМ-1 при отказе всех трех каналов (При этом происходит перестройка Г.М. регул.  $п\text{ВД}$  на программу с понижением  $п\text{ВД}$  на  $5 \pm 0,5\%$ ).
3. Селектор представляет собой диодную схему, разделяющую сигналы по уровню напряженности. Пропускается тот канал, который формирует минимальное напряжение ( $\min G_{\text{T}}$  в данных условиях).
4. Корректирующее устройство улучшает качество регулирования (повышает точность и быстродействие АС  $п\text{ВД}$ ).

### 14.3.2. Система автоматического управления температурой за ТНД

Система автоматического управления  $T_{\text{Т МАКС}}^*$  обеспечивает в соответствии с программой управления поддержание температуры газа  $T_{\text{T}}^*$  за ТНД в зависимости от температуры воздуха  $T_{\text{В}}^*$  на максимальном и форсированных режимах.

Точность поддержания заданной программы -  $\pm 10\text{ К}$  во всех условиях эксплуатации. При повышении температуры  $T_{\text{T}}^*$  над заданной программой  $T_{\text{Т МАКС}}^* = f(T_{\text{В}}^*)$  на величину  $+50\text{ К}$  система (электронная часть системы) выдает дискретный сигнал «Перегрев двигателя» (в СОН – систему обнаружения неисправностей и в БПЗ – блок противопомпажной защиты, размещенные в КРД-99).

Так как функциональный состав, принцип построения и работа системы управления  $T_{ТМАКС}^*$  (как отмечалось выше) такие же, как и системы управления пВД МАКС, ниже рассмотрим только особенности этой системы в плане состава и формирования сигналов.

Обратимся к функциональной схеме.

Измерительное устройство системы управления  $T_{ТМАКС}^*$  включает в себя: датчик температуры газа в виде коллектора термопар (КТ), состоящего из двенадцати параллельно соединенных хромель-алюмельевых термопар (Т-99), размещенных за турбиной (ТНД) двигателя; устройство сравнения, обеспечивающее встречное включение электродвижущей силы термопар с опорным стабилизированным напряжением; программное задающее устройство ПЗУ  $T_{ТМАКС}^*$ , вырабатывающее опорное стабилизированное напряжение  $U_{T_{ТЗ}^*}$ , определяемое программой управления в зависимости от напряжения  $U_{T_B^*}$ , значения которого пропорциональны температуре воздуха  $T_B^*$ .

Кроме того, значения опорного напряжения  $U_{T_{ТЗ}^*}$  зависят от наличия разовых команд: «Отказ канала пВД МАКС (или пНД МАКС)»; «КР» (стимулирующий сигнал контроля регулятора с пульта наземной проверки ПНП-132А или из схемы самолета); «Охлаждение выкл.» (из канала управления охлаждением – КУО ТНД), а также от положения винтов потенциометров (расположены на КРД-99), определяющих эксплуатационную регулировку программы – параллельное ее смещение.

При поступлении в ПЗУ  $T_{ТМАКС}^*$  команды «отказ канала пВД МАКС (или пНД МАКС)» вся программа  $T_{ТМАКС}^*$  перестраивается на минус ( $\pm 5$ )К от фактической настройки.

При поступлении команды «КР» с пульта ПНП-132А программа  $T_{ТМАКС}^*$  перестраивается на минус  $(100 \pm 5)К$ , а из схемы самолета – на минус  $(50 \pm 5)К$ .

При поступлении команды «Охлаждение выкл.» Из КУО программа  $T_{ТМАКС}^*$  перестраивается на минус  $(250 \pm 10)К$ .

### 14.3.3. Система автоматического управления максимальной частотой вращения РНД

Система автоматического управления пНДМАКС обеспечивает в соответствии с программой управления поддержание частоты вращения пНД РНД в зависимости от температуры воздуха  $T_B^*$  на максимальном и форсированных режимах.

Точность поддержания заданной программы  $\pm 0,4\%$  во всех условиях эксплуатации.

Функциональный состав, принцип построения и работа системы управления пНДМАКС аналогичны системе управления пВДМАКС.

Особенности: эксплуатационная регулировка управления пНДМАКС осуществляется своим винтом потенциометра (винт расположен на КРД-99); датчик частоты вращения РНД (ДЧВ-2500) размещен в редукторе датчиков РНД, который крепится на промежуточном корпусе КНД.

В остальном устройства, система формирования сигналов и разовых команд точно такие же, как и в системе управления пВДМАКС.

#### 14.3.4. Работы выполняемые в процессе эксплуатации

В процессе эксплуатации гидромеханическая система управления расходом топлива в основной камере сгорания может потребоваться выполнение следующих работ:

- регулировка автоматического запуска;
- регулировка частоты вращения РВД на режиме малого газа;
- регулировка частоты вращения РВД на максимальном режиме;
- регулировка величины перестройки  $n_{вд}$  на максимальном режиме при отключении КРД;
- регулировка приемистости;
- регулировка сброса газа;
- регулировка ограничителя  $P_K^*$  ;
- регулировка минимального расхода топлива в основной камере сгорания.

Указанные регулировки выполняются при отладке двигателя после монтажа его на самолет или замене агр. НР-31, при опробовании двигателя, после замечаний личного состава по работе силовой установки и в других необходимых случаях.

Порядок нижеописанных регулировок приведен в инструкции по эксплуатации.

Необходимо отметить, что двигатель не имеет ограничений по времени перемещения РУД, которые возлагались бы на летчика.

Для предотвращения неустойчивой работы воздухозаборника имеется ограничение по запрещению перемещения РУД ниже упора, соответствующего максимальному режиму, при полетах на числах  $M > 1,5$ .

#### 14.3.5. Проверки и регулировки системы автоматического расходом топлива в основной камере сгорания

##### Регулировка ТАЗ.

Регулировка времени запуска производится винтом /при малых давлениях  $P_K^*$  / и жиклером. Регулировка высотного запуска осуществляется сектором. Изменение диаметра жиклера на 0,1 мм вызывает изменение продолжительности запуска на 1-2 с и температуры газа  $T_T^*$  на 30-40 К /которую необходимо контролировать в соответствии со специальным графиком/. Увеличение диаметра жиклера приводит к увеличению времени запуска и снижению температуры  $T_T^*$ , уменьшение – к уменьшению времени запуска и повышению  $T_T^*$ . Допускается установка жиклеров диаметром от 1 до 2,5 мм.

##### Регулировка $n_{вд}$ на режиме малого газа..

Регулировка  $n_{вд,мг}$  производится винтом, меняющим с помощью рычага затяжку наружной пружины измерительного устройства регулятора  $n_{вд}$ .

Один оборот винта изменяет  $n_{вд}$  примерно на 0,3%. Заворачивание винта увеличивает  $n_{вд}$ , отворачивание – уменьшает. Разрешается поворачивать регулировочный винт в обе стороны до упора с последующим поворотом винта от упора на пол-оборота.

После регулировки частоты вращения  $n_{вд.мг}$  необходимо проверить и при необходимости отрегулировать частоту вращения РВД на максимальном режиме /при отключенном КРД/.

При увеличении температуры топлива от +20 до +120°C допускается увеличение  $n_{вд}$  на малом газе на 4% по сравнению с отрегулированным значением.

#### Регулировка $n_{вд}$ на максимальном режиме

Регулировка  $n_{вд}$  на максимальном режиме /при отключенном КРД и работе агр. НР-31В/ производится винтом. Один оборот винта изменяет частоту вращения РВД на 0,5%. При заворачивании винта  $n_{вд}$  увеличивается, при отворачивании – уменьшается.

Разрешается отворачивать винт до упора с последующим заворачиванием на пол-оборота. При заворачивании винта не допускается утопание его торца относительно корпуса более 6 мм.

#### Регулировка величины перенастройка $n_{вд}$ на максимальном режиме при отклонении КРД.

Предварительно необходимо отрегулировать частоту вращения  $n_{вд.мах}$ . Снижение частоты вращения  $n_{вд}$  при переходе с электронной системы на гидромеханическую должно составлять  $5,0 \pm 0,2\%$ . Регулировка величины перенастройки частоты вращения  $n_{вд}$  осуществляется винтом. Заворачивание винта уменьшает величину перенастройки, отворачивание - увеличивает.

#### Регулировка автомата приемистости.

Время приемистости двигателя в стендовых условиях / $H=0$ ;  $M=0$ / измеряется от начала движения РУД с упора «МГ» до частоты вращения РНД на 2% меньше максимальной. Это время при времени перемещения РУД от режима малого газа до максимального режима за 1-2 с должно составлять 3-5 с.

Регулировка времени приемистости производится винтом. Один оборот винта изменяет время приемистости, отворачивание – уменьшает. Регулировочный винт разрешается поворачивать по часовой стрелке на 6 оборотов и против часовой стрелки на 3 оборота от исходного /по паспорту/ положения. После регулировки АП необходимо проверить настройку ТАЗ.

При отладке двигателя на время менее ; с на некоторых экземплярах двигателей возможна неустойчивая работа со срабатыванием системы ликвидации помпажа и возможным «зависанием» частоты вращения. В данном случае необходимо регулировать время приемистости /в сторону увеличения, но не более 5 с/ до устранения указанного недостатка.

Необходимо иметь в виду, что величина времени приемистости сильно зависит от степени прогрева двигателя. Если на прогретом двигателе она находится в пределах 3,5-4,5 с, то на непрогретом двигателе она может составлять до 8 с.

Время приемистости зависит от высоты и скорости полета. Так, с увеличением скорости полета время приемистости несколько уменьшается, особенно это заметно на больших числах  $M$ , где частота вращения РВД на малом газе значительно возрастает.

### Регулировка сброса газа

Сброс газа оценивается при перемещении РУД за 1-2 с с упора «Максимал» до упора «Малый газ».

Время сброса газа измеряется от начала движения ДУД до достижения  $n_{нд} = 43\%$ . Оно должно составлять 4-6 с. Регулировка времени сброса газа производится подбором дроссельного пакета.

Изменение пропускной способности дроссельного пакета на  $100 \text{ см}^3/\text{мин}$  приводит к изменению времени сброса газа на 0,5 с. При уменьшении пропускной способности дроссельного пакета время сброса газа увеличивается, при увеличении – уменьшается. Разрешается устанавливать дроссельные пакеты, имеющие пропускную способность от  $100 \text{ см}^3/\text{мин}$  до  $800 \text{ см}^3/\text{мин}$ .

### Регулировка ограничителя $P_K^*$

Регулировка осуществляется винтом.

При заворачивании винта давление  $P_K^*$ , при котором срабатывает ограничитель  $P_K^*$  /т.е.  $P_{K \text{ пред}}^*$ /, увеличивается, при отворачивании – уменьшается.

Диапазон допустимой регулировки – 2 оборота винта в каждую из сторон от исходной настройки.

### Регулировка ограничителя $G_{т.миц.}$

Регулировка осуществляется винтом и рассмотрена выше.

## Тема 15. Система управления форсажным контуром

### 15.1. Общая характеристика системы управления расходом топлива в ФКС

Система управления расходом топлива в форсажной камере сгорания ( $G_{ТФ}$ ) обеспечивает:

- запуск форсажной камеры и вывод двигателя на заданный форсированный режим;
- программное управление  $G_{ТФ}$  в зависимости от параметров  $P_K^*$  и  $T_B^*$ ;
- изменение  $G_{ТФ}$  при управлении форсированными режимами в зависимости от положения РУД-  $\alpha_{РУД}$ ;
- выключение форсажной камеры.

Системой управления  $G_{ТФ}$  решается задача поддержания заданного состава топливоздушной смеси ( $\alpha_\Sigma$ ), а следовательно, и температуры газов ( $T_A^*$ ) в форсажной камере. Это обеспечивается программой управления  $G_{ТФ}/p_K^* = const$ . Так как при реализации такой программы с ростом скорости полета происходит некоторое обеднение топливоздушной смеси (снижение  $\alpha_\Sigma$ ) в программу управления введена коррекция отношения  $G_{ТФ}/p_K^*$  по  $T_B^*$ .

Задание форсированных режимов осуществляется формированием величины отношения  $G_{ТФ}/p_K^*$  по  $\alpha_{РУД}$ .

Таким образом, с учетом коррекции реализуемая программа управления имеет вид:

$$\frac{G_{ТФ}}{p_K^*} = f(\alpha_{РУД}, T_B^*).$$

На рис. 17.1 представлена функциональная схема системы управления  $G_{ТФ}$ , которая включает в себя:

- программно-задающие устройства и регуляторы продольного перемещения ( $m$ ) и поворота ( $\varphi$ ) регулирующих органов системы топливоподачи;
- систему топливоподачи;
- ТРДФ;

Гидромеханические регуляторы  $m$  и  $\varphi$  обеспечивают программные изменения положений регулирующих органов, реализуя следующие зависимости:

$$m = m(p_K, T_B^*),$$
$$\varphi = \varphi(\alpha_{РУД}).$$

Система топливоподачи (рис. 17. 2.) включает:

- центробежный форсажный топливный насос - ФН;
- дозирующие краны: 1-го и 4-го коллекторов – ДК<sub>1, 4</sub>, 5-го коллектора – ДК<sub>5</sub>, 2 и 3-го коллекторов – ДК<sub>2,3</sub>;
- регуляторы постоянного перепада давлений на дозирующих кранах;
- распределитель топлива форсажный - РТФ.

Топливо от форсажного насоса ФН поступает к дозирующим кранам ДК<sub>1,4</sub>, ДК<sub>5</sub>, ДК<sub>2,3</sub>. При постоянных перепадах давлений на дозирующих кранах расход топлива через каждый из них зависит главным образом от площади проходного сечения, образуемого взаимным положением окон корпуса и регулирующего органа (втулки).

На ДК<sub>1,4</sub> и ДК<sub>2,3</sub> площади проходных сечений ( $F_{ДК1,4}$  и  $F_{ДК2,3}$ ) определяются координатами  $m$  и  $\varphi$  (рис. 17.3), а на ДК<sub>5</sub> ( $F_{ДК5}$ ) - только координатой  $m$ . Таким образом,

$$G_{ТФ 1,4} = K_{ДК 1,4} (m, \varphi),$$

$$G_{ТФ5} = K_{ДК5} \cdot F_{ДК5},$$

$$G_{ТФ 2,3} = K_{ДК 2,3} \cdot F_{ДК 2,3}(m, \varphi),$$

где  $K_{ДК}$  - коэффициенты, зависящие от плотности топлива ( $\rho_T$ ), коэффициентов расхода ( $\mu_{ДК}$ ) и перепадов давлений ( $p_{ДК}$ ) на соответствующих дозирующих кранах. Зависимость имеет вид:

$$K_{ДК} = \mu_{ДК} \sqrt{2\rho_T \cdot p_{ДК}}.$$

В некотором приближении коэффициенты  $K_{ДК}$  можно считать постоянными.

Дозированное топливо по трем топливным магистралям подводится к распределителю РТФ, откуда направляется к соответствующим коллекторам и форсункам.

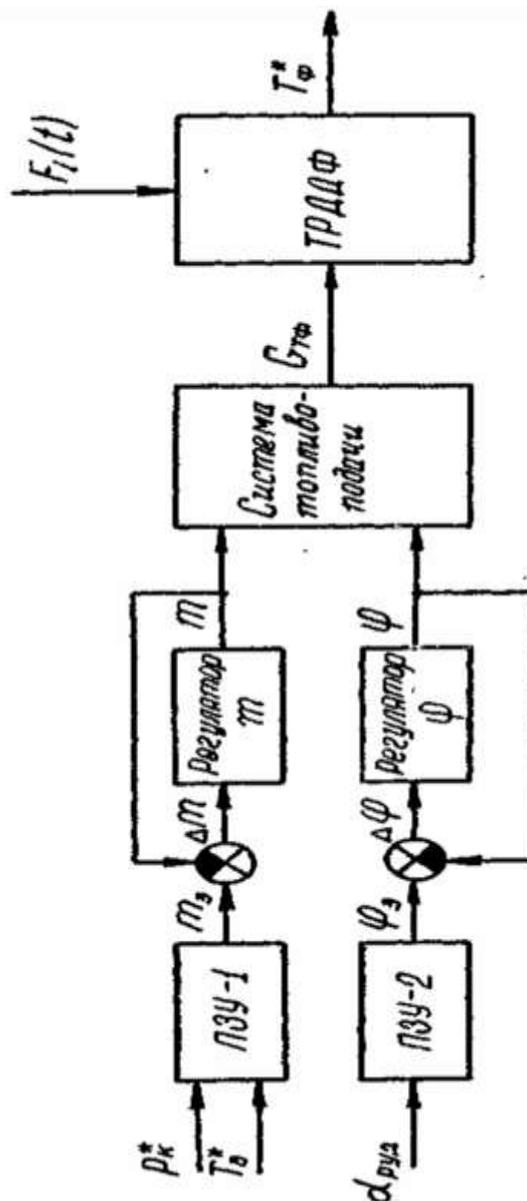
Дополнительно к РТФ от форсажного насоса подводится топливо ( $p_{нф}$ ) для предварительного заполнения, включаемых по сигналу  $p_{ком} = p_{ком} (\alpha_{PVD})$ , коллекторов.

Конструктивно система управления расходом топлива в форсажную камеру сгорания реализована в агрегатах ФН-31А, РСФ-31Б, РТФ-31Б.

#### Функциональная схема системы управления расходом топлива в ФКС

На рис. 17.1 представлена функциональная схема системы управления  $G_{ТФ}$ , которая включает в себя:

- программно-задающие устройства и регуляторы продольного перемещения ( $m$ ) и поворота ( $\varphi$ ) регулирующих органов системы топливоподачи;
- систему топливоподачи;
- ТРДФ;



## 15.2. Конструкция и принцип работы системы управления расходом топлива в ФКС

### 15.2.1. Регуляторы расхода топлива в ФКС

Обеспечивают изменение положения регулирующих органов системы топливоподачи:

- продольные перемещения втулок всех трех дозирующих кранов в зависимости от  $p_K^*$  и  $T_B^*$ ;
- поворот втулок дозирующих кранов ДК<sub>1,4</sub> и ДК<sub>2,3</sub> в зависимости от положения РУД -  $\alpha_{PUD}$ .

Заданные значения выходных параметров регуляторов  $m$  и  $\varphi$  формируются соответствующими программно-задающими устройствами:

- ПЗУ-1 -  $m_3 = m_3(p_K^*, T_B^*)$ ;
- ПЗУ-2 -  $\varphi = \varphi_3(\alpha_{PUD})$ .

### ПЗУ-1 включает:

- воздушный редуктор с переменной по  $T_B^*$  степенью редукции (рис. 17.4);
- пружину 12 (рис. 17.5).

Воздух из-за компрессора высокого давления ( $p_K^*$ ) подводится к редуктору через жиклеры 1,2 и, проходя по сужающее - расширяющемуся каналу, образованному корпусом 5 и подвижной иглой 3, выходит в двигательный отсек ( $P_H$ ). Вследствие наличия сверхкритического перепада ( $p_K^*/p_H > \pi_{KP}$ ) скорость воздушного потока вдоль канала увеличивается, достигая критической в самом узком сечении, а давление падает. Отбор редуцированного давления  $p_K'' = K \cdot p_K^*$  производится через отверстия, расположенные за критическим сечением.

При перемещении иглы воздушного редуктора изменяется положение критического сечения относительно точки отбора, а следовательно, изменяется и  $p_K''$ . Это означает, что коэффициент редукции  $K = p_K''/p_K^*$  зависит от положения иглы, которое, в свою очередь, однозначно определяется температурой воздуха на входе в двигатель -  $T_B^*$ . Сигнал на изменение положения иглы  $\gamma = \gamma(T_B^*)$  поступает от преобразователя  $T_B^*$  (рис.16.8).

Таким образом, величина редуцированного давления  $p_K^*$  зависит от степени редукции  $K = f(T_B^*)$  и  $p_K^*$ , т.е.

$$p_K^* = f(T_B^*) \cdot p_K^*$$

Давление  $p_K^*$  подводится в сильфонную полость Б (рис.17.5) измерительного устройства регулятора  $m$ . Усилие, развиваемое этим давлением со стороны сильфона, а также усилие предварительной затяжки пружины 12 характеризуют  $m_3$ .

### ПЗУ-2 включает:

- гидрозамедлитель (устройство и работа описана в главе 16);
- механическую цепь - тяга 22, рычаг 21, закрепленный на одной оси с зубчатым сектором 20, втулка 19.

Положение втулки 19 однозначно определяется положением РУД и характеризует  $\varphi_3$ .

## 15.2.2. Регулятор продольного перемещения регулирующих органов дозирующих кранов - регулятор $m$ .

### Включает:

- сильфонный узел;
- гидропривод продольного перемещения регулирующего органа ДК<sub>5</sub>;
- гидроприводы продольного перемещения регулирующих органов ДК<sub>1,4</sub> и ДК<sub>2,3</sub>.

Сильфонный узел по существу представляет собой измерительное устройство регулятора  $m$ . Корпус сильфонного узла 14 выполнен подвижным в продольном отношении. Его положение определяют:

- с одной стороны - усилия ( $m_3$ ) от предварительной затяжки пружины 12 и редуцированного давления  $p_K''$  в сильфонной полости Б;
- с другой стороны - усилие ( $m$ )\* затяжки пружины обратной связи 15.

На установившихся (равновесных) режимах сумма сил, действующих на корпус сильфонного узла 14 равна нулю ( $m_3 = m$ ). При изменении  $p_K''$  равновесие нарушается и корпус под действием разности сил ( $\Delta m = m_3 - m$ ) перемещается, поворачивая

относительно оси 16 за поводок 13 управляющий элемент 11 гидропривода продольного перемещения втулки ДК<sub>5</sub>.

Гидропривод продольного перемещения регулирующего органа ДК<sub>5</sub> состоит из:

- усилительного устройства типа "сопло-заслонка" с управляющим элементом маятникового типа 11;
- исполнительного устройства - силового цилиндра, выполненного за одно целое с корпусом и втулкой ДК<sub>5</sub>;
- пружины обратной связи 15.

Давления в полостях С и Д силового цилиндра определяются входными жиклерами 7,8 и сливными соплами 9,10 переменного сечения в зависимости от положения управляющего элемента 11. На равновесных режимах усилия, действующие на втулку-поршень ДК<sub>5</sub> (с одной стороны, - это усилия от затяжки пружины обратной связи и давления в полости Д, с другой, - усилие от давления в полости С) равны и поршень неподвижен. При отклонении управляющего элемента от положения равновесного режима изменяются сечения сливных сопел, что вызывает изменение давлений в полостях С и Д. Поршень перемещается. Одновременно изменяется усилие затяжки пружины обратной связи, под действием которого корпус сильфонного узла, а вместе с ним и управляющий элемент усилителя, возвращается к равновесному положению ( $m_3 = m$ ).

Гидроприводы продольного перемещения регулирующих органов ДК<sub>1,4</sub> и ДК<sub>2,3</sub> конструктивно выполнены одинаковыми и состоят из:

- дроссельного усилителя типа "сопло-заслонка";
- силового цилиндра, выполненного за одно целое с корпусом и втулкой дозирующего крана.

Управляющим элементом является рычаг 5 (коромысло) с клапанами-заслонками 3 и 33 а, закрепленный на втулке ДК<sub>5</sub>. На установившихся режимах поршни-втулки неподвижны, так как усилия от давлений жидкости по обе стороны поршня взаимно уравновешены. При перемещении втулки ДК<sub>5</sub> перемещается и коромысло, клапаны-заслонки воздействуют на слив из управляемых полостей силовых цилиндров, поршни-втулки перемещаются вслед за коромыслом.

### 15.2.3. Регулятор поворота регулирующих органов ДК<sub>1,4</sub> и ДК<sub>2,3</sub> – регулятор $\varphi$ .

Регулятор поворота втулок ДК<sub>1,4</sub> и ДК<sub>2,3</sub> представляет собой следящий гидропривод. Он включает:

- втулку 19;
- силовой цилиндр, поршень 30 которого выполнен за одно со штоком 31;
- рычаги 4, 33 поворота втулок.

Полости А и В силового цилиндра - проточные. Рабочая жидкость от РПД 2 поступает в полость А через входной 29 и сливается через выходной 32 жиклеры одинаковой производительности. Сечения жиклеров подобраны так, что давление в полости равно половине давления за РПД.

В полость В рабочая жидкость поступает через входной жиклер 27 и, проходя по каналу в штоке 31, сливается через боковое отверстие 18, частично перекрываемое втулкой 19. При изменении положения РУД поворачивается зубчатый сектор 20 и через реечную передачу перемещает втулку 19 вдоль штока 31. Давление в поло-

сти В силового цилиндра изменяется, поршень со штоком перемещается, отслеживая положение втулки ( $\varphi_3$ ), и через рычаги 4 и 33 поворачивает втулки дозирующих кранов ( $\varphi$ )\*.

#### 15.2.4. Система топливоподачи

##### Дозирующий кран пускового коллектора.

##### Регулятор постоянного перепада давления на ДК<sub>5</sub>.

Дозирующий кран пускового (пятого) коллектора (рис.17.5) предназначен для дозирования расхода топлива в пусковой коллектор форсажной камеры.

Расход топлива через ДК<sub>5</sub> определяется площадью проходного сечения окна, образуемого корпусом и втулкой крана, и перепадом давления до и после крана -  $P_{\text{дк5}} = P_{\text{нф}} - P_{\text{ф5}}$ , который поддерживается постоянным.

Регулятор постоянного перепада давления на ДК<sub>5</sub>- РППД<sub>5</sub> является одновременно измерительным и исполнительным устройством. На золотник действуют, с одной стороны, перепад  $P_{\text{дк5}}$ , с другой – усилие затяжки пружины 42, характеризующее заданное значение перепада давления  $P_{\text{дк5з}}$ . При изменении  $P_{\text{дк5}}$  нарушается баланс сил, действующих на золотник, золотник смещается, изменяя свое положение ( $m_{\text{нф5}}$ ) и площадь проходного сечения, образуемого корпусом 44 и левым буртиком золотника. Это вызывает изменение гидравлического сопротивления магистрали за краном до восстановления равновесия:  $P_{\text{дк5}} = P_{\text{дк5з}}$ .

##### Дозирующие краны 1 и 4, 2 и 3 коллекторов.

##### Регуляторы постоянного перепада давления на ДК<sub>1,4</sub> и ДК<sub>2,3</sub>.

Дозирующий кран 1 и 4 коллекторов предназначен для дозирования суммарного расхода топлива в 1 и 4 коллекторы форсажной камеры.

Расход топлива через ДК<sub>1,4</sub> определяется площадью проходного сечения окна, образуемого корпусом и втулкой крана, и перепадом давления до и после крана –  $P_{\text{дк1,4}} = P_{\text{нф}} - P_{\text{ф1,4}}$ , который поддерживается постоянным.

Площадь проходного сечения ДК<sub>1,4</sub> определяется положением втулки, имеющей две степени свободы:

- поворот вокруг оси;
- перемещение вдоль оси.

Регулятор постоянного перепада давления на ДК<sub>1,4</sub> – РППД<sub>1,4</sub> является регулятором непрямого действия и состоит из:

- измерительного устройства;
- исполнительного устройства.

К золотнику 36 измерительного устройства подводятся давление перед и за ДК<sub>1,4</sub>. На установившихся режимах перепад давления  $P_{\text{дк1,4}}$  на золотнике уравнивается усилием затяжки пружины 37, характеризующим заданное значение перепада -  $P_{\text{дк1,4,з}}$ .

Пружинная полость 40 исполнительного устройства является проточной. Давление в этой полости определяется площадью проходного сечения, образуемого свер-

лением в гильзе и правым буртиком золотника измерительного устройства, и производительностью сливного жиклера 38. На установившихся режимах сумма сил, действующих на золотник 39 исполнительного устройства, равна нулю. Положение золотника определяет площадь проходного сечения, образуемого левой кромкой золотника и открытой частью окон гильзы золотника.

При отклонении перепада давления  $P_{\text{дк1,4}}$  от заданного значения  $P_{\text{дк1,4з}}$  золотник 39 смещается, давление в пружинной полости 40 изменяется и золотник 39, занимая новое положение ( $m_{\text{нф1,4}}$ ), изменяет гидравлическое сопротивление магистрали за краном. Перепад давления на дозирующем кране восстанавливается:

$$P_{\text{дк1,4}} = P_{\text{дк1,4з}}$$

Значение заданного перепада давления на ДК<sub>1,4</sub> составляет примерно 0,7 МПа и регулируется измерением предварительной затяжки пружины 37 с помощью регулировочного винта 34.

Биметаллический компенсатор 35 изменяет усилие затяжки пружины 37 при изменении температуры топлива с целью сохранения массового расхода топлива через дозирующий кран.

Дозирующий кран 2 и 3 коллекторов, регулятор постоянного перепада давления на ДК<sub>2,3</sub> – РППД<sub>2,3</sub> конструктивно выполнены аналогично ДК<sub>1,4</sub> и РППД<sub>1,4</sub>.

На рис. 17.5 обозначены:

45 -регулирующий винт;

46 – термокомпенсатор;

47 – пружина измерительного устройства;

48 – золотник измерительного устройства;

49 – сливной жиклер;

50 – пружинная полость исполнительного устройства;

51 – золотник исполнительного устройства.

#### 15.2.5. Распределитель форсажного топлива.

Распределитель форсажного топлива (РТФ) предназначен для распределения топлива, поступающего от дозирующих кранов, по коллекторам форсажной камеры.

На нефорсированных режимах запорные клапаны (рис. 17.6) 7 пускового (пятого), 5 первого и 3 второго коллекторов, а также отсечные клапаны третьего и четвертого коллекторов закрыты.

При перемещении РУД в диапазон форсированных режимов топливо от ФН через ДК<sub>5</sub>, пройдя через ТМТ\* форсажного контура, поступает на вход в РТФ к запорному клапану 7 пускового коллектора. Одновременно от золотника 22а командного давления (рис. 17.5) топливо поступает к командным золотникам I второго, 4 первого и 6 пускового коллекторов под давлением  $p_{\text{ко}}$ . Этим давлением золотник 6 смещается до упора вправо и своей проточкой пропускает топливо от ФН в полость «И» поршня запорного клапана 7. Поршень, преодолевая усилие пружины 9, перемеща-

ется до упора влево, запорный клапан открывает проход топлива к пусковому коллектору. Кроме того, топливо от ФН через проточки 8 и 10 золотников запорного клапана и клапана перепада поступает в пусковой коллектор для его ускоренного (предварительного) заполнения. По мере заполнения пускового коллектора топливом, перепад давления на его форсунках  $\Delta p_{\phi 5} = p_{\phi 5} - p_T$ , действующий одновременно на мембрану 12, увеличивается.. По достижении  $\Delta p_{\phi 5} \approx 0,05$  МПа золотник 11 клапана перепада, смещаясь влево, прекращает подвод недозированного топлива в пусковой коллектор.

При положении РУД, соответствующем показаниям лимба РСФ 81° и выше, открывается ДК<sub>2,3</sub>, а золотник командного давления повышает  $p_{\text{КОМ}}$  до значения  $\approx 1,2$  МПа. По этому давлению срабатывает командный золотник 1 второго коллектора, вызывая открытие запорного клапана 3 и предварительное заполнение второго коллектора.

При достижении во втором коллекторе давления 1,5 МПа начинает открываться распределительный клапан и дозированное топливо поступает в третий коллектор. При достижении во втором коллекторе давления 3,9 МПа распределительный клапан открывается полностью.

При положении РУД, соответствующем показаниям лимба РСФ 96° и выше, в работу вступает ДК<sub>1,4</sub>, командное давление повышается до 1,8 МПа. Аналогично описанному выше, вступают в работу первый и четвертый коллекторы.

При очень малых расходах топлива в форсажные коллекторы и снижении перепада давления на форсунках пускового коллектора до 0,05 МПа, а на форсунках первого и второго коллекторов – до 0,06 МПа, золотники клапанов перепада соответствующих коллекторов перемещаются влево, открывая доступ недозированного топлива к коллекторам, обеспечивая минимальный расход топлива за счет поддержания указанного перепада.

#### 15.2.6. Запуск, управление режимами и выключение форсажной камеры сгорания

Питание элементов системы управления расходом топлива в форсажную камеру сгорания осуществляет регулятор постоянного давления 2 (рис.17.5), который вступает в работу в процессе запуска двигателя по командному давлению  $p_{\text{КОМ}}^{\text{HP}} = p_{\text{КОМ}}^{\text{HP}}(n_{\text{ВДПР}})$ , подводимого к РСФ от НР.

При повышении  $p_{\text{КОМ}}^{\text{HP}}$  до величины, превышающей давление слива на  $\approx 0,45$  МПа, золотник блокировки 1 перемещается до упора вниз и своей проточкой открывает доступ топливу из магистрали от ФН к РПД, настроенного на давление  $\approx 2,0$  МПа.

#### Запуск форсажной камеры сгорания

Запуск форсажной камеры сгорания осуществляется автоматически при перемещении РУД в область форсированных режимов (по лимбу РСФ  $\alpha_{\text{РУД}} > 62^\circ$ ). При этом поршень 24 гидрозамедлителя (рис. 16.8) перемещается в направлении заданного втулкой 33, кинематически связанной с РУД, положения. Золотник 22, связанный с поршнем 24, перекрывает слив из управляющей полости А клапана входа 10 ФН (рис. II.7), клапан входа открывается, ФН вступает в работу.

Одновременно перемещение поршня гидрозамедляется через точку 22 (рис. 17.5) и рычаг 21 передается зубчатому сектору 20 и шестерне 5а, связанной с зубчатой рейкой золотника 6 включения форсажа. Золотник 6 прекращает слив из полости К исполнительного золотника 17 включения форсированного режима. Давлением рабочей жидкости, поступающей от РПД 2, исполнительный золотник перемещается до упора вправо.

Своей проточкой золотник 17 открывает проход рабочей жидкости к клапану 22 переключения масла (рис.10.1), сигнализатору давления 25 (рис.17.5), жиклера 23, 24 и далее к командным золотникам РТФ по магистрали Г. Правой кромкой золотник перекрывает слив из пружинной полости РППД<sub>5</sub>, включая его в работу.

Сигнализатор давления 25 замыкает электрическую цепь блока управления запуском форсажной камеры в КРД. При наличии сигнала  $n_{вд} > 85\%$  блок управления выдает электрический сигнал на электромагнитный клапан Э-6 (рис. 16.8), поршень гидрозамедлителя независимо от положения РУД занимает положение, соответствующее режиму "Минимальный форсированный" ("МФ"). При этом дозирующие краны ДК<sub>1,4</sub> и ДК<sub>2,3</sub> закрыты, топливо через ДК<sub>5</sub>, ТМТ и РТФ поступает в пусковой коллектор форсажной камеры.

Одновременно с сигналом на Э-6 блок управления подает три последовательных электрических сигнала продолжительностью  $0,2 \div 0,4$  с с интервалом  $0,3 \div 0,5$  с на электромагнит агрегата 4033\* (дозатора), предназначенного для питания топливом, поступающим от качающего узла НР, струйной и центробежной форсунок системы воспламенения топлива форсажной камеры. Топливо, поступающее в струйную форсунку (ФС, рис.6.2), впрыскивается в камеру сгорания, воспламеняется и переносится газовым потоком за турбину низкого давления, где факел пламени усиливается впрыском топлива из центробежной форсунки (ФЦ). Образовавшийся факел пламени воспламеняет топливо, впрыскиваемое форсунками пускового коллектора.

Воспламенение топлива в форсажной камере регистрируют ионизационные датчики (ДПИ). От ДПИ сигнал поступает в КРД. Последний отключает агрегат 4033 и электромагнитный клапан Э-6.

Поршень гидрозамедлителя из положения "МФ" перемещается в положение, заданное РУД.

### Управление форсированными режимами

Осуществляется изменением положения РУД в области  $\alpha_{РУД} \geq 81^\circ$  (по показаниям лимба РСФ).

При  $\alpha_{РУД} \geq 81^\circ$  золотник 22а командного давления\*\* (рис.17.5) верхним буртиком проточки перекрывает слив рабочей жидкости из командной магистрали Г через жиклер 24, радиальное и центральное сведения золотника. Уровень давления  $p_{ком}$  в магистрали Г повышается, РТФ открывает проход топливу во второй коллектор.

В диапазоне  $81^\circ \leq \alpha_{РУД} < 96^\circ$  происходит изменение площади проходного сечения  $F_{д.у. 2,3}$  за счет поворота втулки ДК<sub>2,3</sub> и подключение (отключение) третьего коллектора.

При  $\alpha_{РУД} \geq 96^\circ$  золотник командного давления перекрывает слив из командной магистрали через жиклер 23, уровень давления  $p_{ком}$  повышается, РТФ открывает проход топливу в первый коллектор. В этом диапазоне положения РУД одновремен-

но с изменением  $F_{\text{ДК} 2,3}$ . происходит изменение площади проходного сечения

$F_{\text{ДК} 1,4}$  за счет поворота втулки ДК<sub>1,4</sub> и подключение (отключение) четвертого коллектора.

На режиме "Полный форсированный" ("ПФ") топливо в форсажную камеру поступает через форсунки всех пяти коллекторов. При этом втулки ДК<sub>2,3</sub> и ДК<sub>1,4</sub> повернуты на максимальный угол, а площади их проходных сечений  $F_{\text{ДК} 2,3}$ ,  $F_{\text{ДК} 1,4}$ , так же как и  $F_{\text{ДК} 5}$ , зависят только от параметров  $p_K^*$  и  $T_B^*$ .

#### Выключение форсажной камеры сгорания

При выключении форсажной камеры сгорания переводом РУД в область дроссельных режимов элементы системы управления расходом топлива в форсажную камеру сгорания срабатывают в обратной, рассмотренной ранее, последовательности. При резком переводе РУД темп срабатывания элементов системы определяется темпом перемещения поршня 24 гидрозамедлителя (рис. 16. 8).

При аварийном выключении форсажной камеры выключателем в кабине самолета запитывается электромагнитный клапан Э-7. При этом поршень гидрозамедлителя независимо от положения РУД перемещается в положение выключения форсажной камеры сгорания.

## Тема 16. Система управления реактивным соплом

### 16.1. Общая характеристика системы управления реактивным соплом

Система управления реактивным соплом обеспечивает требуемое изменение площади критического сечения реактивного сопла при управлении режимами работы двигателя, изменении внешних условий, при срабатывании противопомпажной системы и при осуществлении посадки самолета.

Управляющим органом двигателя являются сужающие створки реактивного сопла. Управление створками вызывает изменение площади критического сечения  $F_{кр}$  реактивного сопла и целого ряда внутриводительных параметров.

В качестве управляемого параметра выбрана общая степень понижения давления газа в турбине  $\pi_T^*$ . При управлении реактивным соплом путем задания общей степени понижения давления газа в турбине  $\pi_T^*_{з}$  предусмотрено также ограничение минимальной площади критического сечения  $F_{кр \text{ мин}}$  в зависимости от положения РУД  $\alpha_{РУД}$  и температуры воздуха на входе в двигатель  $T_B^*$ , т.е.

$$F_{кр \text{ мин}} = F_{кр \text{ мин}}(\alpha_{РУД}, T_B^*)$$

Характер изменения общей степени понижения давления газа в турбине и площади критического сечения реактивного сопла, который обеспечивается системой управления реактивным соплом (рис. 16.1).

На максимальном и форсированных режимах поддерживается степень понижения давления газа в турбине, равная заданному постоянному значению  $\pi_T^*_{з.м.}$ . Программа управления реактивным соплом выражается условием  $\pi_T^* = \pi_T^*_{з.м.} = \text{const}$ . С увеличением расхода топлива в форсажной камере сгорания в области форсированных режимов выполнение этого условия приводит к росту площади критического сечения реактивного сопла, т.е. к его раскрытию, с уменьшением - наоборот.

При переходе на дроссельные крейсерские режимы по положению РУД осуществляется скачкообразное уменьшение  $\pi_T^*_{з}$  до  $\pi_T^*_{з \text{ др}} < \pi_T^*_{з.м.}$ . Уменьшение действительного  $\pi_T^*$  до  $\pi_T^*_{з \text{ др}}$  требует уменьшения площади критического сечения реактивного сопла, и сужающие створки перемещаются вплоть до постановки на нижний механический упор (НМУ).

С уменьшением режима работы двигателя при прикрытом реактивном сопле ( $F_{кр} = F_{кр.нму} = \text{const}$ ) общая степень понижения давления газа в турбине уменьшается до тех пор, пока не становится равной заданному значению. Дальнейшее уменьшение режима происходит при условии  $\pi_T^* = \pi_T^*_{з \text{ др}} = \text{const}$ , которое требует раскрытия реактивного сопла вплоть до верхнего механического упора (ВМУ). С постановкой створок реактивного сопла на верхний механический упор ( $F_{кр} = F_{кр.вму} = \text{const}$ ) общая степень понижения давления газа в турбине с уменьшением режима будет уменьшаться.

На малом газе, при запуске двигателя реактивное сопло остается открытым. В случае посадки, когда самолет находится в воздухе, вырабатывается сигнал, не допускающий раскрытия реактивного сопла, с целью более быстрого ухода на второй круг в случае необходимости, а также предотвращения касания створками взлетно-

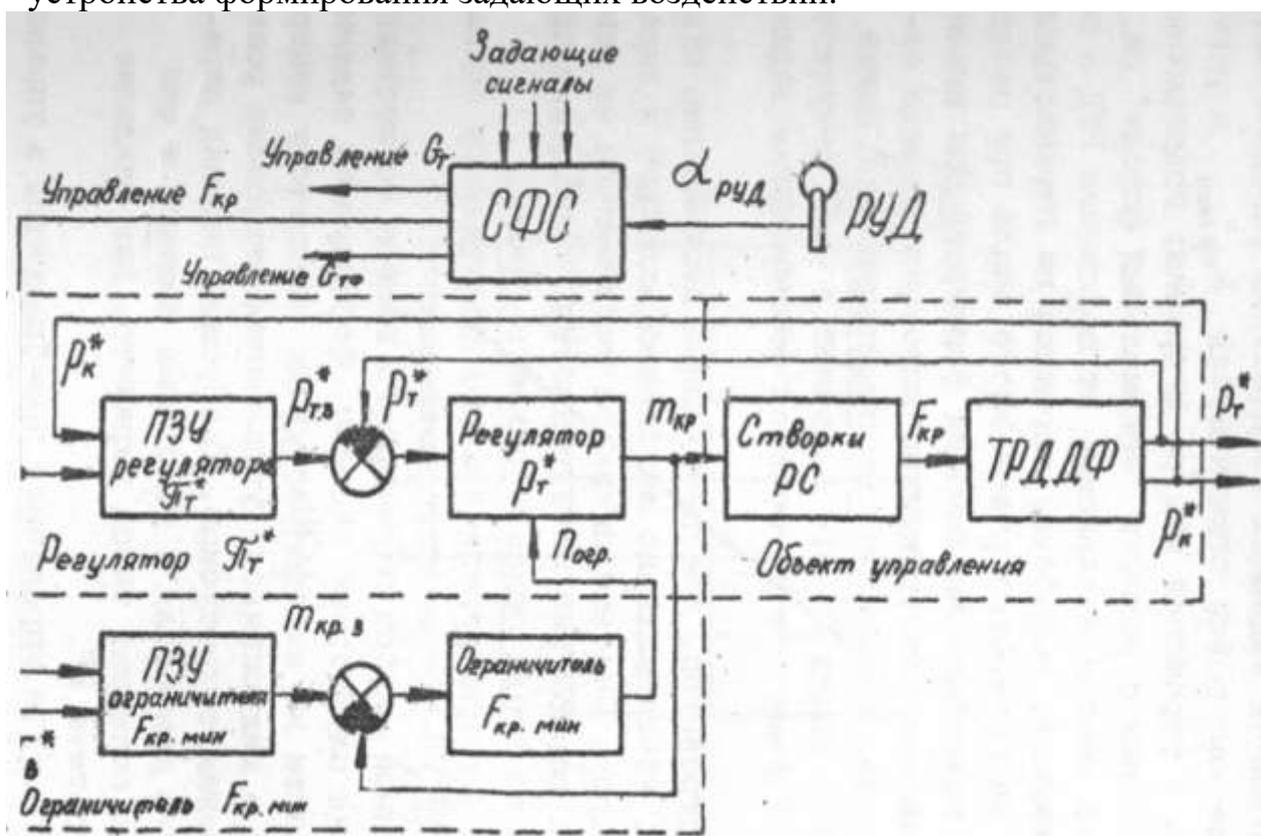
посадочной полосы при посадке с большими углами атаки самолета.

При запуске форсажной камеры обеспечивается кратковременное повышение заданного значения степени понижения давления газа в турбине до  $\pi_T^*$  зф. Этим обеспечивается некоторое раскрытие реактивного сопла ( $F_{кр}$  зф) по сравнению со значением на установившемся режиме "Минимальный форсаж", что способствует необходимому повышению запасов газодинамической устойчивости компрессора низкого давления.

### Функциональная схема системы управления реактивным соплом.

В ее состав входят:

- регулятор степени понижения давления газа в турбине;
- ограничитель минимального значения площади критического сечения реактивного сопла;
- устройства формирования задающих воздействий.



Устройства формирования задающих воздействий являются составной частью общей системы формирования сигналов (СФС) для задания режимов работы двигателя.

Регулятор степени понижения давления газа в турбине (регулятор  $\pi_T^*$ ) обеспечивает поддержание заданного значения  $\pi_T^* = \pi_T^* \text{ зм} = \text{const}$  на максимальном и форсированных режимах, прикрытие реактивного сопла на крейсерских режимах и его раскрытие при переходе с крейсерских режимов на малый газ, увеличение степени понижения давления газа в турбине по сравнению с  $\pi_T^* \text{ зм}$  на этапе запуска форсажной камеры сгорания для повышения запасов газодинамической устойчивости компрессора низкого давления.

Ограничитель минимального значения площади критического сечения реактивного сопла (ограничитель  $F_{кр}$  мин) обеспечивает указанное ограничение в зависимости

от положения рычага управления двигателя, температуры воздуха на входе в двигатель, раскрывает реактивное сопло по сигналу противопомпажной системы на определенную величину относительно исходного положения.

Устройства формирования задающих воздействий обеспечивают:

- согласованное изменение настройки ограничителя  $F_{кр}$  мин и регулятора расхода топлива в ФКС;
- поддержание их настройки в соответствии с режимом "Мин. форсаж" на этапе запуска форсажной камеры независимо от положения РУД в области форсированных режимов;
- выработку сигналов на перенастройку регулятора  $\pi_T^*$  на закрытие реактивного сопла при посадке самолета, а также при аварийном выключении форсированных режимов.

Управляющее устройство конструктивно выполнено в виде отдельных агрегатов и узлов, показанных на принципиальной схеме. Регулятор сопла РС-31Б включает в себя регулятор  $\pi_T^*$ , ограничитель  $F_{кр}$  мин и устройства формирования задающих воздействий.

Исполнительное устройство, обеспечивающее перемещение створок реактивного сопла, конструктивно выполнено отдельно в виде 16 силовых гидроцилиндров. Силовые цилиндры установлены на корпусе реактивного сопла равномерно по окружности. Кинематика привода створок реактивного сопла описана ранее.

Источником питания гидропривода створок реактивного сопла служит плунжерный насос НП-96 высокого давления.

Управление наклонной шайбой плунжерного насоса осуществляется агрегатом управления плунжерным насосом, формирующим заданное давление рабочей жидкости на выходе насоса по результату измерения перепада давления в гидроприводе управления створками реактивного сопла и сравнения с требуемым. Требуемый перепад определяется режимом работы двигателя и условиями полета, о чем достаточную информацию содержит такой параметр, как давление топлива за насосом агрегата НР.

Это давление в агрегате управления преобразуется в управляющее давление  $p_{упр}$ , по значению которого формируется давление топлива  $P_{нп}$  за плунжерным насосом, питающим гидропривод реактивного сопла.

Указанная организация питания гидропривода реактивного сопла необходима для стабилизации перекладки створок сопла по времени при изменяющихся условиях работы и режимах работы двигателя, вызывающих изменение газовых сил, действующих на створки.

## 16.2. Конструкция и принцип работы системы управления реактивным соплом

### 16.2.1. Система управления степенью понижения давления газа в турбине.

Система управления  $\pi_T^*$  построена на принципе отклонения измеренной величины давления газа за турбиной от заданного значения. Она включает в себя регулятор  $\pi_T^*$  и объект управления.

Регулятор  $\pi_T^*$  включает в себя (рис 16.6):

- программно-задающее устройство (ПЗУ рег.  $\pi_T^*$ ), которое формирует заданное давление  $p_{m3}^*$  газа за турбиной за счет редуцирования давления  $p_k^*$  воздуха за компрессором таким образом, что величина отношения  $p_k^* / p_{m3}^*$  является функцией положения РУД (сигнал  $\beta_{pc}$ );
- измерительное устройство, которое обеспечивает измерение и сравнение давления газа за турбиной с заданным значением, а также перемещение подвижного элемента усилительного устройства I;
- гидропривод I в виде усилительного (Усил.Ус. I) и исполнительного (Исп.Ус.1) устройств, обеспечивающих перестановку подвижного элемента усилительного устройства II (Усил.Ус. II);
- гидропривод сопла в виде усилительного (Усил.Ус. II) и исполнительного (Исп.Ус. II) устройств, обеспечивающих перестановку створок сопла по сигналу  $u_x$  от исполнительного устройства I;
- корректирующее устройство, улучшающее свойства замкнутой системы управления за счет наличия отрицательной обратной связи.

Корректирующее устройство обеспечивает устойчивость и приемлемый переходный процесс в контуре регулирования  $\pi_T^*$ .

В целом регулятор  $\pi_T^*$  устраняет отклонение  $\Delta p_T = p_{m3}^* - p_m^*$ , что при определенном давлении  $p_c^*$  газа перед турбиной однозначно определяет степень понижения давления газа в турбине  $\pi_T^*$ . Давление  $p_k^*$ , подводимое к программно-задающему устройству регулятора  $\pi_T^*$ , отличается от давления  $p_c^*$  только на величину потерь в камере сгорания.

Поддерживая заданное значение степени понижения давления газа в турбине, регулятор  $\pi_T^*$  сохраняет требуемый режим работы турбокомпрессора при включении и выключении форсированных режимов.

Рассмотрим устройство и работу регулятора  $\pi_T^*$ , используя принципиальную схему (рис 16.6).

Роль программно-задающего устройства регулятора  $\pi_T^*$  выполняют 2 воздушных редуктора 26, 30, клапан 17 переключения воздушных редукторов, клапан 32 стравливания воздуха после воздушного редуктора.

Редуктор 30 уменьшает давление воздуха  $p_k^*$  подводимое к нему из-за компрессора, до давления  $p'_{км}$ , которое подается к клапану 17. На максимальном и форсированных режимах клапан по сигналу положения РУД ( $\alpha_{руд}$ ) от СФС пропускает давление  $p'_{км}$  к измерительному устройству регулятора  $\pi_T^*$ .

Редуктор 30 представляет собой сверхзвуковое сопло Лавая, проточная часть которого образована цилиндрической втулкой 23 и профилированной иглой 22. Воздух от КВД подводится к игле 22 через дроссели 21, образующие первую ступень редукции. При протекании воздуха далее по сужающемуся каналу увеличивается его скорость и падает давление. В самом узком (критическом) сечении скорость потока становится равной скорости звука, расширение канала после критического сечения способствует дальнейшему разгону потока и падению давления. Втулка 23 содержит канал 24 отвода статического давления  $p'_{км}$  за критическим сечением. В дальнейшем будем полагать редуцированное давление  $p'_{км}$  заданным давлением газа за турбиной  $p_{m3m}^*$  на режимах «Максимал-форсаж», т.е.  $p'_{км} = p_{m3m}^*$ .

При управлении давлением газа за турбиной по закону  $p_{тм}^* = p_{тзм}^*$  будет соблюдаться постоянство отношения

$$\pi_{тзм}^* = \frac{p_{к}^*}{p_{тзм}^*} \approx \frac{p_{г}^*}{p_{тм}^*} = \pi_{тм}^*$$

Величина  $\pi_{тм}^*$  представляет собой степень понижения давления газа в турбине на режимах «Максимал – форсаж». Настройка заданного значения степени понижения давления газа в турбине при регулировках осуществляется изменением положения иглы 22, которое приводит к перемещению критического сечения проточной части воздушного редуктора 30 относительно неподвижного канала отбора статического давления и к изменению давления  $p'_{км} = p_{тзм}^*$ .

Клапан 32 стравливания воздуха после воздушного редуктора 30 обеспечивает перенастройку регулятора  $\pi_{т}^*$  на большее значение  $\pi_{тзф}^*$  по сигналу электромагнитного клапана 34 во время переходного процесса при запуске форсажной камеры.

Редуктор 26 вырабатывает давление  $p'_{кр}$ , которое проходит через клапан 17 к измерительному устройству регулятора  $\pi_{т}^*$  на дроссельных режимах.

Редуктор 26 состоит из входного 25 и выходного 27 жиклеров. Выходной жиклер 27 выполнен в виде сопла Лавалья. Давление  $p'_{кдр}$  отбирается в критическом сечении этого сопла. Положение регулировочной иглы определяет степень редукции редуктора 26. Аналогично рассматриваем давление за воздушным редуктором  $p'_{кдр}$  как заданное давление газа за турбиной  $p_{тздр}$  на дроссельных крейсерских режимах работы двигателя, а отношение

$$\pi_{тздр}^* = \frac{p_{к}^*}{p'_{кдр}} \approx \frac{p_{т}^*}{p_{тздр}^*}$$

как заданную степень понижения давления газа в турбине.

Переключатель 17 воздушных редукторов 26, 30 состоит из шарикового клапана 16 двустороннего действия и гидроцилиндра с поршнем 20. Поршень 20 с помощью штока 19 перемещает шариковый клапан 16 в верхнее или нижнее положение по сигналу командного давления  $p_{ком}$ , формируемого золотником 22. Золотник 22 перемещается по положению РУД с помощью поршня гидрозамедлителя.

Измерительное устройство регулятора  $\pi_{т}^*$  состоит из корпуса с мембраной 12, пружины 13 и толкателя 14, передающего перемещения мембраны на рычаг 11. Под мембрану подводится измеряемое давление  $p_m^*$  газа за ТНД д-ля, а в полость над мембраной - заданное давление  $p_{тз}^* = p'_{км}$  от воздушного редуктора 30 или  $p_{тз}^* = p'_{кдр}$ .

Гидропривод I состоит из дроссельного усилителя типа "сопло-заслонка" и исполнительного устройства с поршнем 4. Усилитель включает в себя жиклер 3 постоянного сечения, сопло 6 и заслонку 5. К жиклеру 3 подводится рабочая жидкость от регулятора постоянства давления. Давление  $p_{1 ус}$  и расход  $Q_{1 ус}$  жидкости за жиклером 3 будут определяться сливом через сопло 6, изменяемым за счет перемещения заслонки 5 при помощи рычага 11 связи усилителя с измерительным устройством.

За счет подвода давления  $p_{1 ус}$  и расхода  $Q_{1 ус}$  в полость сверху от поршня 4 обеспечивается управление его положением. Неуправляемая полость снизу от поршня питается постоянным давлением от РДД.

Гидропривод сопла состоит из золотникового дроссельного усилителя с круглым золотником 2 во втулке I и исполнительного устройства в виде 16 -ти силовых гидроцилиндров с параллельным включением в магистраль питания.

В кольцевую проточку золотника 2 подводится регулируемое давление  $p_{\text{пит}}$  от плунжерного насоса НП. При смещении золотника 2 с помощью поршня 4 от нейтрального положения обеспечивается проход жидкости под давлением от насоса к силовым гидроцилиндрам сопла и ее слив после силовых цилиндров через открытые окна золотникового усилителя.

В результате происходит движение поршней, которые с помощью штоков и кинематического привода обеспечивают перемещение створок реактивного сопла и изменение площади критического сечения.

Корректирующее устройство включает в себя пружину 8 обратной связи, рычаг 9 и шток 7. Обратная связь передается от поршня 4 через шток 7, рычаг 9, пружину 8, рычаг 11 к заслонке 5.

При движении поршня 4 изменяется усилие пружины 8 обратной связи, ослабляя входной сигнал  $\Delta y = y - y_{\text{ос}}$  и способствуя более быстрому прекращению движения золотника 2 и возвращению его в исходное положение в процессе отработки сигнала рассогласования  $\Delta p_m^* = p_{m3}^* - p_m^*$

Рассмотрим работу автоматической системы по поддержанию требуемого значения степени расширения газа в турбине.

При нарушении равновесия мембранного механизма, например, за счет увеличения  $p_m^*$  или уменьшения  $p_{m3}^*$ , происходит прогиб мембраны 12 вверх, рычаг 11 поворачивается против часовой стрелки, и заслонка 5 приоткрывает сопло 6. При этом давление в управляемой полости сверху от поршня 4 падает, и он перемещает золотник 2 вверх, обеспечивая подвод рабочей жидкости от насоса НП в полости гидроцилиндров на открытие створок реактивного сопла и слив из противоположных полостей.

При движении поршня вверх при помощи штока 7 и рычага производится удлинение пружины 8 обратной связи, увеличивается усилие, развиваемое ею, и рычаг 11 при помощи заслонки 5 прикрывает сопло 6. Движение поршня 4 прекращается, золотниковый усилитель открыт на определенную величину, соответствующую разности  $\Delta p_m^* = p_{m3}^* - p_m^*$ .

Такому положению золотника соответствует определенная скорость перемещения поршней гидроцилиндров, а следовательно, и створок РС. Максимально возможная скорость ограничена предельной производительностью насоса НП.

По мере увеличения площади  $F_{\text{кр}}$  критического сечения РС будут падать давление  $p_m^*$ , мембрана 12 возвращается в исходное положение, сопло 6 прикрывается заслонкой 5, поршень 4 будет возвращать золотник 2 в исходное положение. Когда золотник 2 перекроет каналы, связывающие его с полостями силовых гидроцилиндров, перемещение створок реактивного сопла прекратится.

При отсутствии пружины 8 обратной связи возвращение в исходное положение происходило бы за счет большего снижения давления  $p_m^*$ , чем его значение на новом установившемся режиме, и возникновение по этой причине неустойчивого колебательного процесса было бы неизбежным.

При снижении давления  $p_m^*$  относительно заданного происходят процессы изменения параметров и положения элементов противоположного направления.

Регулировочные упоры 10,36 золотника 2 снизу и сверху ограничивают степень открытия окон золотника и, следовательно, расход рабочей жидкости, поступающей

в силовые гидроцилиндры.

Перенастройка регулятора  $\pi_m^*$  на меньшее значение  $\pi_{m3}^*$  при дросселировании двигателя ниже режима "Максимал" осуществляется по положению РУД. В этом случае гидрозамедлитель, устанавливаясь на верхний упор, при помощи золотника ГЗ сообщает со сливом нижнюю от поршня 20 полость. Под действием давления от РПД в верхней полости поршень 20 со штоком 19 перемещается до упора вниз. Пружина 18 отжимает шариковый клапан вниз, который при этом переключает канал, ведущий к мембранному механизму, с выхода воздушного редуктора 30 на выход воздушного редуктора 26.

Перенастройка регулятора  $\pi_m^*$  на большее значение  $\pi_{m3ф}^*$  при запуске форсажной камеры осуществляется с помощью клапана 32, который сообщает канал выхода воздушного редуктора 30 с давлением  $p'_{км}$  с атмосферой через жиклер 31. Клапан 32, открывается при поступлении внутрь сильфона 33 давления от РПД. Это давление подводится к сильфону через электромагнитный клапан (Э6) 34, на который подается электрический сигнал при запуске форсажной камеры от КРД. После запуска форсажной камеры по сигналу о фактическом розжиге форсажного топлива электромагнитный клапан Э6 34 отключается. Настройка регулятора  $\pi_m^*$  соответствует заданному значению  $\pi_{m3м}^*$

Прикрытие створок РС при посадке самолета осуществляется подачей электрического сигнала от КРД на электромагнит (Э-8) 35. Давление от РПД через открывшийся клапан электромагнита Э-8 поступает в правую от поршня 15 полость. Поршень 15 перемещается влево и своим штоком через рычаг 11 прикроет заслонку 6 дроссельного усилителя регулятора  $\pi_m^*$ . Давление в полости сверху от поршня 4 возрастёт и поршень 4 переместит вниз золотник 2, давая команду гидроцилиндрам створок на прикрытие РС. После этого вступает в работу ограничитель минимальной площади критического сечения реактивного сопла. Обратное включение в работу регулятора  $\pi_m^*$  осуществляется после снятия электрического сигнала с электромагнита Э-8.

#### 16.2.2. Ограничитель минимальной площади критического сечения реактивного сопла

Прикрытие сопла по сигналам регулятора  $\pi_m^*$  может происходить только до значений, заданных программой ограничения  $F_{кр\ мин} = F_{кр\ мин}(\alpha_{руд}, T_B^*)$  (рис.16.1).

Программное управление соплом необходимо:

- при отказе регулятора  $\pi_m^*$ ;
- при колебательном переходном процессе, вызванном работой замкнутой автоматической системы управления степенью понижения давления газа на турбине;
- при включении форсированного режима.

Реализует программное управление - ограничитель минимальной площади критического сечения сопла (рис.16.7).

Он включает в себя:

- механическое вычислительное устройство (МВУ);

- датчик температуры  $T_B^*$  воздуха на входе;
- преобразователь сигнала температуры  $T_B^*$  в перемещение;
- дифференциальный механизм с кулачком ошибки;
- золотниковый дроссельный усилитель;
- устройство обратной связи.

Сигнал по положению РУД воспринимается гидрозамедлителем и передается в программное задающее устройство ограничителя  $F_{кр\ мин}$ .

Золотниковый дроссельный усилитель при вступлении в работу ограничителя  $F_{кр\ мин}$  управляет исполнительным устройством 1 регулятора  $\pi_T^*$ .

Рассмотрим устройство и работу ограничителя  $F_{кр\ мин}$ , используя принципиальную схему (рис.16.8).

Основным элементом механического вычислительного устройства является кулачковый механизм, содержащий объемный кулачок 8 и рычаг 51.

Сигнал по положению РУД поступает от гидрозамедлителя на коническую пару шестерен 17, 18, передается на 2 зубчатых сектора 15, 16 и при помощи втулки с зубчатым сектором 9 поворачивает кулачок 8. Сигнал по температуре  $T_B^*$  воздуха на входе поступает от датчика температуры ТДК в виде командного давления  $p(T_B^*)$  к преобразователю его в перемещение. Датчик ДК общий для систем и описан в п. 14.3. Преобразователь состоит из измерительного устройства командного давления, золотникового дроссельного усилителя, силового цилиндра и устройства обратной связи.

Измерительное устройство содержит ползушку 11, установленную на штоке 10, и пружину 12, опирающуюся на тарелку 13 и регулировочный винт 14.

Дроссельный усилитель образован жиклером 41 подвода жидкости от регулятора постоянства давления и золотниковой парой "ползушка - шток".

Силовой цилиндр преобразователя  $T_B^*$  имеет два поршня 43, 45, установленных на штоке 10. Поршень 43 с гильзой 44 цилиндра образует управляемую полость, подключенную к дроссельному усилителю. Полость снизу от поршня 43 питается постоянным давлением, образованным цепочкой из двух жиклеров 40, 42. Благодаря установке ползушки на шток реализована обратная связь между исполнительным и усилительными устройствами. Командное давление  $p(T_B^*)$  поступает в полость, образованную ползушкой и штоком.

В положении равновесия сила от перепада давлений  $\Delta p(T_B^*) = p(T_B^*) - p_{ст}$ , действующая на ползушку воспринимается усилием пружины 12, а шток 10 занимает такое положение относительно ползушки, при котором слив через пару "ползушка - шток" равновесный, и давления в полостях силового цилиндра равны.

Изменение температуры  $T_B^*$  приводит к изменению давления  $p(T_B^*)$  и перемещению ползушки относительно штока 10. Это приводит к изменению слива из управляющей полости сверху от поршня 45 через отверстие в штоке 10, прикрываемое кромкой ползушки.

Благодаря этому шток 10, связанный с поршнями 43, 45, как бы следит за движением ползушки, перемещаясь до тех пор, пока не будет установлен равновесный слив через золотниковую пару «ползушка - шток». При этом шток перемещает кулачок 8 в осевом направлении так, что каждому значению температуры  $T_B^*$  соответствует определенное положение объемного кулачка 8.

Таким образом, положение объемного кулачка 8 зависит от положения РУД и температуры  $T_B^*$ . Кулачок 8 воздействует на рычаг 51 и через систему шестерен (дифференциальный механизм) и рычагов на скользящую втулку 55.

Сюда же, на скользящую втулку через дифференциальный механизм приходит сигнал обратной связи по положению створок, регулирующих критическое сечение сопла. Механизм обратной связи состоит из тяги, рычагов и канатов, соединяющих агрегат РС с ведущей створкой.

Дифференциальный механизм состоит из дифференциального редуктора, кулачка 52 ошибки  $\Delta\varphi = \varphi_{крз} - \varphi_{кр}$  и рычажного механизма. Дифференциальный редуктор состоит из шестерни 54 с валиком, шестерни-сателлита 3, шестерен 57, 59, 60.

Кулачок 8 через рычаг 51 поворачивает шестерню 54 с валиком, на пальце 56, которого установлена шестерня-сателлит 3. Она, обкатываясь по шестерне 57, поворачивает кулачок 52 ошибки, который через рычаг 53 перемещает скользящую втулку 55. Пружина 50 выбирает люфты во всех, зубчатых зацеплениях.

Перемещение створок сопла через трос обратной связи передается на шкив 1, который через палец 2, затем последовательно через шестерни 59, 60, 57, 3 поворачивает кулачок 52 ошибки и через рычажный механизм также перемещает скользящую втулку 55. Передача выполнена так, что при увеличении площади  $F_{кр}$  сопла втулка 55 перемещается вниз.

Скользящая втулка 55, прикрывает отверстие в штоке 4 поршня 5, управляя давлением в полости над поршнем 5. Поршень является элементом исполнительного устройства 1 регулятора  $\pi_T^*$ . Благодаря установке скользящей втулки на шток поршня, движением которого она управляет, реализована обратная связь между исполнительным и усилительным устройствами. На режимах работы регулятора  $\pi_T^*$  поршень управляется дроссельным усилителем типа «сопло-заслонка» 6, 7 регулятора  $\pi_T^*$ . Скользящая втулка при этом полностью закрывает отверстие в штоке, образуя гидравлический упор.

При уменьшении площади критического сечения сопла менее программного значения скользящая втулка 55, перемещаясь вверх за счет обратной связи по положению створок сопла, откроет своей нижней кромкой отверстие в штоке. Давление в полости над поршнем 5 будет падать, и поршень будет смещать золотник 4 вверх на открытие силовыми цилиндрами сужающих створок сопла. Таким образом обеспечивается ограничение минимальной площади критического сечения сопла в зависимости от положения РУД и температуры  $T_B^*$ .

При перемещении РУД, например, на увеличение форсированного режима (раскрытие сопла) кулачок 8 через описанную передачу перемещает скользящую втулку 55 вверх, золотник 4 также сдвигается вверх и обеспечивает подачу жидкости от насоса к гидроцилиндрам на открытие сопла. Обратная связь от реактивного сопла смещает скользящую втулку 55 вниз, восстанавливая нейтральное положение золотника 4.

Вступление в работу ограничителя  $F_{кр. мин}$  происходит тогда, когда регулятор  $\pi_T^*$  стремится уменьшить площадь  $F_{кр}$  до значения менее программного закрытием сопла 6 дроссельного усилителя заслонкой 7.

При необходимости увеличить площадь критического сечения реактивного сопла в случае срабатывания противопомпажной системы от агрегата НР в нижнюю

от поршня 48 полость поступает давление, которым поршень 48 перемещается до упора в винт. При этом с помощью пальца 58, шестерен 60, 57, 3, кулачка 52 и рычага 53 ползушка 55 перемещается на определенную величину, которая обеспечивает требуемое увеличение  $F_{кр}$  относительно программы  $F_{кр\ мин} = F_{кр\ мин}(\alpha_{РУД}, T_B^*)$ . Регулятор  $\pi_T^*$  в данном случае автоматически блокируется.

В исходное положение поршень 48 возвращается пружиной 49 после снятия давления.

Синхронное управление площадью критического сечения сопла и расходом топлива в форсажной камере сгорания от РУД обеспечивается гидрозамедлителем.

Он состоит из золотникового дроссельного усилителя, исполнительного силового цилиндра и обратной связи.

Золотниковый дроссельный усилитель образован скользящей втулкой 33, перемещающейся по штоку 28 с отверстиями, жиклером 29.

Скользящая втулка 33, через зубчатую передачу 32, 31 и рычаг связана кинематически с РУД.

Силовой цилиндр имеет поршень 24 со штоком 28. Шток с помощью зубчатого зацепления "рейка-колесо" 25, 26 воздействует на валик 19 и рычаг 27. Рычаг 27 передает сигнал управления к форсажному крану (к рег. G тф), валик 19 на коническую шестерню 18.

Перемещение РУД передается на рычаг 30, который с помощью зубчатого зацепления "колесо-рейка" 31, 32 перемещает скользящую втулку 33. Положение скользящей втулки 33 относительно отверстия в штоке 28 определяет слив через него. Слив, в свою очередь, определяет давление в управляющей полости снизу от поршня 24.

На нефорсированных режимах скользящая втулка 33 перекрывает отверстие в штоке 28, создавая в полости под поршнем 24 полное давление от РПД, под действием которого поршень 24 находится на упоре во втулку 21 золотника 22.

При перемещении РУД в область форсированных режимов скользящая втулка 33 сдвигается вниз и открывает отверстие в штоке 28. Давление под поршнем 24 падает, поршень 24 сдвигается вниз до равновесного положения, когда силы давления в полостях снизу и сверху от поршня 24 равны.

В области форсированных режимов поршень 24 со штоком 28 следит за перемещением скользящей втулки 33.

Максимальная скорость поршня ограничивается дроссельным пакетом 20, при помощи которого осуществляется регулировка времени форсажной приемистости.

При включении форсированных режимов помимо перевода РУД в указанную область от сигнализатора давления форсажного топлива типа МСТ поступает электрический сигнал через КРД на электромагнит Э-6.

Своим клапаном 35 электромагнит Э-6 открывает путь рабочей жидкости от РДД в окно втулки 39, проточку и отверстия в её золотнике и далее нижнюю от поршня 39 полость. Под действием силы давления снизу поршень 39 перемещается вверх до положения, при котором кромка золотника на штоке поршня 39 прикроет доступ рабочей жидкости в нижнюю полость. Золотник 37, переместившись вверх, может допустить движение поршня 24 гидрозамедлителя вниз лишь на определенную величину. Эта величина соответствует режиму "Минимальный форсаж". Регулировка этого положения осуществляется изменением положения втулки 34, заворачи-

чиваемой по резьбе и контрящейся при помощи винта 38.

После запуска форсажной камеры по сигналу от ионизационного датчика электромагнит Э-6 отключается, поршень 39 возвращается в крайнее нижнее положение. Поршень 24 гидрозамедлителя перемещается в положение, соответствующее положению РУД.

При работе двигателя на форсированных режимах подача электрического сигнала на Э-6 вызывает перемещение поршня 24 вверх и снижение режима до минимального форсажа.

Для аварийного выключения форсажной камеры на электромагнит Э-7 подается электрический сигнал на открытие его клапана 36. В этом случае топливо от РПД поступает в нижнюю от поршня 39 полость. Поршень 39 перемещается до упора вверх вместе с золотником 37. Слив топлива из нижней от поршня 24 полости гидрозамедлителя прекращается, давление в ней возрастает, поршень 24 поднимается в крайнее верхнее положение. Это соответствует переводу двигателя на максимальный нефорсированный режим, независимо от положения РУД в области форсированных режимов: подача топлива в форсажную камеру прекращается; реактивное сопло, управляемое регулятором  $\pi_r^*$ , прикрывается; ограничитель  $F_{кр}$  мин переводится на программу нефорсированных режимов.

### 16.2.3. Работы, выполняемые в процессе эксплуатации

В процессе эксплуатации может потребоваться выполнение работ следующего вида:

- проверка и регулировка начала прикрытия реактивного сопла;
- регулировка величины раскрытия реактивного сопла, потребной при запуске форсажной камеры сгорания;
- регулировка скорости раскрытия реактивного сопла;
- проверка и регулировка значения диаметра реактивного сопла при работе регулятора  $\pi_r^*$  и на "гидравлическом" упоре;
- проверка прикрытия реактивного сопла по сигналу "Посадка".

Указанные проверки производятся при опробовании двигателя, при его отладке после монтажа двигателя на самолёт или замены агрегата РСФ на двигателе, после замечаний лётного состава по работе силовой установки и в других необходимых случаях.

При несоответствии контролируемых параметров установленным нормам выполняются требуемые регулировки.

### 16.2.4. Проверки и регулировки системы управления РС

Проверка и регулировка начала прикрытия реактивного сопла осуществляется с запуском и опробованием двигателя при подключённом к самолёту пульте наземного контроля (ПНК).

При медленном перемещении РУД от малого газа на увеличение режима контролируется темп нарастания частоты вращения ротора высокого давления. Он должен соответствовать  $1\% n_{вд}$  за 2-3 секунды. При страгивании створок реактивного

сопла на прикрытие, которое фиксируется по началу движения стрелки указателя на ПНК, снимается замер частоты вращения РВД. Её значение должно соответствовать условной приведенной частоте вращения

$$n_{ВДПР}^{УСЛ} = n_{ВД} \sqrt{\frac{288}{T_B^*}} = 80 \pm 1,5\%.$$

Физическая частота вращения РВД определяется по графику, приводимому в руководстве по технической эксплуатации, или по формуле

$$n_{ВД} \cong \sqrt{\frac{T_B^*}{288}} \pm 1,5.$$

При отклонении частоты вращения РВД начала страгивания от допустимых значений осуществляется регулировка с помощью винта С-42 иглы 29 воздушного редуктора 26.

Предварительно определяется угол, на который необходимо повернуть регулировочный винт С-42. Один оборот регулировочного винта С-42 соответствует 36 щелчкам и вызывает изменение начала прикрытия реактивного сопла по частоте вращения  $n_{ВД}$  примерно на 0,6%. При заворачивании регулировочного винта по часовой стрелке створки реактивного сопла начнут прикрываться при меньших значениях  $n_{ВД}$ , при отворачивании - при больших. После поворота винта С-42 на требуемый угол производится повторное опробование двигателя с контрольным замером частоты вращения в начале прикрытия створок реактивного сопла.

Регулировка величины раскрытия реактивного сопла, потребной при запуске форсажной камеры сгорания осуществляется подбором жиклера 31 (рис. 16.6). Увеличение величины раскрытия реактивного сопла требует установки жиклера с большей проливкой. Изменение проливки жиклера на 100 см<sup>3</sup>/мин приводит к изменению диаметра реактивного сопла приблизительно на два деления по указателю ПНК. Данная регулировка может потребоваться на основании доклада летчика о не включении форсированного режима на высотах полета  $H > 12$  км и скоростях  $V = 300 \div 350$  км/ч. Предварительно устанавливается факт работоспособности системы воспламенения топлива в форсажной камере сгорания.

Регулировка скорости раскрытия реактивного сопла требуется в случае самовыключения форсажной камеры при быстрых перемещениях РУД с минимального форсированного режима на повышенный в указанных выше условиях полета.

Регулировка производится на земле заменой дроссельного пакета С23, обозначенного позицией 20 на рис. 16.8. Уменьшение скорости раскрытия реактивного сопла достигается заменой пакета С23 на пакет с меньшей производительностью. Допустимый диапазон производительности составляет 200-700 см<sup>3</sup>/мин.

Если неисправность проявляется при установленном пакете минимальной производительности, тогда требуется регулировка скорости нарастания расхода топлива в форсажной камере сгорания. После данной регулировки производится проверка величины провала частоты вращения РВД при запуске форсажной камеры. Она не должна превышать 1,5%.

Проверка значения диаметра реактивного сопла осуществляется как при работе регулятора  $\pi_T^*$ , так и на «гидравлическом» упоре. Последний соответствует характеристике  $F_{кр} = F_{кр}(\alpha_{РУД}, T^*)$ . Данная проверка делается во время опробования двигателя после установки РУД в положение "Полный форсаж" и выхода его на форсирован-

ный режим. Значение диаметра реактивного сопла при работе регулятора  $\pi_m^*$  не должно отличаться от формулярного более чем на 10 делений по указателю ПНК.

Для проверки значения диаметра реактивного сопла на "гидравлическом" упоре предварительно снимается заглушка со штуцера замера редуцированного давления воздуха за компрессором, которое поступает к форсажному регулятору. Форсажный регулятор, работающий по программе  $G_{ТФ}/p_K^* = f(\alpha_{PVD}, T_B^*)$ , чувствует уменьшение подводимого давления за счёт стравливания через отверстие замера и уменьшает расход топлива  $G_{ТФ}$  в соответствии с программой. Это приводит к уменьшению давления газа за турбиной  $p_T^*$ . Регулятор  $\pi_T^*$  в этом случае парирует уменьшение давления  $p_T^*$  прикрытием реактивного сопла до гидравлического упора

$$F_{КР} = F_{КР}(\alpha_{PVD}, T_B^*).$$

Значение диаметра реактивного сопла на "гидравлическом" упоре после установки РУД в положение "Полный форсаж" должно быть меньше, чем с регулятором  $\pi_T^*$  на 20-30 мм или 5-7 делений по указателю ПНК. При несоответствии производится регулировка с помощью винта С33, представляющего собой упор снизу для поршня 48 (рис. 16. 8). Один оборот указанного винта изменяет диаметр реактивного сопла на 6 делений по указателю ПНК. Поворот винта по часовой стрелке увеличивает, против часовой стрелки - уменьшает диаметр реактивного сопла на "гидравлическом" упоре.

После проведенной регулировки и установки заглушки на штуцер выполняется проверка превышения  $\Delta n_{нд}$  и провала  $\Delta n_{вд}$  частот вращения при включении форсажа. При этом суммарная величина ( $\Delta n_{вд} + \Delta n_{нд}$ ) не должна быть более 4% в течение 5с после включения форсированного режима при опробовании двигателя на земле. При несоответствии этому условию производится регулировка скорости и раскрытия реактивного сопла заменой дроссельного пакета С23. Уменьшение производительности пакета на 50 см<sup>3</sup>/мин вызывает уменьшение величины ( $\Delta n_{вд} + \Delta n_{нд}$ ) на 1%.

Проверка прикрытия реактивного сопла по сигналу "Посадка" производится согласно руководству по эксплуатации самолёта.

Допускается подрегулировка заданного значения степени понижения давления в турбине с помощью винта регулируемого дросселя 21 (рис. 16.6) в случае самопроизвольного изменения положения иглы 22. Правильность подрегулировки контролируется по частоте вращения ротора низкого давления  $n_{нд}$  или по температура газа за турбиной  $T_T^*$ . Выбор контролируемого параметра определяется значением температуры воздуха на входе в двигатель, от которой зависит вступление в работу регуляторов названных параметров в соответствии с программой управления. Так, при работе регулятора температуры  $T_T^*$  контроль ведется по частоте вращения  $n_{нд}$  и наоборот.

# Тема 17. Система управления компрессором

## 17.1. Общая характеристика системы управления компрессором

### 17.1.1. Гидромеханическая система управления компрессором низкого давления

КНД имеет поворотные лопатки (хвостовики лопаток) ВНА.

Система управления ВНА КНД включает в себя основную и дублирующую автоматические системы (АС).

Основная электронно-гидромеханическая АС.

Дублирующая система управления ВНА КНД – гидромеханическая.

Система является программной, незамкнутой относительно управляемого параметра. Элементы этой системы являются частью основной – электронно-гидромеханической автоматической системы.

При отказе КРД дублирующая АС управляет ВНА КНД по закону

$\varphi_{ВНА} = \varphi_{ВНА}(n_{ВД пр})$ . Система обеспечивает поворот хвостовиков лопаток ВНА от 0 до  $-30^\circ$  от их расчетных значений.

При резком уменьшении частоты вращения (сбросе газа) возможно отставание углов установки лопаток ВНА от их значений, соответствующих текущему значению  $n_{ВД пр}$  из-за запаздывания в срабатывании системы. Это может привести к потере газодинамической устойчивости компрессора. Для исключения этого введено опережение поворота лопаток входного направляющего аппарата. Опережение имеет место и для других переходных режимов (когда  $n_{ВД} > n_{ВДз}$ ).

Поворот хвостовиков лопаток ВНА (рис 18.1) обеспечивается с помощью двух силовых цилиндров 42. Перемещение поршней 41 силовых цилиндров 42 происходит при смещении золотника 27 от нейтрального положения. Смещение золотника 27 производится гидроприводом 16 с помощью рычага 31.

Втулка (ползушка) 12 гидропривода соединена с рычагом 13, который опирается на кулачок 18 и может поворачиваться вокруг оси, расположенной на рычаге 19.

Осевое перемещение кулачка 18 зависит от частоты вращения ротора  $n_{ВД}$ , а поворот характеризует температуру  $T_v^*$ . Кулачок 18, на который опирается рычаг 13, спрофилирован таким образом, что в результате суммарного перемещения кулачка отклонение опирающегося на него рычага 13 представляет линейную зависимость от приведенной частоты вращения. При увеличении  $n_{ВД пр}$  ползушка 12 рычагом 13 перемещается вправо, при уменьшении – влево. При перемещении ползушки, например, вправо, прикроется правое отверстие в штоке 9 и откроется левое. Поршень 15 гидропривода будет перемещаться также вправо до тех пор, пока отверстия в штоке 9 не займут такое положение относительно торцов ползушки, при котором установится равновесие сил на поршне 15 гидропривода.

Следовательно, перемещение поршня 15 и штока 9 гидропривода будет также являться функцией приведенной частоты вращения. Необходимость в усилении сигнала  $n_{ВД пр}$  обусловлена требованием уменьшения сил, действующих на кулачок 18.

Таким образом, если меняется  $n_{ВД пр}$ , то поворачивается рычаг 31 вокруг оси, закрепленной на тяге 32. Например, при увеличении  $n_{ВД пр}$  рычаг 31 поворачивается

против часовой стрелки на оси тяги 32, перемещая при этом золотник 27 влево. Это приводит к движению поршней 41 силовых цилиндров 42 управления поворотом лопаток ВНА до тех пор, пока через элементы жесткой обратной связи рычаг 31, поворачиваясь по часовой стрелке относительно точки касания со штоком 9, не вернет золотник 27 в нейтральное положение. Поворот лопаток ВНА прекращается. Поворот рычага 31 происходит за счет движения троса обратной связи, перемещающего его через программный кулачок обратной связи 39, рычаг 38 и тягу 32.

Закон управления ВНА обеспечивается соответствующей профилировкой кулачка обратной связи 39. Регулировка производится с помощью червяка 36.

Опережение углов поворота лопаток ВНА при сбросе газа обеспечивается автоматом (механизмом) опережения. Механизм опережения включает в себя силовой цилиндр 10, рычаг 19 и регулируемые упоры 11 и 20. Поршень силового цилиндра может занимать одно из двух положений на каком-либо из упоров.

На установившихся режимах работы двигателя поршень находится на упоре 11, в сторону которого направлено усилие от разности давлений в полостях гидроцилиндра и пружины.

При сбросе газа, т.е. при быстром уменьшении затяжки пружины измерительного устройства регулятора  $n_{ВД}$ , маятник 11 поворачивается вправо на увеличение слива топлива через сопло усилителя. Падает давление в магистрали перед соплом, а следовательно, и в верхней полости силового цилиндра 10. Поршень 22 перемещается вверх до упора и через 19 перемещает втулку 12 влево. Влево переместиться и шток 9. Это вызовет изменение углов установки лопаток ВНА. Таким образом, лопатки повернуться не по сигналу, характеризующему  $n_{ВД пр}$ , а по команде, являющейся причиной изменения  $n_{ВД пр}$ . Величина опережения регулируется винтом 20.

При достижении частоты вращения, равной заданной, давление в верхней полости силового цилиндра 10 возрастает и его поршень сместится вниз до упора.

Автомат опережения срабатывает не только при дросселировании двигателя, но и при любых других превышениях  $n_{ВД}$  над  $n_{ВД з}$ .

При работе основной - электронно-гидромеханической АС от КРД поступает электрический сигнал на исполнительный механизм 34. (Работа электронной части системы описана ниже). Исполнительный механизм является частью электрогидравлического усилителя (ЭГУ) с импульсным входным сигналом. ЭГУ преобразует электрический сигнал, характеризующийся величиной скважности, в сигнал гидравлический. От величины скважности зависит слив топлива через жиклер (сопло) 33, а следовательно, и давление в полости справа от поршня 25. Поэтому при отклонении величины скважности от равновесной, меняется положение поршня 25 и его штока 26. Изменение положения штока (втулки) 26 приводит к работе гидромеханической части системы, аналогичной описанной выше при смещении золотника 27. Таким образом, осуществляется коррекция работы гидромеханического регулятора и реализация программы  $\varphi_{ВНА} = \varphi_{ВНА}(n_{ВД пр})$ .

При отказе электронной части системы хвостовики лопаток ВНА будут устанавливаться в зависимости от  $n_{ВД пр}$  (на границах поля допуска). Так, при отказе, приведшем к закрытию сопла 33 (ЭМК обесточен), поршень 25 будет находиться на упоре 23 в левом положении. При отказе, приведшем к постоянному открытию сопла 33, поршень 25 будет находиться на упоре 23 в правом положении. Поэтому на установившихся режимах перекрытие окон во втулке 26 золотником 27 будет при

разных углах хвостовиков лопаток ВНА.

Эта разница в углах установки лопаток соответствует  $\Delta n_{ВД пр} = 10\%$ .

Наличие упора 23 обеспечивает надежную работу АС. В системе предусмотрена, но в настоящее время не использована, возможность изменения закона управления с помощью специального устройства (силового цилиндра) 43.

### 17.1.2. Электронно-гидромеханическая система управления компрессором низкого давления

Электронно-гидромеханическая система управления входным направляющим аппаратом компрессора низкого давления (САУ ВНА КНД) осуществляет по заданному закону управление поворотными закрылками ВНА КНД для обеспечения необходимых запасов газодинамической устойчивости и повышения КПД компрессора на нерасчетных режимах работы.

Электронно-гидромеханическая САУ ВНА КНД включает в себя: управляемый объект – двигатель, гидромеханическую и электронную части.

Гидромеханическая часть системы управления включает регулятор ВНА КНД, скомпонованный в агрегате НР-31В.

Электронная часть включает канал управления ВНА КНД электронного комплексного регулятора двигателя КРД-99А.

Связующим устройством электронной части и гидромеханической является электрогидравлический усилитель ЭГУ-ВНА, (рис.15.1), преобразующий электрический сигнал, поступающий от электронной части (КРД-99А), в гидравлический.

По принципу построения система управления является незамкнутой, программной, имеет обратную связь по управляющему фактору  $\varphi_{ВНА}$  - углу поворота закрылков ВНА КНД. Закон управления ВНА КНД формируется в зависимости от приведенной частоты вращения ротора низкого давления  $\varphi_{ВНА} = f(n_{ВД пр})$ .

Точность поддержания заданного закона соответствует  $\pm 1,5^\circ$  в диапазоне  $n_{ВД пр} = (80-87,5)\%$  и  $+ 0,6^\circ$  при  $n_{ВД пр} \geq 87,5\%$  во всех условиях эксплуатации.

В случае отказа электронной части системы управления ВНА КНД – канала управления ВНА КНД электронного регулятора КРД-99А, закон управления ВНА КНД формируется в зависимости от приведенной частоты вращения ротора высокого давления  $\varphi_{ВНА} = f(n_{ВД пр})$ .

В последнем случае закон управления  $\varphi_{ВНА}$  реализует гидромеханический регулятор ВНА КНД.

Рассмотрим порядок прохождения сигналов в системе и ее состав, используя функциональную схему (рис. 15.1).

Сигнал действительного значения угла поворота закрылков ВНА КНД  $\varphi_{ВНА}$  поступает в измерительное устройство электронной части системы – канал управления ВНА КНД. Здесь сигнал  $\varphi_{ВНА}$ , преобразованный, в конечном счете, в электрический сигнал  $U_{\varphi_{ВНА}}$ , поступает по двум маршрутам. Первый – в систему обнаружения неисправностей (СОН), осуществляющую контроль минимального и максимального пределов изменения напряжения  $U_{\varphi_{ВНА}}$ , второй – на элемент сравнения. При несоответствии угла поворота  $\varphi_{ВНА}$  заданному  $\varphi_{ВНАЗ}$  (напряжение  $U_{\varphi_{ВНАЗ}}$ ), формируемому программным задающим устройством ПЗУ  $\varphi_{ВНАЗ}$ , на выходе измерительного устрой-

ства появится электрический сигнал рассогласования  $\Delta U_{\varphi_{ВНА}} = U_{\varphi_{ВНА}} - U_{\varphi_{ВНА3}}$

Далее этот сигнал поступает в корректирующее устройство КУ-ВНА, служащее для обеспечения требуемых динамических характеристик системы управления ВНА КНД, а затем на вход широтно-импульсного модулятора ШИМ-ВНА. Последний формирует управляющие импульсы напряжения, характеризующиеся величиной скважности  $\gamma_{\varphi_{ВНА}}$ , которые поступают через устройство отключения канала (электронный ключ – Кл. ВНА) на электрогидравлический усилитель ЭГУ-ВНА (ИМ-8). Электрогидравлический усилитель, преобразующий электрический импульсный сигнал в гидравлический – давление жидкости, осуществляет коррекцию работы гидромеханического регулятора  $\varphi_{ВНАКНД}$ .

Поставленная задача облегчается тем обстоятельством, что характеристика таких устройств электронной части системы управления как: корректирующее (КУ-ВНА), широтно-импульсный модулятор (ШИМ - ВНА), устройство отключения канала (электронный ключ – Кл. ВНА), электрогидравлический усилитель ЭГУ-ВНА (расположен в гидромеханической части САУ ВНА), является точно такой же, как и описанная ранее характеристика аналогичных устройств системы управления пВД макс. Поэтому здесь остановимся на характеристике только тех устройств, которые имеют свои особенности.

Особенности измерительного устройства.

Датчик перемещения (ДП-110) индуктивного типа преобразует угол поворота НА в пропорциональный электрический сигнал. Принцип действия датчика основан на изменении коэффициента взаимоиндукции между первичной и вторичной обмотками статора при изменении угла поворота ротора.

Программное задающее устройство ПЗУ  $\varphi_{ВНА}$  электронного типа вырабатывает опорное напряжение  $U_{\varphi_{ВНА3}}$ , определяемое законом управления в зависимости от напряжения  $U_{пнд пр}$ , значение которого пропорционально приведенной частоте вращения РНД. Напряжение  $U_{пнд пр}$  поступает в ПЗУ  $\varphi_{ВНА}$  от вычислителя  $пнд пр$ , использующего информацию о частоте вращения  $пнд$  и температуре  $T_B^*$ , поступающему из канала управления  $пнд$ .

Значение опорного напряжения  $U_{\varphi_{ВНА3}}$  зависят также от положения винтов потенциометров (расположены на КРД-99), позволяющих осуществить разворот (наклон) программы управления  $\varphi_{ВНА}$  и параллельное ее смещение.

## 17.2. Конструкция и принцип работы системы управления направляющими аппаратами компрессора высокого давления

Компрессор высокого давления имеет поворотные лопатки входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов первых двух ступеней КВД.

Автоматическая система управления КВД – гидромеханическая, программная, незамкнутая относительно управляемого параметра.

Система обеспечивает поворот лопаток НА от 0 до  $-25^\circ$  от их расчетных значений (дано по второй ступени КВД).

Система имеет много общего с дублирующей системой управления КНД.

Поворот лопаток НА КВД (рис. 18.1) осуществляется с помощью двух силовых

цилиндров 55. Перемещение поршней 54 происходит при смещении золотника 51 от нейтрального положения. Смещение золотника 51 производится гидроприводом 16 с помощью рычага 8. Устройство и работа гидропривода 16 описана выше.

Поворот рычага 8 приводит к перемещению золотника 51. Это, в свою очередь, приводит к движению поршней 54 силовых цилиндров 55 до тех пор, пока через элементы жесткой обратной связи рычаг 8 не вернет золотник 51 в исходное положение. Поворот лопаток НА КВД прекращается. Поворот рычага 8 происходит с помощью элементов жесткой обратной связи: троса, программного кулачка 45, рычагов 49 и 7.

Для обеспечения заданного закона управления НА КВД кулачок 18 спрофилирован так, что при  $T_B^* \geq 363 \text{ K}$  ( $90^\circ$ ) перемещение штока 9 соответствует большей (чем фактическая) приведенной частоте вращения РВД. Другими словами,  $T_B^* > 363 \text{ K}$  реализуется закон  $\varphi_{\text{НА}} = \varphi_{\text{НА}}(n_{\text{ВД}}, T_B^*)$ .

Регулировка осуществляется с помощью винта 52, который через червячную пару может смещать в осевом направлении втулку 50. Так же и в системе управления КНД предусмотрена при резком уменьшении  $n_{\text{ВД}}$  опережение поворота лопаток, чтобы не было потери газодинамической устойчивости. Опережение углов поворота лопаток НА КВД при сбросе газа осуществляется описанным выше механизмом опережения.

При работе систем предупреждения и ликвидации помпажа подводится напряжение (от КРД) к электромагнитному клапану 2. При подаче электрического сигнала на ЭМК 2 открывается подвод топлива от РПД 1 в полость справа от поршня 5 силового цилиндра 4. Поршень 5, перемещаясь влево, поворачивает через рычаги 7, 49, 8 золотник 51. Следствием этого является ступенчатое изменение углов установки лопаток НА КВД. Лопатки устанавливаются на углы, соответствующие меньшим значениям  $n_{\text{ВД пр}}$ .

Конструктивно с поршнем 15 следящего гидропривода связан узел датчика давления 47, пропорционально приведенной частоте вращения ротора высокого давления -  $P_{\text{ВД пр}}$ .

В принципе датчик  $P_{\text{ВД пр}}$  является регулятором давления прямого действия с переменной настройкой. Настраиваемым элементом его является пружина 46, усилие которой определяется положением поршня 15, которое, в свою очередь, зависит от  $n_{\text{ВД пр}}$ .

### 17.2.1. Работы, выполняемые в процессе эксплуатации

Регулировочные работы в системе управления компрессором могут, как правило, проводиться в процессе отладки двигателя после монтажа агр. НР-31 В.

Эти работы связаны с проверкой законов управления и проведением регулировок по смещению характеристик и изменению углов их наклона.

### 17.2.2. Проверки и регулировки системы управления компрессором

Отдельные регулировки приведены в пп.18.1.1, 18.1.2, 18.2 при рассмотрении систем управления КНД и КВД.

Порядок регулировок приведен в инструкции по эксплуатации.

## Тема 18 Система предупреждения

### и ликвидации помпажа

#### 18.1. Общая характеристика система предупреждения и ликвидации помпажа

Система предупреждения и ликвидации помпажа предназначена для защиты двигателя от помпажа (или перегрева двигателя) на дежурном и специальном режимах.

Система обеспечивает:

на дежурном режиме

- раннее обнаружение срывного режима, возникающего в компрессоре (или перегрева двигателя);
- ликвидацию неустойчивой работы двигателя;
- автоматическое восстановление исходного устойчивого режима;

на специальном режиме (при применении бортового оружия)

- кратковременное повышение запасов газодинамической устойчивости двигателя, опережающее воздействие на него струи горячих газов.

Раннее обнаружение срывного режима, возникающего в компрессоре, осуществляется за счет измерения уровня пульсаций давления воздуха за компрессором с помощью T - образного насадка и сигнализатора помпажа (СПТ).

Признаком возникновения неустойчивой работы двигателя является также рост температуры газов перед и за турбиной. В этом случае срабатывание системы предупреждения и ликвидации помпажа происходит по сигналу «Перегрев двигателя», вырабатываемому электронным каналом управления температурой газа за турбиной КРД-99.

Основным управляющим воздействием на двигатель для ликвидации неустойчивой работы (по команде от сигнализатора помпажа или по сигналу «Перегрев двигателя») является кратковременное прекращение (отсечка) подачи топлива в основную камеру сгорания. При этом система автоматического управления двигателем обеспечивает и перевод двигателя на минимальный форсированный режим работы, если форсированный режим был включен.

Одновременно для облегчения вывода компрессора из срывного режима производится увеличение площади критического сечения реактивного сопла (для повышения  $\Delta K_{унд}$ ), уменьшение углов установки (прикрытие) НА КВД и закрылков ВНА КНД (для повышения  $\Delta K_{увд}$  и  $\Delta K_{унд}$ ) и выдвижение панелей сверхзвукового воздухозаборника (для повышения его запаса устойчивости по помпажу).

Восстановление исходного режима работы двигателя происходит в результате автоматического возобновления подачи топлива в основную, а затем в форсажную камеру сгорания при работающих агрегатах запуска двигателя в воздухе, которые включаются заранее, в момент отсечки подачи топлива. Скорость восстановления исходного режима работы двигателя определяется программой подачи топлива автоматом приемистости.

Следует отметить, что отсечка подачи топлива, осуществляемая системой предупреждения и ликвидации помпажа на дежурном режиме, сопровождается сниже-

нием тяги двигателя, в целях обеспечения безопасности полетов на малых высотах и скоростях работа системы блокируется при числах  $M = M_1$  или высотах  $H = H_1$  км.

На специальном режиме (при применении бортового оружия) кратковременное предварительное повышение запаса газодинамической устойчивости двигателя осуществляется при нажатии боевой кнопки (БК) путем увеличения площади критического сечения сопла (для повышения  $\Delta K_{унд}$ ), уменьшения углов установки (прикрытия) НА КВД (для повышения  $\Delta K_{увд}$ ) и выдвижения панелей сверхзвукового воздухозаборника (для повышения его запаса устойчивости по помпажу). Как следует из изложенного, отсечка топлива на специальном режиме не используется – для избежания падения тяги двигателя на этом режиме. Если мероприятий по предварительному повышению запасов устойчивости компрессора и воздухозаборника на специальном режиме окажется недостаточно и возникает неустойчивая работа двигателя, то по команде от сигнализатора помпажа (или по сигналу «Перегрев двигателя») дополнительно производится отсечка топлива, то есть также как и при ликвидации помпажа на дежурном режиме.

### Функциональная и принципиальная схема системы предупреждения и ликвидации помпажа

Остановимся на структуре, составе и работе системы, используя укрепленную функциональную схему, предоставленную на рис. 19.1.

Система предупреждения и ликвидации помпажа выполнена на электронно-гидромеханической основе и включает в себя двигатель как объект управления, электронную и гидромеханическую части.

Электронная часть системы представлена блоком противопомпажной защиты и автоматического запуска на выбеге (БПЗ и АЗВ), входящего в состав КРД-99. Блок БПЗ и АЗВ работает совместно с сигнализатором помпажа (СПТ). При своей работе блок использует дополнительную информацию с борта самолета (от боевой кнопки (БК), сигнализаторов высоты (Н) и скорости (М) полета, концевого выключателя положения шасси), а также от системы обнаружения неисправностей (СОН), блока дискретных команд (БДК) и канала управления температурой газа  $T_T^*$ , входящих в состав КРД-99. Последние две системы несут информацию о достижении соответствующих контрольных значений по частоте вращения (сигнал  $n_{вд}$ ) и температуре газа (сигнал «Перегрев двигателя»).

Кроме того, блок БПЗ и АЗВ формирует сигналы и команды в бортовой регистратор полетной информации «Тестер-УМ», автомат пуска двигателя АПД-99, автоматический регулятор воздухозаборника АРВ-40, а также в гидромеханическую часть системы предупреждения и ликвидации помпажа.

Гидромеханическая часть системы представлена исполнительными устройствами перестройки заданных программ управления двигателя ( $\varphi_{ВНАЗ}^{КНД}, \varphi_{НАЗ}^{КВД}, n_{ВДЗ}, F_{КР.3}^{\min}, \pi_{ТЗ}^*$ ), а также устройствами отсечки подачи топлива в ОКС (ОК – клапаном выключения двигателя с гидроблокировкой в НР-31) и ограничения форсированного режима (золотником ограничения положения штока гидрозамедлителя, обеспечивающего минимальный форсированный режим – в РСФ-31).

Названные выше устройства входят в состав соответствующих гидромеханических регуляторов, а также в системы управления расходом топлива в основной и

форсажной камеры сгорания и скомпонованы в агрегатах НР-31, РТ-31, РСФ-31.

Гидромеханическая часть системы связана с электронной посредством электромагнитных клапанов ИМ-2, ИМ-3, ИМ-4, размещенных в гидромеханической части.

В руководстве по технической эксплуатации изделия 99 электромагнитные клапаны называют «исполнительные механизмы» (ИМ) в силу того, что они, по существу, являются исполнительными устройствами электронной части системы.

Работа системы предупреждения и ликвидации помпажа происходит следующим образом.

В дежурном режиме при появлении признаков помпажа от сигнализатора помпажа СПТ (или по сигналу «Перегрев двигателя» из канала управления  $T_T^*$ ) блок БПЗ и АЗВ формирует команду «КІ» на включение соответствующих устройств системы защиты двигателя от помпажа и восстановления исходного режима работы. Следует отметить, что команда «КІ» выдается блоком БПЗ и АЗВ только при наличии сигналов по частоте вращения РВД ( $n_{ВД} \geq 35\%$ ) от блока БДК и высоте полета НІ (или скорости МІ) от сигнализаторов с борта самолета.

При снятой блокировке по названным параметрам команда «КІ» поступает в гидромеханическую часть системы на исполнительные механизмы:

- ИМ-2 (электромагнитный клапан перестройки заданных программ управления  $\varphi_{ВНАЗ}^{КНД}, \varphi_{НАЗ}^{КВД}$  в НР-31 и  $F_{RH/P}^{min}$  в РСФ-31);
- ИМ-3 (электромагнитный клапан клапана выключения двигателя (КО) в НР-31);
- ИМ-4 (электромагнитный клапан минимального форсированного режима в РСФ-31), а также в систему управления воздухозаборником АРВ на выдвижение панелей, в АПД на включение встречного запуска (включение агрегата зажигания и подачи кислорода в ОКС), в ТЕСТЕР-УМ на регистрацию сигнала «ПОМПАЖ».

При включении ИМ-2 посредством исполнительных устройств перестройки программ  $\varphi_{ВНАЗ}^{КНД}, \varphi_{НАЗ}^{КВД}$  и  $F_{КР.3}^{min}$  происходит соответственно их смещение:

- программы  $\varphi_{ВНАЗ}^{КНД}$  в сторону уменьшения углов установки (прикрытие) ВНА КНД;
- программы  $\varphi_{НАЗ}^{КВД}$  в сторону уменьшения углов установки (прикрытие) НА КВД;
- программы  $F_{КР.3}^{min}$  в сторону увеличения площади критического сечения РС.

При включении ИМ-3 посредством клапана КО и исполнительных устройств перестройки программ  $\varphi_{ВНАЗ}^{КНД}, \varphi_{НАЗ}^{КВД}, n_{ВДЗ}, F_{КР.3}$  происходит смещение:

- программы  $\varphi_{ВНАЗ}^{КНД}$  (дублируя команду ИМ-2) в сторону уменьшения углов установки закрылков ВНА КНД;
- программы  $\varphi_{НАЗ}^{КВД}$  (дублируя команду ИМ-2) в сторону уменьшения углов установки НА КВД;
- программы  $n_{ВДЗ}$  в сторону уменьшения расхода топлива через дозирующий кран (ДК) до уровня минимальной производительности;
- программы  $F_{КР.3}^{min}$  (дублируя команду ИМ-2) в сторону увеличения площади критического сечения реактивного сопла.

При включении ИМ-4 посредством исполнительного устройства перестройки программы  $\pi_{ТЗ}^*$  и золотника ограничения положения штока гидрозамедлителя (в РСФ-31) происходит:

на форсированном режиме

- смещение программы  $\pi_{ТЗ}^*$  в сторону увеличения ( $\pi_T^*$ ), что вызывает, соответственно, увеличение площади критического сечения реактивного сопла;
- перестройки программ  $F_{КРЗ}^{\min}$  и  $G_{ТФЗ}$  до величин, соответствующих минимальному форсированному режиму работы;

на максимальном режиме

- смещение программы  $\pi_{ТЗ}^*$  в сторону увеличения ( $\pi_T^*$ ),

В специальном режиме при поступлении с борта самолета сигнала БК (от боевой кнопки) блок БПЗ и АЗВ формирует команду «К2» на включение соответствующих устройств системы для кратковременного повышения запасов газодинамической устойчивости двигателя и воздухозаборника. Команда «К2» выдается блоком БПЗ и АЗВ только при наличии сигнала по частоте вращения КВД ( $n_{вд} \geq 35\%$ ) от блока БДК независимого от сигналов по высоте НІ или скорости МІ полета от анализаторов.

При снятой блокировке по  $n_{вд}$  команда «К2» поступает в гидромеханическую часть системы на исполнительный механизм ИМ-2, а также в систему управления воздухозаборником АРВ на выдвижение панелей.

При включении ИМ-2 на специальном режиме происходит такое же смещение программ  $\varphi_{ВНАЗ}^{КНД}, \varphi_{НАЗ}^{КВД}, F_{КР.З}^{\min}$ , как и на рассмотренном дежурном режиме.

Если на специальном режиме во время действия команды «К2», несмотря на предварительное повышение запаса газодинамической устойчивости двигателя и воздухозаборника, произойдет помпаж двигателя. То блок БПЗ и АЗВ разрешит прохождение команды «КІ» при  $n_{вд} \geq 35\%$  для ликвидации помпажа и восстановления исходного режима работы двигателя. В этом случае (в отличие от дежурного режима) блокировки команды «КІ» по сигналам высоты НІ или скорости МІ полета исключается.

В настоящее время в системе предупреждения и ликвидации помпажа закрылки ВНА КНД не задействованы.

Вот такая общая характеристика системы предупреждения и ликвидации помпажа. В последующих параграфах дана более подробная характеристика каждой из частей системы – электронной и гидромеханической. Функциональные схемы электронной части, принципиальная схема гидромеханической части системы приведены в приложении. Причем положения элементов гидромеханической части (рис. 19.7) соответствуют нерабочему состоянию, т.е. до срабатывания системы предупреждения и ликвидации помпажа.

## 18.2. Конструкция и принцип работы системы предупреждения и ликвидации помпажа

### 18.2.1. Электронная часть системы предупреждения и ликвидации помпажа

Рассмотрим структуру, состав и работу электронной части системы предупреждения и ликвидации помпажа, представленной блоком БПЗ и АЗВ комплексного регулятора КРД-99, используя ее функциональную схему.

По функциональному назначению блок БПЗ и АЗВ можно разбить на два субб-

лока:

- противопомпажной защиты (БПЗ);
- автоматического запуска на выбеге (АЗВ).

Каждый из субблоков включает в себя разное количество каналов.

Условимся «каналом» субблока БПЗ (или АЗВ) называть участок электронной схемы, ограниченный, с одной стороны, одним (или несколькими) входным сигналом субблока, определяющим работу различных его устройств, а с другой - выходными сигналами (командами) субблока, появление которых было вызвано действием первого, т.е. входного сигнала. При этом отдельные устройства, входящие в субблоки БПЗ и АЗВ, могут быть и общими для разных каналов.

В соответствии с принятым определением в субблоке БПЗ можно выделить три канала: два канала, функционирующих в дежурном режиме по сигналам от сигнализатора помпажа СПТ и от канала управления  $T_T^*$  КРД-99 (сигнал «Перегрев двигателя»), и один канал – в специальном режиме по сигналу (команде) от боевой кнопки – БК). В субблоке АЗВ можно выделить один канал, функционирующий в дежурном режиме по сигналу (команде), сформированному по комплексу сигналов на входе его программного задающего устройства (ПЗУ АЗВ).

Дадим характеристику каждого из каналов, входящего в субблоки БПЗ и АЗВ.

Канал субблока БПЗ, функционирующий в дежурном режиме по сигналу от СПТ, включает в себя:

- измерительное устройство;
- два устройства временной задержки команды ВЗ ( $VZ_1, VZ_5$ );
- ряд логических устройств, реализующих две логические функции – дизъюнкции ( $ИЛИ_1, ИЛИ_2, ИЛИ_3, ИЛИ_5, ИЛИ_6$ ) и конъюнкции ( $И_1$ );
- три выходных устройства ВУ ( $VY_2, VY_3, VY_4$ ).

Названные устройства обеспечивают:

- измерение сигнала от СПТ и выработку при определенных его значениях управляющей команды «К1»;
- временную задержку команды; похождение или непрохождение (блокировку) команды «К1» (в зависимости от дополнительных условий) в гидромеханическую часть системы предупреждения и ликвидации помпажа (на ИМ-2, ИМ-3, ИМ-4), а также в системы АПД-99 и АРВ-40.

Работа канала основана на принципе анализа уровня пульсаций давления воздуха за КВД, характерного для режима его неустойчивой работы. Для той цели служит измерительное устройство канала, включающее:

- приемник давления воздуха за КВД (Т - образный насадок);
- сигнализатор помпажа СПТ-88-2,2 Л;
- преобразователь сигналов;
- программное задающее устройство (ПЗУ БПЗ);
- элемент сравнения (компаратор).

Приемник давления воздуха (Т - образный насадок) предназначен для приема полного и статического давлений воздуха за КВД и передачи этих давлений в СПТ. Он является приемником перепада давлений, схема его представлена на рис.19.3

Принцип действия приемника давлений состоит в следующем. Приемное отверстие насадка направлено навстречу потоку, а приемное отверстие Б – по потоку. По знаку разности перепада давлений в каналах за отверстиями можно судить о

направлении потока. В случае нарушения устойчивой работы компрессора и образования вращающихся срывных зон, в Т - образном насадке происходит периодическое изменение знака и величины перепада давлений на нем  $\pm \Delta P_{СК}$  (вследствие наличия обратных течений в срывных зонах). Приемник давления воздуха установлен в межлопаточном канале направляющего аппарата девятой ступени КВД.

Сигнализатор помпажа (СПТ) предназначен для преобразования величины и знака перепада давления  $\pm \Delta P_{СК}$  в электрический сигнал, передаваемый в субблок БПЗ.

Принцип действия СПТ (19.4) состоит в преобразовании величины перемещения мембраны, деформирующейся под действием перепада давлений от Т - образного насадка, в электрический сигнал с помощью индуктивного датчика.

Деформация мембраны через шток передается на якорь, при перемещении которого изменяются зазоры магнитных цепей катушек, а следовательно, изменяется и выходное напряжение СПТ, передаваемое в БПЗ.

Сигнализатор СПТ запитывается переменным напряжением с амплитудой  $U_{пит} = 40 \text{ В}$  и частотой  $f_{пит} = 5 \text{ кГц}$ .

Выходное напряжение СПТ имеет две составляющие постоянную, пропорциональную среднему значению перепада  $\Delta P_{СК.СР.}$ , и переменную, пропорциональную пульсации давления  $\Delta P_{СК.П.}$  (частотный диапазон пульсационной составляющей сигнала равен 10-150 Гц).

Преобразователь сигналов предназначен для выделения постоянной  $\Delta P_{СК.СР.}$  и переменной  $\Delta P_{СК.П.}$  составляющих сигнала, осуществляемого с помощью фильтров Ф1 и Ф2 (рис 19.2). Согласующее устройство служит для согласования выходного и входного сопротивлений преобразователя сигналов и «Тестера».

Для чего нужно выделение постоянной и переменной составляющих сигнала? Дело в том, что в качестве параметра (критерия), по которому судят о неустойчивой работе компрессора, в системе принята величина относительной пульсации потока воздуха, равная:

$$UA = \frac{U\Delta P_{СК.П.}}{U\Delta P_{СК.СР.}}$$

Операцию деления сигналов осуществляет делитель.

Программное задающее устройство ПЗУ БПЗ вырабатывает опорное (заданное) напряжение  $UA_3$ , пропорциональное величине относительной пульсации потока воздуха за КВД. Величина  $UA_3$  в зависимости от режима работы двигателя принимает два значения:

$$UA_{31} = 0,3 \pm 0,1 \text{ при } n_{вд} < 85\%;$$

$$UA_{32} = 0,6 \pm 0,1 \text{ при } n_{вд} \geq 85\%.$$

Элемент сравнения (компаратор) обеспечивает встречное включение напряжений от программного задающего устройства и преобразователя сигналов (делителя). Он представляет собой дифференциальный усилитель, усиливающий разность сигналов. При этом дальнейшая логика работы канала БПЗ принята такой, что определяющей является только отрицательная разность сигналов, т.е. когда

$$\Delta UA_3 - UA < 0, \quad UA > UA_3.$$

При соблюдении этого условия измерительное устройство выдает управляющую команду «К1» для последующего воздействия на исполнительные механизмы

соответствующих систем управления.

Дадим характеристику других элементов рассматриваемого канала субблока БПЗ.

Устройство временной задержки  $VZ_1$  предназначено для задержки выдачи команды «КІ». Время задержки составляет  $(0,25 \pm 0,025)$  с при  $n_{вд} < 85\%$  и не более 0,05 с при  $n_{вд} \geq 85\%$ .

Далее в канале БПЗ идет ряд логических повторяющихся устройств, реализующих две логические функции – дизъюнкции (ИЛИ) и конъюнкции (И).

Логические функции (ЛФ) представляют собой зависимость выходных переменных от входных. Вспомним их определения.

Дизъюнкция, логическая функция ИЛИ, иначе – логическая сумма, обозначаемая  $y = x_1 \vee x_2$  ( $y = x_1 + x_2$ ), истинна (равна 1 – есть на выходе сигнал – команда), если истинно хотя бы одно из слагаемых (есть на одном из входов сигнал  $x_1$  или  $x_2 = 1$ ).

Конъюнкция, логическая функция И, иначе – логическое умножение, обозначаемая  $y = x_1 \wedge x_2$ ), истинна (равна 1), если истинны все сомножители (есть на каждом из входов сигнал  $x_1$  и  $x_2 = 1$ ).

В соответствии со сказанным, логическое устройство ИЛИ<sub>1</sub> обеспечивает пропускные команды КІ либо от канала, функционирующего по сигналу сигнализатора СПТ, либо от канала управления  $T_t^*$  КРД-99 – по сигналу «Перегрев двигателя».

Логическое устройство И<sub>1</sub> (устройство блокировки) обеспечивает пропускные команды только при наличии на его оставшихся двух входах сигналов: от БДК ( $n_{вд} \geq 35\%$ ) и от логического устройства ИЛИ<sub>6</sub>, пропускающего на свой выход сигналы по высоте  $H_1$  (или  $M_1$ ) полета или от боевой кнопки (БК). При невыполнении хотя бы одного из перечисленных условий команда блокируется, то есть не пропускается.

Дальнейшеехождение команды происходит по четырем цепям:

- первая, через логическое устройство ИЛИ<sub>2</sub> обеспечивает пропускание либо команды КІ, либо – К2 от БК), выходное устройство ВУ<sub>2</sub> и далее в гидромеханическую часть системы на исполнительный механизм перестройки заданных программ управления  $\varphi_{ВНА}^{КНД}, \varphi_{НА}^{КВД}, F_{КР}^{min}$  (ИМ-2);
- вторая, через логическое устройство ИЛИ<sub>3</sub> (обеспечивает пропускание либо команды КІ, либо команды АЗВ от ПЗУ АЗВ), выходное устройство ВУ<sub>3</sub> – на исполнительный механизм клапана выключения двигателя КО (ИМ-3);
- третья, через выходное устройство ВУ<sub>4</sub>;
- на исполнительный механизм минимального форсированного режима (ИМ-4) и в систему АРВ;
- четвертая, через выходное устройство ВУ<sub>4</sub>, логическое устройство ИЛИ<sub>5</sub> (обеспечивает пропускание либо команды КІ, либо команды от ПЗУ АЗВ), устройство временной задержки ВЗ<sub>5</sub> – в систему АПД. Устройство ВЗ<sub>5</sub> обеспечивает выполнение двух функций: пропускание команды «КІ» в систему АПД без временной задержки; отключение от АПД канала субблока АЗВ (в случае прохождения через устройство ИЛИ<sub>5</sub> команды от ПЗУ АЗВ) через 8 с после прохождения команды.

Другим каналом субблока БПЗ, функционирующим в дежурном режиме, является канал защиты двигателя от перегрева. Работа канала происходит по сигналу «Перегрев двигателя», поступающему от канала управления  $T_t^*$  КРД-99.

По составу канал защиты двигателя от перегрева, за исключением измеритель-

ного устройства и временной задержки ВЗ<sub>1</sub>, аналогичен каналу БПЗ, функционирующему по сигналу от СПТ.

Вследствие этого работа каналов также аналогична.

Третьим каналом субблока БПЗ является канал, функционирующий в специальном режиме по команде от боевой кнопки (БК).

Прохождение команды от БК происходит по трем цепям:

- первая, через логическое устройство ИЛИ<sub>2</sub>, выходное устройство ВУ<sub>2</sub> – на исполнительный механизм перестройки заданных программ управления  $\varphi_{ВНАЗ}^{КНД}, \varphi_{НАЗ}^{КВД}, F_{КР.З}^{\min}$  (ИМ-2);
- вторая, непосредственно в систему АРВ;
- при этом, устройство временной задержки ВЗ<sub>6</sub> обеспечивает время действия команды «К2» от БК, равное 4 с (не менее);
- третья, через логическое устройство ИЛИ<sub>6</sub> (обеспечивает пропускание команды от БК, при этом, блокировки по высоте НІ (или МІ) полета выключаются), логическое устройство и далее на устройства, функционирующие по команде «КІ».

Эта цепь работает в том случае, когда во время действия команды от БК произойдет помпаж, то есть на первом входе логического устройства И<sub>1</sub> появится команда «К<sub>1</sub>». В этом случае названная цепь обеспечит ее прохождение на соответствующие исполнительные механизмы и системы (при наличии сигнала « $n_{вд} \geq 35\%$ » от БДК).

Субблок АЗВ, как отмечалось выше, представлен одним каналом, функционирующим по комплексу параметров на его входе.

Канал субблока АЗВ включает: программное задающее устройство ПЗУ АЗВ, устройство временной задержки ВЗ<sub>3</sub>, а также ряд устройств, принимающих участие и в работе каналов субблока БПЗ.

К таким устройствам относятся: два логических устройства (ИЛИ<sub>3</sub>, ИЛИ<sub>5</sub>); выходное устройство ВУ<sub>3</sub>; устройство временной задержки ВЗ<sub>5</sub>. Назначение этих устройств давалось при рассмотрении состава и работы каналов субблока БПЗ. Назначение устройств ПЗУ АЗВ и ВЗ<sub>3</sub> следующее.

Программное задающее устройство ПЗУ АЗВ обеспечивает формирование управляющей команды (27 В) при наличии на его входе сигналов: « $\alpha_{руд} \geq МГ$ » и «ШАССИ УБРАНО» с борта самолета; « $n_{вд} < 55\%$ » и « $n_{вд} < 53\%$ » от БДК; «нормальная работа датчика  $n_{вд}$ » из системы обнаружения неисправностей (СОН) КРД-99.

Устройство временной задержки ВЗ<sub>3</sub> обеспечивает пропускание команды (27 В) от ПЗУ АЗВ на ИМ-3, а затем, через время, равное (0,5-0,8) с, ее блокировку (непропускание), что приведет к отключению ИМ-3.

Прохождение команды от ПЗУ АЗВ происходит по двум цепям:

- первая, через устройство временной задержки ВЗ<sub>3</sub>, логическое устройство ИЛИ<sub>3</sub>, выходное устройство ВУ<sub>3</sub> – на исполнительный механизм клапана выключения двигателя (КО) в НР-31 (ИМ-3);
- вторая, через логическое устройство ИЛИ<sub>5</sub>, устройство временной задержки ВЗ<sub>5</sub> – в систему АПД.

В целом работа канала субблока АЗВ происходит следующим образом.

При поступлении с борта самолета сигнала « $\alpha_{PUD} \geq MГ$ » И «ШАССИ УБРАНО», исправной работе датчика  $n_{ВД}$  и при наличии сигналов из БДК « $n_{ВД} < 55\%$ » и « $n_{ВД} < 53\%$ » ПЗУ АЗВ по первой цепи – через устройство временной задержки ВЗ<sub>3</sub> включает на время, равное (0,5-0,8) с, исполнительный механизм ИМ-3, а по второй цепи – через устройство временной задержки ВЗ<sub>5</sub> выдает команду в АПД. Время задержки снятия команды с АПД, обеспечиваемое ВЗ<sub>5</sub>, составляет ~ 8 с.

### 18.2.2. Гидромеханическая часть системы предупреждения и ликвидации помпажа

Гидромеханическую часть системы можно разбить на две части:

(принципиальная схема рис.19.7)

- преобразующую;
- исполнительную.

К первой части отнесем устройства, непосредственно воспринимающие команды ("К1" или "К2") в виде постоянного напряжения от КРД и преобразующие их в соответствующие давления жидкости. К таким устройствам относятся электрогидравлические преобразователи (усилители), представленные исполнительными механизмами: ИМ-2, ИМ-3, ИМ-4.

Ко второй части системы отнесем устройства, непосредственно обеспечивающие реализацию преобразованных команд, выражающуюся в перестройке соответствующих программных задающих устройств различных систем автоматического управления двигателя и в срабатывании дополнительных гидромеханических устройств. К таким устройствам относятся:

- исполнительные устройства (гидроцилиндры) перестройки программных задающих устройств регуляторов ВНА КНД (на рис. 19.7 - позиция 20), НА КВД (26),  $F_{КР. min}$  (14);
- исполнительное устройство перестройки ПЗУ регулятора  $\pi_T^*$  (11, клапан перестройки);
- исполнительное устройство (гидроцилиндр) регулятора  $n_{ВД}$  (3);
- усилительное устройство (29) распределителя топлива (РТ);
- усилительное устройство - клапан (4) выключения двигателя (КО) с гидроблокировкой (6).

Рассмотрим работу гидромеханической части системы предупреждения и ликвидации помпажа при поступлении на неё команд "К1" или "К2" от электронной части системы (от КРД).

Итак, при возникновении помпажа или превышении температуры  $T_T^*$  электронная часть системы (КРД) выдаёт команду "К1" в гидромеханическую часть системы (как отмечалось, команда "К1" поступает также в системы АПД, АРВ, Тестер). Команда "К1" (в виде постоянного напряжения) поступает на исполнительные механизмы ИМ-2, ИМ-3, ИМ-4, вызывая их срабатывание.

Исполнительный механизм ИМ-2 открывает подвод топлива от РПД (1) в управляемые полости поршней исполнительных устройств перестройки: ПЗУ НА КВД (26) и ПЗУ ВНА КНД (20). Поршень (26) перемещается до упора (27 - винт ре-

гулировки перестройки) и через систему рычагов воздействует на золотник усилительного устройства управления гидроцилиндрами НА КВД (28), что приводит к повороту лопаток НА КВД на уменьшение расхода воздуха через КВД. Поршень (20) перемещается до упора (21) и через рычаг (22), штангу (23), рычаг (24) воздействует на золотник усилительного устройства управления гидроцилиндрами ВНА КНД (25), что приводит к повороту закрылков ВНА КНД на уменьшение расхода воздуха через КНД.

Одновременно при включении ИМ-2 топливо от РПД (1) подаётся в РСФ к поршню исполнительного устройства перестройки ПЗУ  $F_{кр. min}$  (14). Поршень, сжимая пружину (13), перемещается вверх до упора (12) и через водило (18), шестерню дифференциала (19), кулачок ошибки (15) и рычаг (16) воздействует на втулку-ползушку (17) усилительного устройства управления гидроцилиндрами реактивного сопла. Втулка (17) смещается вверх от положения, заданного РУД, на величину, обеспечивающую необходимое смещение программы  $F_{кр. min}$ . Программа управления, задаваемая объемным кулачком (31), смещается в сторону увеличения площади критического сечения реактивного сопла.

Исполнительный механизм ИМ-3 открывает подвод топлива от РПД (1) в управляемую полость золотника усилительного устройства - клапана (4) выключения двигателя (КО). Золотник, перемещаясь вверх до упора, открывает:

- слив из управляемой полости поршня исполнительного устройства (3, гидроцилиндр) регулятора частоты вращения РВД. Поршень перемещается до упора минимальной производительности (2);
- подачу топлива от качающего узла (30) шестеренного насоса в управляемую полость золотника усилительного устройства (29) распределителя топлива. Золотник отсекает подачу топлива в ОКС, что приводит к уменьшению  $n_{нд}$  и  $n_{вд}$ ;
- подачу топлива от РПД в управляемые полости поршней исполнительных устройств перестройки программных задающих устройств: ВНА КНД (20), НА КВД (26) и  $F_{кр. min}$  (14), дублируя команды исполнительного механизма ИМ-2. Работа исполнительных устройств перестройки ПЗУ: ВНА КНД, НА КВД и  $F_{кр. min}$  рассматривалась выше (при срабатывании ИМ-2).

После снятия команды "К1" с ИМ-2, ИМ-3 (их обесточивание) все элементы гидромеханической части системы предупреждения и ликвидации помпажа возвращаются в исходное положение. Скорость восстановления исходного режима работы двигателя определяется программой подачи топлива автоматом приемистости.

Если исполнительный механизм ИМ-3 после снятия команды "К1" остаётся во включённом положении, систему отключит золотник гидрореле (6). Золотник под давлением топлива РПД, поступающего через дроссельный пакет (5), перемещается вверх, перекрывая:

- слив из управляемой полости поршня исполнительного устройства регулятора  
 $n_{вд}$  (3);
- подвод топлива от РПД в управляемые полости поршней исполнительных устройств перестройки ПЗУ ВНА КНД (20), ПЗУ НА КВД (26) и ПЗУ  $F_{кр. min}$  (14);

- подачу топлива от качающего узла (30) в управляемую, полость золотника усилительного устройства (29) распределителя топлива (РТ). Происходит восстановление исходного режима работы двигателя.

Исполнительный механизм ИМ-4 открывает подвод топлива от РПД в управляемую полость поршня золотника ограничения хода штока (9) гидрозамедлителя (8). При этом топливо поступает через верхнюю проточку золотника (9). Вследствие разности площадей поршня золотника (9), он перемещается вверх до того положения, при котором золотник (9) перекрывает линию подвода топлива от РПД через верхнюю проточку. Шток гидрозамедлителя (8) установится в положение минимального форсированного режима независимо от положения РУД в диапазоне форсированных режимов.

Одновременно при включении ИМ-4 топливо от РПД подаётся в сильфон исполнительного устройства перестройки ПЗУ регулятора  $\pi_T^*$  (11). Сильфон расширяется и штоком отжимает клапан перестройки, открывая канал выпуска воздуха через жиклер (10). Давление воздуха, поступающего к мембране (7) измерительного устройства регулятора  $\pi_T$ , уменьшается. Регулятор перестраивается на поддержание увеличенного по отношению к настроенному  $\pi_T^*$ , следовательно, большего критического сечения сопла.

Максимальное время выдачи команды "К1" равно  $5 \pm 1$  с., после чего она снимается и блокируется, а исполнительные механизмы блокируются в выключенном состоянии. Повторная выдача команды "К1" может быть осуществлена только после выключения на 0,5-1с., системы и последующего её включения специальным выключателем.

На специальном режиме (применение бортового оружия) при нажатии боевой кнопки электронная часть системы (КРД) выдает команду "К2" в гидромеханическую часть системы (как отмечалось, команда "К2" поступает также в системы АРВ, Тестер). Команда "К2" (в виде постоянного напряжения) поступает на исполнительный механизм ИМ-2, вызывая его срабатывание. В результате происходит перестройка ПЗУ: ВНА КНД, НА КВД и  $F_{кр. \min}$ . Работа исполнительных устройств перестройки программных задающих устройств рассматривалась выше.

# Тема 19 Система формирования сигналов для задания режимов работы двигателя

## 19.1. Общая характеристика системы формирования задающих сигналов (СФЗС)

Система формирования сигналов (СФС) обеспечивает:

- управление режимами работы двигателей из кабины самолета;
- согласованное изменение задающих воздействий по частоте вращения  $n_{нд.з}$ , температуре  $T_{т.з}^*$ , частоте вращения  $n_{вд.з}$ , расходу топлива в форсажной камере сгорания  $G_{тф.з}$  в зависимости от требуемого режима работы двигателя и условий полета;
- изменение настройки регулятора  $\pi_T^*$  и ограничителя минимальной площади критического сечения реактивного сопла;
- формирование сигналов, характеризующих условия полета и режимы работы двигателя;
- логическую обработку и селектирование проходящих сигналов;
- выдачу управляющих сигналов на исполнительные устройства электроавтоматики.

Выполнение перечисленных функций обеспечивает следующие устройства:

- рычаг управления двигателем /РУД/;
- механизм объединенного управления /МОУ/;
- комплексный регулятор двигателя /КРД/;
- автомат запуска двигателя /АПД/;
- кнопка «Запуск»;
- выключатель «Дублирующий запуск в воздухе»;
- боевая кнопка /БК/;
- выключатель питания блока противопомпажной защиты /БПЗ/;
- выключатель «Аварийное выключение форсажа»;
- программные задающие устройства /ПЗУ/ перечисленных выше автоматических управляющих устройств;
- сигнализаторы температуры воздуха на входе в двигатель, газа за турбиной, давление воздуха за КНД и КВД, появление помпажа, барометрической высоты и числа  $M$  полета /для СПЛП/;
- электромагнитные клапаны Э-1, Э-2, Э-3, Э-4, Э-5, Э-6, Э-7, Э-8, Э-9.

Рычаг управления двигателем, расположенный в кабине самолета, кинематически связан с механизмом объединенного управления в двигателе, который обеспечивает взаимодействие топливной и электрической автоматики. Через механизм объединенного управления перемещение РУД передается на стоп-кран, ПЗУ регулятора  $n_{вд}$ , ПЗУ регулятора  $\pi_T^*$ , ПЗУ регулятора  $G_{тф}$ , ПЗУ ограничителя  $F_{кр}$ , мин. Кроме того, микровыключатели, расположенные в механизме управления выдают дискретные команды о режимах «МГ» и «М».

Автомат запуска двигателя выдает электрические сигналы по времени на включение агрегатов пуска при запусках двигателя на земле и в воздухе. Начало вступ-

ления его в работу обеспечивается нажатием кнопки «Запуск», включением выключателя «Дублир. запуск в воздухе», системой автоматизированного запуска.

Блок дискретных команд /БДК/, входящий в КРД, выдает электрические команды на АПД для обеспечения запуска двигателя на земле и в воздухе. Назначение КРД и выполняемые им функции описаны выше.

При включении выключателя «Аварийное выключение форсажа» выдается сигнал на закрытие форсажного крана.

Программные задающие устройства АУУ формируют заданные значения управляемых величин и управляющих факторов.

Датчики обеспечивают формирование следующих сигналов:

- ДЧВ – 2500 – по частоте вращения РНД;
- ДЧВ – 2500 – по частоте вращения РВД;
- ДТ - 211 - по температуре воздуха на входе в двигатель;
- ТДК – командного давления топлива, характеризующего температуру воздуха на входе в двигатель;
- СПТ - 88 - появления помпажа двигателя для включения в работу системы ликвидации помпажа;
- ДАТ - 4 – по давлению воздуха за компрессором;
- Т - 99 – по температуре газа за турбиной;
- ДПИ – 1500 – запуска форсажной камеры.

Электромагнитные клапаны, будучи исполнительными устройствами электроавтоматики, предназначены:

- Э-1 – для управления дозирующим краном от регуляторов  $n_{HD}$ ;  $T_T^*$ ;  $n_{DL}$ ;
- Э-2 – для управления хвостовиками лопаток ВНА КНД при работе основной АС;
- Э-3 – для управления лопатками НА КВД при работе систем предупреждения и ликвидации помпажа (СПЛП);
- Э-4 – для настройки гидропривода ДК на меньший расход топлива в основную камеру сгорания при работе системы ликвидации помпажа;
- Э-5 – для обеспечения подачи топлива от дозатора при запуске форсажной камеры сгорания;
- Э-6 – для обеспечения площадки «Минимальный форсаж» при запуске форсажной камеры сгорания;
- Э-7 – для обеспечения «броска» топлива в основную камеру сгорания от РТ;
- Э-8 – для автоматического прикрытия створок реактивного сопла при посадке летательного аппарата;
- Э-9 – для аварийного выключения форсированных режимов.

## 19.2. Конструкция и принцип работы системы формирования задающих сигналов

### 19.2.1. Формирование сигналов для запуска двигателя

Запуск двигателя на земле осуществляется постановкой РУД из положения «Стоп» в положение «МГ» и нажатием кнопки «Запуск». При этом включается в ра-

боту АПД, системы раскрутки и зажигания. На 17-й секунде с АПД (или при  $n_{ВД} = 15\%$  от КРД) поступает электрический сигнал на «бросок» топлива РТ. На 20-й секунде эта команда снимается. Топливо в ОКС дозируется ТАЗ до  $n_{ВД} = 40\%$  и автомат приемистости при дальнейшем росте частоты вращения РВД. При достижении частоты вращения  $n_{ВД}$  значения, соответствующего настройке регулятора, автомат приемистости выключается и двигатель выходит на установившийся режим МГ.

Двигатель оборудован системой автоматического запуска в воздухе (АЗВ), которая автоматически запускает его в полете без вмешательства летчика. Принцип действия основан на том, что в случае самопроизвольного снижения частоты вращения РВД ниже  $53\%$  КРД-99А включает клапан КО на  $0,5-0,8$  с и выдает команду на агрегат зажигания ОКС и клапан кислородной подпитки; двигатель автоматически запускается.

Кроме системы АЗВ, запуск двигателя в полете может осуществляться системой ликвидации помпажа и восстановления исходного режима, а также от РУД и системы «Дублирующий запуск в воздухе».

При запуске двигателя от РУД он должен быть установлен на упор «Стоп» с последующим его перемещением в любое положение от «МГ» до «М». Надежность запуска обеспечивается на частотах вращения выбега по  $n_{ВД} \geq 30\%$ . Двигатель может не запуститься, если частота вращения авторотации РВД будет меньше  $15\%$ .

Запуск двигателя в полете от РУД осуществляется в следующей последовательности: при установке РУД из положения «СТОП» в любое положение выше упора «МГ» от микровыключателя, установленного на РУД, подается электрическая команда на включение автомата запуска АПД-99, который включает на время, равное  $20$  с агрегат зажигания ОКС и клапан кислородной подпитки. При  $n_{ВД} < 3$  на время  $2,0_{-0,5}^{+1,0}$  с включается клапан «броска» топлива.

Запуск в полете от дублирующей системы производится включением выключателя «Дублир. запуск в воздухе» после установки РУД на упор «МГ». При этом включается на  $2,0_{-0,5}^{+1,0}$  с клапан «броска» на  $n_{ВД} < 35\%$  и на все время запуска агрегат зажигания и клапан кислородной подпитки. После выполнения запуска выключатель «Дублир. запуск в воздухе» должен быть выключен.

### 19.2.2. Формирование сигналов на дроссельных режимах

Изменение режима работы от малого газа до максимального режима производится перемещением РУД в диапазоне от  $\alpha_{РВД} = 10-15^\circ$  (площадка малого газа по лимбу НР) до  $\alpha_{РВД} = 65-71^\circ$  (площадка «Максимал»).

При этом осуществляется перенастройка регулятора частоты вращения  $n_{ВД}$  в соответствии с программой управления  $n_{ВД} = n_{ВД}(\alpha_{РВД})$ .

На дроссельных режимах гидромеханический регулятор  $n_{ВД}$  поддерживает заданную частоту вращения воздействием на расход топлива в основной камере сгорания.

### 19.2.3. Формирование сигналов на максимальном и форсированных режимах

При установке РУД на площадку «Максимал» обеспечивается настройка гидромеханического регулятора  $n_{ВД}$  в КРД-99А. С этого момента управляемая величина будет находиться под контролем КРД. Выбран такой закон управления, что до  $T_B^* = 288\text{К}$  – регулируется  $n_{нд}$  (под контролем КРД), а при  $T_B^* > 288\text{К}$  регулируется  $T_T^*$  (под контролем КРД).

Получая сигналы от датчиков  $n_{нд}$  (ДЧВ-2500),  $T_T^*$  (Т-99) и  $T_B^*$  (ДТ-211), КРД осуществляет управление дозирующим краном агр. НР-31В при помощи электромагнитного клапана Э-1.

Управление идет по одному из законов:  $n_{нд} = n_{нд}(T_B^*)$ ,  $T_T^* = T_T^*(T_B^*)$ .

Регулятор  $\pi_T^*$  (с воздействием на  $F_{кр}$ ) поддерживает  $\pi_T^* = const$ .

При превышении давления воздуха за компрессором предельного значения (равного  $36 \pm 1.2$  кгс/см<sup>2</sup>), ограничитель  $P_K^*$  обеспечит направление дозирующим краном таким образом, чтобы  $P_K^*$  не превышало предельного значения.

Описанный выше характер управления  $n_{нв}$  и  $T_T^*$  сохраняется и при перемещении РУД в область форсированных режимов ( $75-81^\circ$  по лимбу РСФ - площадка минимального форсированного режима;  $111 - 117^\circ$  – площадка полного форсированного режима).

Кроме этого, происходит запуск ФК сгорания и дозирование топлива гидромеханическим регулятором в соответствии с законом  $G_{ТФ.З} = G_{ТФ.З}(\alpha_{РУД}; P_K^*; T_B^*)$ . Управление запуском форсажной камеры осуществляется с помощью блока управления форсажом (БУФ) агр. КРД. Включение форсажа производится установкой РУД в любое положение в области форсированных режимов и контролируется по загоранию светосигнализатора «Форсаж», характерному толчку и нарастанию скорости (в полете). При установке РУД в указанное положение обеспечивается подвод топлива (в РСФ) к сигнализатору давления МСТ. Сигнализатор вырабатывает сигнал «ВФ» («Включение форсажа»), который подается в БУФ. При наличии сигнала  $n_{ВД} \geq 85\%$  (из БДК) БУФ осуществляет запуск форсажной камеры сгорания (с помощью Э-5) при значениях площади критического сечения реактивного сопла и расходе топлива в форсажной камере сгорания, соответствующих минимальному форсированному режиму (с помощью Э-6). После фактического запуска камеры по сигналу от датчика ДПИ-1500 электромагнитные клапаны Э-5 и Э-6 отключаются. При выключении выключателя «Аварийное выключение форсажа» выдается сигнал на Э-9, с помощью которого обеспечивается закрытие форсажных кранов и прикрытие створок реактивного сопла.

На случай отказа КРД предусмотрено ограничение диапазона его воздействия на расход топлива в основной камере сгорания при  $n_{ВД} > 84 \pm 2\%$ . При этом происходит переход на работу гидромеханической системы управления со снижением настройки регулятора  $n_{ВД}$  до требуемого значения.

На форсированных режимах поддерживается то же значение  $\pi_T^*$ , что и на максимальном режиме.  $F_{кр\text{ мин}}$  изменяется в соответствии с законом:

$$F_{кр\text{ мин}} = F_{кр\text{ мин}}(\alpha_{РУД}; T_B^*).$$

## Тема 20. Крепление двигателя

### к летательному аппарату и его замена

#### 20.1. Крепление двигателя к летательному аппарату (ЛА)

Двигатель крепится к самолетным узлам в двух поясах. Передний пояс крепления находится в районе переходного корпуса (шп.№38), задний – в районе фронтального устройства форсажной камеры (шп.№45, шп.№45а).

Передний пояс включает два основных узла V и IV крепления двигателя. В заднем поясе расположен задний узел крепления VI.

Основные узлы V и IV выполнены в виде кронштейнов, установленных в горизонтальной плоскости на переходном корпусе со сферическими вкладышами, в которые входят эксцентрично расположенные на шкворнях цапфы. Эксцентрично расположенные цапфы обеспечивают снятие технологических напряжений в узлах при установке двигателя самолета. Шкворни закреплены в соответствующих узлах на фюзеляже. Через эти узлы передаются на самолет суммарные осевая и радиальная силы, крутящий момент и изгибающие моменты, действующие в горизонтальной плоскости. Наружный узел IV удерживает также двигатель от боковых перемещений с помощью стяжного болта, соединяющего шкворень со сферическим вкладышем.

Задний узел VI крепления двигателя включает в себя кронштейн, приваренный к профилированному шпангоуту на корпусе ФК, и регулируемую тягу, присоединенную к силовой балке фюзеляжа. Тяга участвует в передаче радиальных сил на фюзеляже

##### 20.1.1. Проверка положения элементов и узлов крепления двигателя

В процессе эксплуатации, при выполнении регламентных работ через 24<sup>±2</sup> месяцев производится проверка положения элементов и узлов крепления двигателя относительно планера.

При этом контролируется:

1. подвижность переходной проставки (перемещая ее вперед-назад на 5-10 мм) (Рис. 191);
2. зазоры:
  - между буртиками цапфы со стяжным болтом и торцом шаровой опоры должен быть зазор  $4\pm 0,2$  мм (рис.191);
  - между буртиками цапфы, расположенной на внутреннем борту двигательного отсека и торцом шаровой опоры должен быть зазор  $8,5\pm 4$  мм (рис 191);
3. прилегание без зазора упругих элементов реактивного сопла к законцовке хвостового кока;
4. зазоры между проушинами тяг и вилками кронштейнов на двигателе и самолете. Допустимый зазор между тягой и вилкой кронштейна самолета не менее 2,5 мм., а между проушиной тяги и вилкой кронштейна двигателя не менее 1 мм.
5. зазоры между элементами конструкции самолета и двигателя, которые должны быть:

- а) в зонах подвижной кинематики двигателя - не менее 15 мм;
- б) в остальных зонах в районе шпангоутов №34 – 40 - не менее 8 мм, в районе между шпангоутами № 40 и хвостовым коком - не менее 10 мм., между кронштейном крепления редуктора системы управления двигателя и двигателем в районе шпангоута №38 - не менее 10 мм;
- з) продольные зазоры на расширение двигателя назад в районе шпангоутов 40 - 45 - не менее 15 мм., в районе между шпангоутом № 45 и обрезом хвостового кока - не менее 30 мм.;
- г) взаимное положение ВКА и двигателя по линейному смещению и перекосу осей фланцев гибкого вала, для чего снять гибкий вал и установить приспособление 11.9964.9.180.000 (Рис.192).

Расстояние между фланцами ВКА и хвостовиком редуктора двигателя должно быть равно  $560 \pm 2$  мм.

Зазор между фланцем ВКА и фланцем приспособления не должен быть более 0.6 мм.

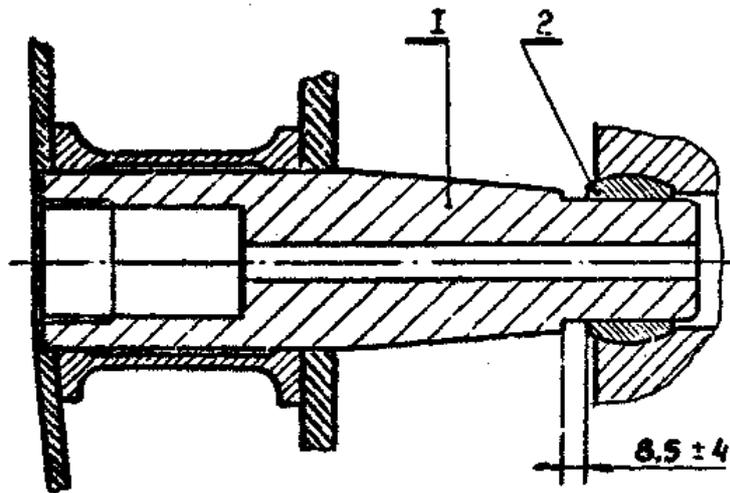
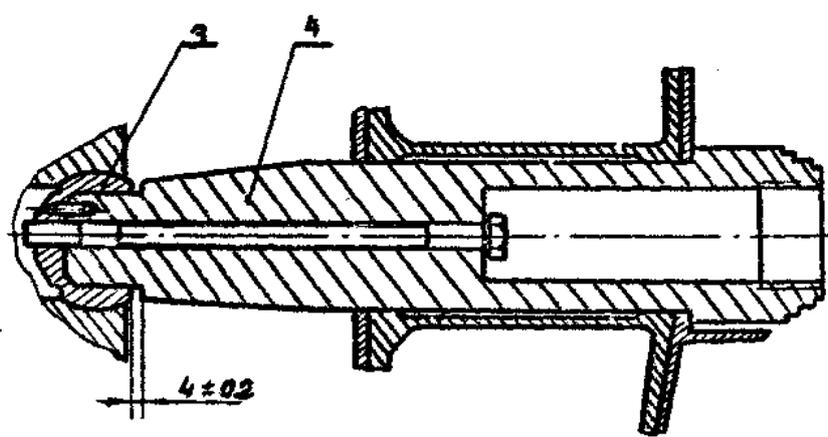
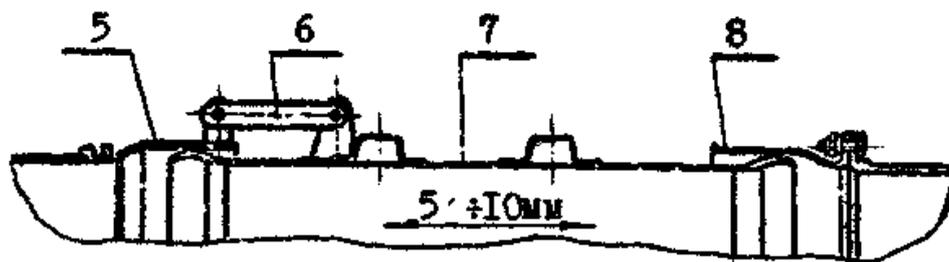


Рис.191. Контроль правильности установки двигателя на самолете.  
 1 - внутренняя цапфа крепления двигателя;  
 2 - открытая шаровая опора;

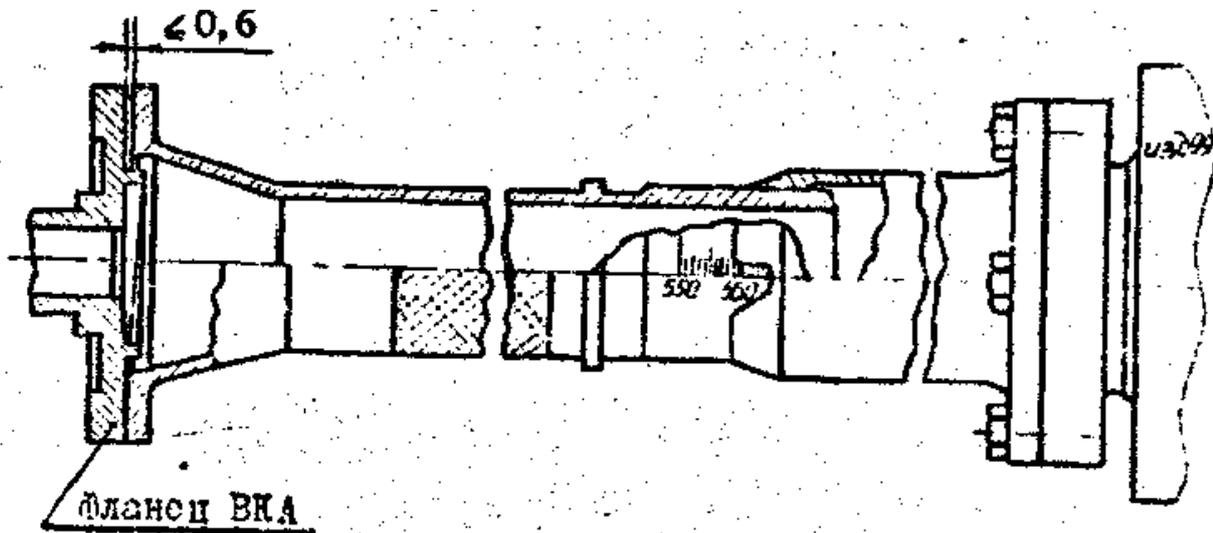


3 - закрытая шаровая опора;



4 - наружная цапфа крепления двигателя;  
 5 - переходный фланец воздушного канала;  
 6 - замок крепления переходной проставки;  
 7 - переходная проставка между воздушным каналом и двигателем;  
 8 - входная проставка на компрессоре двигателя.

Рис. 192. Установка приспособления 11.9964.3.180.000 для проверки посадочных мест гибкого вала ВКА относительно двигателя.



## 20.2. Общие сведения о замене двигателя

Замена двигателя на самолете производится при выработке ресурса и в случаях отказов, которые невозможно устранить.

Конструкцией самолета предусмотрен демонтаж - монтаж двигателя путем горизонтального его перемещения на монтажной тележке.

Процесс замены двигателя можно разделить на несколько этапов:

- подготовительные работы (открытие люков, подготовка самолета и монтажной тележки);
- подготовка к внутренней консервации и консервация двигателя;
- демонтажные работы;
- выкатка двигателя;
- снятие с двигателя агрегатов самолетных систем и снятие с самолета КРД-99А;
- упаковка снятого двигателя и распаковка, наружная расконсервация нового;
- установка нового двигателя на монтажную тележку;
- подготовка двигателя к монтажу;
- закатка двигателя;
- монтажные работы;
- подготовка к внутренней расконсервации и расконсервации двигателя;
- контрольное опробование двигателя.

### 20.2.1. Инструмент, приспособления и оборудование, используемое при замене двигателя

При замене двигателя используются следующие инструменты, приспособления и оборудование:

- кран грузоподъемностью не менее 3 т;
- комплект гидроподъемников самолета;
- траверса 11.9920.3.230.000 для подъема двигателя (рис. 240);

- монтажно-транспортная тележка А 1309 М с приспособлением А1507В-0000 (рис. 241);
- приспособление для обжатия упругих элементов реактивного сопла 11.9960.1.100.000 (рис. 242);
- чемодан с приспособлениями для съема и установки двигателя 11.9964.3.080.000;
- бортовой инструмент 1ЭИ-1, 2ЭИ-2;
- инструмент для обслуживания двигателей;
- съемник цапфы-штыря (внутренней) 11.9964.3.110.000 (рис. 243);
- съемник цапфы-штыря (наружной) 11.9964,3.090.000 (рис.244);
- установка для консервации двигателя (рис. 236);
- контрольный шуп 11.9964.3.130.000
- распорная втулка 11.9964.3.120.000

## 20.3. Порядок замены двигателя

### 20.3.1. Особенности при выполнении работ по замене двигателя

Демонтажные работы выполняются одновременно несколькими специалистами. Наиболее трудоемкими операциями является:

- снятие хвостового кока;
- нижней съемной арки шпангоута № 45;
- гибкого вала и кожуха.

При снятии хвостового кока используется приспособление для обжатия упругих элементов реактивного сопла 11.9960.1.100.000 (рис. 242 и. 245).

При выполнении работ, связанных с рассоединением трубопроводов топливной системы, необходимо обращать внимание на сохранение исходной регулировки и контровки ограниченно-подвижных соединений. При отсоединении трубопровода подвода топлива к ДЦН-82 необходимо снимать хомут крепления фланца трубопровода к ДЦН, не нарушая регулировки ограниченно-подвижных соединений на топливном трубопроводе.

От штуцеров двигателя необходимо отсоединить трубопроводы:

- слива топлива из наружного контура;
- слива топлива из камеры сгорания;
- слива топлива из форсажной камеры;
- дренажа из агрегатов двигателя;
- от клапана суфлирования опор компрессора;
- от клапана суфлирования опоры турбины;
- от штуцера суфлирования баростатического клапана на центрифуге;
- от предохранительного клапана на маслобаке;
- от штуцера отбора воздуха из КНД на наддув баков;
- от фланца отбора воздуха за 7-й ступенью КВД на кондиционирование;
- от маслобака трубопровод закрытой заправки маслом двигателя;
- системы кислородной подпитки.

Отсоединить трубопроводы двигателя от ВКА (на двигателях серии 01 для этого необходимо демонтировать генератор ГП-21).

Для защиты двигателя и самолетных систем от попадания посторонних предметов, пыли и грязи, необходимо все штуцеры, патрубки, отверстия и фланцы, по мере разборки соединений, закрывать технологическими заглушками, согласно перечня заглушек, устанавливаемых на двигателе при снятии (подраздел 12.69.02 руководства по технической эксплуатации двигателя 99.03.РЭ).

Для обеспечения удобства демонтажа-монтажа элементов системы управления двигателями рекомендуется отсоединять тягу управления только от НР-31Б, закрепив ее на конструкции самолета с помощью контровочной проволоки. Колодка соединения тяги с поводком НР-31Б должна отсоединяться от поводка насоса-регулятора,

Для обеспечения правильной установки двигателя при демонтаже нежелательно менять начальную длину тяги заднего крепления и разбирать после снятия узел основного крепления двигателя.

В правой мотогондole замерить зазор между торцом шаровой опоры двигателя и буртиком цапфы по внутреннему борту мотогондолы.

Трудоемкость выкатки двигателя зависит от качества подготовки монтажной тележки и легкости хода ее регулировочных элементов. Значительно облегчает выкатку точная установка тележки по оси двигательного отсека. Для обеспечения выкатки тележки на ее конструкции нанесены метки. Одним из ориентиров может служить и опорный штырь основного гидropодъемника самолета.

При фиксации узлов монтажной тележки на силовом поясе двигателя не следует допускать больших нагрузок на корпусе двигателя. С этой же целью необходимо отсоединять наружный узел крепления двигателя (рис 191) в последнюю очередь. Следует помнить, что цапфа наружного узла крепится винтом к шаровой опоре. Этот винт снимается перед снятием цапфы.

При выкатке двигателя из двигательного отсека необходимо принять меры, исключающие повреждение двигателя, агрегатов и конструкции самолета.

Со снятого двигателя снимаются:

- входная проставка на переднем фланце двигателя;
- датчик тахометра Д-3М РНД - снимать только при поступлении его в комплекте с самолетом (согласно формуляра самолета);
- датчик давления масла ДАТ-4 с демпфером Д59-4 (если вновь поступивший двигатель укомплектован датчиком ДАТ-4, необходимо со снимаемого двигателя ДАТ-4 не демонтировать, а документально переоформить его из комплекта самолета в комплект двигателя);
- датчик вибрации двигателя МВ-27-1Г;
- сигнализатор давления МСТ-6,5А.

После закрепления траверсы двигатель снимается с монтажной тележки и устанавливается на транспортировочную тележку или на подставку транспортировочного контейнера.

Перед установкой нового двигателя необходимо осмотреть:

- двигательный отсек на отсутствие подтекания топлива и масла по трубопроводам, трещин в элементах отсека и хвостового кока;
- трубопроводы и патрубки на отсутствие забоин, трещин, деформаций, следов ка-

сания, посторонних предметов как снаружи, так и внутри. Проверить наличие контровок и пломб в соединениях трубопроводов и зазоров между трубопроводами и элементами конструкции мотогондолы;

- троса и редуктор системы управления двигателем;
- электрожгуты и штепсельные разъемы;
- приборы и агрегаты противопожарного оборудования двигательного отсека;
- канал воздухозаборника;
- узлы крепления двигателя - забоины и наклепы на деталях узлов крепления, люфты в резьбовых и шарнирных соединениях и в соединениях тяг крепления не допускаются. Цапфы основных узлов крепления, резьбовые и шарнирные соединения тяг крепления двигателей необходимо промыть бензином Б-70, обдуть сжатым воздухом и смазать смазкой ПФМС-4С.

Необходимо обязательно стравить кислород из системы кислородной подпитки двигателей.

Подготовить новый двигатель (распаковать, осмотреть, произвести наружную расконсервацию, заклеить тканью "перкаль" вход в двигатель и надеть чехол на реактивное сопло) и установить его на монтажную тележку.

Установить на двигатель:

- датчик тахометра Д-3М;
- датчик давления масла ДАТ-4 с демпфером Д59-4;
- сигнализатор давления МСТ-6,5А;
- датчик вибрации МВ-27-1Г;
- шаровые опора в гнезда узлов крепления, предварительно смазав их смазкой ПФМС.

Подкатив монтажную тележку с двигателем к самолету и установив ее по оси мотогондолы, производят закатку двигателя в двигательный отсек. Устанавливают двигатель на узлы крепления и, изменяя положение каретки монтажной тележки, обеспечивают необходимые зазоры между двигателем и конструкцией самолета.

После того, как установлены штыри основного узла крепления двигателя, но двигатель еще закреплен на заднем ложементе тележки, во избежание деформации двигателя, перемещать задний ложемент каретки в горизонтальной плоскости запрещается.

Длину задней тяги навески двигателя выставляет в соответствии с указанной в формуляре самолета величиной.

При отсутствии данных в формуляре - длину тяги выставлять по имеющимся на ней контрольным рискам.

Подсоединить к штуцерам двигателя трубопроводы.

Технологические заглушки и детали, установленные на двигателе снимать непосредственно перед подсоединением самолетных систем или перед установкой самолетных агрегатов.

При этом уплотнительные кольца под технологическими заглушками и деталями заменить на новые из комплекта узлов и деталей, поставляемых с двигателем. Обжать упругие элементы реактивного сопла стяжным хомутом и установить хвостовой кок. Сняв стяжной хомут проверить прилегание упругих элементов к законцовке хвостового кока.

Проверив линейное смещение и перекося осей фланцев ВКА и двигателя с по-

мощью приспособления (рис. 192), установите гибкий вал и установите кожух гибкого вала.

Подсоединить колонку тяги управления двигателем к рычагу насоса-регулятора, а второй ее конец - к редуктору системы управления двигателем и проверить систему управления.

После установки двигателя на самолет необходимо выполнить следующие работы:

- подключить к объединенной коробке штепсельных разъемов двигателя разъемы самолетных электрожгутов;
- проверить чистоту входного канала в двигатель;
- осмотреть механизм переключения рода работ на ВКА, шток должен быть утоплен в корпус ВКА;
- с помощью приспособления для ручной прокрутки двигателя проверить легкость вращения РНД и РВД;
- проверить положение ВНА КНД и НА КВД по лимбам;
- осмотреть двигатель и убедиться, что все технологические заглушки и детали сняты;
- проверить наличие контровок на соединениях;
- проверить сопротивление электрических цепей и сопротивление изоляции электрических цепей терморпар контроля температуры газа за турбиной;
- проверить по формуляру двигателя принадлежность регулятора КРД. Установить КРД и датчик ДТ-211;
- по паспортным данным КРД-99А и по номинальному значению корректора температуры определить расчетное значение температуры  $T_4$ , соответствующее экономичному режиму работы двигателя и нанести желтой эмалью соответствующую метку на торцевую и внутреннюю цилиндрическую поверхности ободка указателя УТ-7АБ, предварительно сняв растворителем значение температуры демонтированного двигателя;
- пролить топливную систему самолета. Проверить герметичность расходной магистрали и места подсоединения трубопровода системы наддува баков к двигателю;
- произвести внутреннюю расконсервации ГТДЭ-117-1 и двигателя;
- заправить баллон системы кислородной подпитки двигателя;
- произвести первый запуск и опробование двигателя.
- в процессе запуска и опробования проверить визуально внешнюю герметичность топливной, масляной и гидравлической систем. Особое внимание обратить на герметичность топливных коммуникаций расходной магистрали и приводного топлива, основного и форсажного контуров на двигателе, управления реактивным соплом, трубопроводов между двигателем и ВКА. Проверить систему автоматического дросселирования форсажа;
- проверить работу системы запуска двигателя в полете.

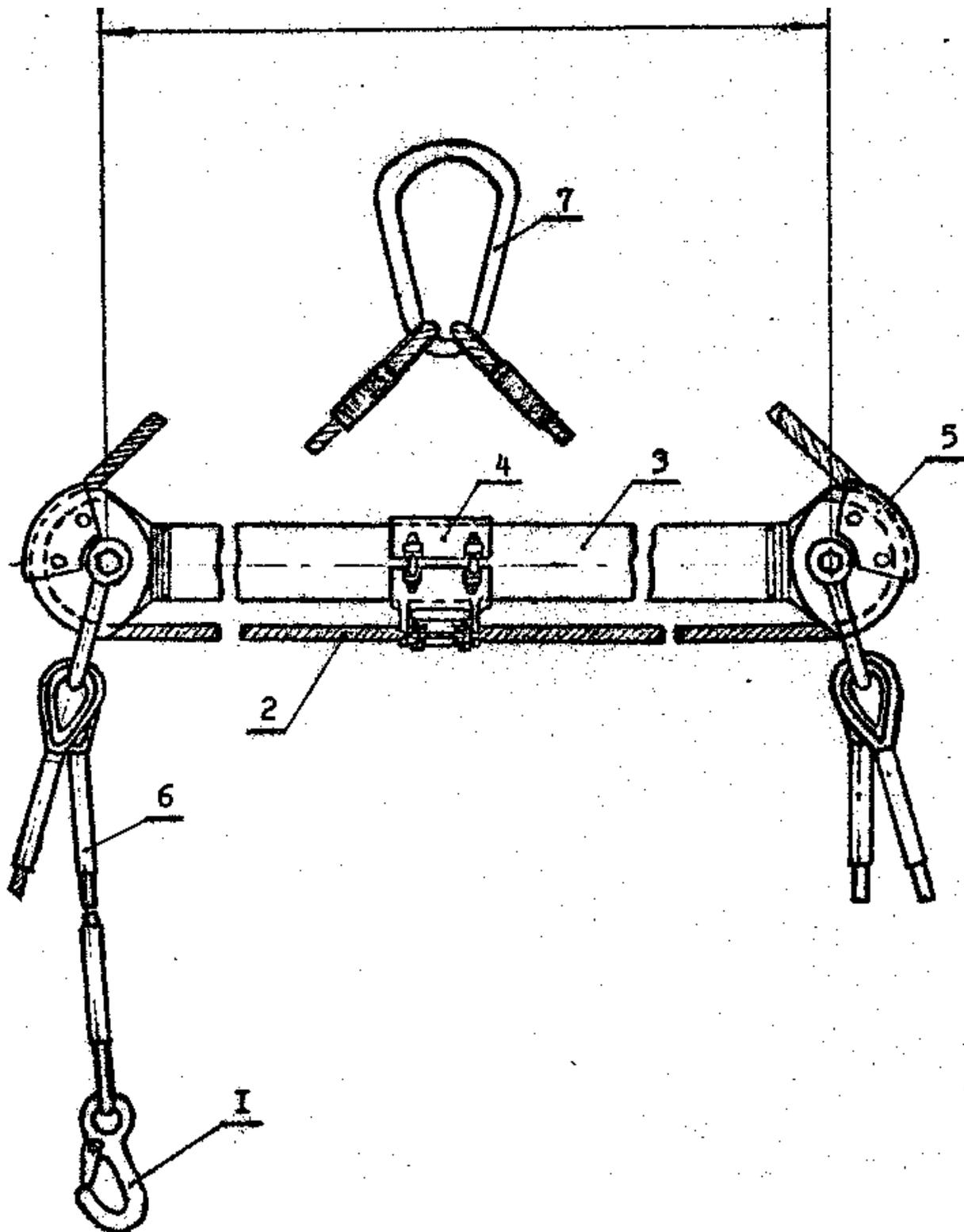
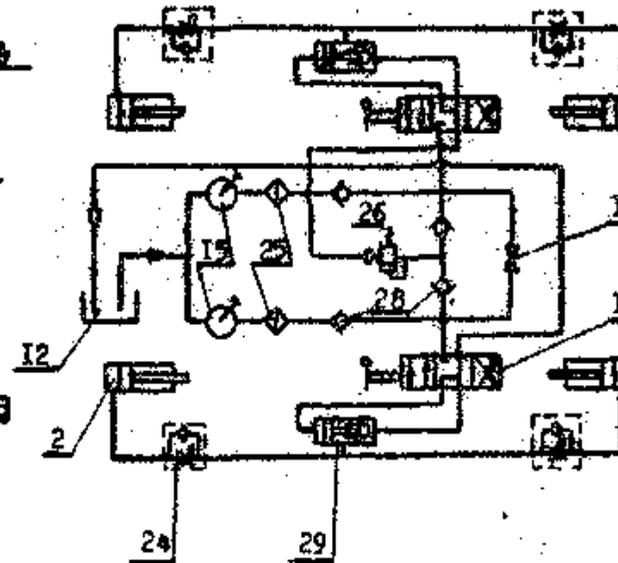
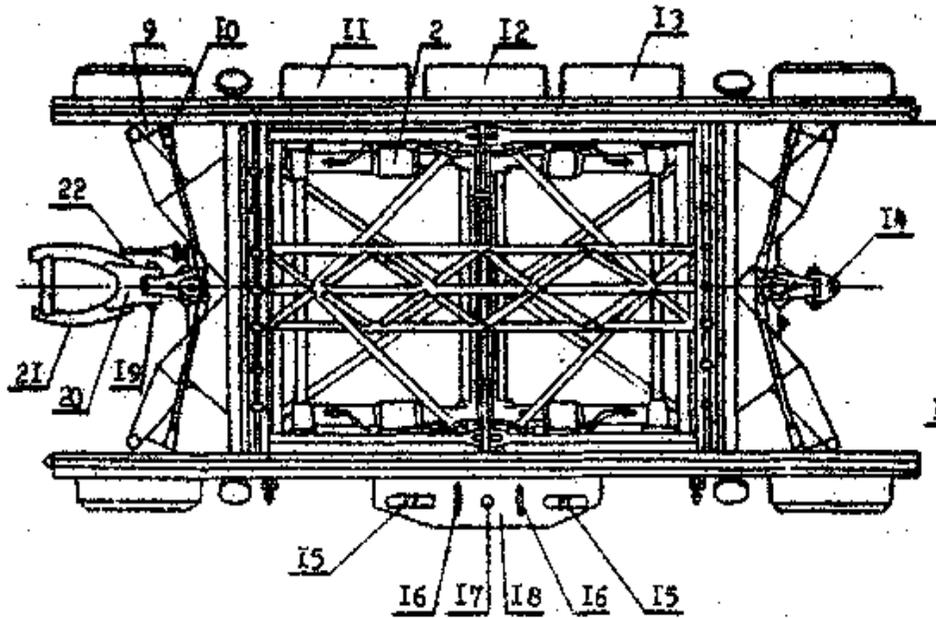
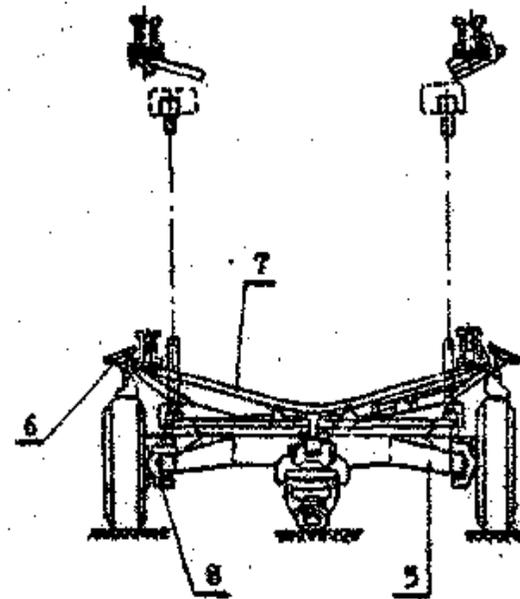
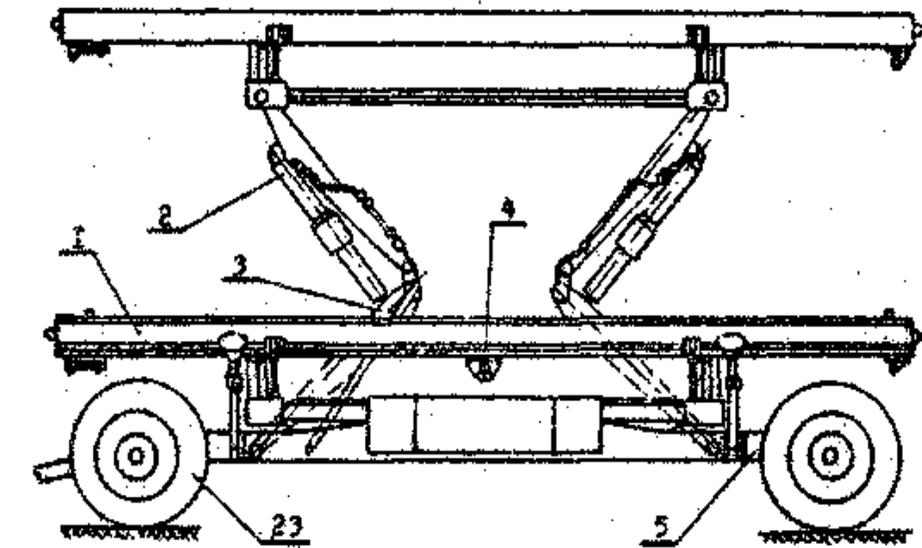


Рис. 240

Травевса 11.9920.3.230.000 для подъема двигателя.

- 1 - крюк;
- 2 - силовой трос;
- 3 - трубчатая балка;
- 4 - хомут;
- 5 - предохранительный кожух;
- 6 - строп ветвь;
- 7 - грузовая серьга.

Рис. 241  
Монтажная тележка



- 1 - направляющая балка;
- 2 - гидроцилиндр;
- 3 - подъемный механизм;
- 4 - уклономер;
- 5 - рама;
- 6 - аутригер;
- 7 - монтажная рама;
- 8 - цапфа;
- 9 - сошка;
- 10 - поперечная тяга;
- 11, 13 - ящик для инстру-  
мента;
- 12 - гидробак;
- 14 - скоба;
- 15 - насос;
- 16 - кран управления;
- 17 - вентиль;
- 18 - пульт;
- 19 - болт;
- 20 - поводок;
- 21 - водило;
- 22 - страховочный трос;
- 23 - колесо;
- 24 - дроссель;
- 25 - фильтр;
- 26 - предохранительный  
клапан;
- 28 - обратный клапан;
- 29 - гидрозамок.

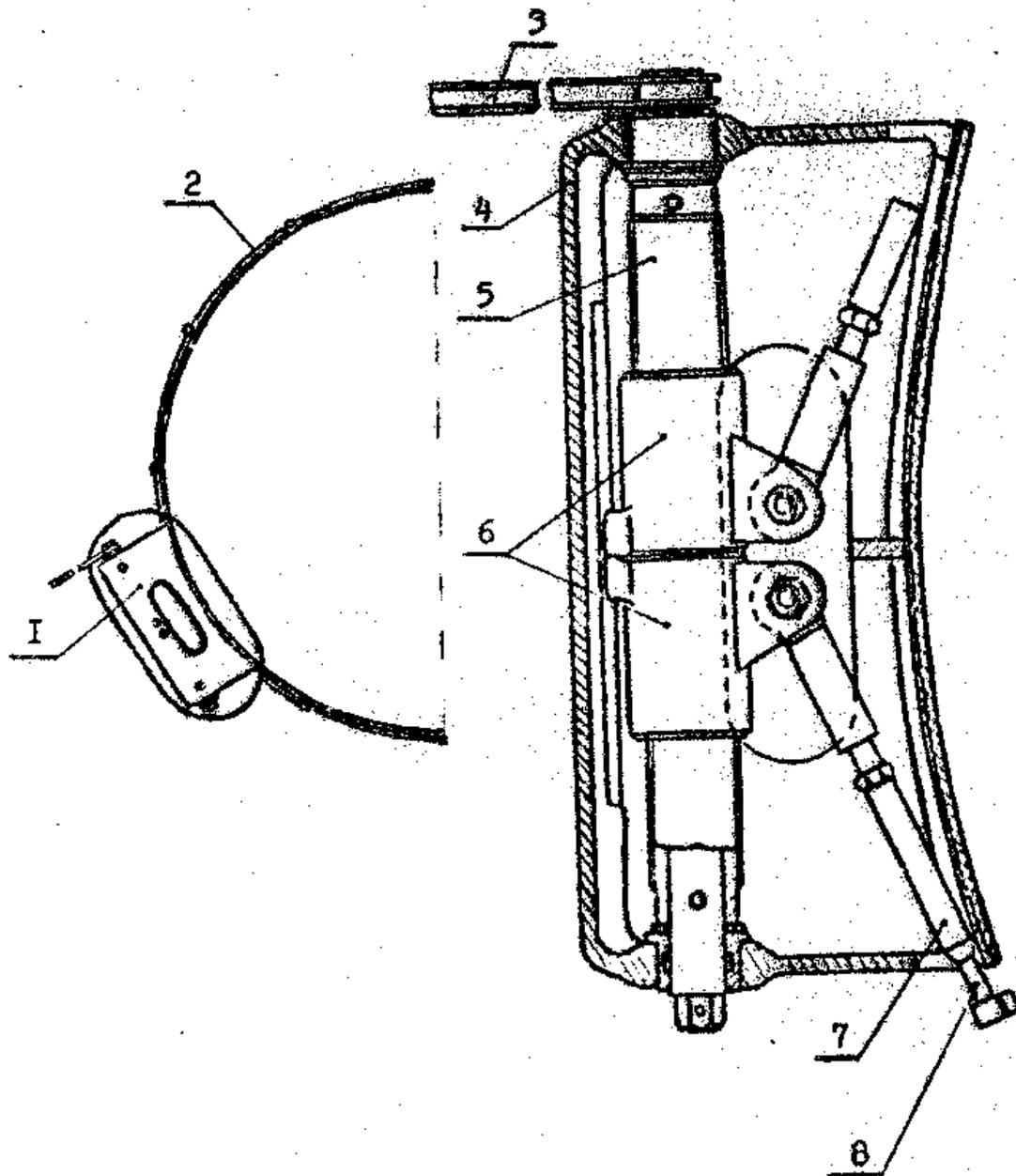


Рис. 242

Стяжной хомут 11.99.60.1.100.000

для обжатия внешних створок реактивного сопла,

- 1 - стяжной механизм;
- 2 - тросовый пояс;
- 3 - ключ с трещоткой;
- 4 - корпус;
- 5 - винт;
- 6 - гайка-ползун;
- 7 - наконечник;
- 8 - трос.

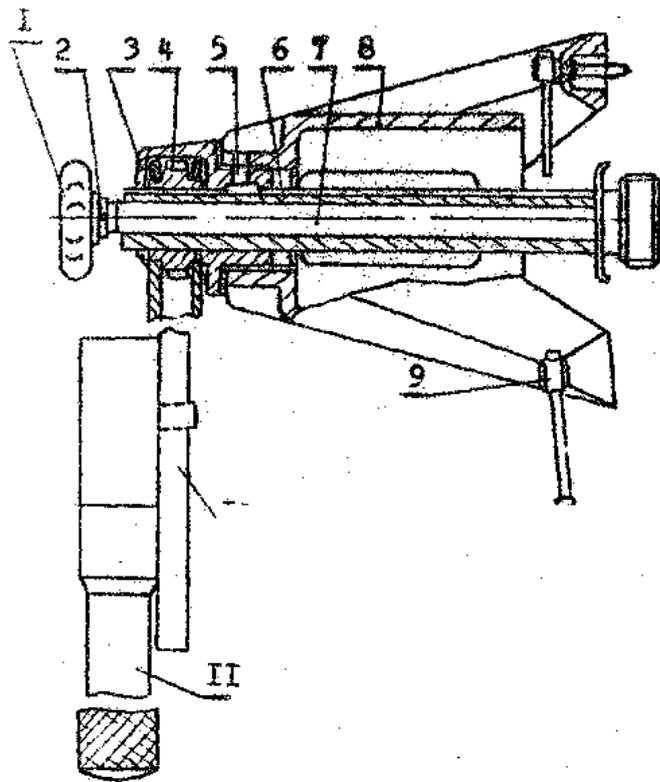


Рис. 243  
 Съемник внутренних цапф  
 крепления двигателя  
 1-ручка;  
 2-штифт;  
 3-держатель;  
 4-храповик;  
 5-шпонка;  
 6-винт съемника;  
 7-шток съемника;  
 8-корпус;  
 9-винт крепления съемника;  
 10-рукоядка;  
 11-ключ с регулируемым кру-  
 тящим моментом

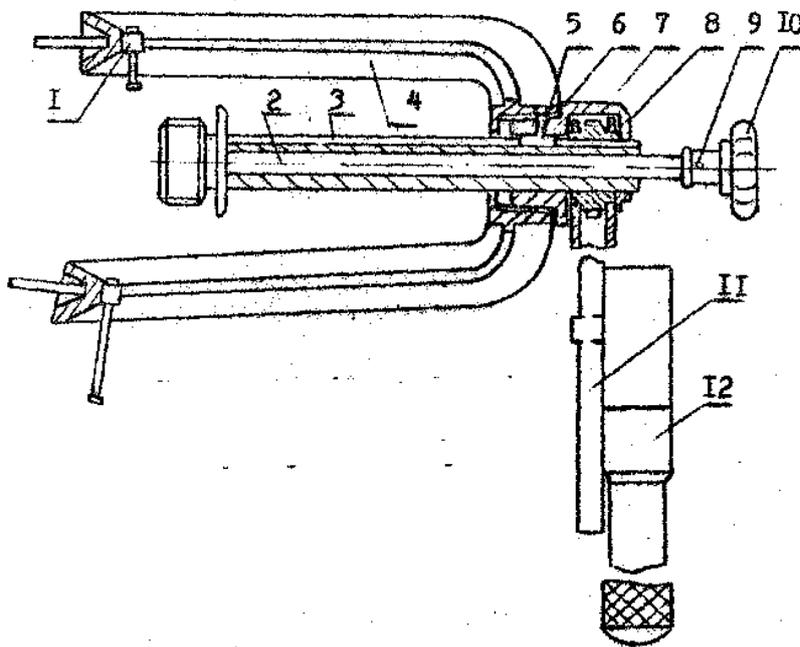


Рис. 244  
 Съемник наружных цапф крепления двигателя  
 1 – винт крепления съемника; 2 – шток съемника; 3 - винт съемника;  
 4 – корпус; 5 - шпонка; 6 – шайба; 7 – храповик; 8 - держатель; 9 – шплинт;  
 10 - ручка; 11 - рукоятка; 12 - ключ с регулируемым крутящим моментом;

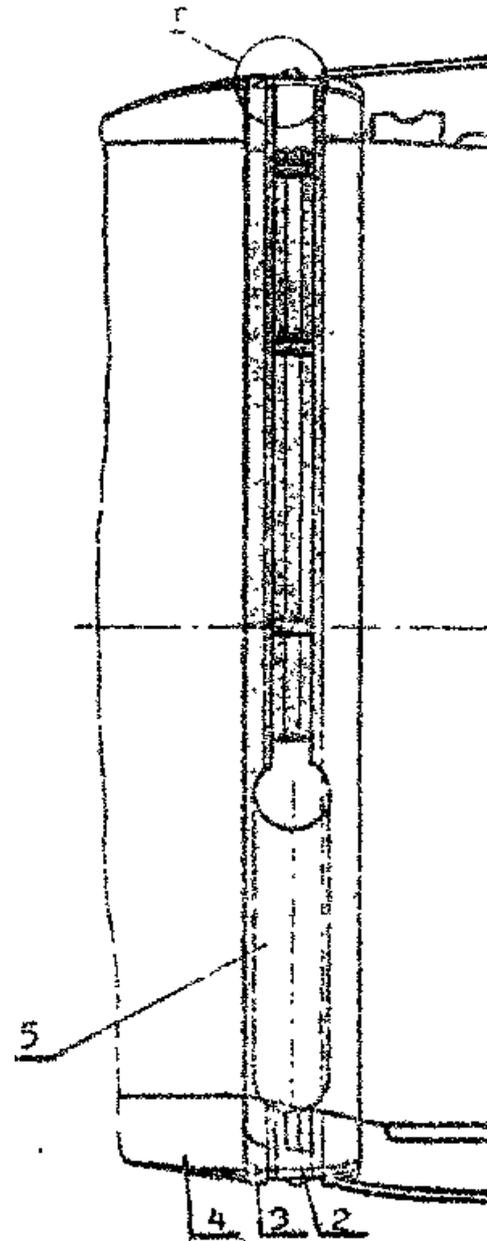
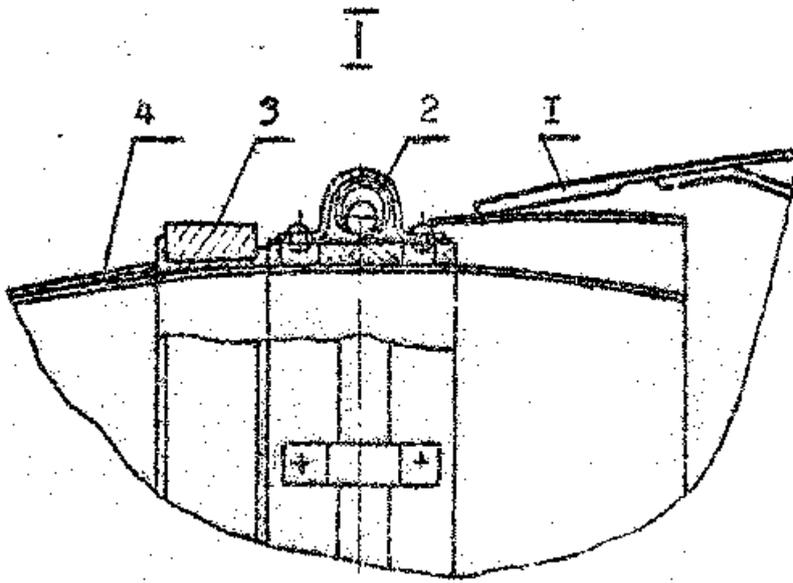


Рис. 245

Приспособление для снятия, и установки  
хвостового кока

- 1 - хвостовой кок; 2 - стяжной хомут;
- 3 - кольцо; 4 - реактивное сопло двигателя;
- 5 - механизм затяжки стяжного хомута.

## **Заключение**

### Модификации и модернизация двигателя

На двигателе **АЛ-31ФП**, по сравнению с базовым АЛ-31Ф, была существенно переделана масляная система, и в первую очередь – маслобак системы смазки двигателя. Маслобак новой конструкции получил отсек отрицательных перегрузок, гибкий заборник масла, клапаны суживания отсека отрицательных перегрузок, циклонный воздухоотделитель, что позволяет двигателю надёжно работать в условиях околонулевых и отрицательных перегрузок в течение не менее 30 с.

### Перспективы развития авиадвигателей

**АЛ-35Ф** - по существу тот же самый двигатель как АЛ-31ФМ, но оснащенный поворотным соплом в вертикальной плоскости  $\pm 15^{\circ}$ .

**АЛ-37ФУ** - этот двигатель включает не только поворотное сопло, но также и многочисленный другие изменения, включая новый вентилятор. Этот двигатель разработан взаимозаменяемым с АЛ-31Ф.

