

**Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С.П. Королева.**

Кафедра: «Эксплуатация летательных аппаратов»

Конструкция и летная эксплуатация двигателя НК-8-2У

Учебное пособие.

(Компьютерный вариант)

Ответственный за подготовку пособия: Сошин В.М.

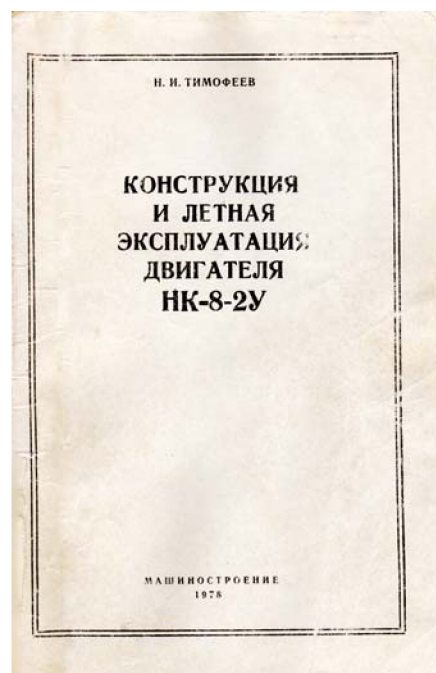
Компьютерная обработка студент: Медведев В.И., Валуев А.А., Гумеров О.Р., Маринков Е.Е.

Пособие предназначено для студентов 3-го курса специальности 160901, изучающих конструкцию двигателя НК-8-2У по дисциплине «Авиационная техника». Пособие также может быть полезным при подготовке к проведению практических работ на самолете Ту-154 и при выполнении курсового проекта по дисциплине «Техническая эксплуатация ЛА и АД», и выполнении дипломного проекта.

Пособие является электронной копией учебника:

Конструкция и летная эксплуатация двигателя НК-8-2У. М., «Машиностроение», 1978г-144 с., Автор: Тимофеев Н.И.

Издательство «Воздушный транспорт», 1978



Допущено для использования
в учебном процессе.
Протокол заседания кафедры «ЭЛА»

№ 4 от «20» декабря 2005г.

Самара 2005г.

ГЛАВА 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЕ НК-8-2У

1.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЯ НК-8-2У

На магистральных реактивных самолетах Ту-154 и Ту-154А установлены двигатели НК-8-2 и НК-8-2У.

Основное отличие Ту-154А от своего предшественника заключается в замене двигателя НК-8-2 с взлетной тягой 9500 кгс двигателем НК-8-2У с большей взлетной тягой.

Турбовентиляторный двигатель НК-8-2У представляет собой двухконтурный, двухкаскадный, газотурбинный двигатель со смешением потоков воздуха и газа (рис. 1). Этот двигатель является модификацией двигателя НК-8-2, у него повышенная тяга, уменьшенный удельный расход топлива и увеличенная тяга реверса. На взлетном и крейсерских режимах у двигателя НК-8-2У более высокие запасы газодинамической устойчивости.

На двигателе НК-8-2У установлена система сигнализации опасной температуры подшипников СТП-3 и система ограничения температуры выходящих газов РТ-12-9АТ.

В масляной системе в линии откачки масла из опор стоят магнитные пробки, позволяющие судить о состоянии деталей опор роторов. Для осмотра в процессе эксплуатации проточной части двигателя, лопаток компрессора низкого и высокого давления, а также лопаток турбины предусмотрены специальные окна, через которые может осуществляться зачистка забоин на лопатках без снятия двигателя. Кроме того, на двигателе выполнены работы, повышающие надежность узлов и их ресурс.

На самолете Ту-154А в хвостовой части фюзеляжа установлены три двигателя НК-8-2У (рис. 1 и 2).

Два внешних двигателя — первый и третий — установлены в легкоъемных гондолах на горизонтальных пилонах, а второй двигатель установлен на внутренней гондоле внутри фюзеляжа. Для улучшения посадочных характеристик самолета на внешние двигатели установлен реверс тяги.

Для обеспечения удобств эксплуатации все агрегаты расположены в нижней части двигателя. Максимально уменьшена длина и количество трубопроводов.

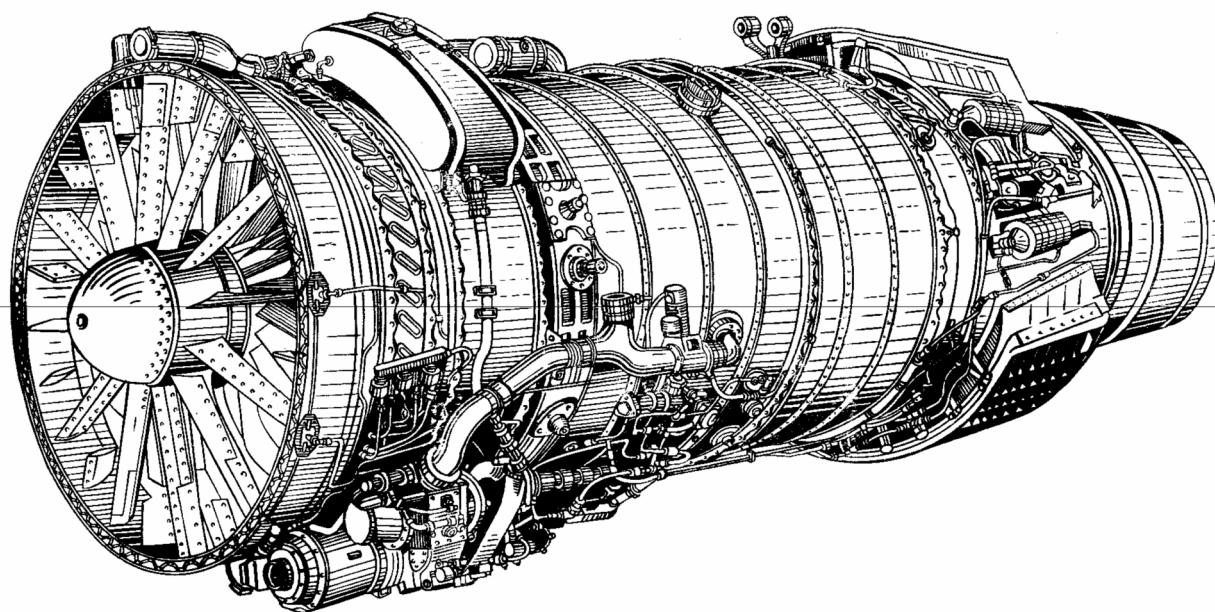


Рис. 1. Двигатель НК-8-2У с реверсом (вид слева)

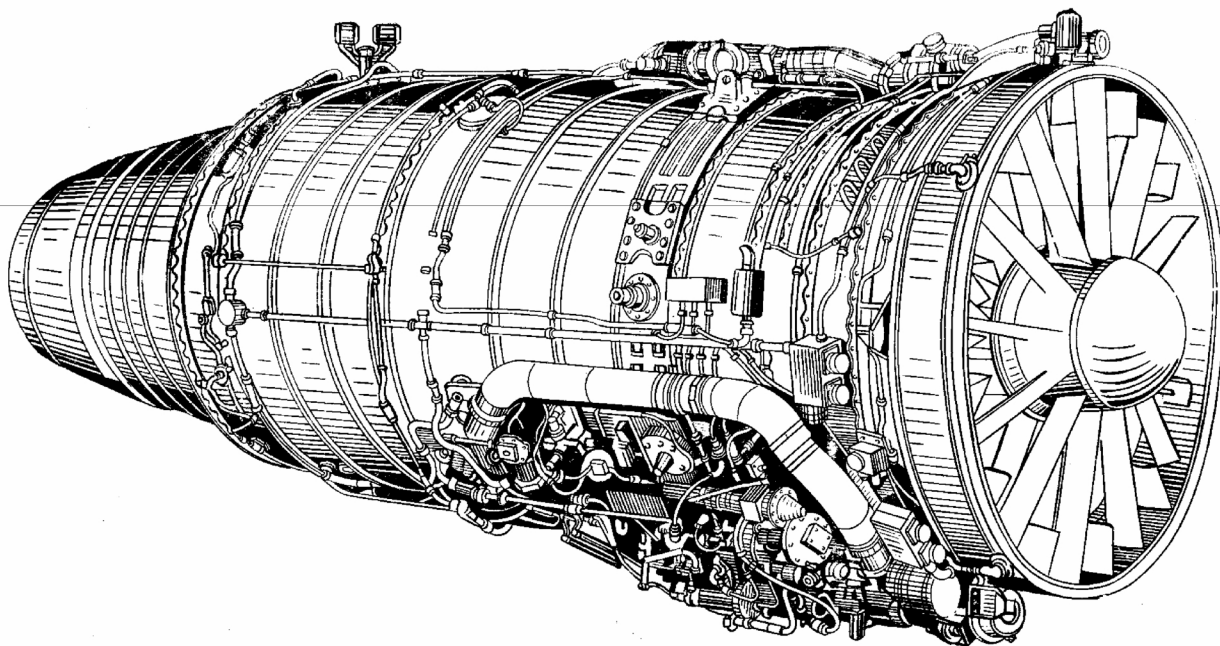


Рис. 2. Двигатель НК-8-2У с соплом (вид справа)

1.2. ПРИНЦИП РАБОТЫ ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В двухконтурном турбореактивном двигателе в качестве рабочего тела используется атмосферный воздух (рис. 3), поступающий через входной канал и входной направляющий аппарат в двухступенчатый вентилятор.

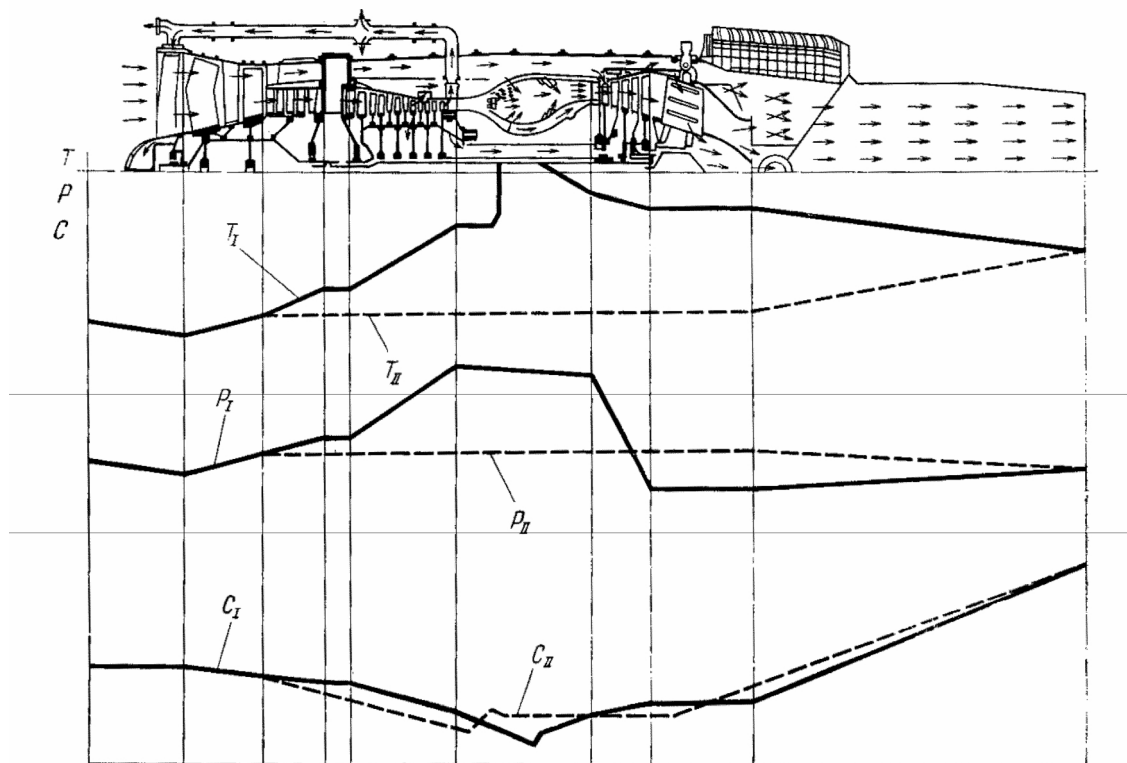


Рис. 3. Изменения параметров воздуха и газа вдоль тракта двигателя НК-8-2У: p_I , T_I , c_I — соответственно давление, температура, скорость в первом контуре; p_{II} , T_{II} , c_{II} — давление, температура, скорость во втором контуре

Двухступенчатый вентилятор фактически выполняет роль высоконапорного воздушного винта, в котором воздух сжимается и направляется в наружный II и внутренний I контуры. Количественное распределение воздуха между двумя контурами характеризуется основным параметром двухконтурного двигателя — степенью двухконтурности.

Степень двухконтурности есть отношение массового количества воздуха, проходящего через наружный контур (II контур), к массовому количеству воздуха, проходящему через внутренний контур (I контур):

$$m = \frac{G_{aII}}{G_{aI}};$$

где m — степень двухконтурности; G_{aII} — массовое количество воздуха, проходящего через II контур; G_{aI} — массовое количество воздуха, проходящего через I контур.

Для двигателя НК-8-2У $m=1$

В наружном контуре воздух проходит по каналу, образованному наружными и внутренними оболочками и поступает в камеру смешения, где смешивается с горячими газами, выходящими из внутреннего контура. Во внутреннем контуре после вентиляторных ступеней воздух сжимается в двух ступенях компрессора низкого давления и через регулируемый направляющий аппарат поступает в шестиступенчатый компрессор высокого давления. На выходе из компрессора высокого давления давление p_I воздуха достигает максимальной величины, при этом существенно возрастает температура T_I . Из компрессора воздух поступает в камеру сгорания и разделяется на два потока:

— первичный поток проходит через отверстия в блоке форсунок и смешивается с топливом, которое подается через 139 топливных форсунок, и воспламеняется от двух воспламенителей;

— вторичный поток, охлаждая стенки камеры сгорания, постепенно подмешивается к продуктам сгорания, чем достигается необходимая температура газа перед турбиной.

В результате сгорания топливоздушная смесь значительно возрастает температура T_I , а давление p_I рабочего тела по длине камеры сгорания несколько уменьшается из-за гидравлического и теплового сопротивления камеры.

Из камеры сгорания газ поступает последовательно на три ступени турбины, где происходит процесс расширения, в результате которого совершается механическая работа. Мощность первой ступени затрачивается на вращение компрессора высокого давления и привод агрегатов, обеспечивающих работу систем двигателя и самолета. Мощность двух следующих ступеней затрачивается на вращение компрессора низкого давления и привод агрегатов двигателя в передней, средней и задней опорах.

Между роторами высокого и низкого давления имеется только газодинамическая связь.

Температура T_I и давление p_I газа в турбине уменьшаются, но превышают атмосферные значения.

При последующем расширении рабочего тела в реактивном сопле газовый поток разгоняется и его скорость на выходе из сопла превосходит скорость потока воздуха, поступающего в двигатель через входное устройство, в результате чего во внутреннем контуре создается реактивная тяга.

Воздух, поступивший из компрессора низкого давления во внешний контур, расширяется в реактивном сопле. Тяга во внешнем контуре создается благодаря разности скорости истечения потока воздуха из реактивного сопла и скорости полета. Суммарная тяга двигателя складывается из тяги внутреннего и тяги внешнего контуров, причем в зависимости от параметров двигателя и режима его работы соотношение тяг может меняться. Истечение газозадушной смеси из двигателя НК-8-2У происходит через общее реактивное сопло.

1.3. КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ОСНОВНЫХ УЗЛОВ И СИСТЕМ ДВИГАТЕЛЯ

Двигатель НК-8-2У состоит из следующих основных узлов (рис. 4):

— входного направляющего аппарата 1, который установлен на входе в двигатель для обеспечения безударного подвода воздуха на лопатки первой ступени компрессора низкого давления;

— двухкаскадного, девятиступенчатого осевого компрессора, состоящего из четырехступенчатого компрессора 2 низкого давления и шестиступенчатого компрессора 4 высокого давления.

Компрессор 2 низкого давления состоит из двух вентиляторных ступеней, обеспечивающих сжатие и подачу воздуха в наружный контур (II контур) и внутренний контур (I контур), и двух дополнительных ступеней, которые сжимают и подают воздух на компрессор 4 высокого давления.

Компрессор 4 высокого давления для обеспечения устойчивой работы при запуске и работе на малой частоте вращения оборудован регулируемым направляющим аппаратом и клапанами перепуска воздуха;

— средней опоры 3, расположенной между компрессорами низкого и высокого давления. Опора является основным силовым узлом, которым двигатель крепится к мотогондole самолета, и служит опорой роторов компрессоров высокого и низкого давления. Средняя опора воспринимает тягу, массу двигателя, осевую и радиальную нагрузки от роторов и другие нагрузки, возникающие при эксплуатации двигателя. В средней опоре расположен центральный привод, снизу установлена коробка двигательных агрегатов 12, коробка самолетных агрегатов 13 и другие агрегаты;

— кольцевой камеры сгорания 6. Для подачи топлива в камеру сгорания установлено 139 топливных рабочих форсунок. На наружном корпусе в верхней части установлены два запальных блока;

— двухкаскадной трехступенчатой осевой турбины, которая состоит из одноступенчатой турбины 7 высокого давления и из двухступенчатой турбины 8 низкого давления;

— оболочек 5 и проставки 9, которые разделяются на внутренние и наружные и образуют проточную часть второго контура;

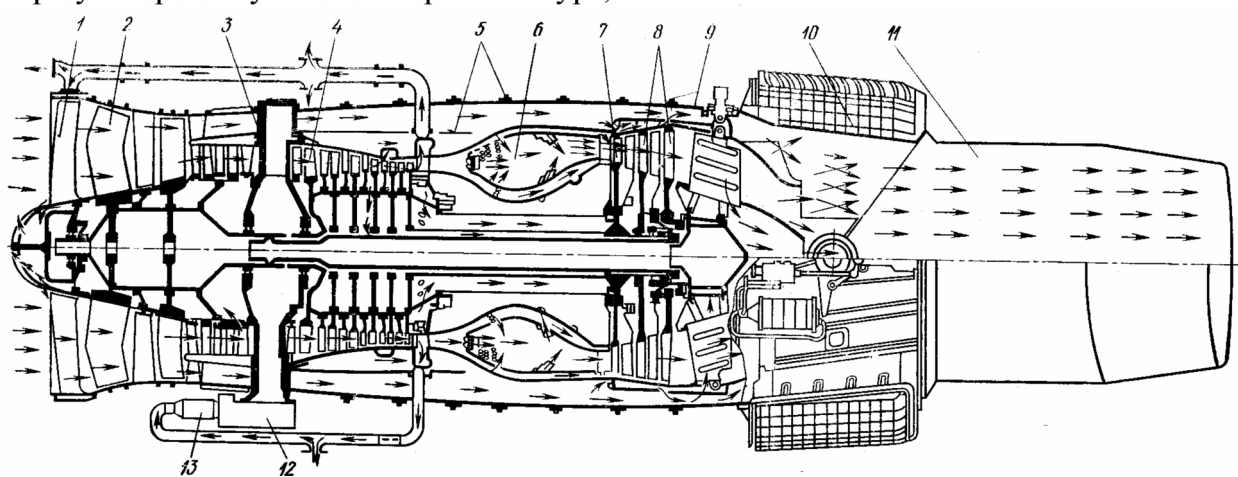


Рис. 4. Продольный разрез двигателя НК-8-2У:

1— входной направляющий аппарат; 2— компрессор низкого давления; 3— средняя опора; 4— компрессор высокого давления; 5— оболочка; 6— камера сгорания; 7— турбина высокого давления; 8— турбина низкого давления; 9— проставка; 10— реверсивное устройство; 11— реактивное сопло; 12— коробка двигательных агрегатов; 13— коробка самолетных агрегатов

— реверсивного устройства 10, установленного между турбиной и реактивным соплом. Система управления реверсом обеспечивает переключку створок с помощью сжатого воздуха, подводимого из-за компрессора высокого давления;

— реактивного сопла 11, которое на внешних двигателях установлено после реверсивного устройства, а на внутреннем двигателе после турбины;

— агрегатов, обеспечивающих и обслуживающих работу систем двигателя и самолета.

Системы, обеспечивающие работу и контроль работы двигателя:

— система смазки и суфлирования. Все агрегаты и датчики системы установлены на двигателе с учетом уменьшения длины и количества трубопроводов. Связь системы с самолетом осуществляется через штепсельные разъемы электрического плана двигателя и через трубопровод централизованной заправки маслобака системы;

— топливная система. Все агрегаты, датчики и фильтры системы установлены на двигателе. Связь с самолетом осуществляется только через трубопровод подвода топлива к подкачивающему топливному насосу ДЦН-44ТВТ, через систему управления и регулирования подачи топлива и через штепсельные разъемы электрического плана двигателя.

Топливная система работает совместно с ограничителем частоты вращения ротора низкого давления, с агрегатами управления механизацией компрессора и с системой ограничения температуры выходящих газов;

— противопожарная система. В качестве огнегасящего состава используется фреон-114В₂. По сигналу о пожаре в одной из трех опор двигателя в масляные полости этих опор подается огнегасящий состав;

— система запуска двигателя обеспечивает раскрутку ротора высокого давления и агрегатов, с ним связанных, с помощью воздушного стартера. Для обеспечения работы воздушного стартера используется сжатый воздух, источником которого может служить наземный источник сжатого воздуха, бортовая вспомогательная установка ТА-6А или компрессор работающего двигателя. Программа запуска обеспечивает автоматический выход двигателя на режим малого газа. В качестве источников электрической энергии для системы запуска используют бортовые или наземные источники постоянного и переменного тока;

— противообледенительная система обеспечивает с помощью датчика ДО-206 сигнализацию обледенения входного направляющего аппарата, кока и воздухозаборника. На пульте бортинженера предусмотрено включение подачи горячего воздуха из-за компрессора высокого давления на обогрев ВНА, кока и воздухозаборника;

— система отбора воздуха обеспечивает отбор воздуха из-за компрессора высокого давления и подачу этого воздуха в систему кондиционирования кабин самолета, в систему запуска двигателя, для обогрева ВНА, кока и воздухозаборника двигателя, для обогрева крыла и оперения самолета, для обеспечения работы привода постоянной частоты вращения генератора переменного тока и в систему управления реверсом двигателя;

— система ограничения температуры выходящих газов РТ12-9АТ путем уменьшения подачи топлива ограничивает рост температуры выходящих газов, а в случае увеличения температуры газов выше максимально допустимого значения выдает сигнал на останов двигателя с загоранием красного табло «Останов T° газов» на пульте бортинженера при запуске двигателя на земле и при работе на высоте $H=5000$ м;

— система сигнализации опасной температуры выходящих газов обеспечивает включение красного табло «Опасная T° газов» на пульте бортинженера при достижении температуры газов $710\pm 8^\circ\text{C}$;

— система сигнализации опасной температуры подшипников обеспечивает контроль температуры наружных обойм шариковых подшипников роторов высокого и низкого давления, установленных в средней опоре двигателя. При достижении температуры подшипников $180\pm 20^\circ\text{C}$ на пульте бортинженера включается красное табло

«Опасная T° подшипников»;

— виброизмерительная аппаратура обеспечивает контроль уровня вибрации передней и задней опор двигателя. При достижении уровня вибрации 55 мм/с на одной из опор на пульте бортинженера включается красное табло «Вибрация велика». Уровень вибрации в любой момент работы двигателя определяется с помощью указателя, который включается переключателем на контроль выбранного двигателя.

1.4. ПРИВОДЫ АГРЕГАТОВ ДВИГАТЕЛЯ

Роторы высокого и низкого давления связаны между собой газодинамически и вращаются с разной частотой. От роторов двигателя мощность отбирается на привод агрегатов, обеспечивающих работу систем двигателя (рис. 5). От ротора высокого давления мощность передается через центральный привод и рессору на коробку моторных агрегатов, откуда через систему цилиндрических шестерен мощность передается на масляную центрифугу 13, откачивающий масляный насос 14, подкачивающий масляный насос 16, нагнетающий масляный насос 15 и через пару цилиндрических шестерен — на привод насоса-регулятора НР-8-2У 17 и на коробку самолетных агрегатов.

В коробке самолетных агрегатов через систему цилиндрических шестерен мощность от коробки моторных агрегатов передается на привод подкачивающего топливного насоса 5 с центробежным суфлером 4, на привод агрегата постоянной частоты вращения 6. Мощность от привода воздушного стартера 7 передается через систему приводов на ротор высокого давления, который проворачивается при проверке от ручного привода 12.

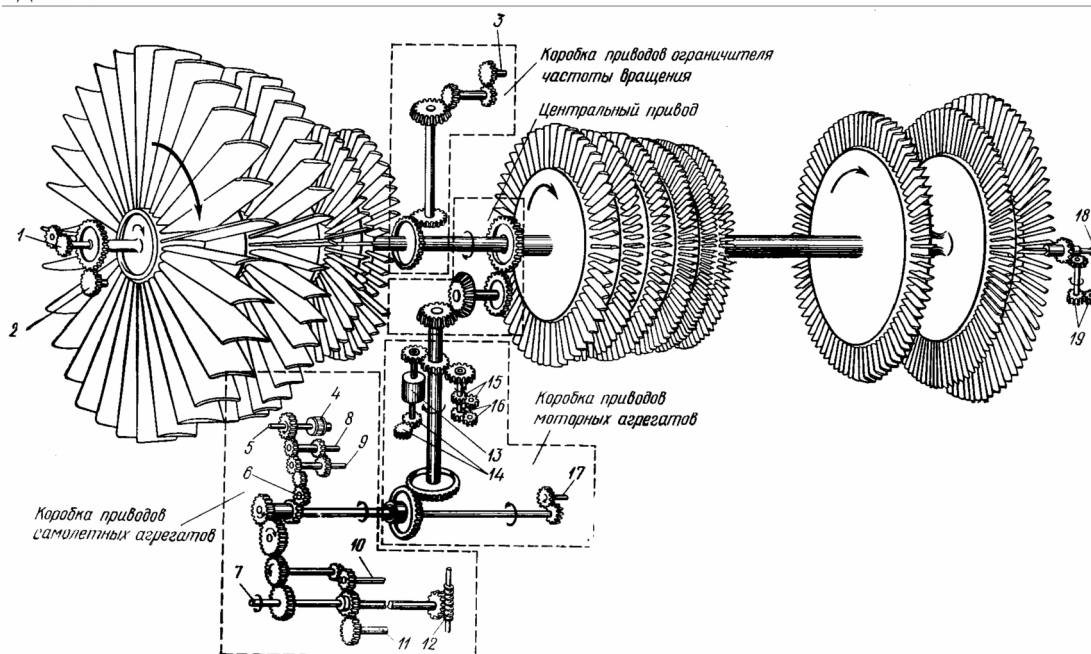


Рис. 5. Кинематическая схема приводов:

1—привод датчика частоты вращения ротора НД; 2—привод откачивающего масляного насоса передней опоры; 3—привод ограничителя частоты вращения ротора НД; 4—центробежный суфлер; 5—привод подкачивающего топливного насоса; 6—привод агрегата постоянной частоты вращения; 7—привод двигателя от воздушного стартера; 8—привод тахогенератора ТГ-6Т; 9—привод датчика частоты вращения ротора ВД; 10 и 11—приводы к гидронасосам; 12—привод ручной прокрутки ротора ВД; 13—масляная центрифуга; 14—откачивающий маслонасос; 15—нагнетающий маслонасос; 16—подкачивающий маслонасос; 17—привод насоса-регулятора; 18—привод центробежного суфлера; 19—откачивающий насос задней опоры

От коробки самолетных агрегатов мощность передается также на приводы гидронасосов 10 и 11, тахогенератора 8 ТГ-6Т и на привод 9 датчика частоты вращения ротора высокого давления.

Мощность от ротора низкого давления передается:

- в передней опоре — через цилиндрические шестерни на приводы откачивающего маслонасоса 2 и датчика 1 частоты вращения ротора низкого давления;
- в средней опоре — через систему конических шестерен на привод 3 ограничителя частоты вращения ротора низкого давления;
- в задней опоре — на привод 18 центробежного суфлера и масляный насос откачки 19.

1.5. УПРАВЛЕНИЕ РАБОТОЙ ДВИГАТЕЛЯ

Управление двигателями производится из кабины экипажа.

С пульта пилотов осуществляется изменение режимов прямой и обратной тяги, включение и выключение реверса тяги. Контроль работы двигателей выполняется с помощью указателей частоты вращения ротора высокого давления ИТЭ-1Т.

С пульта бортового инженера осуществляется управление режимами прямой тяги и остановом двигателей (рис. 6).

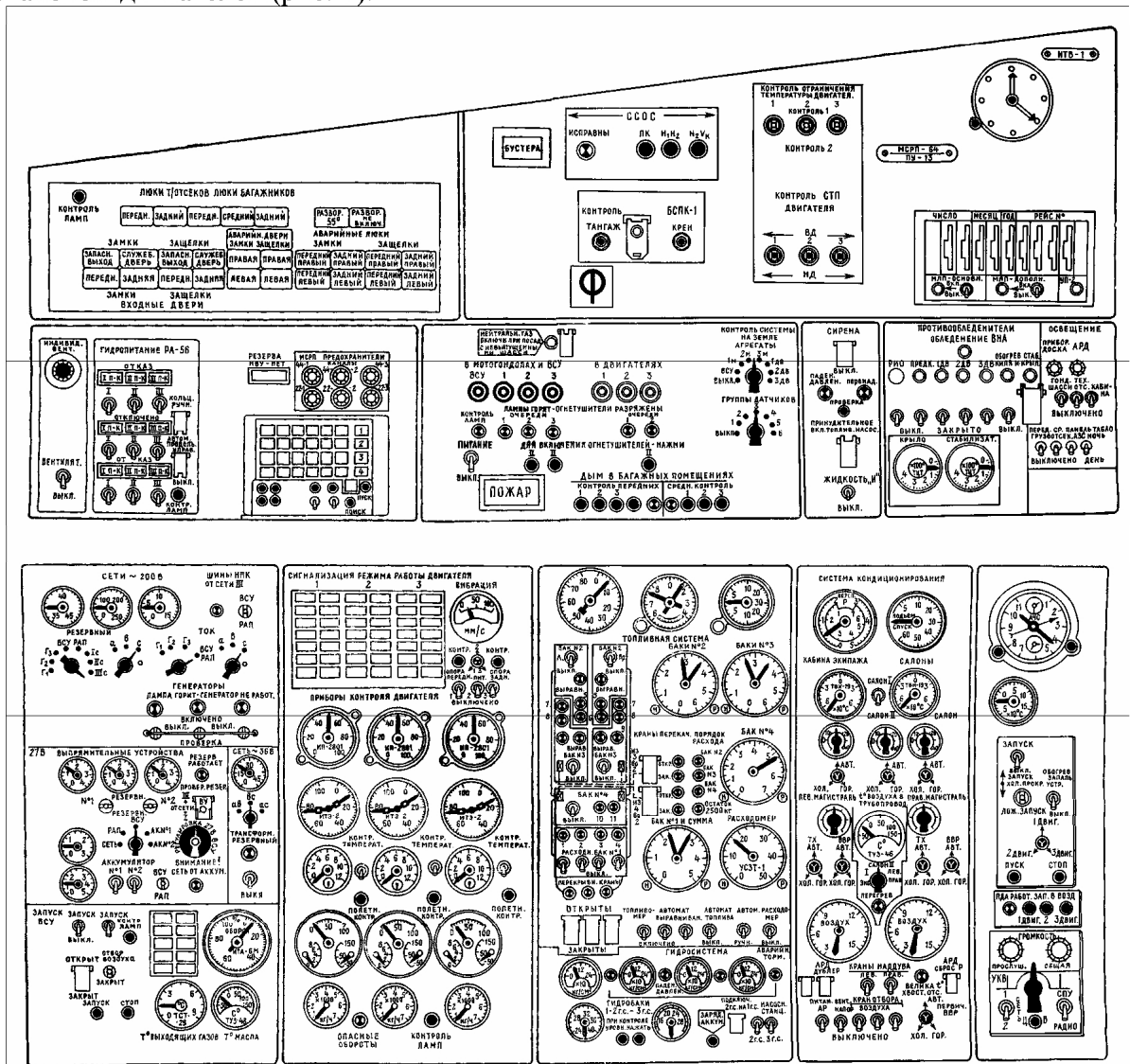


Рис. 6. Приборная доска бортового инженера

Контроль работы двигателей выполняется с помощью сигнальных ламп и табло, указателей положения рычага управления ИП-28-01, указателей оборотов частоты вращения роторов низкого и высокого давления ИТЭ-2Т, указателей температуры выходящих газов УТЭ-7А-710, указателей давления топлива, давления и температуры масла УИЗ-3, указателей мгновенного расхода топлива УМРТ-1.

С пульты бортового инженера осуществляется запуск двигателей НК-8-2У и вспомогательной силовой установки ТА-6А как на земле, так и в полете.

1.6. КРЕПЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ НА САМОЛЕТЕ

Для крепления двигателя на самолете используют силовые подкосы мотогондол самолета и узлы подвески двигателя. На задней опоре двигателя установлен задний узел 1 подвески двигателя, а на корпусе средней опоры установлены четыре узла подвески, из которых используются только три.

Для установки двигателя в левую мотогондолу используют I, II, III цапфы, в центральную — II, V, VI, а в правую — IV, V, VI цапфы. Расположение транспортировочных узлов и такелажных подвесок показано на рис. 7.

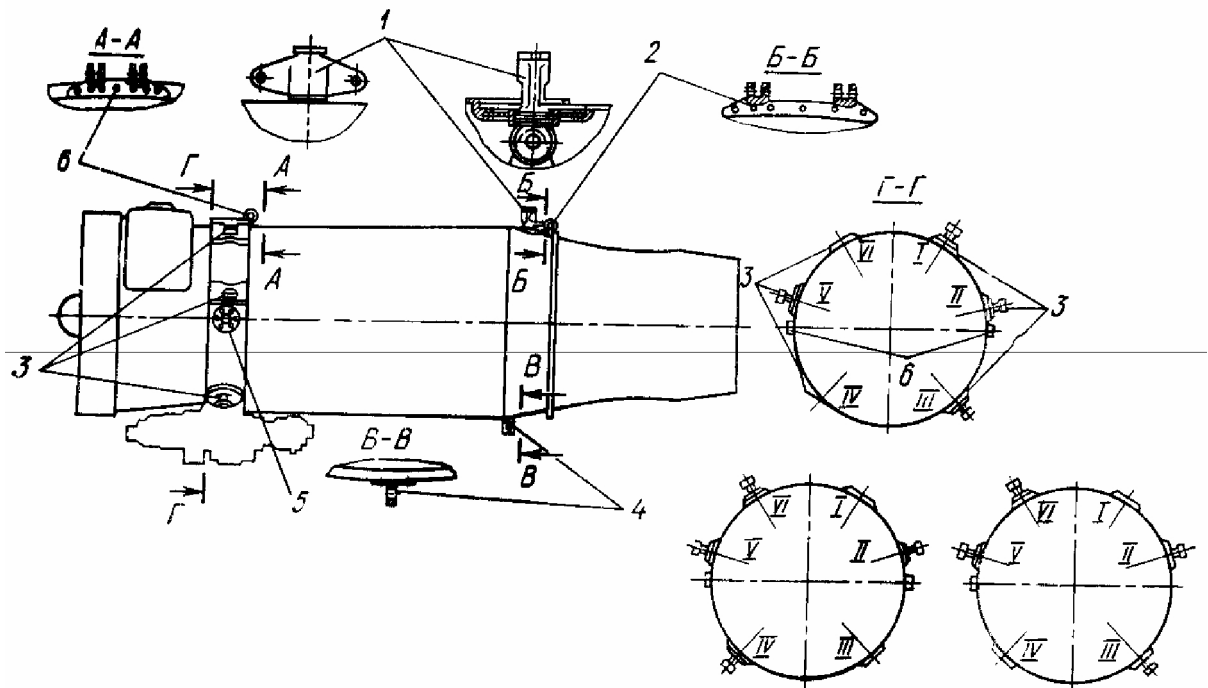


Рис. 7. Узлы крепления двигателя на самолете:

- 1—задний узел подвески; 2—задняя такелажная точка; 3—цапфы передней подвески; 4—транспортировочный кронштейн; 5—транспортировочная цапфа; 6—передняя такелажная точка; I, II, III, IV, V, VI—цапфы передней подвески

ГЛАВА 2. ПРИМЕНЯЕМЫЕ ГСМ, ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ НК-8-2У

2.1. ПРИМЕНЯЕМЫЕ ТОПЛИВА

К топливам, применяемым для авиационных двигателей, предъявляют повышенные требования, согласно которым топливо должно:

- легко прокачиваться по системе питания при низких и высоких температурах;
- хорошо распыляться на различных режимах работы двигателя;
- полностью испаряться и быстро сгорать в двигателе, не образуя отложений нагара;
- обладать высокой объемной теплотой сгорания;
- быть термически стабильным;
- не вызывать коррозии деталей двигателя.

Для двигателя НК-8-2У в качестве топлива применяют керосины Т-1, ТС-1, Т-7. Топлива Т-1, ТС-1 являются продуктами прямой перегонки и стабильны при хранении в течение нескольких лет. Топливо Т-7 вырабатывают методом гидроочистки. Гидроочистка позволяет резко снизить в топливе содержание общей серы, нестабильных углеводородов и смолистых соединений.

Для сравнения топлив некоторые их характеристики приведены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристика топлив

Показатели	Т-1	ТС-1	Т-7
Плотность при 20° С, г/см ³	0.800	0,775	0.775
Вязкость при 20° С, сСт	1,5	1,25	1,25
Теплота сгорания, ккал/кг	10250	10250	10300
Температура кристаллизации, °С	— 60	— 60	— 60
Содержание серы, %	0,10	0,25	0,05
Зольность (не более), %	0,003	0,003	0,003
Содержание воды (приблизительно), %	0.15	0.15	0.15

Для предотвращения образования кристаллов льда в авиационные топлива добавляют жидкость — этилцеллозольв марки А (ГОСТ 8313—60), известную под старым названием жидкость «И». Это бесцветная прозрачная жидкость с плотностью 0,930—0,953 г/см³ (при 20° С хорошо смешивается с водой). Этилцеллозольв не оказывает отрицательного влияния на физико-химические и эксплуатационные свойства топлив. Для самолета Ту-154 этилцеллозольв добавляется в топливо при температуре атмосферного воздуха +5°С и ниже в количестве 0,3% к объему заправляемого топлива. При добавлении этой присадки в авиационные керосины полностью предотвращается образование в них кристаллов льда при любых температурах в период зимней эксплуатации.

В настоящее время для самолета Ту-154А с двигателями НК-8-2У установлены нормы расхода топлива на один час полета и на земле:

— для учебных полетов 6900 кг, для тренировочных полетов 6500 кг, для планирования и расчетов 6820 кг;

— для работы двигателей на земле (руление, опробование, работа ВСУ, техобслуживание в АТБ) норма расхода топлива 775 кг на один полет (независимо от продолжительности), в том числе 50 кг для АТБ базового аэропорта.

Зарубежные заменители отечественных топлив приведены в табл. 2.

Таблица 2.

Зарубежные заменители отечественных топлив

Страна	Спецификация	Сорт
США	mil-F-5616C mil-T-5624G D 1665/63T (SEAD-2)	JP-1 JP-5 TYPE-A-1
Англия	DEARD-2482* DEARD-2494 DEARD-2498*	JP-1B AVTUR (AVTUR-50) AVCAT (JP-5)
Канада	3GP-23C 3GP-23C	TYPE-1 AVTUR-50
Франция	Air-3405 CSN 656518	AVTUR-50 PL-4
Чехословакия	(ТРД-25-005-64) Ту № 1-65	T-1
ГДР	GOST 10227-62	TC-1
НРБ	БДС 5075-65	TC-16
	Наименование типов фирмы «Shell»	Aeroshell turbine Fuel 650 (Aeroshell-650) (ATF-650)

Примечания. 1. Сорта топлив, отмеченные*, не разрешается применять, если температура воздуха у земли ниже -20°C , а продолжительность предстоящего полета более 3 ч.

2. Допускается смешивание основного топлива с перечисленными заменителями, при этом если у одного топлива имеются ограничения по применению, эти ограничения распространяются и на смесь.

2.2. ПРИМЕНЯЕМЫЕ МАСЛА

Качество смазочного материала в той или иной степени влияет на работоспособность двигателей, на их надежность в течение установленного срока службы, а также на легкость запуска двигателя. При любых эксплуатационных условиях смазочный материал должен создавать надежную прослойку между трущимися поверхностями с целью уменьшения трения и износа.

Для системы смазки применяются масла с малой вязкостью, что объясняется стремлением уменьшить коэффициент трения в подшипниках качения, кроме того такое масло лучше распыляется форсункой, облегчает запуск двигателей при низких температурах, снижает затраты мощности на прокачку масла.

Для двигателя НК-8-2У применяют минеральные масла МК-8, МК-8П и синтетическое масло ВНИИ-НП-50-1-4Ф.

Масла МК-8, МК-8П (с антиокислительной присадкой ионола) представляют собой нефтяные маловязкие масла кислотной очистки, вырабатываемые из малопарафинистой нефти.

Масло ВНИИ-НП-50-1-4Ф синтетическое (работоспособно до $+175^{\circ}\text{C}$, обеспечивает хорошую смазку), низкотемпературное, термостабильное и практически не испаряется.

Для сравнения масел некоторые их характеристики приведены в табл. 3.

Для самолета Ту-154А для всех видов полетов расход масла на один час работы двигателей — 3 кг.

Зарубежные заменители масел МК-8, МК-8П приведены в табл. 4. Заменители масла ВНИИ-НП-50-1-4Ф приведены в табл. 5.

Таблица 3

Характеристики масел

Показатели	МК-8	МК-8П	ВНИИ-НП-50-1-4Ф
Вязкость при 100 °С, <i>cSt</i>	—	—	3,2
Вязкость при 50 °С, <i>cSt</i>	8,3	8,3	9
Зольность (не более), %	0,005	0,005	0,04
Механические примеси, вода	Отсутствуют	Отсутствуют	Отсутствуют
Температура застывания (не выше), °С	— 55	— 55	— 60
Плотность при 20 °С (не более), <i>г/см³</i>	0.885	0.885	0.926
Содержание серы (не более), %	0,4	0,4	—

ВНИМАНИЕ. Минеральные и синтетические масла не смешивать.

Таблица 4

Зарубежные заменители отечественных минеральных масел

Страна	Спецификация	Сорт
Англия	DEARD-2490 DEARD-2490	Турбоойль-3 ОМ-11
Франция	Air-3515A	Турбоойль-3
Канада	3-GP-901 Mil-0-60818	Oil-1010 Oil-1010
США	Mil-L-6081C (AGG)	
	Масла минеральные по индексу	0-133 0-135
	Минеральные масла фирмы «Shell»	Aeroshell Turbine Oil-2

Таблица 5

Зарубежные заменители отечественных синтетических масел

Страна	Спецификация	Сорт
Англия	DEARD-2487	Турбоойль-750
Канада	3-GP-904	Турбоойль-300
США	Mil-L-7808C (Mil-L-7808F)	Турбоойль-300
Франция	Air-3513	Турбоойль-300

2.3. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ

Тип двигателя.....	турбовентиляторный, двухконтурный
Степень двухконтурности двигателя.....	1
Суммарная степень сжатия	
компрессоров на взлетном режиме (при $H=0$; $V=0$; МСА) ...	10,8
Тяга на взлетном режиме (при $H=0$; $V=0$; МСА)	10500 кгс
Отрицательная тяга на режиме не	
выше номинального (при $H=0$; $V=0$; МСА).....	3600+150 кгс
Время разгона до режима 95% максимальной тяги реверса.....	6 с
Время приемистости двигателя	8—10 с
Длина двигателя с реверсом и соплом	5288 мм
Длина двигателя с реактивным соплом	4762 мм
Максимальный диаметр двигателя.....	1442 мм
Сухая масса двигателя	2100 кг \pm 2%
Сухая масса двигателя с реверсом и соплом.....	2350 кг \pm 2%
Ресурс двигателя.....	устанавливается бюллетенями
Срок хранения законсервированного двигателя	5 лет

Система смазки

Температура масла на входе в двигатель:	
при запуске минимально допустимая:	
для масла ВНИИ-НП-50-1-4Ф.....	— 40° С
для масла МК-8 и МК-8П.....	— 25° С
минимальная для выхода на режим выше 0,7 номинала	— 5° С
на режимах длительной работы:	
минимальная	+40° С
рекомендуемая	+65 ÷ +85° С
максимальная.....	+100° С
Давление масла на входе в двигатель на земле и в полете:	
на режиме «Малый газ» не менее;	2,5 кгс/см ²
на режимах выше режима «Малый газ»	3,5—4 кгс/см ²
на высотах свыше 10000 м допускается	до 3,3 кгс/см ²
Расход масла не более	1 кг/ч

Топливная система

Давление топлива перед форсунками:	
на режиме «Малый газ»	4—7,5 кгс/см ²
на взлетном режиме не более	60 кгс/см ²
Удельный расход топлива:	
на взлетном режиме не более ($H=0$; $V=0$; МСА).....	0,59кг/кгс•ч
на крейсерском режиме в полете	
($H=11000$ м, $V=850$ км/ч) не более.....	0,77 кг/кгс•ч

Параметры двигателя при работе на земле и в полете приведены в табл. 6 и 7.

Таблица 6

Параметры двигателя по режимам работы на земле
($V=0$, $p_H=760$ мм. рт. ст., $t_H=15^\circ\text{C}$)

Режим	Угол поворота рычага управления двигателем, град	Тяга, кгс	Частота вращения ротора высокого давления, %	Частота вращения ротора низкого давления, с соплом, %	Частота вращения ротора низкого давления, с реверсом тяги, %	Температура газов за турбиной (не более), $^\circ\text{C}$	Давление масла, кгс/см ²	Время непрерывной работы, мин
Взлетный	114±2 (на упоре НР-8-2У)	10500 ₋₂₁₀	95,5 ⁺¹ _{-1,5}	96±1,5	95 ⁺¹ ₋₂	630	4 _{-0,5}	Не более 15% от ресурса
Номинальный	106±1	8850±150	92,5±1	91±1	91,5±1	590	4 _{-0,5}	Не ограничено, но не более 20% от ресурса
0,85 номинального	96±2	7500±150	89,5±1	86±1	86,5±1	559	4 _{-0,5}	Не ограничено
0,7 номинального	86±3	6200±150	86,5±1	80,5±1	81,5±1	500	4 _{-0,5}	То же
0,6 номинального	80±3	5300±150	84±1	76±1	77±1	475	4 _{-0,5}	—”—
0,4 номинального	66±3	3550±150	78,5±1	65,5±1	66±1	430	4 _{-0,5}	—”—
Малый газ	25—40	650±150	55,5 ₋₃	29—33	29—33	—	Не менее 2,5	Не более 1 ч*
Максимальная обратная тяга	3 ⁺² ₋₃ (на упоре НР-8-2У)	3600±150	88 ⁺² _{-1,5}	—	86±1	575	4 _{-0,5}	Не более 1 мин

* При нагрузке на генератор 20 ... 25 кВ·А (не более).

Примечания.

- 1 Температура масла на входе в двигатель на всех режимах, после прогрева 40 ... 100° С.
2. Вибрация по передней и задней опорам не более 40 мм/с на всех режимах.
3. Частоту вращения 98,5% по ротору ВД и 101% по ротору НД не превышать.
4. Графики изменения частоты вращения роторов ВД и НД по режимам работы в зависимости от температуры наружного воздуха приведены в гл. 10.
5. 1% по указателю ИТЭ-2 (ИТЭ-1) для частоты вращения ротора ВД соответствует 73,9 об/мин, для частоты вращения ротора НД — 56,3%.

**Параметры работы двигателя по режимам в полете
(В условиях МСА)**

Режим	Угол поворота рычага управления двигателем, град	Частота вращения ротора высокого давления для всех высот и скоростей, %	Частота вращения ротора низкого давления, %				Давление масла в двигателе, кгс/см ²
			Н=11000 м, V=850 км/ч		Н=8000 м, V=850 км/ч		
			с соплом	с реверсом тяги	с соплом	с реверсом тяги	
Номинальный	106±1	95,5±1	96,5±1	97,5±1	95±1	96±1	4 _{-0,5}
0,85 номинального	96±2	89,5±1	93±1	94±1	90±1	91±1	4 _{-0,5}
0,7 номинального	86±3	86,5±1	87±1	88±1	85±1	86±1	4 _{-0,5}
0,6 номинального	80±3	84±1	82,5±1	83,5±1	80±1	81±1	4 _{-0,5}
0,4 номинального	66±3	78,5±1	71,5±1	72,5±1	69,5±1	70,5±1	4 _{-0,5}
Малый газ	25—40	—	69 ⁺¹	70 ⁺¹	60 ⁺¹	61 ⁺¹	Не менее 2,5

Примечания.

1. На высотах 10000 м и выше допускается уменьшение давления масла на режимах выше малого газа до 3,3 кгс/см².
2. Вибрация по передней и задней опорам не более 40 мм/с на всех режимах.
3. Частота вращения ротора высокого давления на режиме малого газа с увеличением высоты полета возрастает от 55,5-3% на высоте, равной 0 м, до 75% примерно на высоте 11000 м.
4. Температура масла в двигателе должна быть на всех режимах в пределах 40... 100° С.

ГЛАВА 3 . КОНСТРУКЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ

3.1. КОМПРЕССОР

Компрессор предназначен для всасывания, сжатия и подачи воздуха в камеру сгорания.

Компрессор является одним из основных элементов газотурбинного двигателя, во многом определяющим размеры, массу, экономичность и ряд важных конструктивных особенностей двигателя. Поэтому к конструкции компрессора предъявляются следующие основные требования:

- обеспечение заданной степени повышения давления воздуха при значительной производительности и сравнительно малых габаритах и массе;
- высокое значение КПД на рабочих режимах;
- устойчивая работа в широком диапазоне частоты вращения;
- простота конструкции;
- высокая эксплуатационная надежность;
- хорошая компоновка с камерой сгорания и другими узлами двигателя.

Особенное место в практике эксплуатации газотурбинных двигателей занимает вопрос запасов устойчивой работы компрессора.

Для осевого компрессора как для лопаточной машины существует так называемый «расчетный» режим работы. На этом режиме производится газодинамический расчет компрессора, определяются все его основные параметры: скорости, геометрические размеры, углы установки лопаток, обеспечивается безударное, безотрывное обтекание лопаток всех ступеней компрессора. В условиях эксплуатации параметры воздуха на входе в компрессор и частота вращения его ротора изменяются; в результате изменяются его основные показатели.

На степень сжатия компрессора в значительной степени влияет температура воздуха на входе и частота вращения ротора компрессора. При изменении частоты вращения (при запуске и на рабочих режимах) изменяется степень сжатия компрессора, что при различной длине рабочих лопаток первых и последних ступеней компрессора вызывает изменение осевых скоростей. Это обуславливает появление нерасчетных картин обтекания лопаток. Если на первых ступенях положительные углы атаки возрастают и срыв потока наблюдается со стороны спинок профилей лопаток, то на рабочих лопатках последних ступеней обтекание происходит под отрицательными углами атаки с появлением срывных течений на корытце профиля. Срыв потока на лопатках последних ступеней, как правило, вследствие сильного дросселирующего эффекта, воздействующего на предыдущие ступени, мгновенно распространяется на все ступени компрессора. Его напорность скачком падает. Через мощную срывную зону наблюдается выброс сжатого и нагретого воздуха вперед на вход в компрессор. Возникновение срыва потока на первых ступенях появляется в компрессоре постепенно и плавно снижает напорность компрессора.

Возникновение срывных явлений на ступенях компрессора при определенных условиях могут вызвать сильные низкочастотные автоколебания давления и расхода воздуха во всем газоздушном тракте двигателя, что сопровождается серией хлопков. В эксплуатации это явление называют помпажом («помпаж двигателя», «помпаж компрессора»).

При помпаже компрессора появляются сильные опасные пульсации потока воздуха, проходящего через компрессор. Значительно возрастает уровень вибрации силовой установки, что может привести к разрушению лопаток, к трещинам на корпусе камеры сгорания, к срыву пламени и другим разрушениям. Поэтому и помпаж компрессора, и работа двигателя с развитым срывом в отдельных ступенях компрессора в эксплуатации

недопустимы.

Следует помнить, что даже кратковременная работа двигателя на помпажном режиме нежелательна.

Для улучшения работы осевых компрессоров на нерасчетных режимах и предотвращения развитых срывов и помпажных явлений в инструкции для компрессоров предусмотрены специальные средства регулирования, например на двигателе НК-8-2У:

- поворотные лопатки направляющего аппарата компрессора высокого давления;
- перепуск воздуха из-за восьмой ступени компрессора высокого давления.

Двухкаскадная схема компрессора также способствует расширению диапазона устойчивой его работы.

Компрессора двигателя НК-8-2У десятиступенчатый, состоит из компрессоров низкого и высокого давления, разделенных между собой корпусом средней опоры.

3.2. КОМПРЕССОР НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

Компрессор низкого давления (рис. 8) состоит из статора, ротора, передней и задней опор.

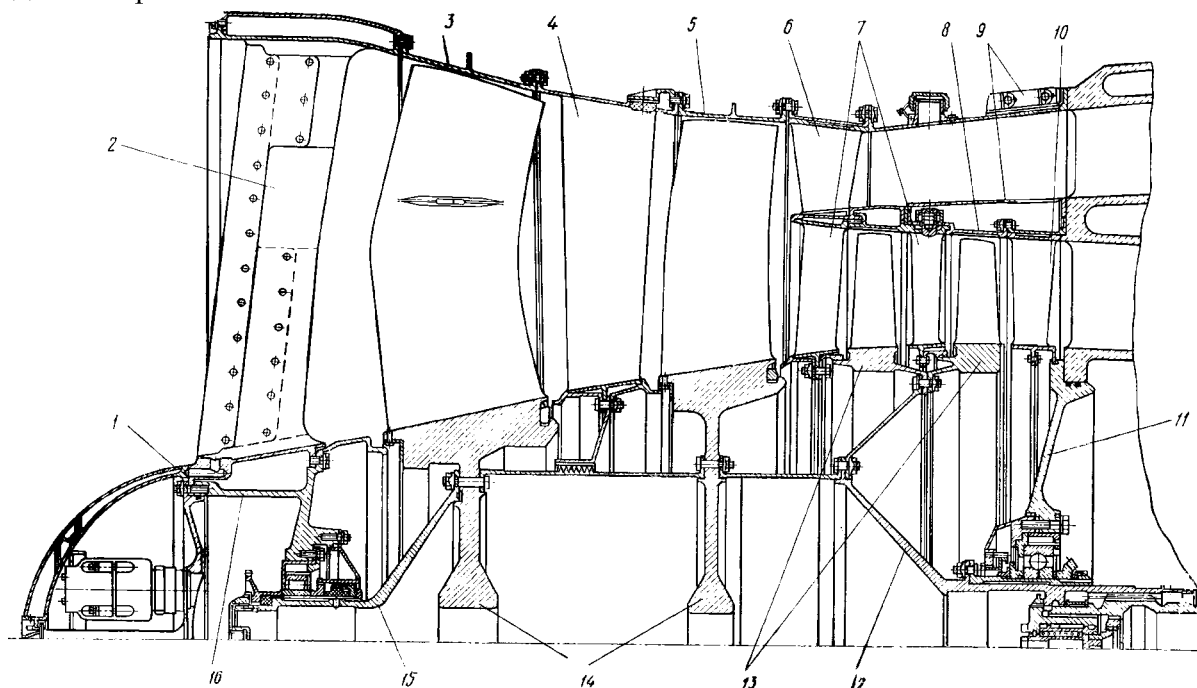


Рис. 8. Компрессор НКД:

- 1—кок; 2—ВНА; 3, 5 и 8—рабочие кольца; 4 и 7—направляющие аппараты; 6 и 10—выходные направляющие аппараты; 9—кольца; 11—корпус задней опоры ротора НКД; 12—задний вал ротора НКД; 13 и 14—рабочие колеса ротора НКД; 15—передний вал; 16—корпус передней опоры ротора НКД

Статор компрессора низкого давления состоит из входного направляющего аппарата 2, направляющего аппарата 4 первой ступени вентилятора, выходного направляющего аппарата 6 второго контура, направляющих аппаратов 7 второй и третьей ступеней, выходного направляющего аппарата 10 первого контура, четырех рабочих колец 3, 5, 8, двух колец 9, образующих трактовую поверхность второго контура, кока 1.

Входной направляющий аппарат ВНА (рис. 9) предназначен для безударного подвода воздуха на рабочие лопатки первой ступени компрессора низкого давления, установлен на входе в компрессор. ВНА состоит из кольца ресивера 13, наружного кольца 8, двенадцати полных лопаток 9 и двенадцати консольных лопаток 10.

Полные 9 и консольные 10 лопатки наружными полками вварены в просечки наружного кольца 8. Полные лопатки служат стойками передней опоры, нижние полки

образуют фланцы, к которым крепится корпус 14 передней опоры вентилятора. Передние кромки всех лопаток образованы профилированными дефлекторами 19, которые приклепаны к лопаткам. Для обогрева в полость между лопаткой и дефлектором поступает воздух из-за девятой ступени компрессора. Через фланец 12 горячий воздух подводится в кольцевую полость и далее к каждой лопатке. Часть воздуха выходит через щелевые зазоры и обогревает поверхность лопаток, а остальной воздух проходит через полные лопатки и обогревает кок.

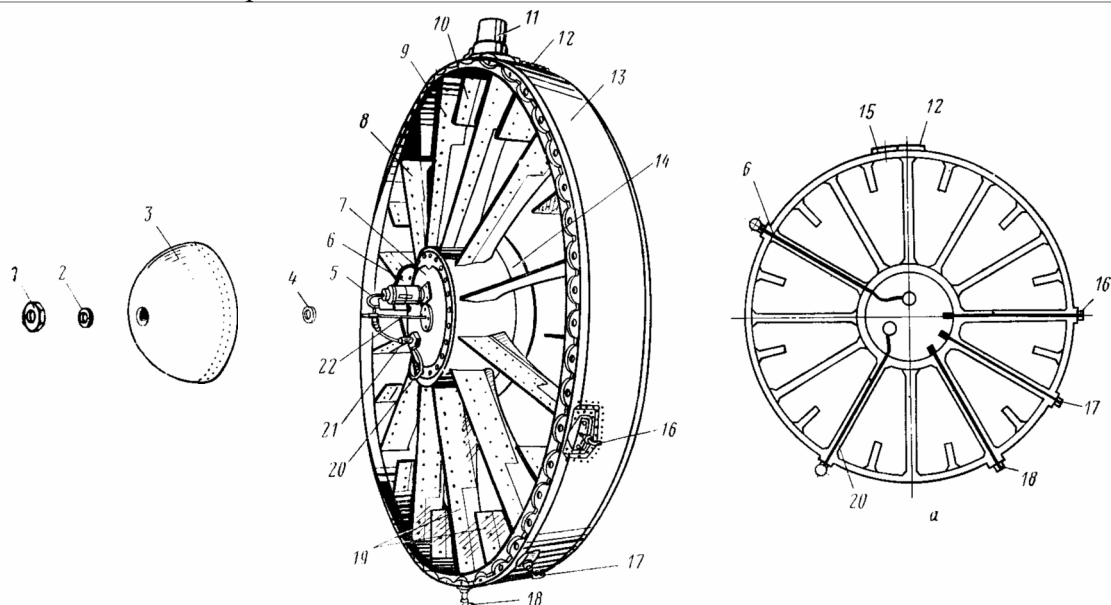


Рис. 9. Входной направляющий аппарат:

а— схема расположения трубопроводов, электропроводов и фланцев;
 1—гайка; 2—контрольная шайба; 3—кок; 4—регулирующая шайба; 5—датчик тахометра ДТЭ-5Т; 6—электропровод датчика тахометра; 7—крышка передней опоры; 8—наружное кольцо; 9—полная лопатка; 10—консольная лопатка; 11—датчик сигнализатора обледенения ДО-206; 12—фланец подвода горячего воздуха; 13—кольцо ресивера; 14—корпус передней опоры; 15—фланец; 16—угольник трубопровода подвода огнегасящего состава; 17—угольник трубопровода подвода масла; 18—угольник трубопровода отвода масла; 19—дефлектор; 20—электропровод датчика пожара; 21—датчик пожара ДП-6; 22—шпилька крепления кока

Через полости полных лопаток проходят трубки подвода и отвода масла, подвода огнегасящей смеси и проложены электропровода от датчика пожара 21 и электропровод 6 от датчика частоты вращения ротора низкого давления. Для соединения этих трубопроводов и электропроводов с системами двигателя на кольце 13 ресивера установлены угольники 16, 17 и 18 и штепсельные разъемы. В верхней части кольца 13 ресивера к фланцам 12 крепится переходник подвода воздуха на обогрев ВНА, к фланцу 15 крепится датчик обледенения ДО-206 (2-й серии).

Направляющий аппарат 2 (рис. 10) первой ступени вентилятора состоит из наружного кольца, лопаток, лабиринтного кольца и двух колец 16 для перекрытия присоединенных объемов. Лопатки наружными полками вварены в просечки наружного кольца. Внутренние полки лопаток образуют кольцо и фланец, к которому болтами крепят переднее и заднее кольца перекрытия с лабиринтным кольцом. На внутреннюю поверхность лабиринтного кольца нанесено легкосрабатываемое покрытие, которое с гребешками на роторе образует воздушное лабиринтное уплотнение между ступенями компрессора.

Для осмотра лопаток в процессе эксплуатации и для зачистки забоин в нижней части наружного кольца имеется лючок 3.

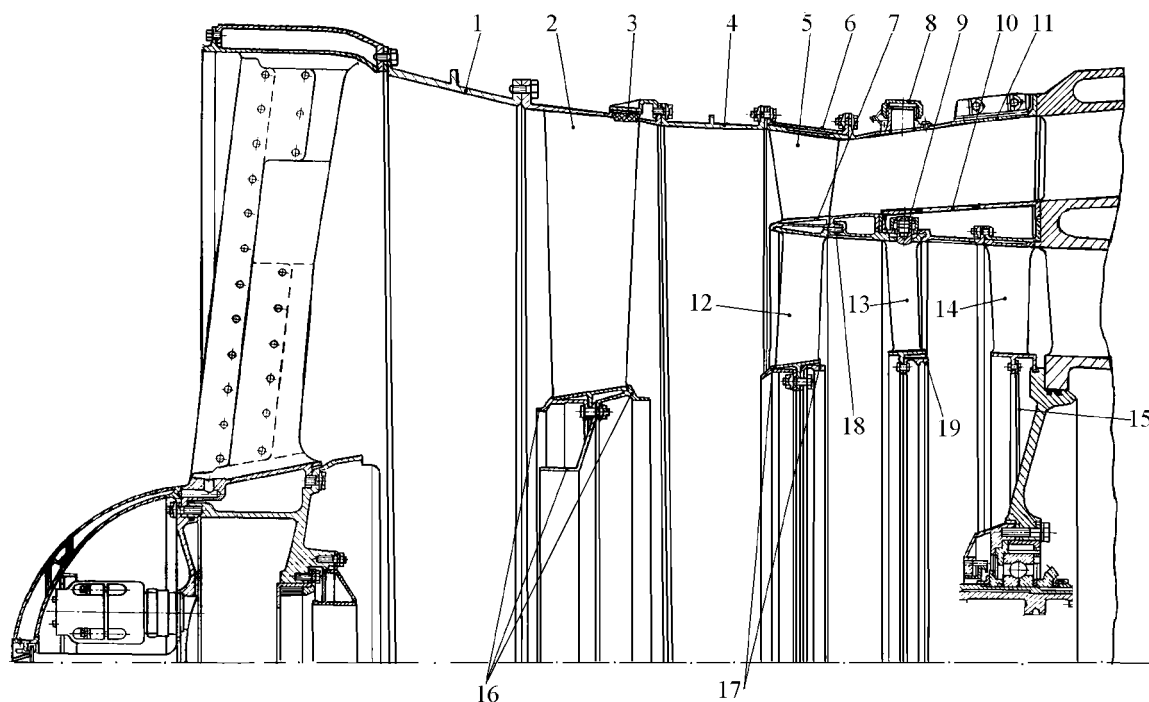


Рис. 10. Статор компрессора НД:

1, 4, 18 и 20—рабочие кольца; 2, 12 и 13—направляющие аппараты; 3, 8 и 9—лючки для осмотра лопаток; 5 и 14—выходные направляющие аппараты; 6—наружное кольцо; 7—внутреннее разделительное кольцо; 10 и 11—кольца; 15—соединительное кольцо; 16 и 17—кольца перекрытия; 19—лабиринтное кольцо

Выходной направляющий аппарат 5 второго контура состоит из наружного кольца 6, лопаток 11 внутреннего разделительного кольца 7. К наружному кольцу лопатки крепятся замком «ласточкин хвост». Внутренние полки лопаток установлены в проточку с наружной стороны разделительного кольца. Кольцо 7 служит для разделения воздушного потока и направления его в первый и второй контуры.

Направляющие аппараты второй 12 и третьей 13 ступеней аналогичны по конструкции и состоят из лопаток и лабиринтных колец. Внутренние полки лопаток образуют кольцо с фланцем, к которому крепят на направляющем аппарате 12 кольцо перекрытия присоединенных объемов и кольцо перекрытия 17, к направляющему аппарату 13 крепят лабиринтное кольцо 19. На верхних полках лопаток имеются буртики, с помощью которых аппарат центрируется и крепится между рабочими кольцами.

Выходной направляющий аппарат 14 первого контура состоит из наружного кольца, лопаток, соединительного кольца. К наружному кольцу лопатки крепят замком типа «ласточкин хвост». Внутренние полки лопаток образуют кольцо с фланцем и выступом для фиксации в кольцевой проточке корпуса задней опоры ротора компрессора низкого давления. К фланцу приклепывается соединительное кольцо 15. Для обеспечения монтажа направляющий аппарат 14 имеет диаметральный разъем.

Рабочие кольца 1 и 4 вентиляторных ступеней аналогичны по конструкции, изготовлены из алюминиевого сплава и имеют по два фланца и ребро жесткости. Рабочие кольца 18 и 20 изготовлены из титанового сплава, на внутренней стороне их нанесено легкосрабатываемое покрытие для обеспечения необходимого зазора с рабочими лопатками ротора. В нижней части рабочего кольца 20 имеется лючок 9 для осмотра и зачистки забоин на рабочих лопатках ротора 3 и 3А ступеней.

Кольцо 11 образует наружную поверхность канала второго контура. В кольце имеется технологический диаметральный разъем. В нижней части кольца для осмотра лопаток ротора 3 и 3А ступеней имеется лючок. Внутреннее кольцо 10 образует

внутреннюю поверхность канала второго контура, имеет окно для обеспечения крепления компрессора низкого давления к средней опоре.

Кок 3 (см. рис. 9) служит обтекателем передней опоры ротора компрессора низкого давления, для эффективного обогрева изготовлен двухстенным. Кок крепится с помощью специального болта к крышке корпуса передней опоры.

Все элементы статора компрессора низкого давления соединены с помощью фланцев и стянуты болтами. Центрирование выполняется с помощью штифтов.

Ротор компрессора низкого давления (рис. 11) состоит из четырех колес 4, 8, 10, трех промежуточных колец 11, 15, переднего 2 и заднего 14 валов, переднем и задней опор.

Рабочие колеса 4, 8 и 10, промежуточные кольца 11 и 15 и валы 2 и 14 соединены между собой фланцами и стянуты болтами и сцентрированы буртиками. Лопатки во всех рабочих колесах установлены и закреплены замками «ласточкин хвост». Лопатки 5 первой ступени «саблевидной» формы на высоте $\frac{2}{3}$ длины оснащены бандажными полками, которые образуют кольцевой пояс, служащий для уменьшения вибрационных напряжений.

На вентиляторных ступенях лопатки фиксируются специальными кольцами 3, 6, 7 и 9, а на ступенях 3 и 3А гладкими штифтами, расположенными под углом к оси замка. На дисках ступеней 3 и 3А с передней стороны цилиндрические поверхности обеспечивают уплотнение между ступенями.

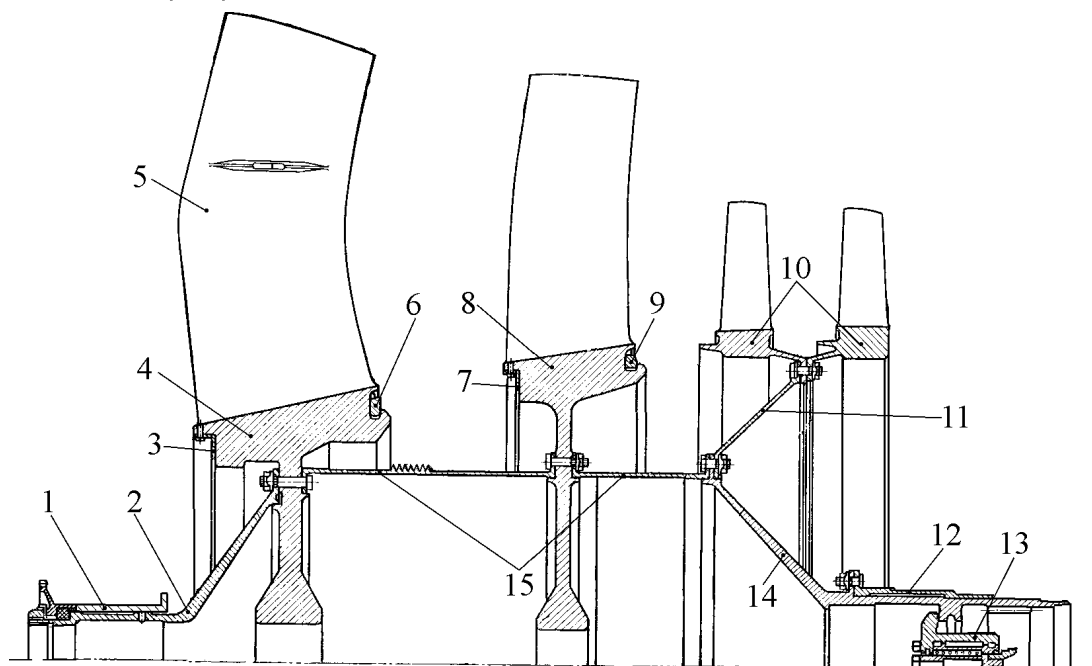


Рис. 11. Ротор компрессора НД:

1 и 12—втулки; 2 и 14—валы 3, 6, 7, 9—кольца для фиксации лопаток; 4, 8, 10—рабочие колеса; 5—лопатка первой ступени; 11 и 15—промежуточные кольца; 13—стяжной болт

Промежуточные кольца 11 и 15 служат для соединения дисков между собой. Кольцо 15 цилиндрической формы, а кольцо 11 — коническое. С наружной стороны на первом кольце имеются гребешки для воздушного уплотнения с лабиринтным кольцом статора.

На передний вал 2 конической формы, переходящей в цилиндрический хвостовик с наружными шлицами напрессована втулка 1 с деталями торцевого контактного уплотнения и внутренней обоймой роликового подшипника. Втулка вместе с шестерней привода маслососа откачки фиксируется на наружных шлицах вала специальной гайкой, в центральной части которой имеется шлицевое гнездо для передачи крутящего

момента через промежуточный валик на привод датчика ДТЭ-6Т частоты вращения ротора низкого давления. На валу 2 имеются отверстия для подвода воздуха на поддув торцевого контактного уплотнения.

Задний вал 14 имеет коническую форму, переходящую в цилиндрическую, — хвостовик, заканчивающийся фланцем, к которому с помощью болтов крепится втулка 12. На втулке 11 (см. рис. 14) установлены детали торцевого контактного уплотнения 8, 9, 10, 13, внутренняя обойма шарикового подшипника 14 и шестерня 15 привода ограничителя оборотов ОГ-8-4 ротора низкого давления. Детали на втулке стягиваются гайкой 16.

На валу сзади устанавливаются детали 17 и 18 торцевого контактного уплотнения масляной полости средней опоры двигателя. С внутренней стороны вала 14 (см. рис. 11) имеются шлицы для соединения с валом второй турбины. Для осевой фиксации валов установлен болт 13 со шлицевой контррочной системой.

Ограничения по забоинам на лопатках ротора компрессора НД

При техническом обслуживании и при подготовках самолета к полетам производится осмотр воздухозаборного устройства двигателя и лопаток компрессора низкого давления с целью обнаружения повреждений и забоин.

Лопатки первой ступени по высоте разделяются на три участка (рис. 12). На профильной части и входной кромке пера лопаток (участках А и В) допускаются с зачисткой две забоины на входных кромках у пяти рабочих лопаток в колесе глубиной до 5 мм и при отсутствии растрескивания материала.

Допускаются без зачистки на входной кромке и профильной части пера забоины глубиной до 0,2 мм и длиной до 0,4 мм с расстоянием между ними не менее 15 мм по всей длине лопатки.

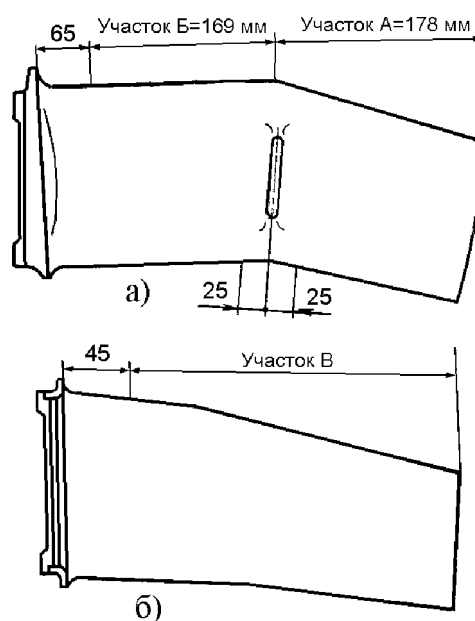


Рис. 12. Рабочие лопатки первой (а) и второй (б) ступеней ротора НД

Не допускаются забоины (кроме оговоренных «без зачистки») на участке 65 мм, в местах сопряжений бандажной полки с профильной частью пера и на расстоянии до 25 мм от мест сопряжения.

Допускается по одной погнутости на трех лопатках глубиной до 8 мм, длиной вдоль входной кромки не менее 50 мм и не более 130 мм от периферийного торца пера без зачистки или по одной вмятине глубиной до 5 мм, длиной вдоль входной кромки не менее 50 мм в надполочной части пера на расстоянии не менее 20 мм от бандажной полки без зачистки.

Погнутости и вмятины могут быть в любом сочетании, но не более чем на трех лопатках. При меньшей глубине повреждений длина вдоль входной кромки может быть пропорционально уменьшена. Трещины на лопатках или повреждения, превышающие указанные нормы, не допускаются.

Лопатки второй ступени по высоте разделяются на два участка— В и 45 мм (рис. 12). На участке В допускаются с зачисткой две забоины на входной кромке глубиной до 3 мм, длиной до 4 мм с расстоянием между ними не менее 30 мм или три забоины на этом же участке глубиной до 1 мм, длиной до 2 мм.

Допускаются без зачистки забоины на участке входной кромки 5 мм от периферийного торца пера рабочих лопаток глубиной до 0,5 мм, длиной до 1 мм и забоины на входной кромке и профильной части пера глубиной до 0,2 мм, длиной до 0,4 мм с расстоянием между ними не менее 15 мм. На участке 45 мм от замка лопатки забоины не допускаются.

Передняя опора вентилятора (рис. 13) является силовым узлом двигателя и состоит из корпуса 5 передней опоры с передней крышкой, втулки 2 опоры, демпфирующего пакета 3, втулки 4 подшипника, роликового подшипника 1, торцевого контактного уплотнения и форсуночного кольца 11.

Корпус передней опоры (литой) с помощью двух фланцев соединен с фланцами, образованными внутренними полками полных лопаток ВНА. Внутри корпуса установлен маслонасос 12 откачки масла, слева в трех бобышках выполнены каналы подвода и отвода масла и установлен обратный клапан противопожарной системы. В центральное отверстие корпуса запрессована втулка 2 для установки в нее демпфирующего пакета 3. Сзади к фланцам крепится маслофорсуночное кольцо 11 и крышка 6 торцевого контактного уплотнения. Спереди крепится крышка корпуса передней опоры.

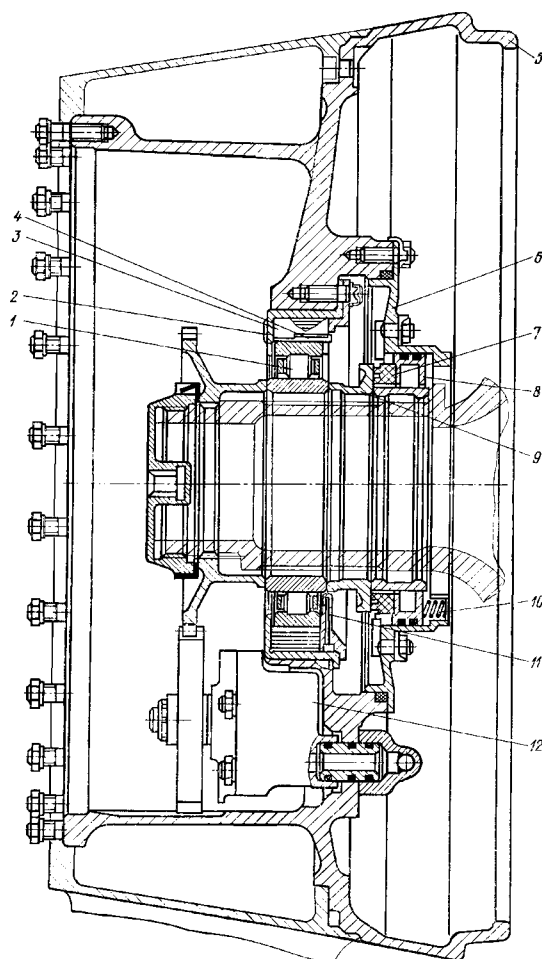
На приливах передней крышки установлены шестерни привода датчика частоты вращения (ДТЭ-5Т крепится спереди). На прилив с резьбой установлен датчик ДП-6 сигнализации пожара в передней опоре. В центральной части, спереди, стоит болт для крепления кока.

Демпфер 3 представляет собой пакет стальных разрезанных пластин и стальной втулки 4. Во втулку 4 установлена наружная обойма подшипника. Маслофорсуночное кольцо 11 фиксирует пакет 3 демпферной опоры и обеспечивает подачу масла на подшипник и в демпфер.

Торцевое контактное уплотнение обеспечивает уплотнение масляной полости передней опоры. Состоит из промежуточного кольца 9, графитового кольца 7, упорного кольца 8 с пружинами 10, крышки 6. Для повышения эффективности работы торцевого контактного уплотнения из-за ступени 3А подводится воздух.

Задняя опора вентилятора (рис. 14) является силовой частью двигателя и воспринимает радиальные и осевые нагрузки от ротора низкого давления. Состоит из корпуса 1, втулки опоры 3, демпферного пакета 4 с втулкой подшипника 5, подшипника с наружной обоймой 6, деталей торцевого контактного уплотнения 8, 9, 10, маслофорсуночного кольца 7.

Корпус 1 литой конструкции имеет коническую форму с фланцем для крепления к корпусу средней опоры. В центральное отверстие запрессована втулка 4 опоры, в которую установлен демпферный пакет 4 с втулкой 5 подшипника и наружной обоймой подшипника 6. Все детали опоры с передней стороны зафиксированы форсуночным кольцом 7 и закрыты крышкой 8 торцевого контактного уплотнения. Детали торцевого контактного уплотнения ставят с передней стороны подшипника 6, обеспечивая уплотнение масляной полости средней опоры двигателя. С задней стороны на приливах установлен привод ограничителя частоты вращения ротора низкого давления.



*Рис. 13. Передняя опора вентилятора:
 1—роликовый подшипник; 2 и 4—втулки; 3—демпфирующий пакет; 5—корпус передней опоры; 6—крышка; 7—графитовое кольцо; 8—упорное кольцо; 9—промежуточное кольцо; 10—пружина; 11—маслофорсуночное кольцо; 12—маслонасос откачки*

3.3. КОМПРЕССОР ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

Компрессор высокого давления состоит из статора, ротора и передней опоры.

Статор компрессора высокого давления (рис. 15) состоит из регулируемого направляющего аппарата 2, пяти направляющих аппаратов 8, 10, 12, 16, 19, выходного спрямляющего аппарата 23, шести рабочих колец 6, 9, 11, 14, 15, 20, лабиринтных колец 24, деталей механизма перепуска воздуха 17, 18 и ресивера отбора воздуха 21.

Регулируемый направляющий аппарат (РНА) (см. рис. 15) установлен на входе в компрессор высокого давления и закреплен с помощью шпилек на среднем кольце и внутреннем корпусе средней опоры двигателя. Лопатки РНА в зависимости от частоты вращения находятся в положении «Прикрыто» или «Открыто». Перекладка РНА из одного положения в другое производится автоматически по приведенной частоте вращения ротора низкого давления, равной $43^{+5,5}_{-3,0} \%$.

РНА (рис. 16) состоит из наружного 4 и внутреннего 2 колец, лопаток 3, ведущего кольца 8.

На наружном кольце 4 установлены опоры скольжения для цапф лопаток. Внутреннее кольцо 2 состоит из двух частей, между которыми установлены нижние опоры 1 лопаток 3. Лопатки 3 цилиндрическими цапфами опираются на опоры

скольжения в наружном и внутреннем кольцах. На наружные цапфы лопаток напрессованы и зафиксированы приводные рычаги 5. Рычаги всех лопаток с помощью штифтов 6 соединены с сухариками 7 ведущего кольца 8.

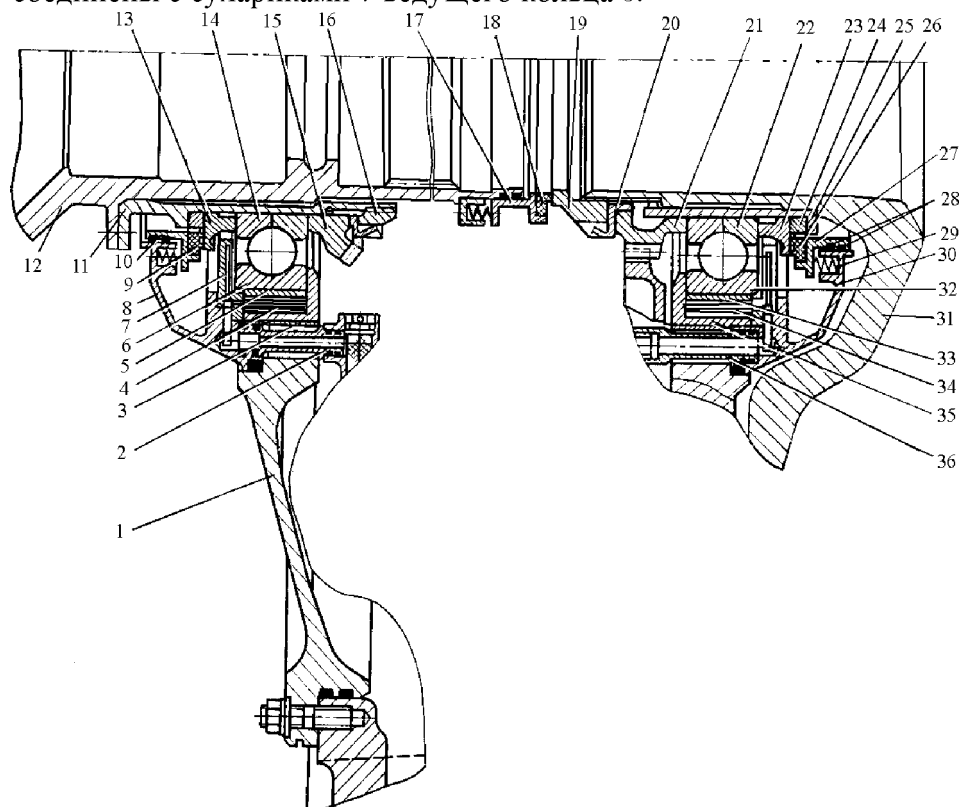


Рис. 14. Опора роторов НД и ВД в корпусе средней опоры:

1— корпус задней опоры ротора НД; 2 и 36— маслопроводы; 3 и 35— втулки опоры; 4 и 34— демпфирующие пакеты; 5 и 33— втулки подшипника; 6 и 32— наружные обоймы подшипника; 7— маслофорсуночное кольцо; 8 и 30— крышки; 9, 18 и 26— графитовые кольца; 10, 17 и 27— опоры графитовых колец; 11 и 25— втулки; 12— задний вал ротора НД; 13 и 23— промежуточные кольца; 14 и 22— внутренние обоймы подшипника; 15 и 21— шестерни; 16 и 19— гайки; 20— контровка; 24— распорное кольцо; 28— уплотнительное кольцо; 29— пружина; 31— передний вал ротора компрессора ВД

Ведущее кольцо 8 состоит из двух колец, между которыми установлены сухарики 7 и распорные штифты или ролики 10. Поворот ведущего кольца 8 производится через рессору агрегатом управления АУ-8-4.

На неработающем двигателе или при работе на частоте вращения ротора низкого давления меньше $43^{+5,5}_{-3,0}$ % лопатки РНА находятся в положении «Прикрыто», при этом на пульте бортинженера горит желтое табло «РНА прикрыт». При увеличении режима на частоте вращения ротора низкого давления, равной $43^{+5,5}_{-3,0}$ %, РНА перенастраивается в положение «Открыто», при этом гаснет табло «РНА прикрыт» и при неизменном положении рычага управления двигателем частота вращения ротора низкого давления увеличивается примерно на 6%. При уменьшении режима происходит обратный процесс.

Направляющие аппараты аналогичны (рис. 17) по конструкции. Каждый аппарат состоит из лопаток 2 и лабиринтного кольца 16, которые соединены с помощью заклепок. Верхние полки лопаток центрируются буртиками и крепятся между рабочими кольцами 3, 4, 5, 12. Нижние полки образуют кольцо и фланец для крепления лабиринтного кольца 16. На внутреннюю поверхность лабиринтного кольца 16 нанесено легкосрабатываемое покрытие, обеспечивающее с гребешками ротора уплотнение между ступенями.

Выходной спрямляющий аппарат 14 состоит из наружного кольца 11, лопаток 13 и трех лабиринтных колец 15. На наружном кольце 11 имеются два увеличенных фланца, к

которым крепятся ресивер отбора воздуха 10, рабочее кольцо 12 девятой ступени, а сзади крепится наружный корпус камеры сгорания. Для перепуска воздуха в ресивер у наружного кольца аппарата выполнены два ряда прямоугольных отверстий *Б* и отверстия на заднем фланце. С внутренней стороны к наружному кольцу 11с помощью замков «ласточкин хвост» крепятся лопатки 13. Внутренние полки лопаток образуют кольцо с фланцем, к которому болтами крепятся два лабиринтных кольца 15 и внутренний корпус камеры сгорания.

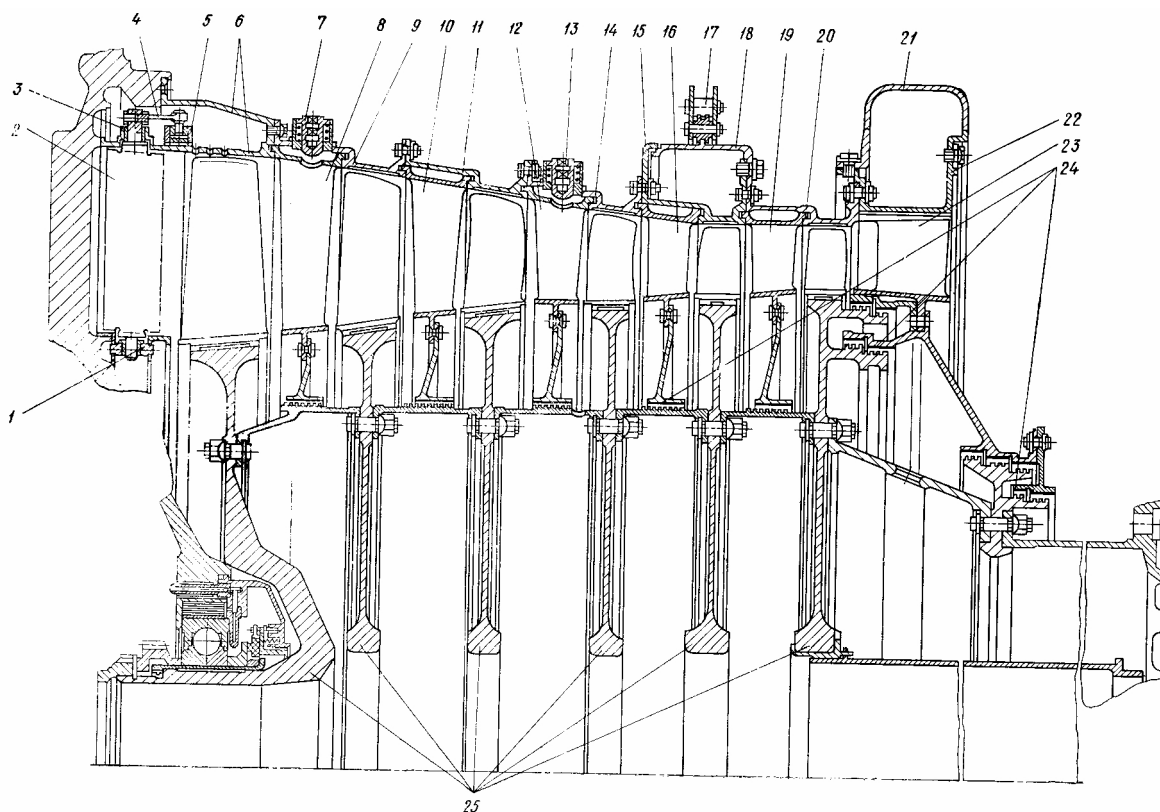


Рис. 15. Компрессор ВД:

1— внутреннее кольцо РНА; 2— регулируемый направляющий аппарат; 3— наружное кольцо РНА; 4— рычаг; 5 и 17— ведущие кольца; 6, 9, 11, 14, 15, 20 и 22— рабочие кольца; 7 и 13— окна для осмотра лопаток; 8, 10, 12, 16 и 19— направляющие аппараты; 18— кольцо перепуска; 21— ресивер отбора воздуха; 23— выходной спрямляющий аппарат; 24— лабиринтное кольцо; 25— рабочее колесо ротора

Рабочие кольца 3, 4 и 5 — ступенчатой формы; с передней и задней стороны каждого кольца имеются кольцевые проточки, в которые входят буртики наружных полок лопаток 2 направляющих аппаратов. С внутренней стороны на рабочие кольца нанесено легкосрабатываемое покрытие.

Рабочее кольцо 3 первой ступени — коробчатой формы, образует полость для перепуска воздуха, поступающего в нее через отверстия *А*, выполненные на внутренней и задней частях наружного кольца РНА. Перепуск воздуха способствует расширению диапазона устойчивой работы компрессора.

На рабочих кольцах пятой и седьмой ступеней снизу имеются лючки для осмотра лопаток ротора и для зачистки забоин на них. На рабочем кольце 5 восьмой ступени по окружности выполнены продольные окна для перепуска воздуха через клапаны 9 во второй контур.

На лабиринтные кольца 16 с внутренней стороны нанесено легкосрабатываемое покрытие, которое с гребешками лабиринтов ротора образует уплотнение за девятой ступенью компрессора высокого давления.

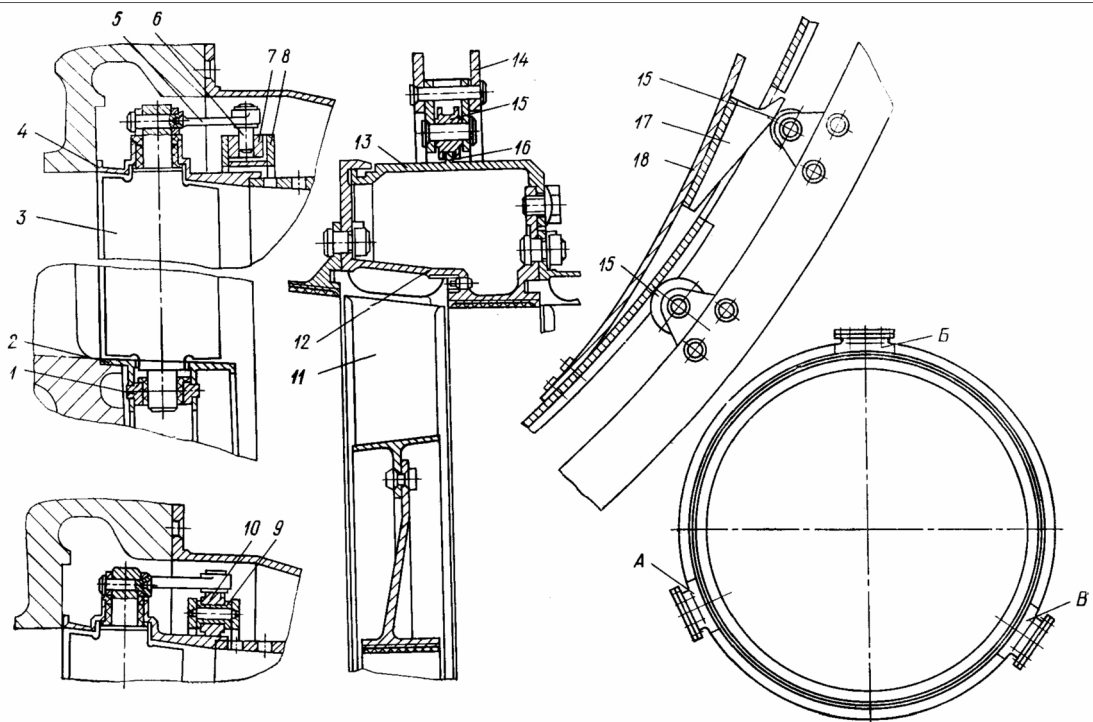


Рис. 16. Механизмы компрессора ВД:

1— опора цапфы; 2— внутреннее кольцо; 3 и 11— лопатки; 4— наружное кольцо; 5— рычаг; 6— штифт; 7— сухарик; 8 и 14— ведущие кольца; 9— распорная втулка; 10 и 15— ролики; 12— рабочее кольцо; 13— кольцо для перепуска воздуха; 16— направляющий буртик; 17— кулачок; 18— клапан перепуска

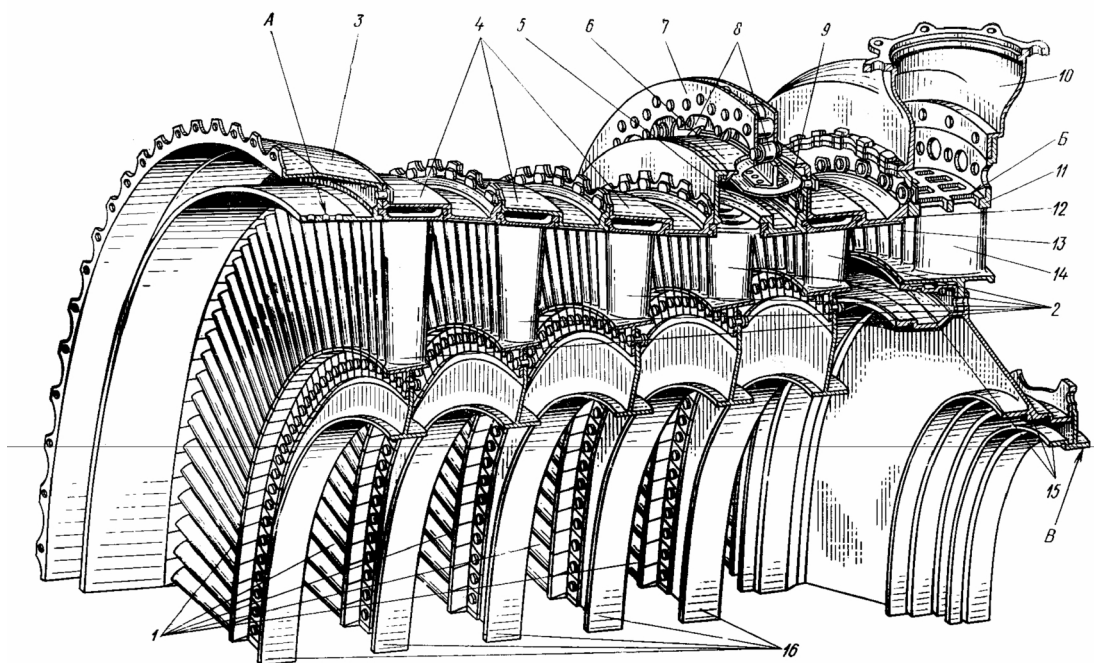


Рис. 17. Статор компрессора ВД:

1— направляющие аппараты; 2— лопатки направляющих аппаратов; 3, 4, 5 и 12— рабочие кольца; 6— кольцо перепуска; 7— ведущее кольцо; 8— ролик; 9— клапан перепуска; 10— ресивер; 11— наружное кольцо; 13— лопатки; 14— выходной спрямляющий аппарат; 15, 16— лабиринтные кольца;
 А— отверстия для перепуска воздуха; Б— окна для отбора воздуха; В— слой легкосрабатываемого покрытия

Механизм перепуска воздуха (см. рис. 16) обеспечивает управление клапанами перепуска воздуха при запуске и при работе двигателя на малой частоте вращения. Клапаны перепуска способствуют расширению диапазона устойчивой работы компрессора; установлены они за седьмой ступенью.

Механизм перепуска воздуха состоит из кольца перепуска 13 с клапанами 18, ведущего кольца 14, привода.

Кольцо перепуска 13 с рабочим кольцом 12 восьмой ступени образуют кольцевую полость, в которую через продольные окна поступает воздух. С наружной стороны кольца перепуска 13 имеется направляющий буртик 16, по которому обкатываются ролики ведущего кольца 14. На кольце перепуска 13 имеются овальные окна для перепуска воздуха. Над окнами приклепаны клапаны перепуска 18. Клапан 18 представляет собой упругую пластинку, на одном конце которой приклепан кулачок 17, а второй конец приклепан к кольцу перепуска.

На ведущем кольце 14 установлены ролики 15. При повороте ведущего кольца 14 часть роликов накатывается на кулачки 17 клапанов и открывает их, другие ролики удерживают ведущее кольцо на направляющем буртике 16. Ведущее кольцо поворачивается рычагом через рессору привода агрегата управления перепуском воздуха АУП-8-2. При повороте ведущего кольца 14 против часовой стрелки (если смотреть по полету) клапаны открываются, а при повороте в обратную сторону клапаны закрываются под действием упругих сил пластины клапана и давления воздуха. Если двигатель не работает или работает при частоте вращения ротора высокого давления, равной $74,5 \pm 1,5\%$, клапаны перепуска воздуха открыты. Открытое положение клапанов перепуска сигнализируется на пульте бортинженера с помощью желтого сигнального табло «Клапан перепуска». Закрываются клапаны при частоте вращения ротора высокого давления, равной $74,5 \pm 1,5\%$.

При закрытии клапанов, перепуска температура выходящих газов понижается на $10—20^\circ \text{C}$ и гаснет желтое сигнальное табло «Клапан перепуска».

Система отбора воздуха включает в себя ресивер отбора воздуха и трубопроводы.

Ресивер представляет собой сварной узел с тремя патрубками А, Б, В. Схема расположения патрубков показана на рис. 16.

К фланцу патрубка А (рис. 18) крепится трубопровод 14 с заслонкой 13 управления отбором воздуха. Управление заслонкой осуществляется с пульта бортинженера с помощью переключателей «Краны отбора воздуха».

Через фланец 12 трубопровода воздух подается на наддув и кондиционирование кабин и к воздушным стартерам соседних двигателей. Через фланец 11 воздух подается к воздушному стартеру от соседних двигателей.

К фланцу патрубка Б крепится трубопровод 6 с заслонкой 5, управляемой с пульта бортинженера переключателем отбора воздуха на обогрев 1, 2 и 3-го двигателей. При открытой заслонке над переключателем горит желтая лампа. Отбор воздуха на противообледенительные устройства крыла и оперения самолета производится от фланцев 7 (в зависимости от того слева или справа установлен двигатель). Для обогрева самолетного воздухозаборника воздух поступает через фланец 1 и для обогрева ВНА — через фланец 2. С целью экономного расхода воздуха на обогрев воздухозаборника и ВНА в трубопроводе 8 установлена заслонка 10 с гидроцилиндром 9. Гидроцилиндр 9 в зависимости от давления топлива (то есть от частоты вращения) регулирует расход воздуха изменением положения заслонки 10. На режиме 0,4 номинального заслонка перекрывает трубопровод 8. Далее, при увеличении режима работы двигателя, подача воздуха будет определяться сечением окна, выполненного в самой заслонке 10

К фланцу патрубка В крепится трубопровод 4, через который воздух подводится в агрегат ППО-40 и в систему управления реверсом. Количество отбираемого воздуха определяется режимом работы ППО-40 и системы управления реверсом.

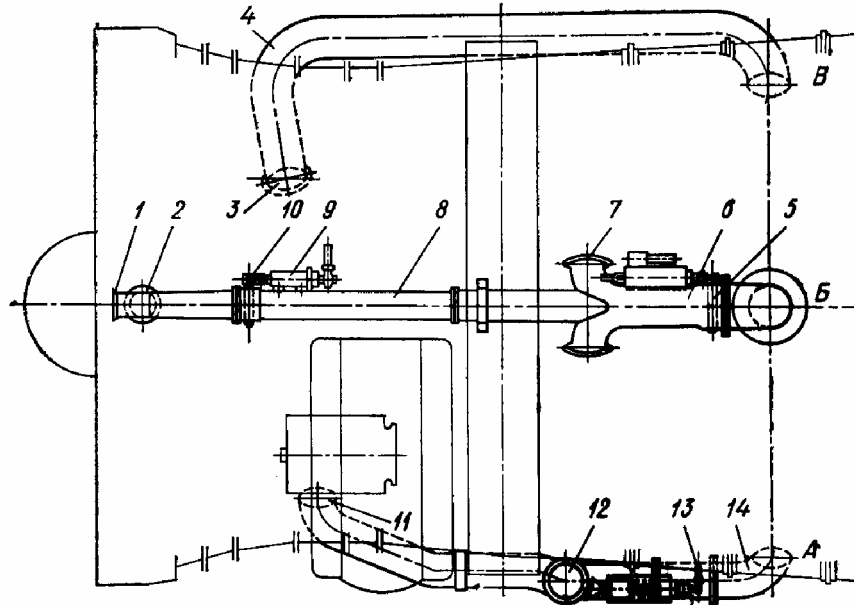


Рис. 18. Трубопроводы отбора воздуха:
 А, Б, В—патрубки отбора воздуха;
 1, 2, 3, 7, 11, 12—фланцы; 4, 6, 8, 14—трубопроводы; 5, 10, 13—заслонки; 9—
 гидроцилиндр

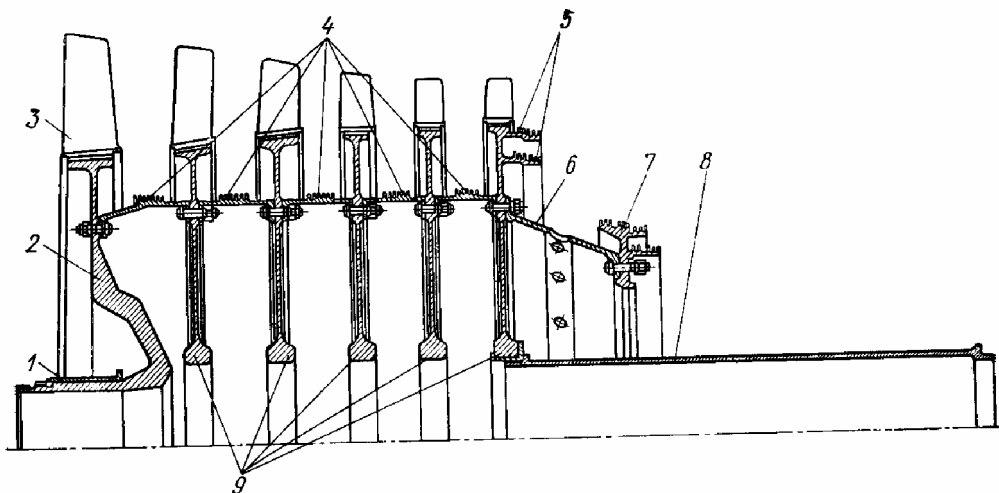


Рис. 19. Ротор компрессора ВД:
 1—втулка; 2 и 9—рабочие колеса; 3—лопатка; 4—промежуточное кольцо; 5—
 гребешки; 6—коническая проставка; 7—лабиринт; 8—воздухоподводящая труба

Ротор компрессора высокого давления (рис. 19) состоит из шести рабочих колес 2 и 9, пяти промежуточных колец 4, конической проставки 6, лабиринта 7, воздухоподводящей трубы 8.

Рабочие колеса 2 и 9 представляют собой диски с центральным отверстием. На наружной поверхности дисков с помощью замков «ласточкин хвост» крепятся рабочие лопатки 3. Лопатки фиксируются от осевого смещения гладкими штифтами, установленными под углом к оси замка. В средней части дисков имеются фланцы, к которым крепятся и центрируются с помощью болтов промежуточные кольца 4.

Первое колесо 2 выполнено заодно с передним валом, на который напрессована втулка 1 с деталями, образующими переднюю опору ротора высокого давления. На втулку 25 (см. рис. 14) установлены распорное кольцо 24, промежуточное кольцо 23, внутренняя

обойма 22 шарикового подшипника, шестерня 21 передачи крутящего момента на приводные агрегаты двигателя. Шестерня 21 и втулка 25 установлены на шлицы, и весь пакет деталей стянут гайкой 19, которая входит в набор деталей, образующих среднее торцевое контактное уплотнение. Это уплотнение предотвращает поступление воздуха под давлением из-за шестой ступени компрессора в масляную полость средней опоры двигателя.

Последнее колесо 9 (см. рис. 19) имеет два венца с гребешками 5 для уплотнения с лабиринтными кольцами статора. Уплотнение предотвращает прорыв воздуха с большим давлением в полость внутреннего корпуса камеры сгорания.

Промежуточные кольца 4 служат для соединения рабочих колес 2 и 9 и для передачи крутящего момента от турбины высокого давления. На промежуточных кольцах 4 с наружной стороны выполнены гребешки лабиринтных воздушных уплотнений. На промежуточном кольце за шестым рабочим колесом имеются радиальные отверстия для отбора воздуха на наддув лабиринтных уплотнений в турбине.

Проставка 6 — конической формы, обеспечивает соединение вала турбины высокого давления с ротором компрессора. Проставка с лабиринтом 7 и лабиринтными кольцами статора образует кольцевую полость. В этой кольцевой полости собирается воздух, прорвавшийся через уплотнения, откуда через отверстия в проставке поступает на охлаждение диска турбины высокого давления.

Воздухоподводящая труба 8 служит для направления потоков: одного — на охлаждение диска турбины высокого давления, другого — на наддув лабиринтных уплотнений в турбине. Труба 8 опирается и центрируется в диске девятой ступени компрессора и в диске турбины высокого давления.

3.4. СРЕДНЯЯ ОПОРА И КОРОБКИ ПРИВОДОВ

Средняя опора (рис. 20) установлена между компрессорами низкого и высокого давления, является основным силовым узлом двигателя, на который передаются осевые и радиальные нагрузки от роторов, массы двигателя и другие нагрузки.

Средняя опора состоит из задней опоры компрессора низкого давления 16, корпуса средней опоры 42 с узлом переднего подшипника 35 ротора высокого давления, центрального привода 6 и коробки приводов.

Корпус средней опоры 42 (рис. 20) отлит из магниевого сплава и состоит из наружного кольца 21, среднего кольца 20, внутреннего корпуса 29 и ребер 1, 5 и 19.

С наружной стороны наружного кольца 21 имеются усиленные платформы для крепления шести цапф 44, 45, 46, 47, 48, 49 передней подвески двигателя на самолет. Слева и справа закреплены транспортировочные цапфы.

К фланцу над верхним ребром 19 укреплен форсунка для подачи огнегасящего состава в масляную полость внутреннего корпуса 29 и штепсельные разъемы проводников системы СТП-3 сигнализации температуры подшипников роторов низкого и высокого давления.

Форсунка и проводники проходят через продольные сверления в ребре 19.

К фланцу над правым нижним ребром крепится переходник 2 с ограничителем частоты вращения ротора низкого давления. Валик привода проходит через продольное сверление в ребре.

На прямоугольном фланце 43 над нижним ребром укреплены коробка агрегатов с коробкой самолетных агрегатов и приводом постоянной частоты вращения. Ребро 1 пустотелое увеличенного сечения служит для прохода трубки 3 подачи масла на смазку опор и центрального привода, для слива этого масла в коробку моторных агрегатов и для прохода рессоры 4 привода.

Среднее кольцо 20 с наружным кольцом образует тракт второго контура, а с внутренним корпусом — тракт первого контура.

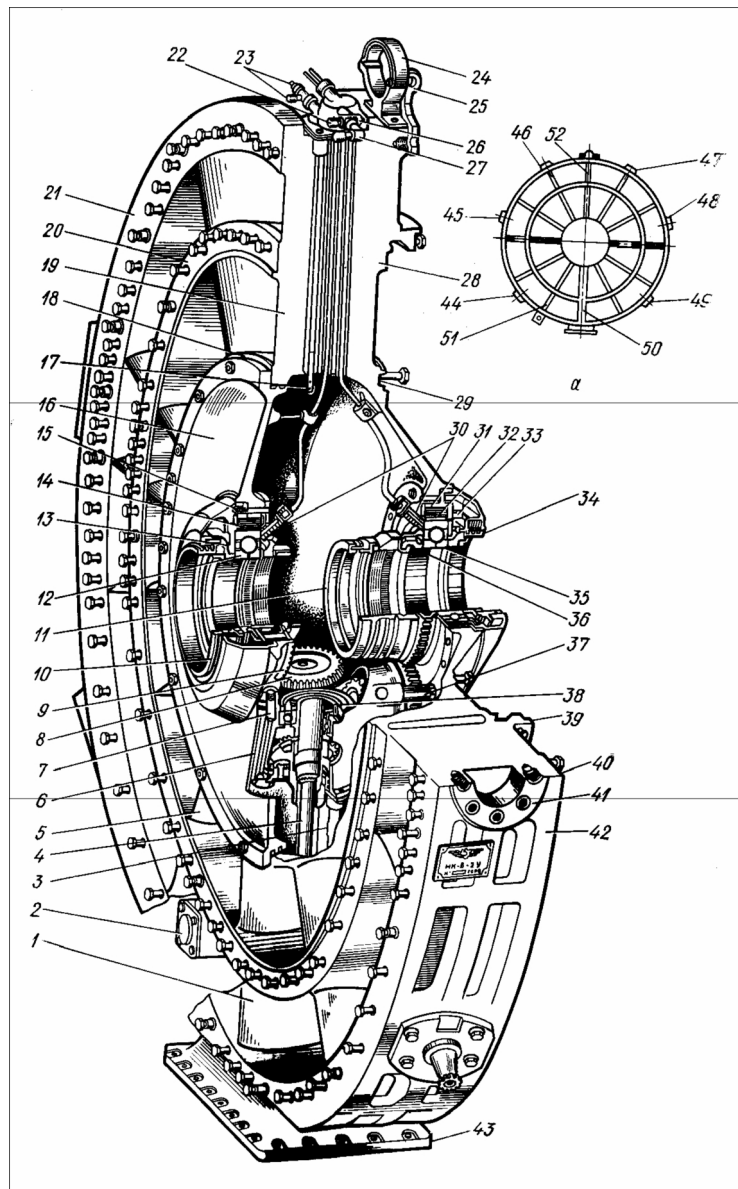


Рис. 20. Средняя опора:

а—схема расположения цапф передней подвески и ребер опоры;
 1, 5 и 19 ребра; 2 переходник; 3 маслоподводящая трубка; 4 рессора; б
 центральный привод; 7 сетчатый фильтр; 8 и 9 конические шестерни; 10 и 11
 торцевые контактные уплотнения; 12—шариковый подшипник; 13—форсуночное кольцо;
 14—демпферный пакет; 15—штулка подшипника; 16—корпус задней опоры ротора НД;
 17—противопожарная форсунка; 18—фланец крепления задней опоры ротора НД; 20—
 среднее кольцо; 21—наружное кольцо; 22—штуцер подвода огнегасящего состава на
 переднюю опору; 23—штуцер замера давления в средней опоре; 24—кронштейн; 25—
 кронштейн такелажной подвески; 26—штуцер подвода огнегасящего состава в заднюю
 опору; 27—штуцер подвода огнегасящего состава от самолетной системы; 28—фланец;
 29—внутренний корпус; 30—термопара СПТ-3; 31—штулка подшипника; 32—
 демпферный пакет; 33—форсуночное кольцо; 34—торцевое контактное уплотнение;
 35—шариковый подшипник; 36—цилиндрическая шестерня; 37—переходник; 38—
 форсунка; 39—задний фланец среднего кольца; 40—задний наружный фланец; 41—гнездо
 под транспортировочную цапфу; 42—корпус средней опоры; 43—нижний фланец; 44—
 49—цапфы передней подвески двигателя; 50—рессора привода КПМА и маслоподводящей
 трубки; 51—рессора привода ограничителя частоты вращения; 52—противопожарная
 форсунка и провода термопар

Внутренний корпус 29 воспринимает усилия от опор и передает их через ребра на узлы подвески. Внутренний корпус образует масляную полость средней опоры двигателя. В центральном окне задней конической стенки (см. рис. 14) установлен шариковый подшипник 32 с пластинчатым демпфером 34 и масляной форсункой. С задней стороны к фланцу крепится крышка 30 с деталями 23, 26, 27, 28, 29 торцевого контактного уплотнения масляной полости. С внутренней стороны установлен датчик температуры подшипника системы СТП-3 и центральный привод, который служит для передачи мощности от ротора высокого давления на коробку моторных агрегатов. Центральный привод состоит из литого корпуса с коническими шестернями и подшипниками. В корпусе привода имеются каналы для подачи масла к подшипникам роторов высокого и низкого давления.

К передним фланцам корпуса средней опоры крепятся детали статора компрессора низкого давления, к задним фланцам 28, 39 и 40 (см. рис. 20) крепятся наружные и внутренние оболочки второго контура, статор компрессора высокого давления и регулируемый направляющий аппарат.

Коробка моторных агрегатов (рис. 21) состоит из корпуса с центральным приводом 4 и агрегатами маслосистемы двигателя. Через центральный привод от ротора высокого давления вращение передается на центрифугу 3, привод нагнетающего насоса 6, на подкачивающий маслососос 25 и насос откачки масла из средней опоры и коробок приводов, на привод 18 топливного насоса регулятора и привод 1 коробки самолетных агрегатов.

На коробке моторных агрегатов установлены:

— сзади — топливный насос-регулятор НР-8-2У, кран 16 слива масла из масляного фильтра;

—снизу — масляный сетчатый фильтр 24, подкачивающий маслососос 25 и маслососос откачки из средней опоры и коробок приводов;

—справа — дренажный бачок;

—слева — угольники 10 для подвода и 11 отвода масла из топливо-масляного радиатора и редукционные клапаны подкачивающего 13 и нагнетающего 14 маслосососов;

—спереди крепится коробка самолетных агрегатов.

Коробка самолетных агрегатов (рис. 22) служит для размещения и привода агрегатов, обеспечивающих работу систем самолета.

Коробка состоит из корпуса, в котором установлены цилиндрические шестерни с опорами и центробежный суфлер коробки приводов и средней опоры.

На корпусе установлены фланцы 5 и 4, к которым крепят два насоса НП-89 гидросистемы, датчик 11 частоты вращения ротора высокого давления (ДТЭ-6Т), тахогенератор 12 (ТГ-6Т), центробежный суфлер 13, подкачивающий топливный насос 17 (ДЦН-44ТВТ), агрегат 21 (ППО-40) и воздушный стартер 18.

Привод коробки самолетных агрегатов осуществляется через привод 1 от коробки моторных агрегатов.

Суфлируемый воздух из центробежного суфлера 13 выходит через штуцер 24. В потоке суфлируемого воздуха устанавливается датчик 16 ДП-6 сигнализации о пожаре в средней опоре. Масляные полости средней опоры, коробки приводов и ППО-40 соединяются между собой с помощью каналов в корпусах.

Для прокрутки ротора высокого давления на коробке самолетных агрегатов установлен ручной привод 1. Для поворота ротора высокого давления служит рукоятка И-662000, три оборота которой обеспечивают зацепление храповой муфты, а 22 оборота рукоятки соответствуют одному обороту ротора высокого давления.

Для вывода из зацепления храповой муфты необходимо повернуть рукоятку против часовой стрелки на четыре оборота (не менее).

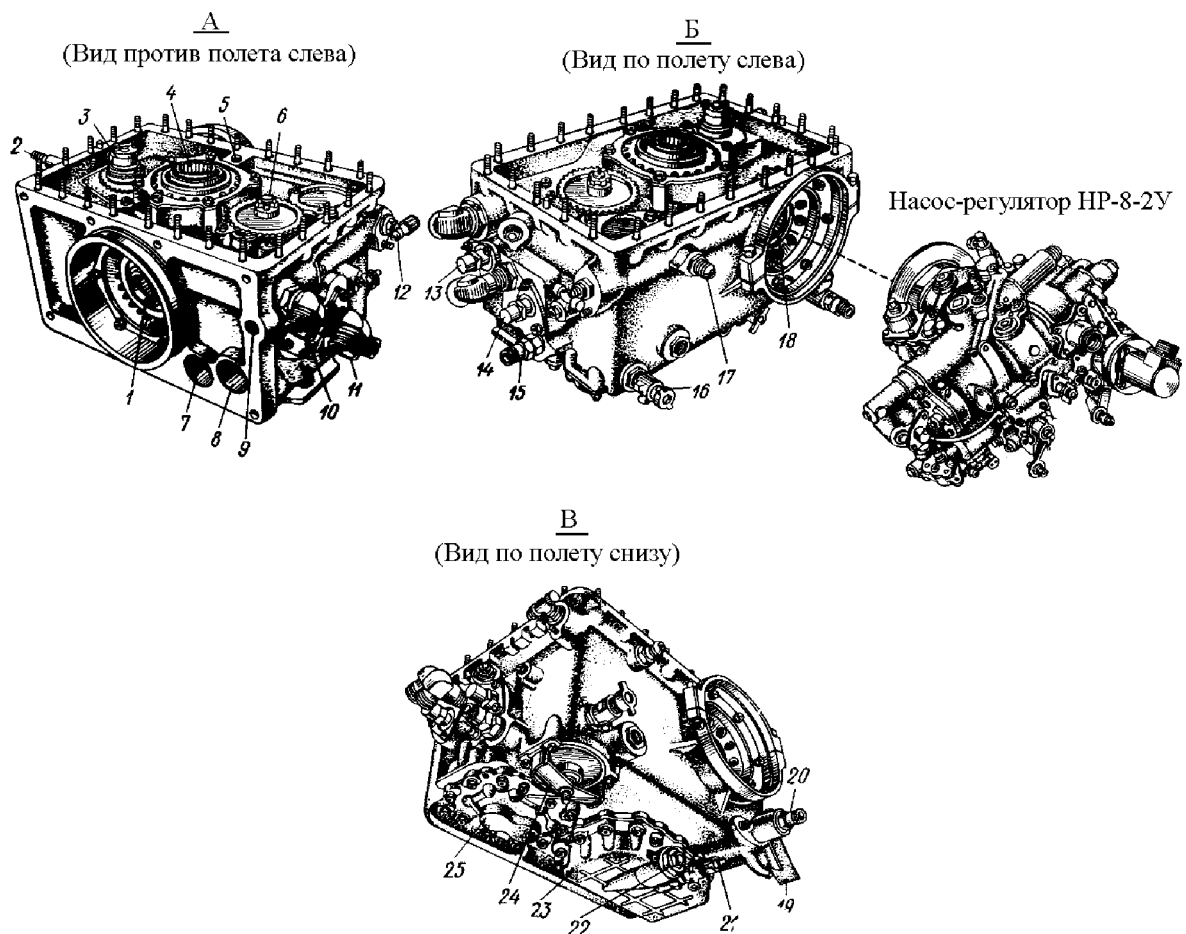


Рис. 21. Коробка приводов моторных агрегатов:
 1—привод коробки самолетных агрегатов; 2—штуцер суфлирования средней опоры; 3—центрифуга; 4—центральный привод; 5—отверстия для подвода масла в среднюю опору; 6—нагнетающий насос; 7—отверстия слива масла из коробки самолетных агрегатов; 8—отверстия входа масла в подкачивающий насос; 9—подвод масла в коробку самолетных агрегатов; 10—угольник для входа масла в центрифугу; 11—угольник для выхода масла из нагнетающего насоса; 12—датчик замера давления масла на входе в двигатель; 13—редукционный клапан подкачивающего насоса; 14—редукционный клапан нагнетающего насоса; 15— датчик замера температуры масла на входе в двигатель; 16— кран слива масла из маслофильтра; 17—штуцер подвода масла в заднюю опору; 18—привод топливного насоса НР-8-2У; 19— кронштейн крепления дренажного бачка; 20—штуцер слива масла из задней опоры; 21—кран слива масла из поддона; 22—магнитная пробка; 23—откачивающий насос; 24—сетчатый фильтр; 25—подкачивающий насос

Привод постоянной частоты вращения ППО-40 (рис. 23) предназначен для привода генератора ГТ-40ПЧ-6 (повышенной частоты) с постоянной частотой вращения на земле и в полете независимо от режима работы двигателя.

ППО-40 состоит из осевой активной турбины 1, дифференциального редуктора (24, 25, 26, 27), шестеренчатого перебора 13, системы регулирования (5, 9, 15), генератора ГТ-40ПЧ-6.

Дифференциальный редуктор состоит из солнечной шестерни 26, которая через шестеренчатый перебор 13 соединена с валом воздушной турбины 1, трех сателлитов 27, водила 25. Водило 25 соединено с валом привода 22 от двигателя. Мощность на генератор передается через шестерни 23.

Центробежный регулятор 9 с помощью системы регулирования и воздушной турбины 1 поддерживает постоянной частоту вращения генератора. Частота вращения чувствительного элемента центробежного регулятора 9 пропорциональна частоте

вращения ротора генератора. При отклонении частоты вращения генератора от номинального значения центробежный регулятор с помощью поршня 15 поворачивает регулируемую заслонку 5, изменяя расход воздуха через турбину 1. Изменением частоты вращения ротора турбины сохраняется номинальная частота вращения генератора. В диапазоне частоты вращения ротора генератора компрессора высокого давления 53-81% к ротору генератора подводится мощность от двух источников – от приводного вала 22 и от воздушной турбины 1. При повышении частоты вращения ротора высокого давления частота вращения турбины 1 уменьшается и на 81 % частота вращения ротора турбины становится равной нулю и далее, с 81% до 33%, турбина меняет направление вращения то есть переходит в режим тормоза. Чем больше частота вращения приводного вала 22, тем больше отрицательная частота вращения ротора турбины 1. На диске турбины установлено сегнерово колесо 2, которое помогает турбине переходить в режим тормоза. Сегнерово колесо 2 включается при входе регулирующей заслонки 5 в сферический участок канала с помощью клапана и кулачка 3. Расход воздуха через турбину при включении сегнерова колеса не меняется.

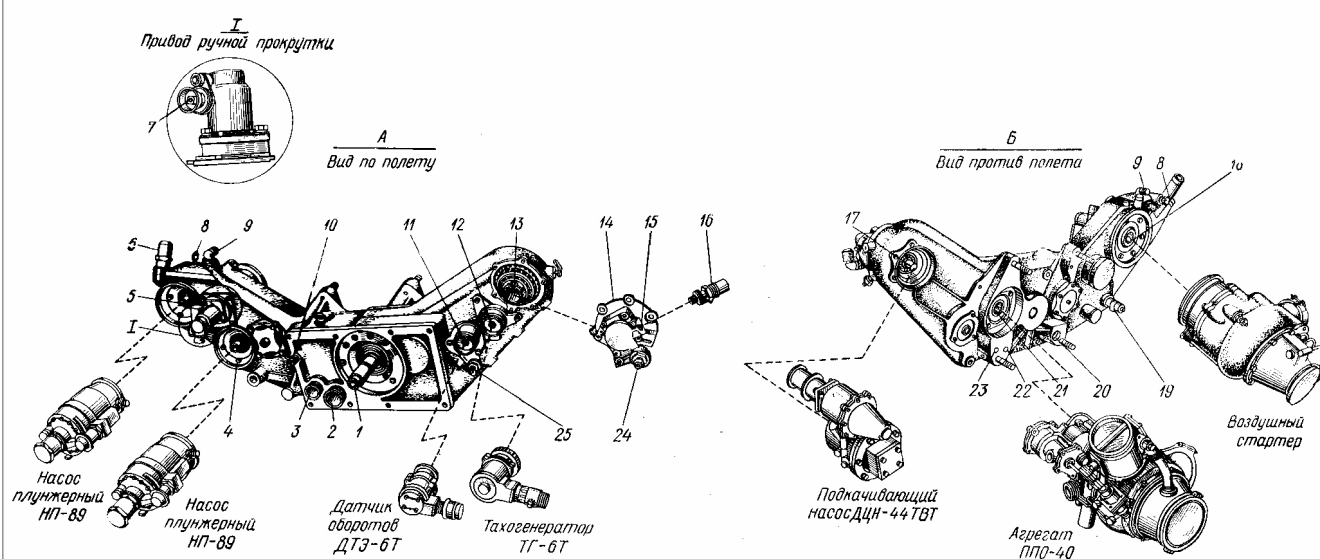


Рис. 22. Коробка самолетных агрегатов (КСА):

1— привод КПМА; 2— слив масла из КСА в КПМА; 3— подвод масла к подкачивающему насосу; 4 и 5— фланцы насосов НП-89; 6— патрубок для подвода масла из маслобака; 7— квадрат рессоры привода ручной прокрутки; 8— штуцер подвода масла к передней опоре; 9— штуцер слива масла из передней опоры; 10— подвод масла к ППО-40 и воздушному стартеру; 11— датчик ДТЭ-ВТ; 12— тахогенератор ТГ-6Т; 13— центробежный суфлер; 14— переходник; 15— гнездо датчика пожарной сигнализации; 16— датчик пожарной сигнализации ДП-6; 17— подкачивающий насос ДЦН-44ТВТ; 18— воздушный стартер; 19— сливной кран; 20 и 23— каналы для слива масла из ППО-40; 21— агрегат ППО-40; 22— подвод масла к ППО-40; 24— штуцер выхода воздуха из суфлера; 25— канал для слива масла из привода ОГ-8-4

При работе турбины 1 в режиме тормоза воздух идет в том же направлении, что и на обычных режимах. Переход в режим тормоза происходит автоматически с помощью регулятора частоты вращения 9, управляющего регулирующей заслонкой. При большой частоте вращения приводного вала 22 и малой нагрузке на генератор расход воздуха через турбину 1 устанавливается минимальным. На этих режимах регулирующая заслонка 5 закрыта, нагрузка на генератор уравнивается сопротивлением воздуха вращающемуся колесу турбины 1 и чем больше частота вращения приводного вала, тем больше сопротивление воздуха в колесе турбины.

Включение и выключение агрегата осуществляется пусковой заслонкой 4, которой управляет пусковой сервопоршень 14.

Для предотвращения заброса частоты вращения при включении агрегата на большой частоте пусковой сервопоршень 14 сообщает полость А со сливом, что обеспечивает закрытие регулирующей заслонки 5. При почти полном открытии пусковой заслонки 4 сервопоршень 14 закроет слив из полости А в полость Е и регулирующая заслонка 5 вступит в работу.

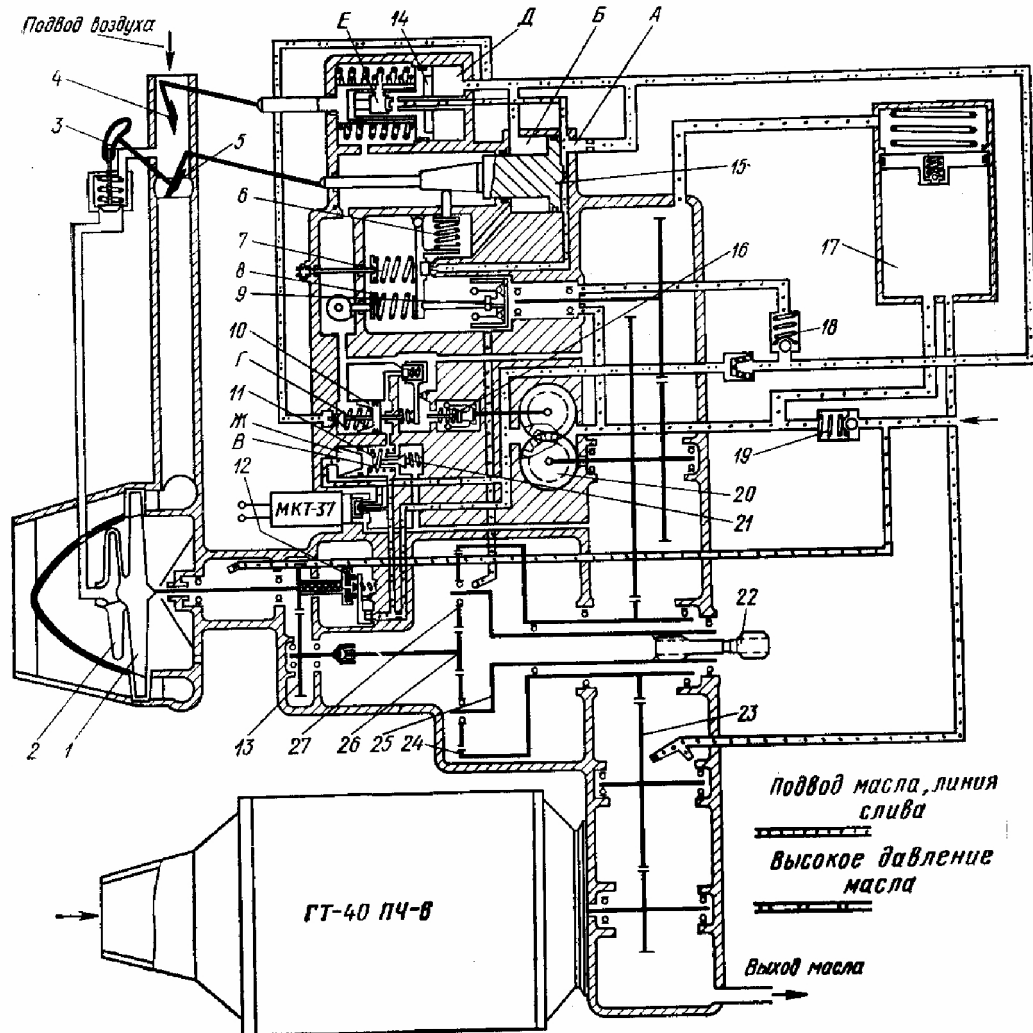


Рис. 23. Привод постоянных чисел оборотов (ППО-40):

1— турбина; 2— сегнерово колесо; 3— кулачок; 4— пусковая заслонка; 5— регулирующая заслонка; 6, 7 и 8— пружины; 9— регулятор частоты вращения роторов; 10, 11, 14 и 15— поршни; 12 и 16— центробежные датчики предельной частоты вращения ротора; 13, 23 и 24— шестерни; 17— бачок-аккумулятор; 18 и 19— клапаны; 20— насос; 21— блокирующий клапан; 22— вал привода; 25— водило; 26— солнечная шестерня; 27— сателлит; А, Б, В, Г, Д, Е, Ж— полости

Пусковой сервопоршень 14 управляет пусковой заслонкой 4 при поступлении гидравлических команд от системы регулирования. Центробежный регулятор 9 с помощью сервопоршня 15 управляет регулирующей заслонкой 5. В полости Б сервопоршня всегда находится масло под давлением после насоса, а в полости А давление регулируется центробежным регулятором.

На рычаг центробежного регулятора частоты вращения действуют силы трех пружин. С помощью пружины 6 и профильной части штока поршня 15 осуществляется жесткая обратная связь, которая обеспечивает устойчивость процесса регулирования, но вводит статическую ошибку, так как при каждом положении сервопоршня затяжка

пружины 6 разная. Каждому новому положению поршня 15 будет соответствовать новое значение частоты вращения. Для уменьшения статической ошибки служит электромеханизм коррекции частоты, который при неравномерной нагрузке на генераторы изменяет силу затяжки пружины 8.

Примечание. В настоящее время электромеханизм коррекции частоты на агрегат ППО-40 не устанавливаются.

С помощью пружины 7 производят настройку регулятора частоты вращения регулировочным винтом. При работе агрегата на равновесном режиме рычаг регулятора частоты вращения 9 находится в равновесии. При увеличении частоты вращения клапан регулятора увеличивает слив из полости А. Регулирующая заслонка 5 прикрывается, уменьшая расход воздуха через турбину 1, а следовательно, уменьшается частота вращения ротора генератора, уменьшаются и центробежные силы грузиков, клапан регулятора 9 восстанавливает равновесие сил, действующих на поршень 15. При уменьшении частоты вращения происходит аналогичный процесс.

Система регулирования служит для управления агрегатом ППО-40 и выполняет следующие функции:

- 1) включение агрегата (открытие пусковой заслонки 4) при подаче напряжения на электромагнитный клапан МКТ-372;
- 2) выключение агрегата (закрытие пусковой заслонки 4) при снятии напряжения с электромагнитного клапана МКТ-372;
- 3) аварийное выключение агрегата по сигналу от датчиков предельной частоты вращения ротора турбины (12) или генератора (16);
- 4) блокировку, исключающую самопроизвольное включение агрегата после устранения аварийного заброса частоты вращения;
- 5) повторный запуск агрегата после аварийного выключения путем снятия и повторной подачи напряжения на электромагнитный клапан МКТ-372.

Блок управления состоит из электромагнитного клапана МКТ-372, датчика 16 предельной частоты вращения ротора генератора (ДПГ) и датчика 12 предельной частоты вращения ротора турбины (ДПТ), управляющего поршня 10 и блокирующего поршня 11.

Электромагнитный клапан МКТ-372 и клапаны датчиков предельной частоты вращения закрывают слив из полости В. Полость Г постоянно соединена со сливом. Управляющий поршень 10 прижат давлением масла влево и закрывает клапан слива масла из полости Д. Поршень 14 пусковую заслонку 4 удерживает в положении «Открыто». Электромагнитный клапан МКТ-372 прекращает слив из полости Ж, в результате чего на блокирующий поршень 11 действует со стороны полостей В и Ж одинаковое давление. Поршень 11 пружиной отжат влево.

При принудительном выключении электромагнитного клапана МКТ-372 открывается одновременно слив из полостей В и Ж-Управляющий поршень 10 перемещается вправо, открывая канал слива из полости Д. Под действием пружины пусковой сервопоршень 14 перемещается и закрывает пусковую заслонку 4. Блокирующий поршень 11 удерживается пружиной слева.

При аварийном выключении агрегата по команде от ДПГ 16 или ДПТ 12 открывается клапан датчика и сообщает с каналом слива полость В, после чего и полость Д также сообщается с каналом слива. Пусковая заслонка 4 закрывается.

Блокирующий поршень 11 под давлением масла в полости Ж перемещается вправо и блокирующий клапан 21 дополнительно соединяет полость В с каналом слива. Благодаря этому управляющий поршень 10 удерживается справа даже после закрытия клапана ДПГ или ДПТ при уменьшении частоты вращения. В этом случае пусковая заслонка 4 останется закрытой.

Для повторного включения агрегата после его аварийного выключения необходимо выключить и вновь включить электромагнитный клапан МКТ-372. При его выключении

давление в полости Ж падает и блокирующий поршень 11 перекрывает слив из полости В. При повторном включении электромагнитного клапана МК.Т-372 произойдет обычный процесс включения агрегата. При закрытой пусковой заслонке 4 частота вращения ротора генератора может оставаться большой, что не позволит датчику предельной частоты вращения ротора генератора 16 вернуться в исходное положение и произвести повторное включение. Чтобы обеспечить повторное включение, управляющий поршень 10 имеет шток, который при выключении агрегата возвращает ДПГ в исходное положение.

Для смазки и работы агрегата масло подается через обратный клапан 19 из маслосистемы двигателя. Насос 20 агрегата повышает давление, которое редукционный клапан 18 поддерживает в пределах 23—26 кгс/см².

3.5. КАМЕРА СГОРАНИЯ

Камера сгорания ДТРД служит для подвода тепла, получающегося в результате сжигания топлива, к воздуху, поступающему из компрессора.

К камерам сгорания предъявляются требования:

- устойчивости процесса горения при изменении режимов работы двигателя и условий полета;
- высокой полноты сгорания в камере сгорания;
- минимальных габаритов и массы камеры сгорания, которые определяются ее рабочим объемом;
- минимальных потерь полного давления в камере сгорания, существенно влияющих на экономичность и тягу двигателя;
- стабильности заданного закона распределения поля температур газа на выходе из камеры сгорания;
- надежного воспламенения топливовоздушной смеси в камере в любых условиях эксплуатации двигателя на земле и в полете;
- удобства обслуживания и длительного срока эксплуатации. На двигателе НК-8-2У установлена камера сгорания кольцевого типа (рис. 24), которая состоит из наружного корпуса 3, внутреннего корпуса 1, жаровой трубы 2 с блоком форсунок.

Корпус камеры сгорания входит в силовую схему двигателя и воспринимает нагрузки, возникающие во время работы двигателя.

Наружный корпус 3 сварной конструкции состоит из двух оболочек и двух фланцев 4 и 6 для крепления к спрямляющему аппарату компрессора высокого давления и к сопловому аппарату первой турбины. С передней наружной стороны на корпусе имеются фланцы, к которым крепят фиксаторы 13 жаровой трубы 2, два воспламенителя 5, смотровой лючок 7, штуцер 8 отбора воздуха на агрегат управления регулируемого направляющего аппарата, гильзы 17. В гильзе 17 с помощью вкладыша 19 установлен штуцер 18 с трубкой 16, через которую подается топливо в блок форсунок — к форсункам первого и второго контура.

Снизу к корпусу приклепан дренажный бачок 9 для сбора топлива после останова двигателя. Из дренажного бачка топливо удаляется эжекцией через боковое отверстие в поток воздуха наружного контура.

Внутренний корпус 1 переменного сечения состоит из кожуха и трех ребер жесткости 10, приваренных с внутренней стороны кожуха. Передним фланцем корпус крепится к фланцу, образованному лопатками спрямляющего аппарата, компрессора высокого давления, а задним фланцем — к конусу внутреннего корпуса соплового аппарата первой турбины.

Жаровая труба (рис. 25) кольцевого типа состоит из блока форсунок 12, наружного 4 и внутреннего 7 кожухов и наружного кольца 2.

Блок форсунок сварной конструкции (рис. 26) расположен в передней части

жаровой трубы, образует два кольцевых топливных коллектора 2 и 9 форсунок первого 5 и второго 7 контуров. Из коллектора 9 через экранирующие трубки 16 топливо подается к форсункам первого контура 5, а из коллектора 2 — к форсункам 7 второго контура. На блоке форсунок в два кольцевых ряда установлены 139 топливных рабочих форсунок. В наружном кольцевом ряду установлено 70 форсунок, из них 35 форсунок первого контура, а 35 — второго. Во внутреннем ряду установлены 69 форсунок второго контура. Возле каждой форсунки выполнены сегментные отверстия для прохода первичного воздуха.

Для предотвращения коксообразования в коллекторах 9 и 2 к блоку форсунок прикреплены козырек 12 и отражатель 8, под которые вводят теплоизолирующую набивку.

Топливные форсунки состоят из корпуса, к которому через лопатки завихрителя 14 крепят конфузорные или диффузорные втулки. Внутри диффузорных втулок имеется конический стабилизатор. В корпусе установлены распылитель 4 и фильтр 11. Форсунки закреплены шлицевыми гайками 13.

Блок форсунок 12 (см. рис. 25) крепится к кольцам наружного 4 и внутреннего 7 кожухов.

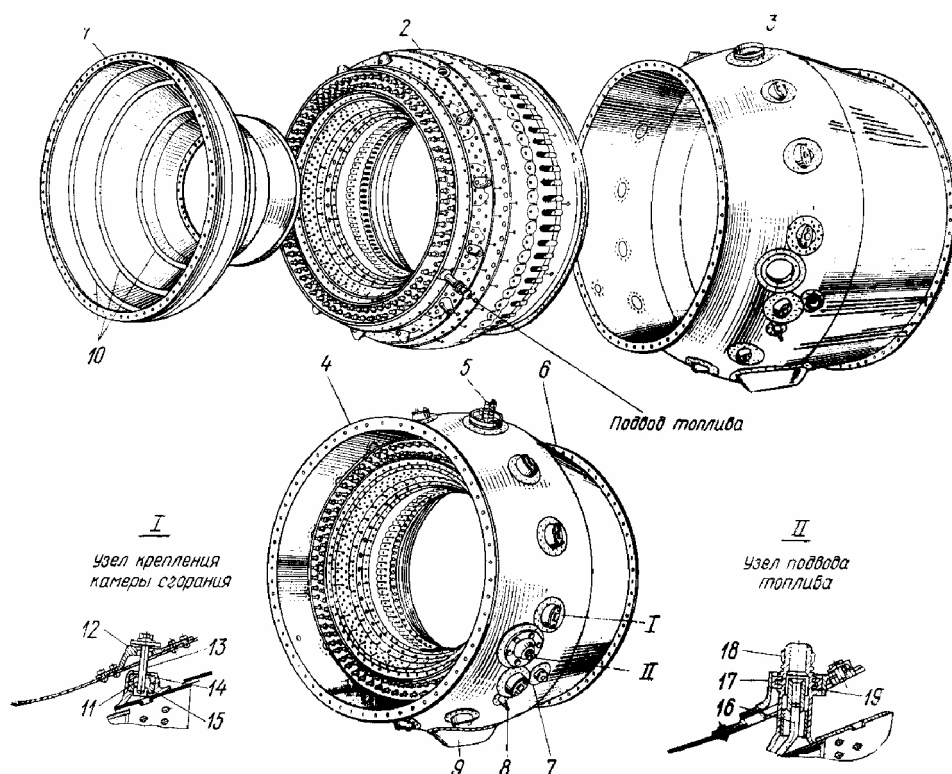


Рис. 24. Блок камеры сгорания:

1—внутренний корпус; 2— жаровая труба; 3— наружный корпус; 4 и 6— фланцы; 5—воспламенитель; 7— смотровой лючок; 8—штуцер отбора воздуха; 9— дренажным бачок; 10— ребра жесткости; 11—сферическим обойма; 12— фланец фиксатора; 13— фиксатор; 14— втулка фиксатора; 15 и 19— вкладыши; 16— трубка подвода топлива в первый контур; 17— гильза; 18—штуцер подвода топлива

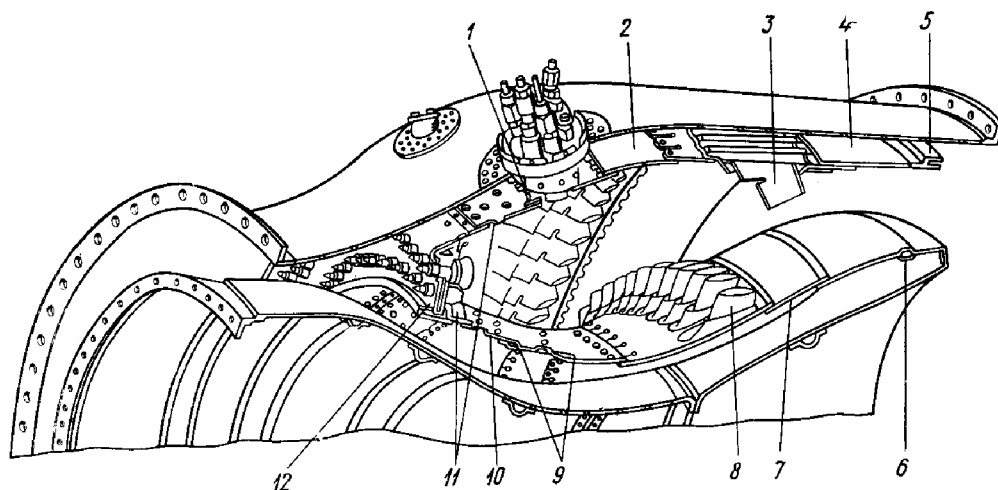


Рис. 25. Разрез блока камеры сгорания:

1—гофрированная лента; 2—наружное кольцо; 3 и 8—смесительные патрубки; 4—наружный кожух; 5—наружное уплотнительное кольцо; 6—внутреннее уплотнительное кольцо; 7—внутренний кожух; 9—дистанционная пластинка; 10 и 11—кольца; 12—блок форсунок

Наружный 4 и внутренний 7 кожухи состоят из отдельных колец. Кольца кожухов соединены между собой с учетом тепловых расширений. Между кольцами при соединении установлены дистанционные пластинки 9 или гофрированные ленты 1 для создания пленочного воздушного охлаждения. На наружном и внутреннем кожухах установлены смесительные патрубки 3 и 8, которые способствуют эффективному перемешиванию вторичного потока воздуха и газа для обеспечения допустимой температуры газов перед турбиной двигателя.

Жаровая труба с передней стороны подвешивается с помощью фиксаторов. К задней части наружного и внутреннего кожухов приварены кольца 5 и 6, которыми они опираются на соответствующие кольцевые поверхности соплового аппарата первой турбины.

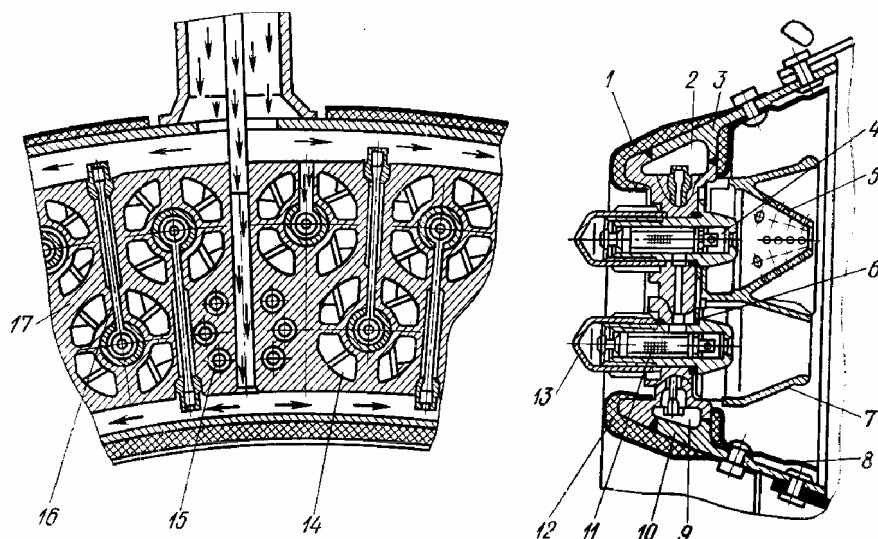


Рис. 26. Разрез блока форсунок:

1—теплоизоляционный материал; 2 и 9—топливные коллекторы; 3—кольцо; 4—распылитель форсунки; 5—форсунка первого контура; 6—уплотнительное кольцо; 7—форсунка второго контура; 8—отражатель; 10—кольцо; 11—фильтр форсунки; 12—козырек; 13—шлицевая гайка; 14—завихритель форсунки; 15—отверстия для подвода воздуха; 16—экранирующая трубка; 17—плита

3.6. ТУРБИНА

В газовой турбине происходит преобразование потенциальной энергии газа, полученной при сжатии воздуха в компрессоре и нагреве его до высоких температур в камере сгорания, в механическую работу на валу. Эта работа расходуется на привод компрессоров и агрегатов двигателя.

Газовая турбина обладает рядом ценных качеств, таких, как простота конструкции, высокая экономичность, возможность получения большой мощности в одном агрегате, малые габариты и масса, удобство в эксплуатации.

На двигателе НК-8-2У установлена двухкаскадная трехступенчатая турбина (рис. 27). Первая турбина (детали 1, 2, 12) одноступенчатая высокого давления. Вторая турбина (4, 11) двухступенчатая низкого давления.

Турбина высокого давления расходует механическую работу на привод компрессора высокого давления и на приводные агрегаты, установленные на коробках двигательных и самолетных агрегатов.

Турбина состоит из статора (1 и 2) и ротора 12 с опорой 5.

Статор (рис. 28) — это сопловой аппарат, который состоит из наружного корпуса (детали 6 и 8), внутреннего корпуса (1 и 2) и лопаток 3.

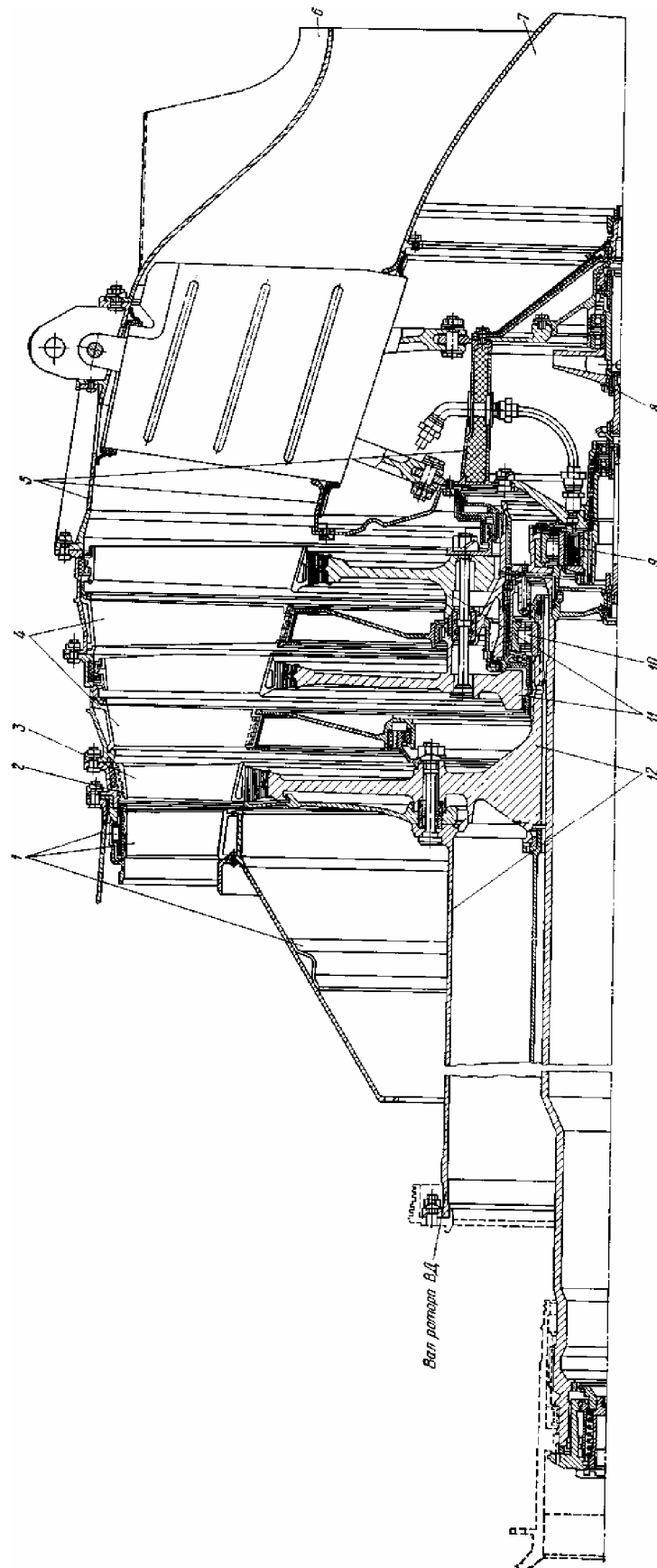


Рис. 27. Разрез турбины двигателя:
 1—статор турбины ВД; 2—промежуточное кольцо; 3—лопатка; 4—статор турбины НД; 5—задняя опора; 6—смеситель; 7—конус; 8—динамический суфлер; 9 и 10—подшипники

Наружный корпус состоит из наружного 6 и промежуточного 8 колец, соединенных болтами одним общим фланцем с наружным корпусом камеры сгорания. Наружное кольцо имеет отверстия, окантованные специальными втулками, через которые поступает воздух на охлаждение лопаток. С передней стороны на кольцо 6 опирается кожух жаровой трубы. Промежуточное кольцо 8 имеет два фланца и с внутренней стороны кольцевую проточку. В кольцевую проточку установлены металлокерамические вставки 7 с гребешками, которые с гребешками наружных полков рабочих лопаток ротора образуют уплотнение. К заднему фланцу крепится болтами наружное кольцо 10 соплового аппарата второй ступени. Между кольцами 6 и 8 с помощью выступов на наружных полках фиксируются лопатки 3 соплового аппарата.

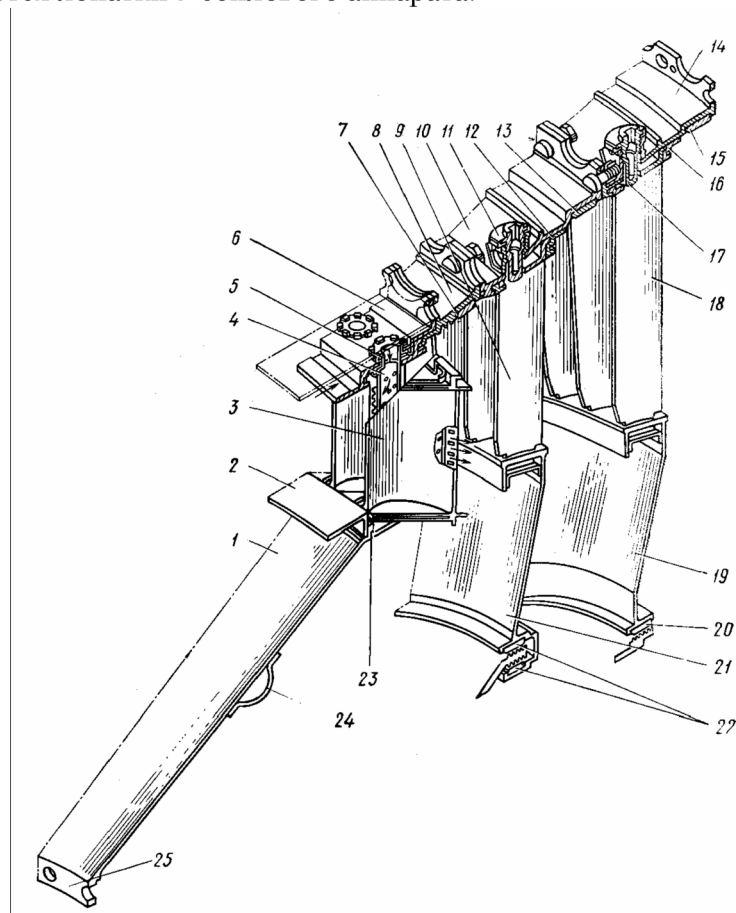


Рис. 28. Статор турбины:

1, 19, 21, 23—детали внутреннего корпуса; 2—козырек; 3, 9, 18—лопатки; 4—дефлектор; 5—втулка; 6, 10, 14—наружные кольца; 7, 13, 15, 20, 22—вставки; 8—промежуточное кольцо; 11 и 17—заглушки; 12 и 16—замковые кольца; 24—кольцо жесткости; 25—фланец

Внутренний корпус сварной конструкции состоит из внутреннего кольца 23, конуса 1 с фланцем 25 и кольцом жесткости 24. На внутреннем кольце 23 спереди приклепан козырек 2, на который опирается внутренний кожух жаровой трубы. Лопатки 3 с помощью выступов на внутренних полках опираются на внутренний корпус.

Лопатки 3 пустотелые, охлаждаемые. Профильная часть лопаток заканчивается наружными и внутренними полками с выступами для фиксации. Для эффективного охлаждения профильной части лопаток внутри установлены дефлекторы 4. Охлаждающий воздух поступает через отверстия в наружной полке и выходит через щели в задней кромке профильной части лопаток.

Ротор турбины высокого давления (рис. 29) состоит из вала 1, рабочего колеса с задней опорой.

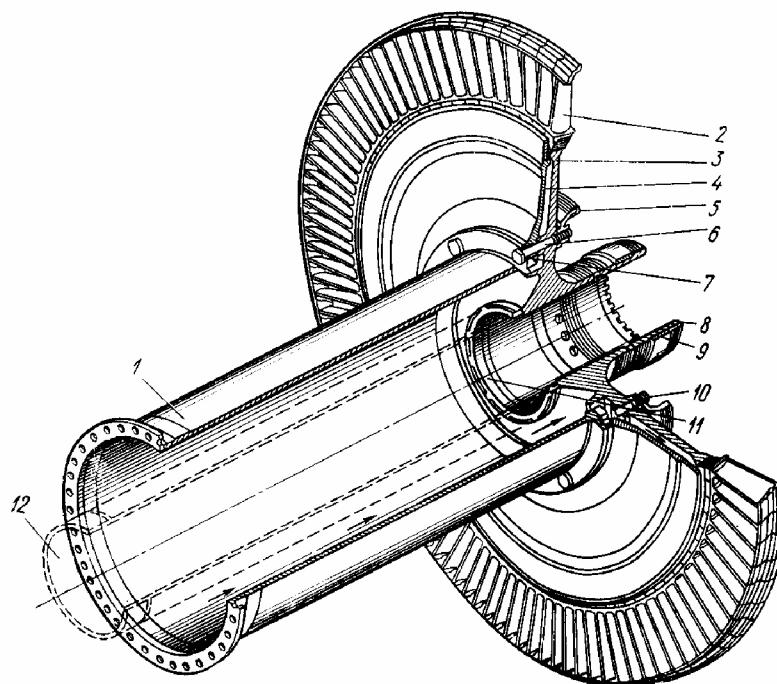


Рис. 29. Ротор турбины ВД:

1—вал; 2—лопатка; 3—диск; 4—дефлектор; 5—лабиринтное кольцо; 6—болт; 7 и 11—штулки; 8—гайка-лабиринт; 9—роликовый подшипник; 10—балансирующий болт; 12—воздухоподводящая труба

Вал 1 передним фланцем вместе с лабиринтом крепится к фланцу конической проставки ротора компрессора высокого давления. Задний фланец вала вместе с дефлектором 4, диском 3 и лабиринтным кольцом 5 стянуты в пакет болтами 6. С помощью выступов на внутренней стороне фланца вал 1 центрируется с диском 3. Крутящий момент от диска на вал передается через штулки 7.

Рабочее колесо турбины включает в себя диск 3, рабочие лопатки 2, дефлектор 4, лабиринтное кольцо 5 и заднюю опору.

Диск 3 имеет центральное отверстие, в котором с помощью штулки 11 центрируется воздухоподводящая труба 12 и проходит вал турбины низкого давления. На передней стороне диска 3 выполнены выступы для соединения с дефлектором 4. В средней части имеется фланец с отверстиями для болтов 6. С наружной стороны диска 3 с помощью елочных замков установлены рабочие лопатки 2, зафиксированные от смещения пластинчатыми замками. С задней стороны диска имеется цилиндрический хвостовик, на который устанавливается внутренняя обойма роликового подшипника 9 и крепится гайкой-лабиринтом 8. На хвостовике с внутренней и наружной сторон выполнены лабиринтные гребешки, обеспечивающие уплотнение масляной полости задней опоры турбины.

Дефлектор 4 с передней стенкой диска 3 образует полость, в которую поступает воздух для охлаждения. Охлаждающий воздух через зазоры в елочных замках выходит в полость за первым диском.

Рабочие лопатки 2 имеют внутренние и наружные полки. Внутренние полки образуют кольцевой экран, предотвращающий перегрев от газов замковой части лопаток. Наружные полки образуют бандаж, уменьшающий потери газового потока. На наружной стороне полок имеются гребешки, которые с гребешками керамических вставок промежуточного кольца образуют уплотнения.

В качестве задней опоры ротора турбины высокого давления служит роликовый подшипник 9. Для наддува лабиринтов задней опоры подводится воздух из-за шестой ступени компрессора высокого давления.

Турбина низкого давления (см. рис. 27) расходует механическую работу на привод компрессора низкого давления и на приводные агрегаты в передней, средней и задней опорах двигателя.

Турбина состоит из статора 4, ротора 11 и задней опоры 5 двигателя.

Статор турбины состоит из двух сопловых аппаратов второй и третьей ступеней, аналогичных по конструкции (см. рис. 28). Каждый сопловой аппарат состоит из наружного кольца (10 и 14), внутреннего корпуса (19 и 21), лопаток (9 и 18) и замкового кольца (12 и 16).

Наружные кольца 10 и 14 соединяются фланцами и стягиваются болтами. С внутренней стороны колец 10 и 14 выполнен кольцевой паз для установки металлокерамических вставок 13 и 15 с гребешками, которые с гребешками наружных полок лопаток ротора образуют уплотнение, уменьшающее потери газового потока.

С внутренней стороны колец 10 и 14 с помощью наружных полок и замкового кольца консольно крепятся лопатки 9 и 18. В нижней части наружных колец 10 и 14 установлены заглушки 11 и 17 лючков для осмотра лопаток ротора турбины.

Внутренний корпус (19 и 21) сварной конструкции состоит из внутреннего кольца 23 с просечками для внутренних хвостовиков лопаток 9 и 18, уплотнительного кольца и диафрагмы с лабиринтным кольцом. В кольцевых проточках лабиринтных колец установлены металлокерамические вставки, которые с деталями ротора образуют уплотнения между ступенями турбины.

Лопатки 9 и 18 пустотелые неохлаждаемые.

Ротор турбины (рис. 30) состоит из вала 20, дисков рабочих колес второй 3 и третьей 4 ступеней, задней опоры.

Вал 20 с помощью шлицев соединен с валом компрессора низкого давления. С задней стороны вала имеется фланец 3 (рис. 31). На наружной части фланца 3 с помощью поясков ступиц центрируются диски 21 и 22 рабочих колес. Крутящий момент от дисков на вал передается с помощью втулок 17. Диски стянуты болтами 18. С передней внутренней стороны фланца вала 13 установлена втулка с наружной обоймой 15 роликового подшипника первой турбины и форсуночное кольцо 16. Во втулке выполнены каналы для обеспечения подачи масла с передней и задней сторон подшипника. Втулка с подшипником 15 и форсуночным кольцом 16 удерживаются пазовой гайкой 4 с экраном. Гайка-экран 4 улучшает теплозащиту подшипника ротора высокого давления и крепит крышку 5 лабиринта.

С задней наружной стороны фланца на большем диаметре выполнены гребешки 23, образующие с крышкой лабиринтов 24 уплотнения масляной полости задней опоры.

Сзади, внутри вала 13, установлена крышка 8 с наружной обоймой 31 роликового подшипника. Крышка и обойма подшипника крепятся гайкой. В центральной части крышки имеется шлицевая втулка, передающая вращение через рессору 10 и пару конических шестерен маслonaсосу 43 откачки из задней опоры, а через рессору 38 — на динамический суфлер 39 задней опоры.

Рабочие колеса 22 второй и 21 третьей ступеней представляют собой диски с центральным отверстием и фланцами для центрирования и крепления к фланцу 3 вала 13. На дисках с помощью «елочных» замков установлены лопатки и зафиксированы пластинчатыми замками.

Лопатки по конструкции аналогичны лопаткам турбины высокого давления. На фланце диска 22 выполнены гребешки 19 для уплотнения с лабиринтным кольцом 20 статора. Внутренняя поверхность второго диска с металлическими уплотнительными кольцами 6 крышки образует уплотнение, которое способствует направлению воздуха на охлаждение ступичной части второго и третьего дисков.

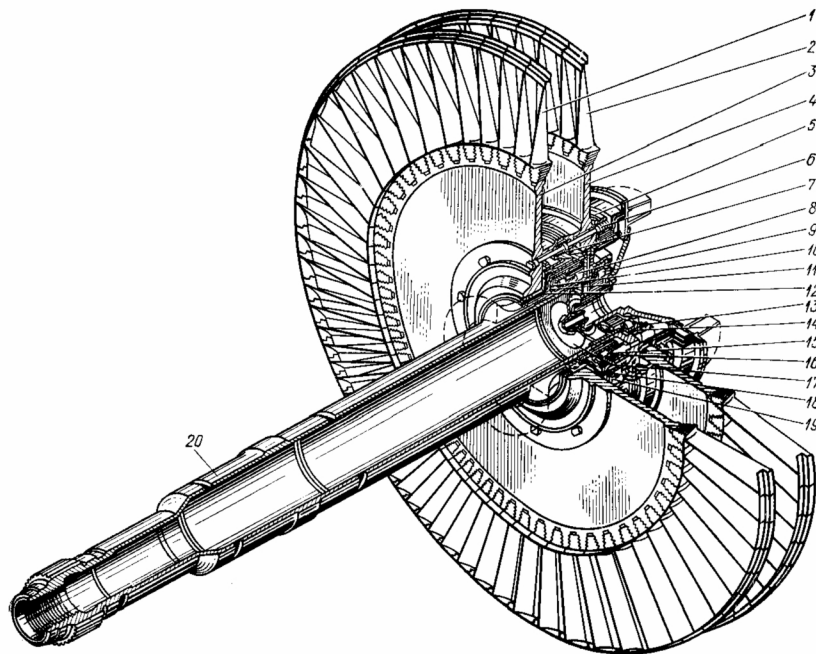


Рис. 30. Ротор турбины НД:

1 и 2— лопатки; 3 и 4— диски; 5— лабиринтное кольцо; 6— болт; 7, 14 и 16— втулки; 8— форсунка; 9 и 15— подшипники; 10— жиклерное кольцо; 11 и 19— гайки с экраном; 12— крышка лабиринта; 13— гайка; 17— крышка; 18— прокладка; 20— вал

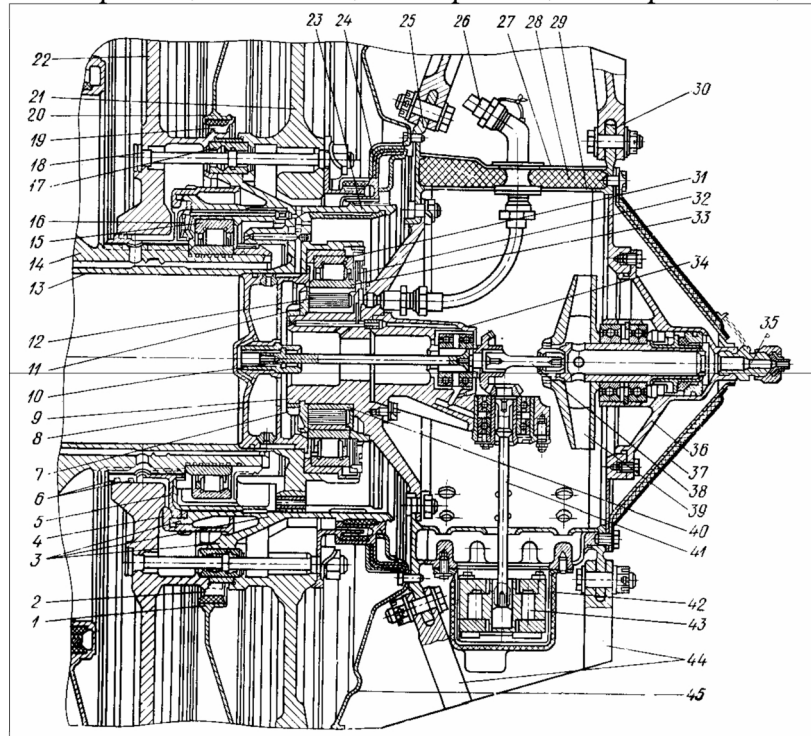


Рис. 31. Узел опор ротора турбин НД и ВД:

1 и 20— лабиринтные кольца; 2, 19, 23— гребешки; 3, 25, 30— фланцы; 4— гайка-экран; 5, 8, 37— крышки; 6— уплотнительное кольцо; 7— гайка; 9— носок; 10, 38 и 41— рессоры; 11— шайба; 12— демпфер; 13— вал турбины НД; 14— турбина ВД; 15 и 31— наружные обоймы подшипников; 16 и 32— форсуночные кольца; 17 и 40— втулки; 18— болт; 21 и 22— диски; 24— лабиринт; 26— трубка подвода масла; 27— экран; 25— термоизоляционная набивка; 29— кожух; 33— внутренняя обойма подшипника; 34— привод; 35— штуцер суфлирования; 36— корпус; 39— суфлер; 42— коробка; 43— маслонасос; 44— вилка; 45— диафрагма

Задняя опора (рис. 32) является основной силовой частью двигателя сварной конструкции, состоит из сопла, внутреннего корпуса и шести вилок.

Сопло состоит из наружного кожуха 8, внутреннего кожуха 17 и шести ребер-стоек 20. Наружный кожух 8 передним фланцем крепится к статору турбины. Сзади к кожуху 8 приварено силовое кольцо с двумя фланцами. К заднему фланцу силового кольца крепится смеситель 13, а в верхней части установлены два кронштейна 10 для вилки заднего узла подвески двигателя на самолет. Спереди наружный кожух усилен шестью парными продольными ребрами жесткости 16. С помощью болтов к парным ребрам крепятся демпферы, поддерживающие проставку внешнего контура. Для прохода силовых вилок 9 между ребрами 16 выполнены просечки. Вокруг просечек приварены манжеты, на которые телескопически опираются ребра-стойки 20. На кожухе приварены четыре гнезда 25 для установки термопар.

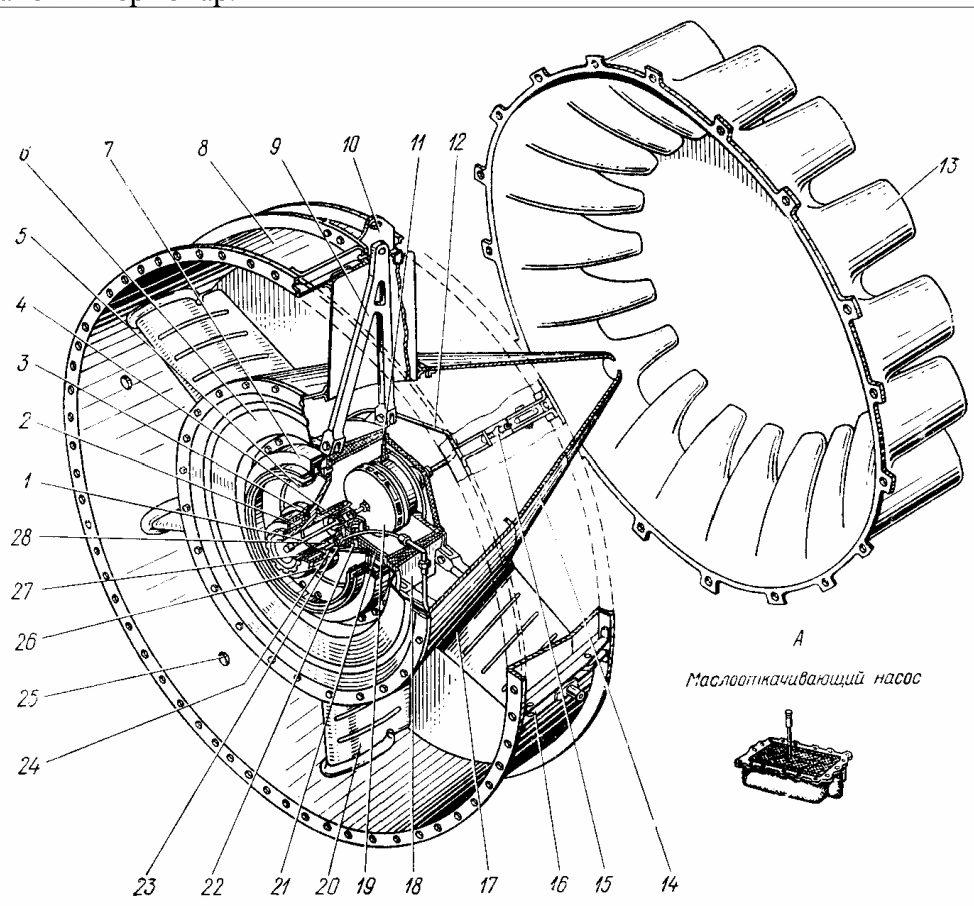


Рис. 32. Задняя опора:

1— рессора; 2— демпфер; 3— форсунка; 4— привод маслооткачивающего насоса; 5— носок; 6— диафрагма; 7— крышка лабиринта; 8— наружный кожух; 9— вилка; 10— кронштейн подвески; 11— противопожарная форсунка; 12— суфлирующая трубка; 13— смеситель; 14— стекатель; 15— противопожарный клапан; 16— ребро жесткости; 17— внутренний кожух; 18— внутренний корпус; 19— центробежный суфлер; 20— ребро-стойка; 21— маслооткачивающий насос; 22— рессора привода маслооткачивающего насоса; 23— маслоподводящая трубка; 24— полость носка; 25— гнездо под термопару; 26— внутреннее кольцо подшипника ротора НД; 27— жиклер подвода смазки к подшипнику ротора ВД; 28— переходная втулка

Внутренний кожух 17 представляет собой усеченный конус. К переднему фланцу крепится диафрагма 6 для предохранения внутреннего корпуса 18 задней опоры от воздействия горячих газов. К заднему фланцу крепится стекатель 14. На кожухе выполнены шесть просечек с отбортовками, в которые вварены ребра стойки 20.

Внутренний корпус (см. рис. 31) состоит из переднего 25 и заднего 30 фланцев,

кожуха 29, экрана 27 и коробки 42.

Корпус является силовой частью и образует масляную полость задней опоры.

На переднем и заднем фланцах имеются по шести проушин для крепления силовых вилок 44. К переднему и заднему фланцам приварены кожух 29 и экран 27, между которыми введена термоизоляционная набивка 28. В нижней части кожуха выполнены отверстия для слива масла в поддон. К переднему фланцу 25 крепится носок 9, на который ставят маслофорсуночное кольцо 32, втулку 46 с пакетом демпфирующих пластин 12 и внутренней обоймой 33 подшипника, шайбу 11 для фиксации пакета опоры. Все детали опоры стягивают гайкой 7.

Для обеспечения подачи масла под давлением на смазку подшипников турбин и подшипников привода маслососа откачки в носке 9, в заднем фланце 3 вала второй турбины и в корпусе привода 34 выполнены каналы. Привод 34 крепится к носку 9 и служит для передачи крутящего момента на динамический суфлер 39 и маслосос откачки 43.

Для отделения масляной полости опоры от газовой к переднему фланцу 25 крепится крышка лабиринта 24 с экраном, под который введена термоизоляционная набивка. К заднему фланцу 30 крепится динамический суфлер 39 и крышка 37 с термоизоляционной набивкой.

В нижней части корпуса установлена термоизолированная коробка 42 с маслососом 43 откачки масла.

Трубопроводы подвода и отвода масла, подвода огнегасящей смеси и трубопровод суфлирования проходят через полости ребер стоек и соединяются с ниппелями, установленными на проставке. Трубопровод суфлирования с масловоздушной смесью заключен в более широкую трубу и по зазорам между ними смесь сбрасывается в полость стекателя. На проставке в переходнике в потоке суфлируемой масловоздушной смеси установлен датчик сигнализации пожара ДП-6.

Смеситель 13 (см. рис. 32) сварной конструкции имеет 18-лепестковый венец. Лепестки представляют собой выдавки в виде глубокого гофра. Смеситель обеспечивает перемешивание воздуха и газа, поступающих из наружного и внутреннего контуров и является одновременно шумоглушащим устройством.

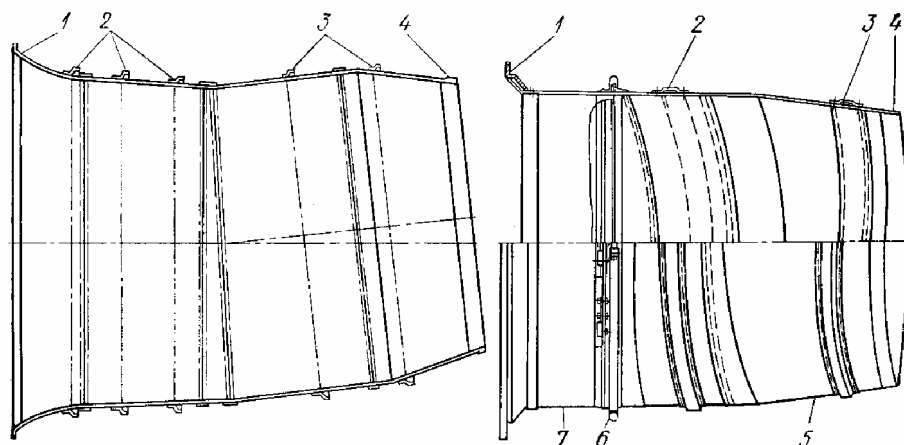


Рис. 33. Реактивное сопло:

1—фланец; 2 и 3—ребра жесткости; 4—кольцо; 5—реактивный насадок; 6—быстросъемное соединение; 7—корпус насадка

Реактивное сопло. На второй двигатель (рис. 33) установлено реактивное сопло, представляющее собой трубу переменного сечения. Для крепления к двигателю спереди приварен фланец 1. Для увеличения жесткости к соплу приварены кольцевые ребра жесткости 2 и 3. Выходная часть усилена кольцом 4. Ось задней части сопла расположена под углом $6^{\circ}30'$ к продольной оси двигателя. На первом и третьем двигателях сопло

крепят к выходной части реверса. Сопло состоит из корпуса насадка 7, к которому с помощью быстросъемного соединения 6 крепится реактивный насадок 5. Быстросъемное соединение 6 позволяет поворачивать реактивный насадок на 180° в зависимости от установки двигателя — слева или справа самолета.

Продольная ось насадка 5 отклонена от оси двигателя на угол $6^\circ 30'$. Отклонение газовой струи для внешних двигателей производится в горизонтальной плоскости в стороны от продольной оси самолета, а для второго двигателя — вверх.

3.7. ОБОЛОЧКИ И ПРОСТАВКА

Воздушный тракт второго контура образован с помощью оболочек и проставки (рис. 34), которые входят в силовую схему двигателя.

Передняя наружная оболочка 11 представляет собой усеченный конус, изготовленный из листового материала. Передним фланцем 38 конус соединен с корпусом средней опоры, задним фланцем 32 — с задней наружной оболочкой. Для повышения жесткости кожуха 33 оболочки с наружной стороны приклепаны три ребра жесткости 35. Для осмотра воспламенителей камеры сгорания и лопаток соплового аппарата первой ступени турбины на кожухе 33 имеется два лючка 31 и 34. Для осмотра рабочих лопаток ротора компрессора высокого давления служат лючки 36 и 37. Для прохода через кожух 33 рессоры привода РНА, рессоры управления клапанами перепуска, трубопроводов на кожухе имеются отверстия с фланцами, в которые устанавливаются плавающие уплотнения, не передающие усилия на оболочку. С наружной стороны кожуха 33 приклепываются кронштейны для крепления агрегатов систем двигателя, датчиков, трубопроводов, электропроводки и т. д.

Задняя наружная оболочка IV имеет цилиндрическую форму. Состоит из кожуха 4, двух фланцев 23 и 27 и двух ребер жесткости. В нижней части оболочки размещены два лючка 25 и 26 для осмотра рабочих лопаток первой и второй ступеней турбины. Задним фланцем оболочка соединена с фланцем проставки VI.

Внутренняя передняя оболочка I фланцем 1 опирается консолью на корпус средней опоры двигателя. Оболочка состоит из кожуха 39, фланца 1 и ребер жесткости 40 и разделена на две части с разъемом в горизонтальной плоскости. Для обеспечения прохода рессор, трубопроводов, перепускаемого воздуха на оболочке имеются окна с окантовками. Для повышения жесткости кожуха оболочки с внутренней стороны приклепываются ребра жесткости 40.

Внутренняя задняя оболочка III установлена над статором турбины и служит для направления воздуха второго контура на охлаждение статора турбины. Оболочка состоит из обтекателя, кожуха, ребер жесткости 3 и дефлектора 2. Для удобства монтажа оболочка состоит из двух частей с разъемом в горизонтальной плоскости.

Кожухи на заднюю опору V устанавливают на наружный кожух сопла задней опоры двигателя и повторяют его конфигурацию. Всего устанавливают шесть кожухов. На кожухах выполнены вырезы и окна для прохода трубопроводов в масляную полость задней опоры и термопар. Крепление кожухов учитывает тепловые расширения наружного кожуха задней опоры.

Проставка VI с оболочками образует воздушный тракт второго контура и входит в силовую схему двигателя, соединяя узлы наружного и внутреннего контуров двигателя. Проставка состоит из переднего силового кольца 21, кожуха 13, заднего фланца 11, пяти демпферов 14 и заднего узла крепления двигателя на самолет.

Силовое кольцо 21 фланцем соединено с задней наружной оболочкой и имеет пять колодок 17 со сферическими вкладышами 20. Вкладыши 20 обеспечивают шарнирное соединение демпферов 14 с задней опорой двигателя. На нижней колодке укреплен задний транспортировочный кронштейн 15.

В верхней части проставки смонтирован задний узел крепления двигателя на

самолете. Задний узел крепления состоит из проушины 9, сферического кольца 5, болта с гайкой, плавающего уплотнения 8.

С наружной стороны кожуха 13 проставки приварены фланцы для крепления термопар, для трубопроводов подвода и отвода масла к подшипникам задней опоры, подвода в масляную полость огнегасящего состава, суфлирования масляной полости задней опоры. К заднему фланцу 11 проставки крепится такелажный кронштейн 10 и реверсивное устройство для внешних двигателей или реактивное сопло для второго двигателя.

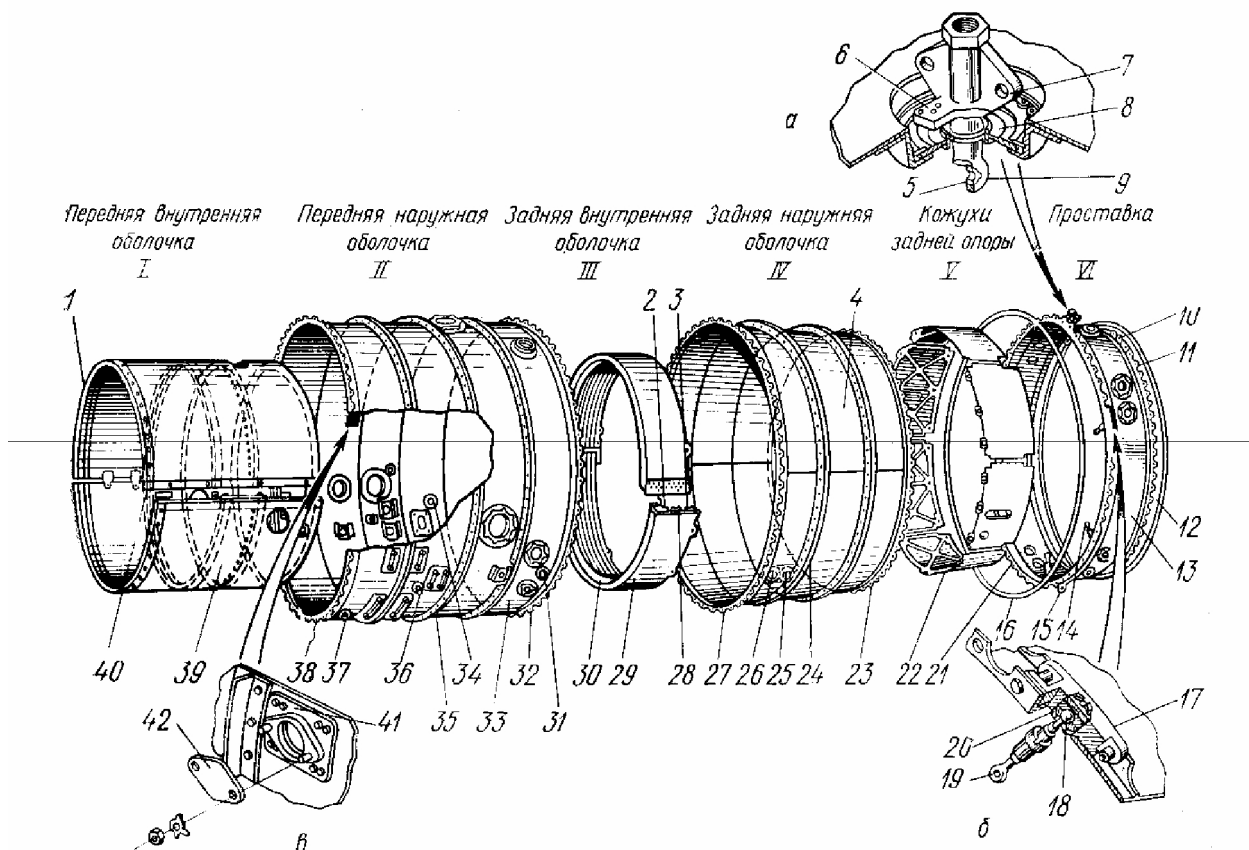


Рис. 34. Оболочки и проставка:

1—передний фланец; 2—дефлектор; 3—ребро жесткости; 4—кожух задней наружной оболочки; 5—сферическое кольцо; 6—полка крепления датчика вибрации на задней опоре; 7—отверстия для крепления самолетного подкоса подвески, двигателя; 8—плавающее уплотнение; 9—проушина; 10—такелажный кронштейн; 11—задний фланец; 12—резиновое уплотнительное кольцо; 13—кожух; 14—демпфер; 15—транспортный кронштейн; 16—кольцо; 17—колодка; 18—сферический болт; 19—сферическое кольцо; 20—сферический вкладыш; 21—силовое кольцо; 22—кожух; 23—задний фланец; 24—ребро жесткости; 25—лючок для осмотра лопаток второй ступени турбины; 26—лючок для осмотра лопаток первой ступени турбины; 27—передний фланец; 28—монтажный разъем; 29—кожух внутренней задней оболочки; 30—обтекатель; 31 и 34—лючки для осмотра воспламенителей камеры сгорания и сопловых лопаток первой ступени турбины; 32—задний фланец; 33—кожух наружной передней оболочки; 35—ребро жесткости; 36 и 37—лючки для осмотра лопаток компрессора ВД; 38—передний фланец; 39—кожух передней внутренней оболочки; 40—ребро жесткости; 41—фланец отбора воздуха для наддува гидробака (вид с внешней стороны); 42—технологическая крышка;

а—задний узел подвески; б—узел крепления демпфера; в—фланец отбора воздуха для наддува гидробака (вид с внешней стороны)

3.8. РЕВЕРСИВНОЕ УСТРОЙСТВО

Из всех известных тормозных устройств наиболее эффективным является реверсирование тяги двигателя (рис. 35) путем симметричного поворота газового потока с помощью створок и отклоняющих решеток. На рис. 36 показано положение створок на режимах прямой и обратной тяги и направление движения газового потока.

Реверсивное устройство (см. рис. 35) устанавливается только на внешние двигатели, т. е. на первый и третий, и состоит из корпуса реверса 2, двух диаметрально расположенных отклоняющих решеток 3 и 17, проставки реверса 19, двух створок 4 и 18, переднего 1 и заднего 6 уплотнений, системы управления реверсом.

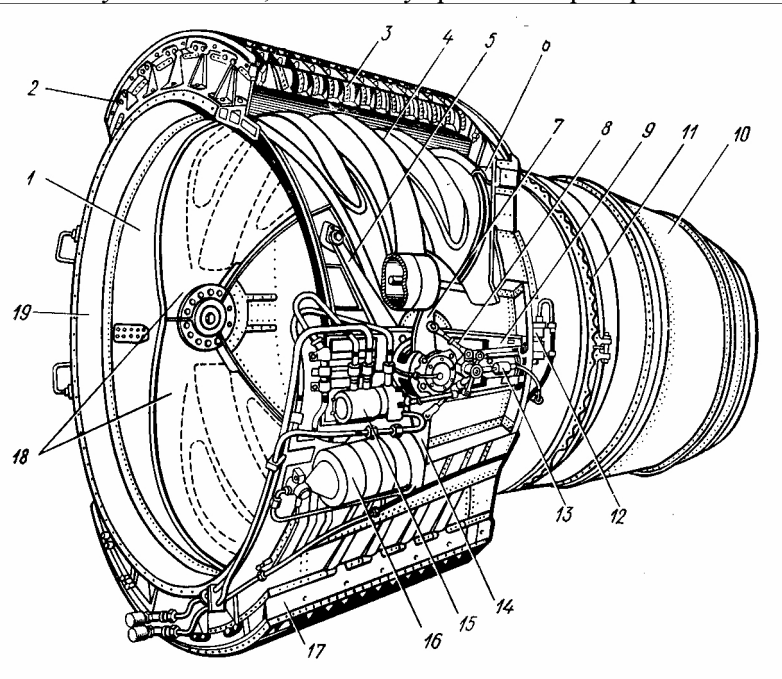


Рис. 35. Реверсивное устройство:

1—переднее уплотнение; 2—корпус; 3 и 17—решетки; 4 и 18—створки; 5—внутренний рычаг верхней створки; 6—заднее уплотнение; 7—наружный рычаг верхней створки; 8—тяга синхронизатора; 9—силовой кронштейн; 10—хомут; 11—насадок; 12—датчик сигнализации реверса; 13—датчик сигнализации замка; 14—наружный рычаг нижней створки; 15—золотник замка; 16—силовой цилиндр; 19—проставка реверса

Корпус реверса 2 состоит из переднего и заднего фланцев, соединенных между собой конусной стенкой, которая усилена четырьмя лонжеронами. На стенке выполнено два окна для опор створок. Опорами створок являются оси, установленные одна в другую. К фланцам осей болтами крепят верхнюю 4 и нижнюю 18 створки. Обоймами подшипников служат стенки осей с цилиндрическими проточками под беговые дорожки для роликов. В местах установки опор стенки корпуса реверса усилены двумя кронштейнами 9, воспринимающими газовую нагрузку от створок через опоры.

В верхней и нижней части корпуса реверса имеются прямоугольные окна с окантовкой и кронштейнами для крепления отклоняющих решеток. Отклоняющие решетки клепаной конструкции состоят из продольных стенок и лопаток.

Проставка 19 реверса представляет собой силовое кольцо коробчатого профиля, двухполостная. Проставка служит для крепления реверса к двигателю и для подвода воздуха через полости к силовым цилиндрам 16 реверса тяги. К проставке приклепано переднее уплотнение 1 створок.

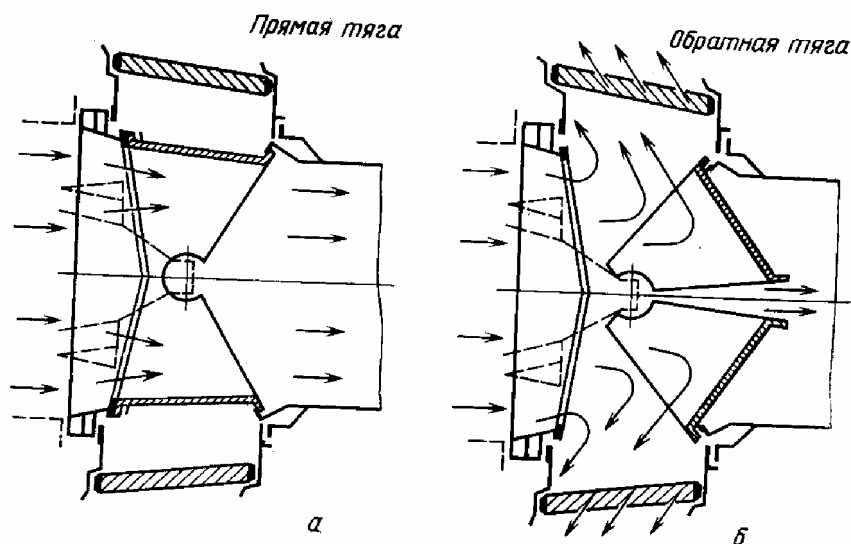


Рис. 36. Схема работы реверса:
а—прямая тяга; б—обратная тяга

Створки 4 и 18 реверса — сварной конструкции, состоят из двух фланцев, корпуса и ребер жесткости. Створки с помощью фланцев болтами крепятся к осям. На режимах прямой тяги створки прижимаются к переднему 1 и заднему 6 уплотнениям и образуют проточную часть двигателя. На режимах обратной тяги створки перекрывают тракт двигателя и направляют газовоздушный поток в отклоняющие решетки.

Переднее 1 и заднее 6 уплотнения предотвращают потери газового потока при работе двигателя на режимах прямой или обратной тяги.

Система управления реверсом двигателя (рис. 37) состоит из механизма управления реверсом 10, замка 26, исполнительного механизма (детали 14, 15, 16 и 20), тройника 11 подвода сжатого воздуха.

Механизм управления реверсом 16 предназначен для выдачи команды на переключку створок реверса и обеспечения требуемых блокировок. Состоит из рычага управления 9, на одном валу с которым, расположен кулачок 1 и упоры 4 и 8, рычага 2 с роликом и золотником 3, рычага блокировки 7 с роликами 5 и 6. Профиль кулачка 1 состоит из двух участков: от 0 до $20+1^\circ$ и от $20\pm 1^\circ$ до 116° , на каждом из этих участков радиус профиля постоянен.

Золотник 3 предназначен для подачи воздуха на открытие и закрытие замка реверса и для подачи воздуха к исполнительному механизму. Золотник 3 имеет две кольцевые проточки и находится: во втулке с окнами, через которые проходит сжатый воздух. Нижнее и верхнее окно всегда сообщены с атмосферой.

Замок 26 предназначен для фиксации исполнительного механизма системы управления реверсом в положении «Прямая тяга». Поворот защелки замка 18 осуществляется от золотника замка 27 со штоком с помощью двух тяг 25 и 17 и двуплечего рычага 24. На двуплечем рычаге 24 имеется кулачок 23, который включает с помощью переключателя 22 красное табло «Замок реверса».

Исполнительный механизм предназначен для переключки створок реверса в положение, соответствующее прямой или обратной тяге двигателя. Механизм состоит из четырех силовых цилиндров 14 с поршнями, четырех рычагов 15 створок реверса, четырех тяг 16 синхронизации, двух штоков синхронизации 20, перемещающихся в жестких направляющих 21, и двух переключателей 19 и 22 ПТК-6 для включения сигнальных табло.

Тройник 11 служит для подвода сжатого воздуха из-за девятой ступени компрессора высокого давления. Для проверки срабатывания реверса от аэродромного источника в тройник вместо заглушки ввертывают приспособление, к которому

подводится воздух от аэродромного источника.

Работа системы управления реверсом. Включение реверса тяги возможно лишь из положения РУДа на «площадке малого газа». Управление реверсом тяги осуществляется рычагом управления реверсом (РУР) путем поворота его в диапазоне углов поворота от $20 \pm 1^\circ$ до 0 ниже «площадки малого газа». Перекладка створок происходит при положении РУР $20 + 1^\circ$ по указателю ИП-28-01, а при дальнейшем повороте РУРа до 0 происходит увеличение обратной тяги.

Во время работы двигателя на «малом газе» воздух из-за девятой ступени компрессора подводится к механизму 10 управления реверсом. Золотник 3 механизма управления верхней проточкой обеспечивает подачу сжатого воздуха в полость В золотника замка, а нижней проточкой сообщает полость Г с атмосферой. Золотник 27 замка давления воздуха в полости В удерживается слева, обеспечивая подачу воздуха в полость В силовых цилиндров для удержания поршней и створок в положении «Прямая тяга».

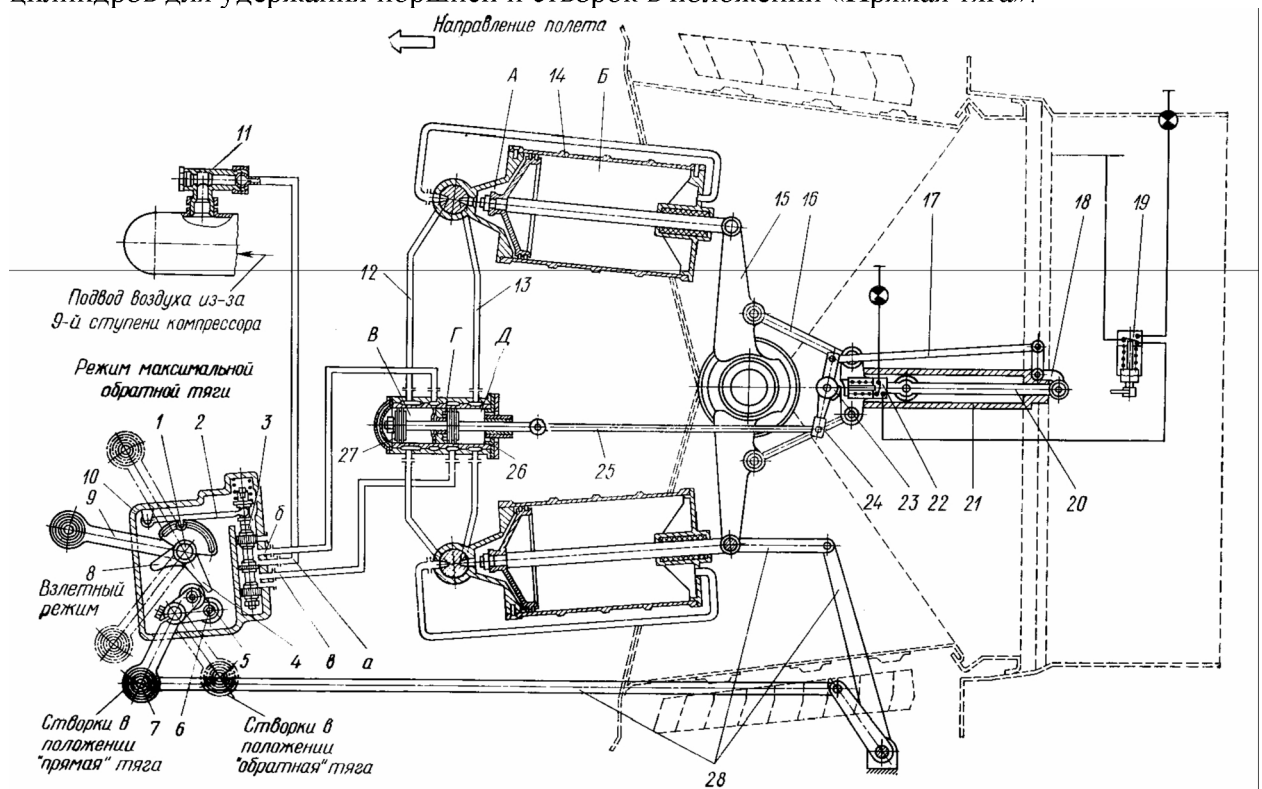


Рис. 37. Система управления реверсом:

1 и 23—кулачки; 2, 7, 9 и 24—рычаги; 3 и 27—золотники; 4 и 8—упоры; 5 и 6—ролики; 10—механизм управления реверсом; 11—тройник для подвода воздуха; 12 и 13—трубки; 14—пневмоцилиндр; 15—рычаг створки; 16, 17 и 25—тяги; 18—защелка замка; 19 и 22—переключатели ПТК-6; 20—шток синхронизации; 21—направляющие; 26—замок; 28—рычаги; а, б, в—трубки; А, Б, В—полости.

При переводе РУРа в сторону меньших углов перемещается рычаг управления на насосе регулятора НР-8-2У, что приводит к увеличению режима работы двигателя и повороту рычага 9 механизма управления реверсом по часовой стрелке. Вместе с рычагом 9 поворачивается кулачок 1 и упоры 4 и 8. На угле, равном $20 \pm 1^\circ$, кулачок 1 через рычаг 2 смещает золотник 3 вверх, который подключает подвод воздуха в полость Г замка.

При угле $17 + 1^\circ$ упор 4 коснется ролика 5, после этого дальнейшее перемещение РУРа в сторону меньших углов невозможно. При этом воздух подается в полость Г и перемещает золотник 27 замка вправо. Одновременно полости Б и В сообщаются с атмосферой. При перемещении золотника 27 замка вправо через тяги 25 и 17 и двухплечий рычаг 24 откроется защелка 18 замка. В процессе перемещения золотника 27 замка включается табло «Замок реверса» и одновременно правый поршень золотника 27 замка

открывает канал подвода воздуха из полости Γ в полость A силовых цилиндров. Поршни силовых цилиндров перемещаются вправо, при этом рычаги и створки переходят в положение «обратная тяга». Вместе со створками с помощью тяг синхронизации 16 перемещается шток синхронизации 20 и нажимает на переключатель 19 ПТК-6, который выключает красное табло «Замок реверса», а зеленое табло «Створки реверса» включает. При переключении створок реверса в положение «Обратная тяга» система тяг и рычагов 28 обратной связи переместит рычаг 7 блокировки в положение «Обратная тяга», вследствие этого между упором 4 и роликом 5 образуется зазор и появится возможность дальнейшего перемещения РУРа в сторону уменьшения угла поворота на увеличение режима работы двигателя.

При выключении реверса система управления работает в обратном порядке. В системе управления реверсом тяги предусмотрены блокировки, которые препятствуют самопроизвольной переключке створок реверса из положения «Прямая тяга» в положение «Обратная тяга» или обеспечивают необходимые ограничения режима работы двигателя при появлении отказов в переключке створок реверса, а также при самопроизвольных переключках створок реверса.

К числу этих блокировок относятся следующие:

а) створки в положении «Прямая тяга» фиксируются замком, который представляет собой управляемый механический упор 18, препятствующий переключке створок в положение «Обратная тяга». При открытии замка на приборной доске бортового инженера загорается красное табло «Замок реверса»;

б) если при переводе рычага управления реверсом с «площадки малого газа» на угол $20 \pm 1^\circ$ переключка створок реверса в положение «Обратная тяга» не произойдет, то перемещение рычага управления реверсом в сторону меньших углов на увеличение режима возможно лишь до угла $17 \pm 1^\circ$, что соответствует режиму 0,3 номинала (в механизме управления реверсом упор 4 остановится на ролике 5). В этом случае будет прямая тяга, но небольшая;

в) если при выключении реверса тяги путем перевода рычага управления реверсом на угол $22 \pm 1^\circ$ переключка створок реверса в положение «Прямая тяга» не произойдет, то дальнейшее перемещение рычага управления реверсом, а затем и рычага управления двигателем возможно лишь до угла $25 \dots 40^\circ$ «площадки малого газа» (упор 8 остановится на ролике б). В этом случае будет обратная тяга, но небольшая;

г) если при работе двигателя на режиме «Прямая тяга» произойдет самопроизвольная переключка створок в положение «Обратная тяга», то это повлечет за собой автоматическое снижение режима до режима «Малый газ», увеличение режима работы двигателя в этом случае на угол больше $25\text{—}40^\circ$ невозможно из-за появления механического упора (ролик б, упираясь в упор 8, повернет рычаг 9 на уменьшение режима);

д) если при работе двигателя на режиме «Обратной тяги» произойдет самопроизвольная переключка створок в положение «Прямая тяга», то это приведет к снижению режима до 0,3 номинального (ролик 5 упирается в упор 4 и поворачивает его с рычагом 9 на угол $17 \pm 1^\circ$). Увеличение режима в этом случае невозможно из-за появления механического упора.

ГЛАВА 4 СИСТЕМА СМАЗКИ И СУФЛИРОВАНИЯ

Система смазки предназначена для подвода масла к трущимся деталям двигателя в целях уменьшения трения и износа, для отвода тепла, предохранения от коррозии и наклепа, а также выноса твердых частиц с поверхностей трения.

Система смазки двигателя НК-8-2У циркуляционная, коротко-замкнутая, высотная. Под высотностью системы смазки понимают высоту, до которой прокачка масла через двигатель и давление масла находятся в пределах допустимых значений, обусловленных обеспечением надежной работы двигателя.

Замкнутые системы обеспечивают более надежную смазку на больших высотах благодаря наличию промежуточных подкачивающих насосов, меньшей вспененности масла и ускоренному прогреву масла в системе после запуска двигателя.

В масляную систему двигателя (рис. 38) входят следующие агрегаты: маслобак 4, подкачивающий насос 18, нагнетающий насос 20, масляный сетчатый фильтр 22, откачивающий насос передней опоры 27, откачивающий насос средней опоры 23, масляная центрифуга 13, откачивающий насос задней опоры 8, суфлер задней опоры 7, суфлер средней опоры и коробок приводов 26, фильтр- сигнализатор 14, топливомасляный радиатор 16, трубопроводы, маслофорсуночные кольца, магнитные пробки 9.

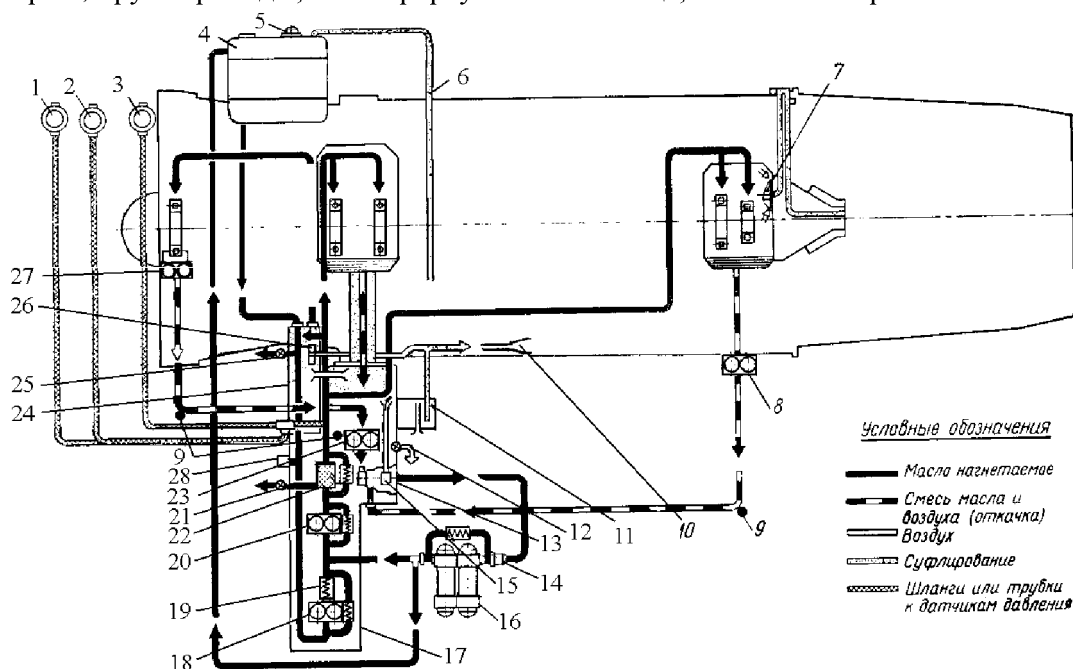


Рис. 38. Система смазки и суфлирования НК-8-2У:

1—датчик давления масла в системе автоконтроля (ДАТ-8С); 2—датчик давления масла ИДТ-8С (сигнал на указатель УИЗ-3); 3—датчик давления масла МСТВ-2,3 С (сигнал на лампочку и в систему автоконтроля); 4—маслобак; 5—датчик уровня масла ДМ1-1Т (из комплекта СИМ1-1Т); 6—суфлирование маслобака в атмосферу; 7—центробежный суфлер задней опоры; 8—откачивающий насос задней опоры; 9—магнитная пробка; 10—эжектор; 11—дренажный бачок; 12—сливной кран коробки приводов; 13—центрифуга; 14—фильтр-сигнализатор; 15—воздушный клапан центрифуги; 16—топливомасляный радиатор; 17—коробка приводов двигательных агрегатов; 18—подкачивающий насос; 19—обратный клапан; 20—нагнетающий насос; 21—сливной кран маслофильтра; 22—маслофильтр; 23—откачивающий насос средней опоры; 24—коробка самолетных агрегатов; 25—сливной кран маслобака; 26—центробежный суфлер средней опоры; 27—откачивающий насос передней опоры; 28—приемник термометра сопротивления П-1Т_р (замер температуры масла на, входе в двигатель)

4.1. РАБОТА МАСЛОСИСТЕМЫ

Масло из маслобака подводится к подкачивающему насосу 18, который перекачивает масло через обратный клапан 19 в линию подачи масла в нагнетающий насос 20. Обратный клапан 19 открывается при избыточном давлении 0,2—0,3 кгс/см². Перед нагнетающим насосом 20 давление поддерживается редукционным клапаном в

пределах 0,6—0,8 кгс/см². Насос 20 перекачивает масло в линию нагнетания, где давление поддерживается в пределах 3,5—4 кгс/см², и далее поступает к сетчатому маслофильтру. В фильтре масло очищается от механических примесей. При повышении сопротивления фильтра при $\Delta p = 1,0$ кгс/см² перепускной клапан открывается и перепускает масло нефильТРованное. После фильтра масло по каналам в коробках и по трубопроводам поступает через форсунки на смазку приводов агрегатов, подшипников передней, средней и задней опор двигателя.

После смазки и охлаждения подшипников опор и приводов агрегатов двигателя масло из передней опоры откачивается в коробку самолетных агрегатов, а из всех коробок приводов и из средней опоры масло откачивается на вход в центрифугу маслонасосом 23 от качки масла из средней опоры; масло из задней опоры откачивается насосом 8 на вход в центрифугу. В центрифуге масло отделяется от воздуха и поступает через фильтр-сигнализатор 14 и топливомасляный радиатор 16 на вход в нагнетающий насос 20. Часть масла после топливомасляного радиатора 16 по трубопроводу поступает в маслобак 4 для прогрева масла. Воздух из центрифуги через центробежный запорный клапан 15 выходит в коробку моторных агрегатов. Центробежный запорный клапан 15 на частоте вращения меньше 5000 об/мин закрывается, тем самым предотвращая перекачку масла из бака в двигатель. Это объясняется тем, что центрифуга на малой частоте вращения не разделяет масло и воздух.

В переходниках трубопроводов линии от качки масла из передней и задней опор и в приливе поддона маслонасоса от качки масла из средней опоры для дополнительного контроля масла установлены магнитные пробки 9.

4.2. СУФЛИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

В воздушно-масляных полостях двигателя в процессе работы повышается давление, которое может привести к большим потерям масла. Для снижения давления в масляных полостях двигателя и уменьшения потерь масла суфлирование обеспечивается с помощью двух суфлеров и трех откачивающих маслонасосов. Суфлирование передней опоры производится через маслонасос от качки 27 в коробку самолетных агрегатов.

Средняя опора двигателя, коробка моторных агрегатов, ППО-40 и коробка самолетных агрегатов суфлируются через центробежный суфлер 26, который установлен в правой части коробки самолетных агрегатов. Суфлируемый воздух отводится через эжектор в наружный контур. На крышке суфлера 26, в потоке суфлируемого воздуха установлен датчик ДП-6 сигнализации пожара в средней опоре и в коробках приводов.

Задняя опора суфлируется через суфлер 7, который установлен на задней крышке внутреннего корпуса задней опоры. Суфлируемый воздух подводится к переходнику на приставке с датчиком ДП-6 сигнализации пожара в задней опоре, а затем воздух через кольцевой канал между трубками сбрасывается в конический стекатель.

Масло, отделенное от воздуха, возвращается в полости, в которых установлены суфлеры.

4.3. КОНТРОЛЬ РАБОТЫ МАСЛОСИСТЕМЫ

Контроль за работой маслосистемы производится с помощью приборов ЭМИ-ЗРТИС для каждого двигателя, расположенных на пульте бортинженера. Контролируется давление и температура масла на входе в двигатель.

Количество масла в баке определяется с помощью системы измерения масла СИМ 1-1Т и масломерной линейки. Указатели системы СИМ1-1Т установлены на щитке централизованной заправки маслобаков двигателей и ВСУ.

Контроль работы маслосистемы производится и с помощью красных табло, установленных на пульте бортинженера. Табло: — «р масла» загорается при давлении

масла в системе меньше $2,3 \pm \pm 0,5$ кгс/см²;

- «Мало масла» загорается при количестве масла в баке 9 кг и меньше;
- «Избыток масла» загорается при количестве масла в баке 33 кг и больше;
- «Стружка в масле» загорается при наличии в масле металлической стружки.

4.4. АГРЕГАТЫ МАСЛОСИСТЕМЫ

Подкачивающий насос (рис. 39) служит для подпитки системы нагнетания маслом из маслобака. Насос расположен снизу коробки моторных агрегатов, состоит из корпуса, крышки, ведущей и ведомой шестерен качающего узла с бронзовыми опорами скольжения, рессоры привода, редукционного клапана, обратного клапана. Редукционным клапаном в линии нагнетания насоса поддерживается постоянное давление в пределах $0,6—0,8$ кгс/см². Для предотвращения перетекания масла из бака в двигатель на стоянках служит обратный клапан, через который за одни сутки допускается утечка масла не более одного литра.

Торцевое контактное уплотнение обеспечивает работу уплотнения качающего узла и крышки, исключая перетекание масла в коробку приводов моторных агрегатов.

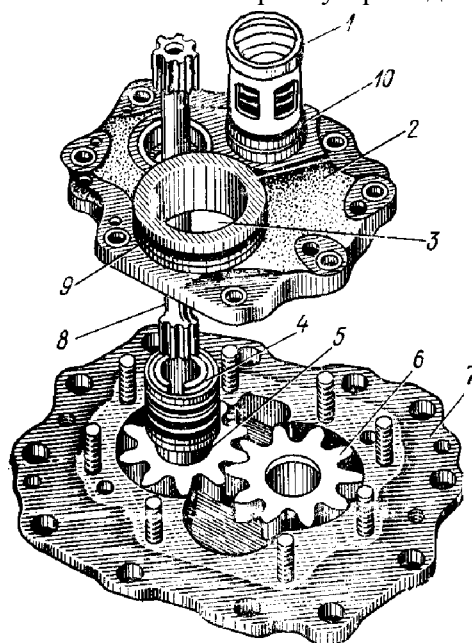


Рис. 39. Подкачивающий насос:

1—обратный клапан; 2—крышка подкачивающего насоса; 3—подвод масла в подкачивающий насос; 4—торцевое контактное уплотнение; 5—ведущая шестерня; 6—ведомая шестерня; 7—корпус подкачивающего насоса; 8—рессора; 9—уплотнительное кольцо крышки насоса; 10—уплотнительное кольцо обратного клапана

Нагнетающий насос аналогичен по конструкции и работе подкачивающему насосу, расположен в коробке моторных агрегатов. Состоит из корпуса, крышки, двух шестерен качающего узла, бронзовых опор скольжения, редукционного клапана. В эксплуатации допускается регулирование давления масла редукционным клапаном. Поворот винта редукционного клапана на один оборот вправо увеличивает давление на $0,15—0,2$ кгс/см². После регулирования давление проверяется при работе двигателя на режиме 0,7 номинала.

Масляный фильтр (рис. 40) служит для очистки масла, поступающего на смазку и охлаждение деталей двигателя, установлен в коробке моторных агрегатов. Фильтр состоит из сердечника 8, фильтрующих секций 6 (27—28 шт.), промежуточных колец, которые устанавливаются между фильтрующими секциями, гайки 13, крышки 4, винта 16, траверсы

2, перепускного клапана 10, отрегулированного на $\Delta p = 1,0 \text{ кгс/см}^2$, двух резиновых уплотнительных колец 3.

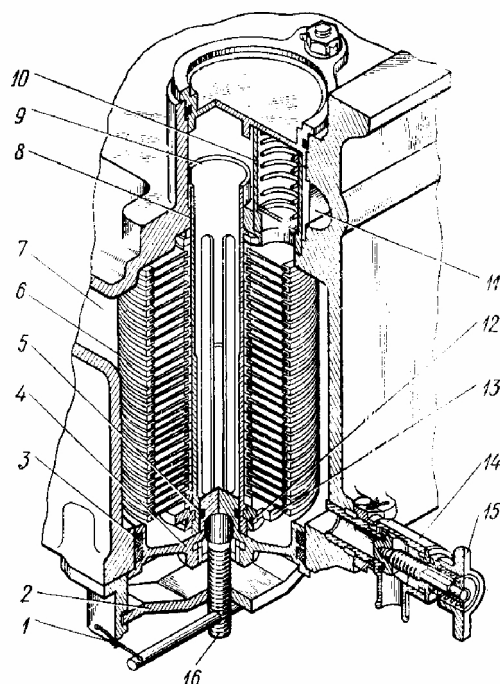


Рис. 40. Масляный фильтр:

1—контрольная проволока; 2—траверса; 3—уплотнительное кольцо крышки; 4—крышка фильтра; 5—уплотнительное кольцо фильтра; 6—фильтрующая секция; 7—канал входа масла; 8—сердечник фильтра; 9—выходное отверстие стержня фильтра; 10—перепускной клапан; 11—выходной канал для масла; 12—контровка фильтра; 13—гайка; 14—сливной кран; 15—муфта крана; 16—винт

Насос откачки масла из передней опоры (рис. 41) расположен в корпусе передней опоры, служит для откачки масла и суфлирования масляной полости передней опоры. Насос состоит из корпуса 1, крышки 4, двух шестерен 2 и 3 качающего узла с бронзовыми опорами скольжения, шестерни привода 5. Откачиваемое масло отводится в коробку самолетных агрегатов.

Насос откачки масла из средней опоры (рис. 42) для откачки масла, сливаемого в полость коробок самолетных и моторных агрегатов из передней и средней опор. Насос расположен в нижней части коробки моторных агрегатов, состоит из корпуса 1, крышки 5, двух шестерен 2 и 4 качающего узла с лопаточными устройствами 3 и бронзовыми опорами скольжения, предохранительной сетки. Лопаточные устройства на шестернях качающего узла улучшают заполнение впадин между зубьями и повышают эффективность работы насоса.

Насос откачки масла из задней опоры (рис. 43) крепится к фланцу маслосливной коробки внутреннего корпуса задней опоры и состоит из корпуса 7, крышки 6, двух шестерен качающего узла с бронзовыми опорами скольжения, рессоры привода 1, пеногасящей сетки 8 и теплоизолированного поддона 2.

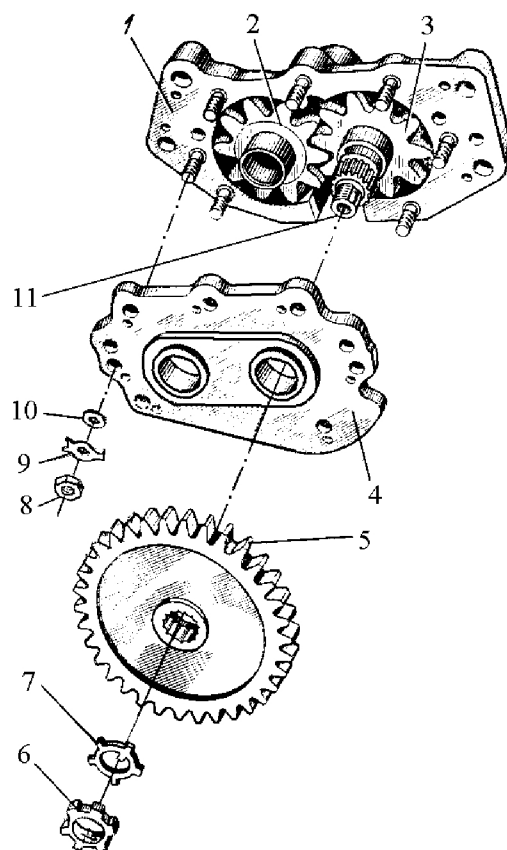


Рис. 41. Насос откачки масла из передней опоры:
 1—корпус; 2—ведомая шестерня; 3—ведущая шестерня; 4—крышка; 5—шестерня привода; 6 и 8—гайки; 7 и 9—стопорные шайбы; 10—шайба; 11—канал для входа масла

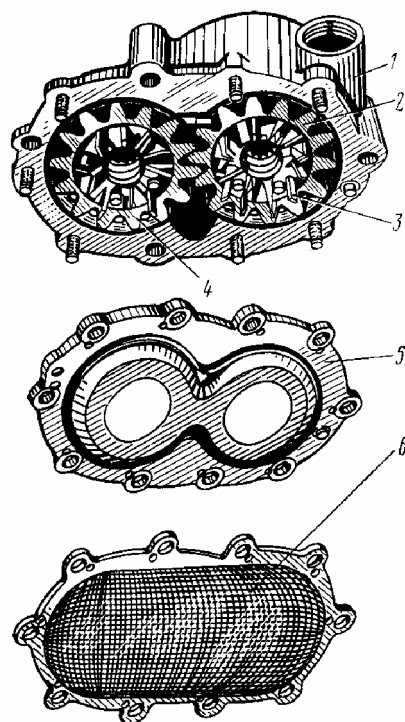


Рис. 42. Насос откачки масла из средней опоры:
 1—корпус; 2—ведущая шестерня; 3—лопаточное устройство; 4—ведомая шестерня; 5—крышка откачивающего насоса; 6—предохранительная сетка

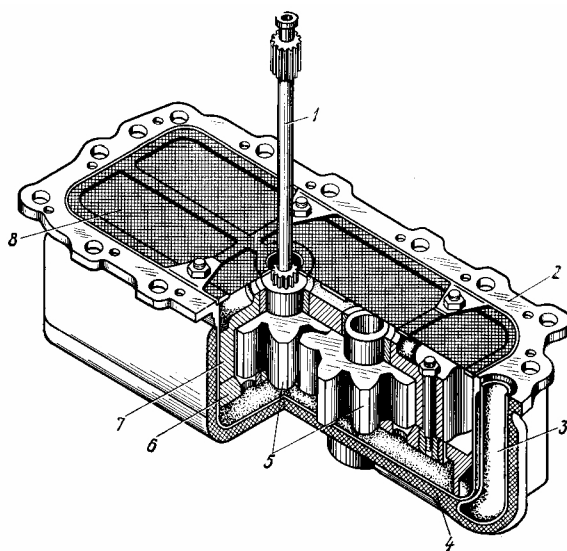


Рис. 43. Насос откачки масла из задней опоры:

1—рессора привода насоса; 2—поддон; 3—трубка отвода масла; 4—экрaн; 5—шестерни; 6—крышка; 7—корпус; 8—сетка

Центрифуга (рис. 44) установлена в коробке моторных агрегатов, служит для отделения воздуха от масла и состоит из крыльчатки 1 закрытого типа с валом, центробежного запорного клапана 7, шестерни привода 4.

При вращении ротора масло под действием центробежных сил отбрасывается от центра вращения к периферии и через кольцевую щель в верхнюю полость, откуда по штуцеру и наружному трубопроводу отводится к топливомасляному радиатору. Воздух собирается в пустотелом валу и далее через клапан 7, тарелка которого открывается центробежными силами грузиков, поступает в полость коробки моторных агрегатов.

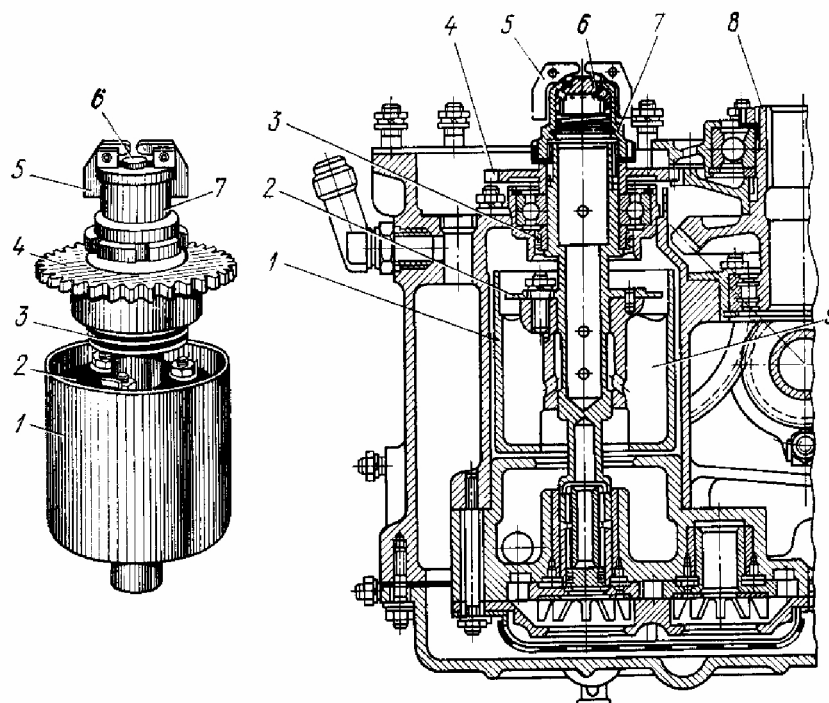


Рис. 44. Центрифуга:

1—крыльчатка; 2—диск ротора; 3—кольцевое уплотнение; 4—шестерня привода центрифуги; 5—грузик клапана; 6—тарелка клапана; 7—центробежный клапан; 8—центральный привод; 9—лопатка ротора

Фильтр-сигнализатор (рис. 45) установлен над топливомасляным радиатором, служит для сигнализации наличия металлической стружки в масле. Фильтр состоит из корпуса 4, предохранительного клапана 1, фильтроэлемента 9, контактного устройства 2 со штепсельным разъемом, сливного крана 5 со штепсельным разъемом, сливного крана 5.

Фильтроэлемент 9 состоит из корпуса, фильтрующей сетки 8, фильтрующего пакета колец 7, траверсы 11, стяжного винта 10.

При накоплении стружки около 1,5 г происходит электрическое соединение всех пластин 13 фильтрующего пакета, при этом на приборном пульте бортиинженера загорается красное табло «Стружка в масле».

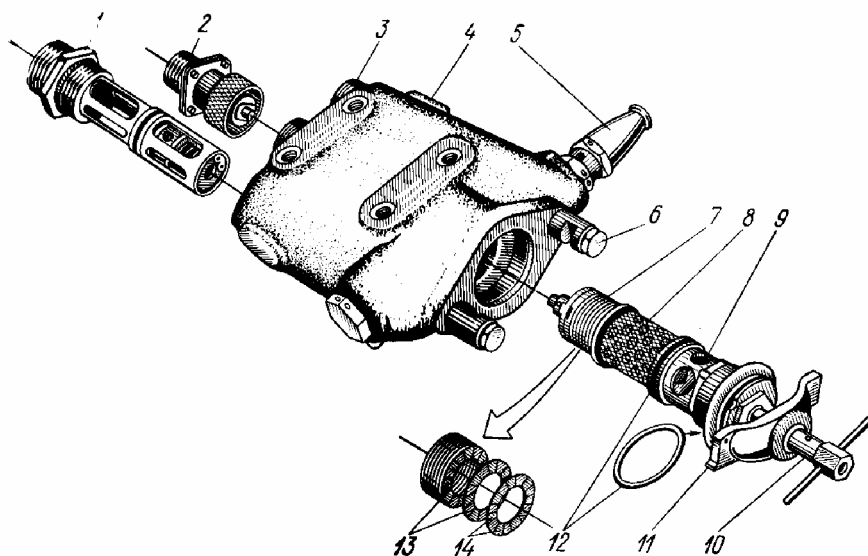


Рис. 45. Фильтр-сигнализатор:

1—предохранительный клапан со штуцером входа; 2—контактное устройство со штепсельным разъемом; 3—штуцер выхода; 4—корпус фильтра-сигнализатора; 5—сливной кран; 6—шпилька; 7—фильтрующий пакет колец; 8—сетчатый фильтр; 9—фильтроэлемент; 10—стяжной винт; 11—ручка фильтра (траверса)-12—уплотнительное кольцо фильтра; 13—пластина целевого фильтра; 14—сектор пластины

Топлиломасляный радиатор (рис. 46) служит для охлаждения масла, выходящего из двигателя. Охлаждение масла производится топливом, поступающим после насоса-регулятора НР-8-2У. Радиатор состоит из двух секций 8, которые жестко связаны между собой коллекторами 9 и соединительным патрубком. Каждая секция радиатора состоит из сот, установленных в корпусе. Внутри секций имеются перегородки, которые изменяют направление движения масла. Горячее масло из центрифуги через штуцер входа 1 и коллектор поступает в межтрубную полость одной из секций радиатора, затем проходит во вторую секцию и в охлажденном состоянии через штуцер 6 направляется в нагнетающий насос.

Одновременно холодное топливо через штуцер 4 входа поступает во входную полость радиатора, отбирает тепло от масла, затем проходит во вторую секцию и в подогретом состоянии направляется через штуцер 2 в топливную магистраль двигателя.

В случае повышения гидравлического сопротивления масляной или топливной полостей часть масла или топлива перепускается через клапаны 3 и 5 непосредственно на выход из радиатора.

Центробежный суфлер задней опоры (рис. 47) служит для отделения воздуха, проникающего в масляную полость задней опоры. Суфлер закреплен на фланце задней крышки внутреннего корпуса задней опоры двигателя, состоит из крыльчатки закрытого типа 2, пустотелого валика 5, двух подшипников 6 опоры, корпуса 7, теплоизоляционного

экрана 10 и торцевого контактного уплотнения 8. При вращении крыльчатки частицы масла под действием центробежных сил отбрасываются в масляную полость, а воздух отводится совмещенным трубопроводом к фланцу проставки, где установлен датчик ДП-6, а затем по кольцевому каналу между трубопроводами сбрасывается в полость стекателя.

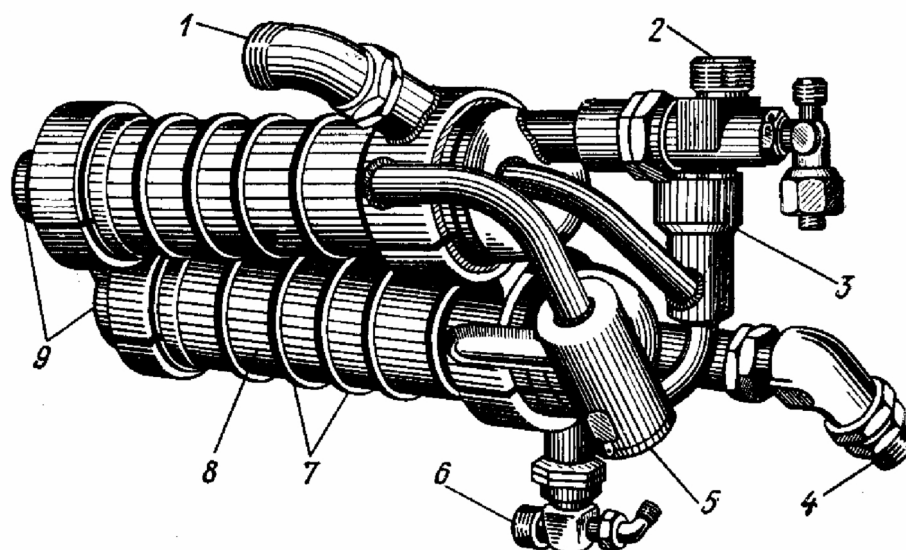


Рис. 46. Топливомасляный радиатор:

1—штуцер входа масла; 2—штуцер выхода топлива; 3—перепускной топливный клапан; 4—штуцер входа топлива; 5—перепускной масляный клапан; 6—штуцер выхода масла; 7—ложемент; 8—секция; 9—коллектор

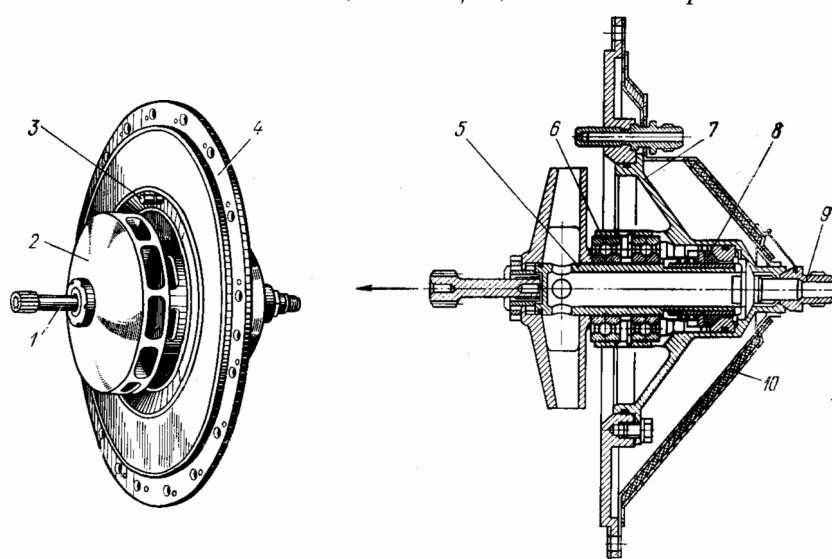


Рис. 47. Центробежный суфлер задней опоры:

1—приводная рессора; 2—крыльчатка; 3—противопожарная форсунка; 4—крышка задней опоры; 5—валик; 6—шарикоподшипник; 7—корпус суфлера; 8—сферическое уплотнение; 9—штуцер отвода воздуха; 10—теплоизоляционный экран

Центробежный суфлер средней опоры и коробок приводов по принципу работы и конструкции аналогичен центробежному суфлеру задней опоры.

Маслобак (рис. 48) служит для возмещения расхода масла в системе. Маслобак сварной конструкции, внутренняя полость бака разделена двумя диафрагмами. На маслобаке установлены датчик 6 масломера, патрубок 9 отвода масла, штуцеры суфлирования 3 и централизованной заправки 8 и заливная горловина 1. Под крышкой заливной горловины смонтирована мерная линейка. Емкость маслобака 39 л.

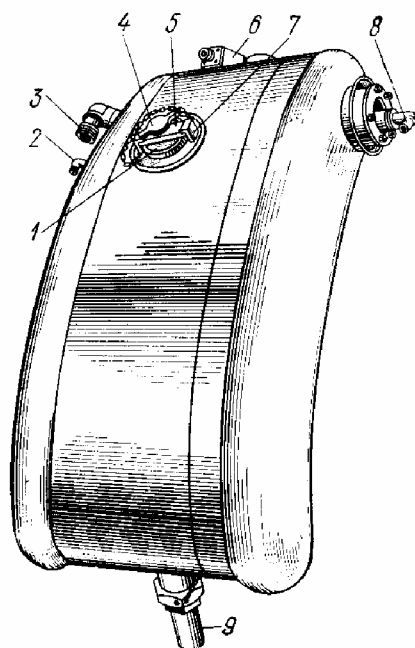


Рис. 48. Маслобак:

1—заливная горловина с крышкой и мерной линейкой; 2—штуцер перепуска масла из системы; 3—штуцер суфлирования маслобака; 4—головка зажимного винта; 5—траверса; 6—емкостный датчик указателя уровня масла (ДМ1-1Т); 7—планка (с двух сторон горловины); 8—штуцер заправки под давлением с поплавковым клапаном; 9—заборный патрубок отвода масла к подкачивающему насосу

ГЛАВА 5 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система обеспечивает подачу топлива в камеру сгорания двигателя через форсунки в количестве, необходимом для обеспечения заданного режима работы двигателя, а также для обеспечения запуска на земле и в полете. К топливной системе предъявляются следующие требования:

- надежного питания двигателя топливом при различных высотно-климатических условиях. Для самолета Ту-154А высота не более 12 000 м и температура атмосферного воздуха от -50 до $+60^{\circ}\text{C}$;

- обеспечения герметичности всех элементов системы и надежности фильтрации топлива;

- надежности запуска на земле и в воздухе;

- обеспечения заданной приемистости и сброса газа, а также дозировки топлива согласно принятым законам системы регулирования;

- простоты и удобства эксплуатации и технического обслуживания.

Система питания (рис. 49) двигателя топливом состоит из четырех самолетных подкачивающих насосов ЭЦН-325 (1), перекрывающего (пожарного) крана 18, подкачивающего топливного насоса ДЦН-44ТВТ (17), фильтра низкого давления 16, насоса-регулятора НР-8-2У (3), топливо-масляного радиатора 4, фильтра высокого давления 5, распределителя топлива РТ-8У (10), форсунок первого 8 и второго 9 контуров, агрегата управления перепуском воздуха АУП-8-2 (15), агрегата управления РНА АУ-8-4У (13), ограничителя частоты вращения ротора низкого давления ОГ-8-4 (11), гидроцилиндра 14 крана регулирования подачи воздуха на обогрев ВНА и воздухозаборника, электромагнитного клапана пускового топлива 6, двух пусковых форсунок 7, трубопроводов.

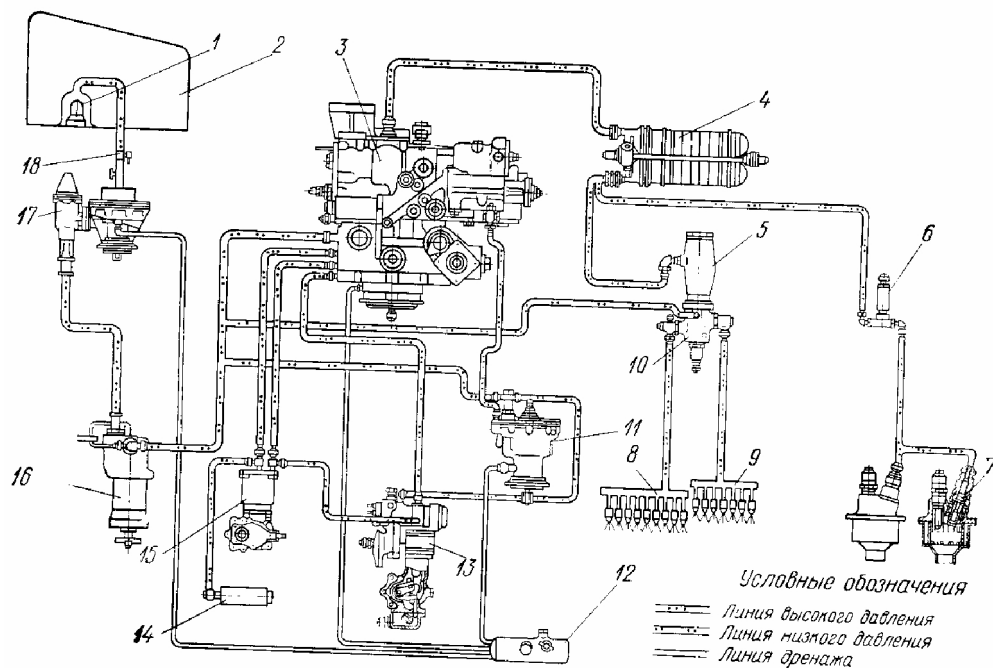


Рис. 49. Топливная система:

1—самолетный подкачивающий насос; 2—топливный бак; 3—насос-регулятор НР-8-2У; 4—топливо-масляный радиатор (ТМР); 5—топливный фильтр высокого давления; 6—электромагнитный клапан пускового топлива; 7—пусковые форсунки воспламенителей; 8—группа форсунок первого контура; 9—группа форсунок второго контура; 10—распределитель топлива РТ-8У; 11—ограничитель частоты вращения ротора ОГ-8-4; 12—дренажный бак; 13—агрегат АУ-8-4У управления РНА; 14—гидроцилиндр; 15—агрегат АУП-8-2 управления клапанами перепуска; 16—топливный фильтр низкого давления; 17—топливоподкачивающий насос ДЦН-44ТВТ; 18—перекрывной кран

По назначению и давлению топлива топливную систему можно разделить на четыре системы:

- основную систему, предназначенную для подачи топлива с высоким давлением в блок форсунок камеры сгорания;
- вспомогательную систему, которая предназначена для подачи топлива под давлением к агрегатам регулирования и к вспомогательным агрегатам управления;
- систему пускового топлива, обеспечивающую подачу топлива из основной системы к пусковым форсункам при запуске двигателя;
- дренажную систему, обеспечивающую слив топлива и масла из уплотнений агрегатов топливной системы.

5.1. РАБОТА ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Из самолетных баков топливо перекачивается в расходный бак 2, из которого четырьмя подкачивающими насосами 1 с избыточным давлением подается через пожарный кран 18 на вход в подкачивающий насос (17) ДЦН-44ТВТ. Насос ДЦН-44ТВТ приводится от двигателя и перекачивает топливо с постоянным избыточным давлением от 2 до 5 кгс/см², которое поступает через фильтр низкого давления 16 на вход в топливный насос-регулятор НР-8-2У. В НР-8-2У повышается давление и в количестве, соответствующем внешним условиям работы двигателя, подается через топливо-масляный радиатор 4, фильтр высокого давления 5, распределитель топлива РТ-8У (10), форсунки первого 8 и второго 9 контуров в камеру сгорания двигателя.

Из насоса регулятора НР-8-2У топливо под высоким давлением подается к вспомогательным агрегатам управления АУП-8-2, АУ-8-4. Командное (постоянное) давление топлива из НР-8-2У подается в ограничитель частоты вращения ротора низкого давления 11. При увеличении частоты вращения ротора низкого давления до максимального значения топливо с командным давлением соединяется с каналом слива, что приводит к уменьшению подачи топлива в камеру сгорания двигателя, а следовательно, и к уменьшению частоты вращения.

Топливо с давлением до 5 кгс/см^2 подается к гидроцилиндру 14 управления краном регулирования подачи воздуха на обогрев ВНА, кока и воздухозаборника двигателя.

Пусковое топливо подается из основной системы, отбирается после топливомасляного радиатора 4 и через электромагнитный кран 6 и трубопроводы подается к пусковым форсункам 7.

Давление топлива замеряется перед форсунками первого контура электрическим индуктивным моторным индикатором ЭМИ-ЗРТИС, указатель которого установлен на панели приборов пульта бортиженера.

Предусмотрена сигнализация засорения фильтра низкого давления и минимального давления топлива перед НР-8-2У.

5.2. АГРЕГАТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Топливный насос ДЦН-44ТВТ. Дополнительный центробежный насос ДЦН-44ТВТ (рис. 50) предназначен для подачи топлива к насосу-регулятору НР-8-2У и поддержания заданного избыточного давления.

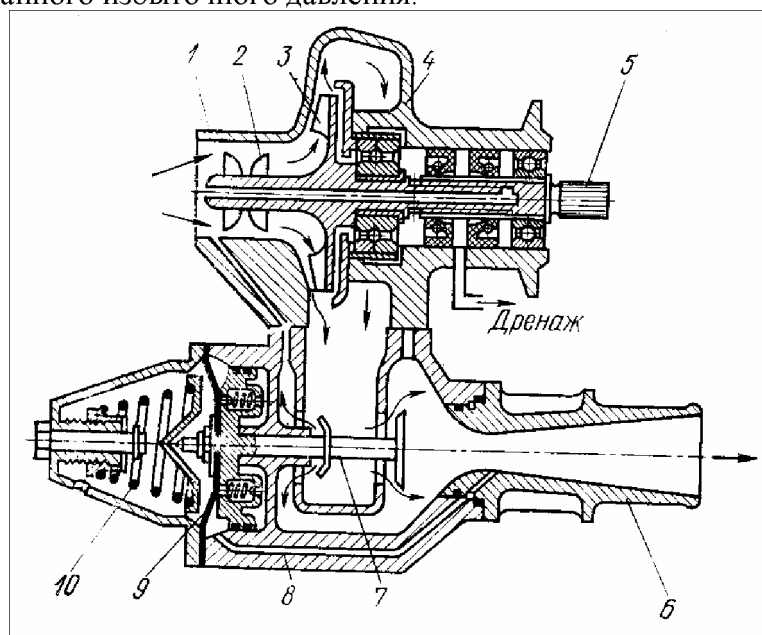


Рис. 50. Топливный насос ДЦН-44ТВТ:

1—входной патрубок; 2—шнек; 3—рабочее колесо-крыльчатка; 4—улитка; 5—рессора; 6—выходной диффузор; 7—двухтарельчатый клапан; 8—канал; 9—мембрана; 10—пружина

Насос ДЦН-44ТВТ с клапаном постоянного давления и демпфером состоит из входного патрубка 1, шнека 2 и рабочего колеса-крыльчатки 3, улиткообразного корпуса 4, выходного диффузора 6, мембраны 9, поршня со штоком и двухтарельчатым клапаном 7, пружины 10.

При работе насоса топливо попадает на лопасти шнека 2, который создает подпор топлива на входе в рабочее колесо-крыльчатку 3. При вращении крыльчатки 3 топливо под действием центробежных сил отбрасывается и собирается в улиткообразном канале

корпуса 4. Далее топливо под давлением поступает к клапану 7 и выходит через выходном диффузор 6, который представляет собой трубку Вентури. Узкая часть сопла с помощью канала 8 сообщается с полостью мембраны 9. При увеличении расхода топлива падает статическое давление в узкой части сопла 6, равновесие сил, действующих на мембрану 9, нарушается и она смещается вправо. Вместе с мембраной перемещается клапан 7, увеличивая проходное сечение окон. Благодаря этому потери на окнах уменьшаются, а статическое давление в сопле возрастает до первоначальной заданной величины, определяемой затяжкой пружины 10.

Аналогично насос работает и при уменьшении расхода топлива.

Для обеспечения корректировки давления топлива на выходе из насоса в зависимости от высоты полета полость над мембраной 9 сообщается с атмосферой.

Для предотвращения «раскачки» давления системы в регулятор насоса введен демпфер, представляющий собой поршень, герметизированный двумя металлическими кольцами. Поршень не чувствителен к пульсациям давления.

Для предотвращения забросов и провалов давления топлива в системе при резких изменениях расхода в поршень вмонтированы два запорных шариковых клапана. Клапаны выключают поршень из работы на время резкого изменения расхода топлива путем соединения между собой полостей слева и справа поршня.

Фильтр низкого давления (рис. 51) предназначен для очистки топлива от механических примесей размером до 30 мкм и состоит из корпуса 9, фильтрующего элемента 5, сетчатого гофрированного цилиндра с фильтрующей сеткой и перфорированным каркасом, перепускного клапана 8, двух клапанов для стравливания воздуха и слива топлива, входного 6 и выходного 7 патрубков, крышки 3, траверсы 1 с винтом 2.

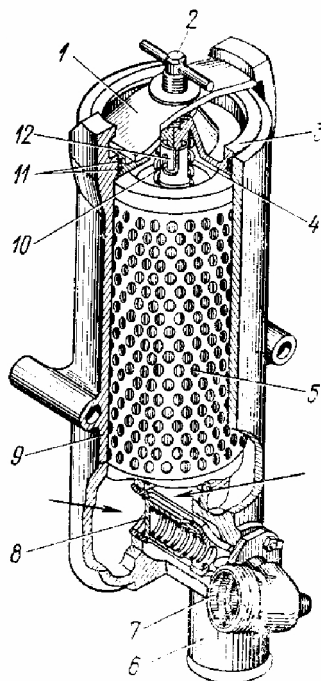


Рис. 51. Топливный фильтр низкого давления:

1—траверса; 2—винт; 3—крышка; 4—пружина; 5—фильтроэлемент; 6—входной патрубок; 7—выходной патрубок; 8—перепускной клапан; 9—корпус; 10—штифт; 11—уплотнительные кольца; 12—штулка

К топливному фильтру подключен сигнализатор СП-0.5С перепада давлений, который при $\Delta p = 0,5 \dots 0,6 \text{ кгс/см}^2$ на пульте бортинженера включает красное табло «Фильтр засорен». При увеличении перепада давлений в результате засорения

фильтроэлемента подача топлива к насосу-регулятору не прекращается, так как при перепаде $0,8—1,0 \text{ кгс/см}^2$ открывается перепускной клапан 8. К патрубку 7 после фильтра подключен сигнализатор МСТВ-1.7С минимального давления топлива, который при давлении топлива на выходе из фильтра $1,7 \pm 0,3 \text{ кгс/см}^2$ и меньше включает красное табло «Р топлива».

Фильтр высокого давления предназначен для очистки топлива до 200 мкм, установлен на корпусе распределителя топлива РТ-8У. Фильтр состоит из корпуса, фильтрующих элементов и крышки.

ГЛАВА 6 СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ

6.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РЕГУЛИРОВАНИИ ДВИГАТЕЛЯ

Работа двигателя характеризуется целым рядом параметров, таких как частота вращения роторов высокого и низкого давления, степень сжатия компрессоров, расход воздуха, температура газов перед турбиной и другие. Все эти параметры определяют, в конечном счете, тягу двигателя и величину удельного расхода топлива, то есть экономичность.

Регулированием двигателя называется процесс поддержания или изменения по заданной программе одного или нескольких параметров, определяющих режим работы двигателя, осуществляемый с помощью специальных устройств — автоматических регуляторов или по желанию экипажа самолета.

Основной задачей регулирования двигателя является поддержание заданного режима его работы с целью обеспечения определенных параметров, которые наибольшим образом удовлетворяют эксплуатационным требованиям при полетах самолета в условиях изменяющихся высоты, скорости и режима работы под воздействием экипажа.

Желаемые значения регулируемых параметров, а значит, и заданных режимов работы в условиях изменения высоты, скорости полета и изменения режимов работы под воздействием экипажа задаются специальной программой регулирования, которая определяет эксплуатационные характеристики двигателя.

Программа регулирования двигателя НК-8-2У обеспечивает:

1. Заданную тягу на взлетном режиме на земле при $V=0$ в МСА.
2. Постоянство частоты вращения на взлетном режиме при $T_n=+30^\circ \text{ С}$ на земле при $V=0$ и $p_n=760 \text{ мм рт. ст.}$
3. Заданную тягу в полете на высоте, равной 11000 м, и $V=850 \text{ км/ч}$ на номинальном и крейсерских режимах.
4. Ограничение расходов топлива на взлетном режиме и на каждом заданном режиме.
5. Ограничение максимальной частоты вращения ротора низкого давления.

Ограничение расхода топлива предотвращает газодинамическую и прочностную перегрузки двигателя.

За основной регулируемый параметр принята частота вращения ротора высокого давления, которая на каждом заданном режиме поддерживается постоянной.

Изменение расхода топлива, а следовательно, и режима, производится с помощью рычага управления двигателем (РУД).

Для облегчения запуска двигателя и максимального использования запасов газодинамической устойчивости компрессоров двигателя программа регулирования на частоте вращения ротора высокого давления, равной $74,5 \pm 1,5\%$, закрывает и открывает

клапаны перепуска воздуха, а на частоте вращения ротора низкого давления, равной 43 %, открывает и прикрывает РНА.

6.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ

В процессе эксплуатации важно знать качество двигателя при работе его на различных частотах вращения, скоростях и высоте полета. Для этого рассматривают основные характеристики двигателя, которые показывают зависимость тяги (R) и удельного расхода ($C_{уд}$) от частоты вращения ротора, скорости и высоты полета.

Дроссельные характеристики

Дроссельными характеристиками двигателя (рис. 52) называют зависимости тяги, удельного расхода топлива и температуры газов перед турбиной от частоты вращения ротора высокого давления при заданных высотно-скоростных условиях и выбранной программе регулирования.

На режиме малого газа при положении РУД на угле $25\text{--}40^\circ$ двигатель работает устойчиво с частотой вращения ротора высокого давления $55,5,3\%$. Сила тяги при этом минимальная, и вся энергия газов затрачивается на вращение роторов двигателя.

Известно, что тяга двухконтурного двигателя складывается из тяги, развиваемой в первом R_1 и втором R_2 контурах:

$$R = R_1 + R_2.$$

На режиме малого газа тяга небольшая из-за малой частоты вращения, расхода воздуха и малых скоростей истечения газов из реактивного сопла. Часовые расходы топлива небольшие, но удельные расходы топлива велики, так как воздух в компрессоре сжимается незначительно. Компрессор и турбина работают на нерасчетных режимах с малым КПД.

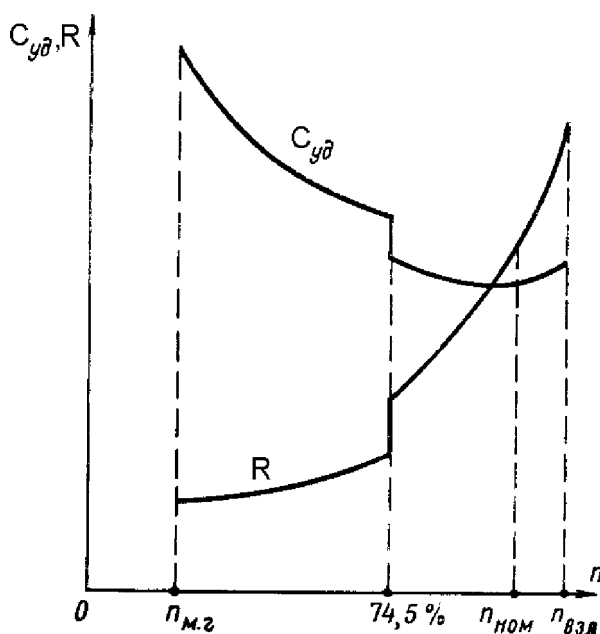


Рис. 52. Дроссельные характеристики

При увеличении режима работы двигателя тяга его быстро растет, так как увеличивается расход воздуха через контуры. Увеличивается удельная тяга из-за увеличения степени сжатия компрессоров высокого и низкого давления и увеличения температуры газа перед турбиной. С увеличением режима расход воздуха через первый контур возрастает быстрее, чем через второй контур. Температура газов с увеличением

режима растет и определяется условиями совместной работы турбин и компрессоров высокого и низкого давления.

Взлетному режиму соответствуют наибольшие реактивная тяга, температура газов перед турбиной и степень сжатия компрессоров, при этом детали двигателя испытывают наибольшие нагрузки. Для обеспечения надежной работы двигателя в течение всего ресурса время непрерывной работы двигателя на взлетном режиме не должно превышать 15 мин.

По дроссельной характеристике видно, что незначительное изменение частоты вращения приводит к существенным изменениям тяги двигателя и температуры газов перед турбиной. Этим объясняется требование о недопустимости превышения частоты вращения 98,5% по ротору высокого давления и 101% по ротору низкого давления.

Удельный расход топлива на номинальном режиме наименьший, этим и объясняется выбор наивыгоднейшего режима работы двигателя для выполнения полетов.

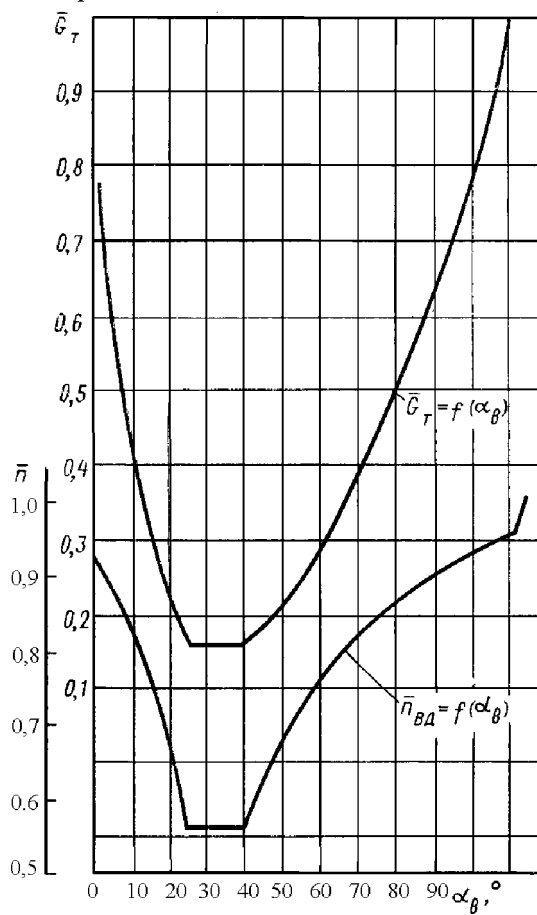


Рис. 53. Зависимость относительного числа оборотов $\bar{n}_{ВД}$ от относительного расхода топлива \bar{G}_T от α_B (угла поворота РУД)

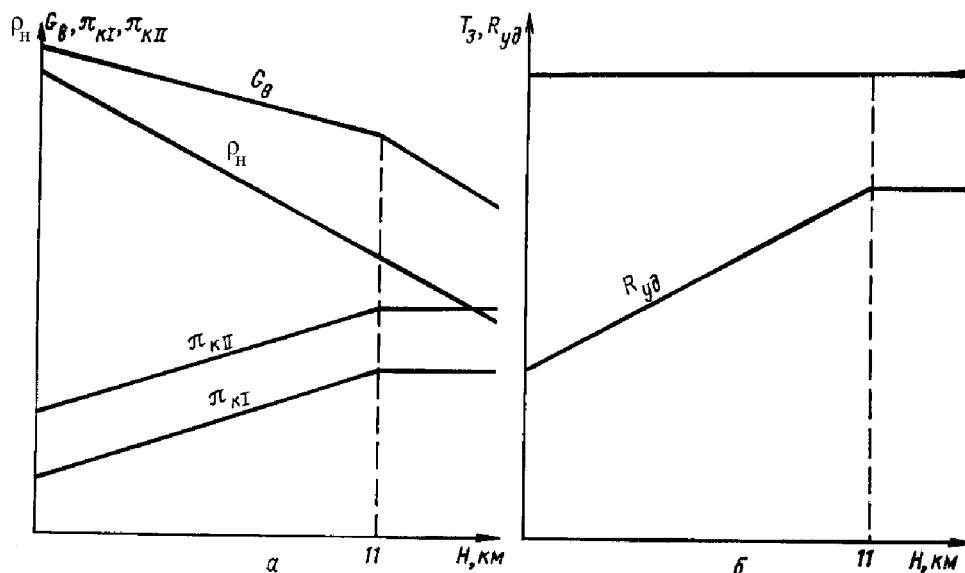


Рис. 54. Зависимость расхода воздуха и удельной тяги двигателя от высоты полета

При закрытии клапанов перепуска воздуха удельный расход, топлива уменьшается, так как в этом случае работа не затрачивается на сжатие воздуха, перепускаемого во второй контур двигателя. Тяга двигателя при закрытии клапанов перепуска увеличивается.

Зависимость изменения относительной частоты вращения $n_{вд}$ ротора высокого давления и относительного расхода топлива G_T от угла поворота рычага управления двигателем приведена на рис. 53.

Высотные характеристики

Высотными характеристиками двигателя (рис. 54) называют зависимости тяги и удельного расхода топлива от высоты полета самолета при данной скорости и выбранной программе регулирования.

Тяга, развиваемая двигателем, равна $R = (G_{BI} + G_{BII})R_{yd}$. Расход воздуха через контуры двигателя (рис. 54,а) зависит от плотности ρ_n атмосферного воздуха и степени сжатия компрессоров высокого и низкого давления. При стандартной атмосфере с увеличением высоты полета до 11 000 м температура t_H , давление p_H и плотность ρ_n атмосферного воздуха падают. С увеличением высоты полета расход воздуха G_{BI} и G_{BII} падает из-за уменьшения плотности ρ_n , но до $H=11$ 000 м уменьшение расхода замедляется, так как степени сжатия π_{kI} и π_{kII} увеличиваются в связи с уменьшением температуры t_H .

На высоте 11 000 м и выше t_H постоянная, степень сжатия не увеличивается и расход воздуха будет уменьшаться пропорционально падению плотности.

С увеличением высоты полета (рис. 54, б) R_{yd} растет, так как увеличивается степень сжатия π_{kI} и π_{kII} из-за уменьшения t_H и температура газов перед турбиной T_3 практически не изменяется, так как выбрана программа регулирования $n_{вд} = \text{const}$.

Топливной автоматикой двигателя НК-8-2У предусматривается ограничение расхода топлива на номинальном и крейсерском режимах у земли и на малых высотах до 3000 м при $t_H = +5^\circ \text{C}$. С увеличением высоты полета в результате уменьшения расхода воздуха уменьшается расход топлива, а это значит, что ограничитель расхода топлива не сработает и тяга, развиваемая двигателем, будет изменяться по законам, установленным ранее.

Ограничение расхода топлива предусматривается и на взлетном режиме на земле при $p_n = 760$ мм рт. ст. и $t_n < +30^\circ \text{C}$. Это значит, что тяга на взлетном режиме будет определяться расходом топлива, а температура газов T_3 перед турбиной будет ниже максимально допустимой.

С увеличением высоты полета при постоянном расходе топлива частота вращения роторов высокого и низкого давления увеличивается, увеличивается и температура газов перед турбиной T_3 (рис. 55, б).

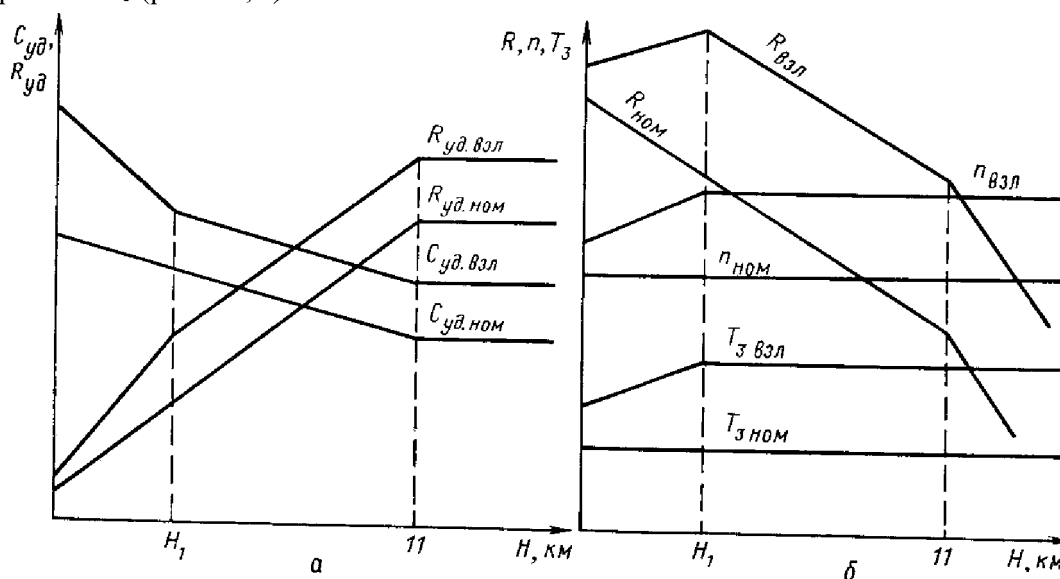


Рис. 55. Зависимость удельного расхода топлива от высоты полета (а).
Зависимость тяги двигателя от высоты полета (б)

Тяга двигателя несколько увеличивается, так как $R_{уд}$ растет быстрее с ростом T_3 , $\pi_{к1}$ и $\pi_{кII}$, чем снижается расход воздуха. Однако при достижении некоторой высоты H_1 вступит в работу регулятор частоты вращения ротора высокого давления в НР-8-2У и при дальнейшем наборе высоты частота вращения будет оставаться постоянной, а тяга двигателя будет уменьшаться по законам, установленным ранее.

Высота H_1 зависит от температуры t_H и от скорости полета самолета.

Характер изменения удельного расхода топлива (рис. 55, а) определяется изменением удельной тяги $R_{уд}$. С увеличением высоты полета удельная тяга растет, а удельный расход топлива снижается.

При работе двигателя в зоне ограничения расхода топлива на взлетном режиме удельный расход топлива уменьшается более быстро, так как быстро растет $R_{уд}$ вследствие увеличения температуры T_3 .

Скоростные характеристики

Скоростными характеристиками двигателя называют зависимости его тяги и удельного расхода топлива от скорости полета на данной высоте при выбранной программе регулирования. На рис.56 приведены зависимости относительной тяги и относительного часового расхода топлива от скорости полета на высоте $H=11$ км при стандартных условиях. Тяга двигателя при увеличении скорости от 500 до 1100 км/ч на режимах до 0,85 номинального изменяется незначительно, а на режимах 0,7 и 0,6 номинального наблюдается некоторое уменьшение тяги, развиваемой двигателем. Это объясняется тем, что со снижением режима работы двигателя уменьшается скорость истечения газа из сопла и тем быстрее уменьшается разность скорости истечения газов и скорости полета с увеличением последней.

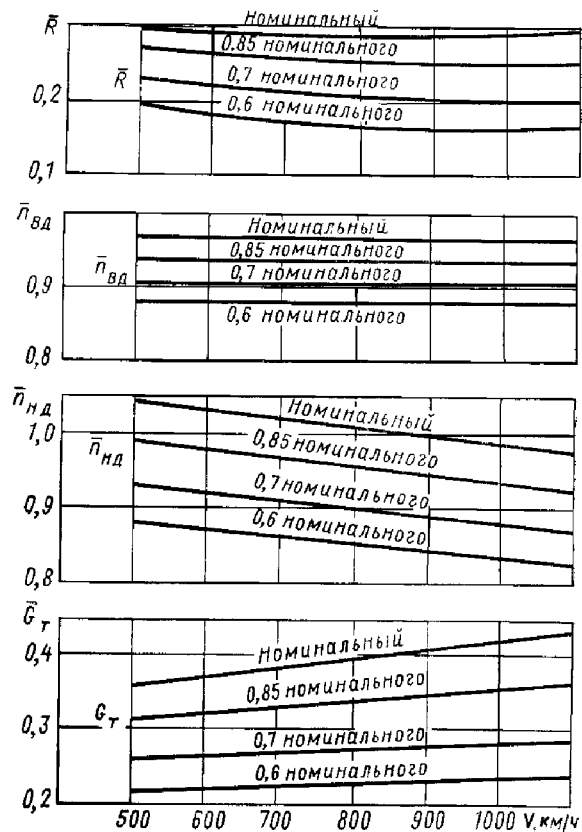


Рис. 56. Изменение относительных параметров: тяги R , расхода топлива G_T и частоты вращения $n_{вд}$, $n_{нд}$ в зависимости от скорости полета на высоте $H = 11$ км в условиях МСА на различных режимах работы двигателя

Расход топлива при увеличении скорости полета на всех режимах работы двигателя увеличивается. Следовательно, удельный расход топлива при увеличении скорости полета будет также возрастать, причем более заметно на крейсерских режимах работы двигателя, так как при увеличении скорости полета все большие затраты работы приходятся на преодоление гидравлических сопротивлений.

Зависимость основных параметров двигателя от температуры окружающей среды

На работу двигателя большое влияние оказывают внешние условия. На рис. 57 приведены кривые зависимости относительной тяги R , относительного расхода топлива G_T и относительной частоты вращения $n_{вд}$ ротора высокого давления от температуры окружающей среды T_H при работе на земле ($H=0$; $V=0$; $p_n = 760$ мм рт. ст.) на взлетном и номинальном режимах. Из графика видно, что характер изменения тяги и частоты вращения определяются расходом топлива.

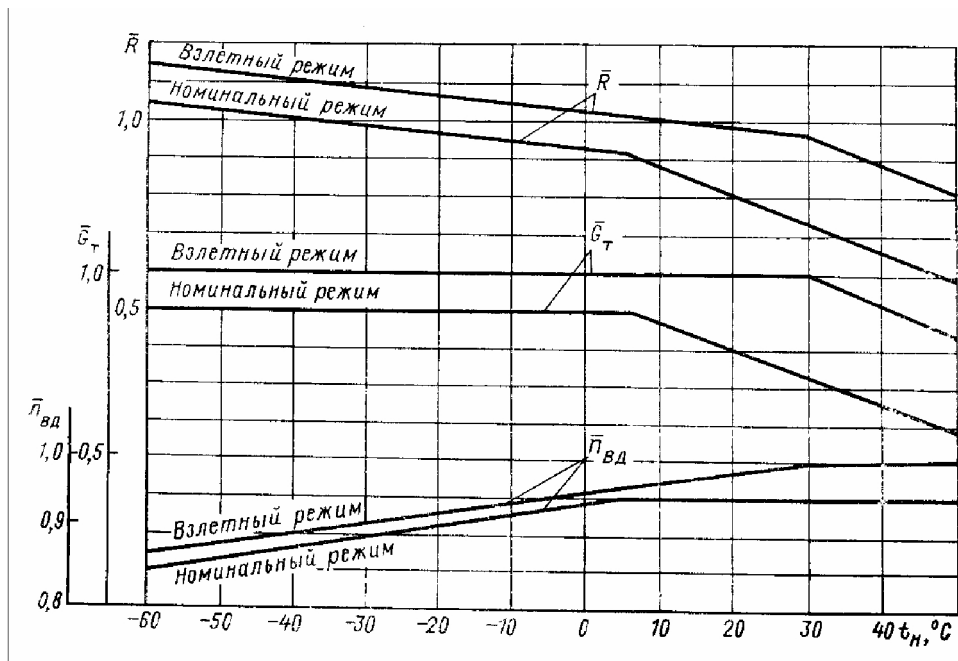


Рис. 57. Изменение относительных параметров двигателя: тяги \bar{R} , расхода топлива \bar{G}_T и частоты вращения $\bar{n}_{вд}$ зависимости от температуры окружающей среды для взлетного и номинального режимов

На взлетном режиме частота вращения ротора высокого давления поддерживается постоянной при температуре $t_n > 30^\circ \text{C}$, тяга двигателя при этом уменьшается пропорционально уменьшению расхода воздуха, который определяется плотностью воздуха ρ_n и степенью сжатия π_k . При увеличении температуры $T_n > +30^\circ \text{C}$ расход топлива уменьшается, а при уменьшении температуры до $t_n = +30^\circ \text{C}$ расход топлива устанавливается максимальным и далее остается постоянным. Тяга, развиваемая двигателем, растет, а частота вращения уменьшается, и будет зависеть от t_n .

Тяга \bar{R} , расход топлива \bar{G}_T и $\bar{n}_{вд}$ на номинальном режиме изменяются аналогично взлетному режиму, но характер изменения этих параметров происходит при температуре воздуха $t_n = +5^\circ \text{C}$.

Характер изменения температуры начала ограничения расхода топлива от высоты H и скорости M полета для номинального и крейсерских режимов работы представлен на рис. 58. Изменение расхода топлива на номинальном и крейсерском режимах происходит на малых высотах (до $H=4$ км), а на больших высотах расход топлива регулируется так, что частота вращения ротора высокого давления поддерживается постоянной.

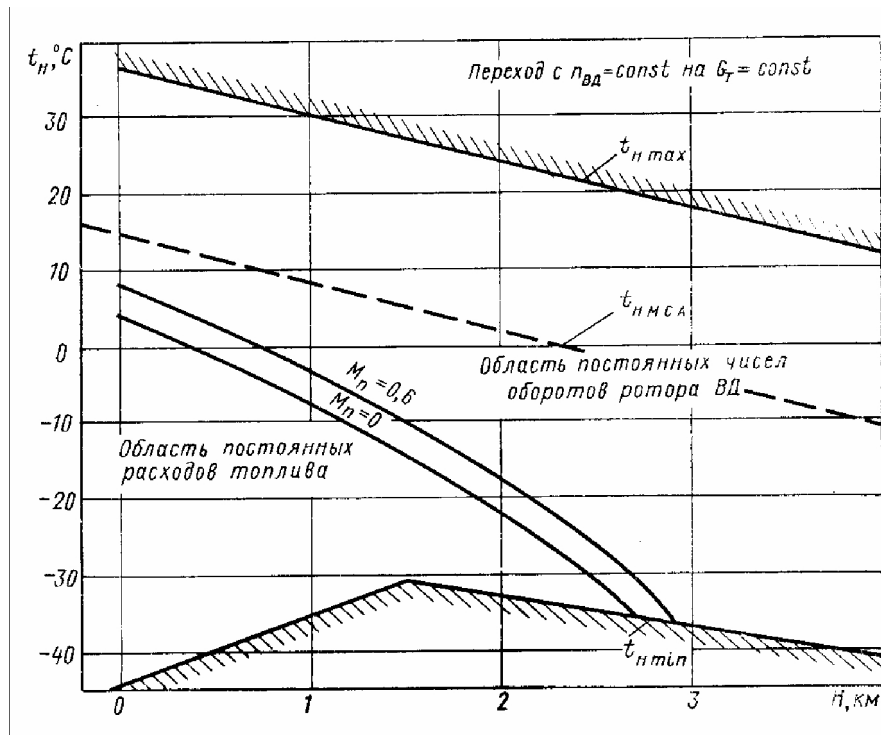


Рис. 58. Зависимость ограничения расхода топлива от температуры наружного воздуха, высоты и скорости полета

6.3. НАСОС-РЕГУЛЯТОР НР-8-2У

Насос-регулятор НР-8-2У предназначен для питания и регулирования режимов турбовентиляторного двигателя НК-8-2У путем изменения подачи топлива в камеру сгорания.

НР-8-2У обеспечивает:

- автоматическое дозирование топлива при запуске двигателя на земле и в полете;
- автоматическое поддержание частоты вращения ротора ВД на всех режимах — от режима малого газа до максимального и на режимах обратной тяги;
- ограничение максимальных расходов топлива на всех режимах при низких температурах воздуха на входе в двигатель;
- дозирование топлива при разгоне и снижении режима работы двигателя на земле и в полете;
- останов двигателя выключением подачи топлива как вручную, так и по электрической команде;
- подачу гидравлической команды на агрегат АУП-8-2, управляющий клапанами перепуска воздуха;
- уменьшение расхода топлива при поступлении электрического сигнала от ограничителя температуры газов РТ-12-9АТ;
- ограничение минимального расхода топлива, поступающего в двигатель на высоте;
- уменьшение расхода топлива при поступлении гидравлической команды от ограничителя частоты вращения ротора низкого давления.

Агрегат состоит из качающего узла и регулятора (рис. 59).

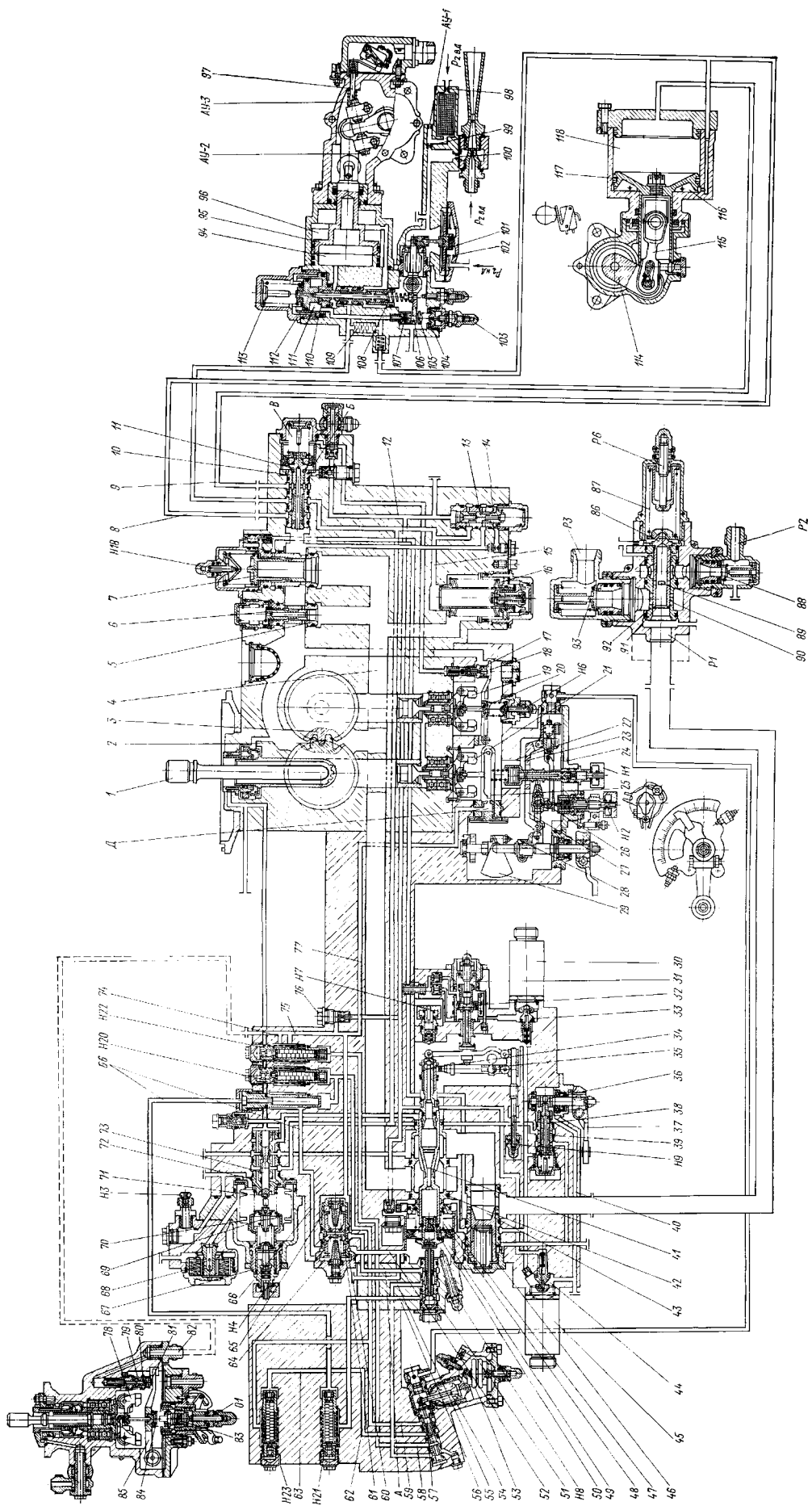


Рис. 59. Система регулирования

Спецификация к рисунку 59. (Система регулирования):

1 и 114— рессоры; 2 и 3— шестерни; 4, 8, 9, 12, 15, 40, 43, 52, 55, 56, 58, 59, 62, 63, 66, 74, 75, 77, 82, А, К1, Р1, Р2, Р3— каналы; 5, 10, 14, 39, 42, 60, 67, 72, 92 и 110— втулки; 6, 7, 11, 13, 38, 46, 51, 57 и 86— золотники; 61, 95, 112, 117— поршни; 16 и 68— фильтры; 17, 33, 44, 80, 107— клапаны; 18, 26, 27, 35, 37, 54, 85, 105, Р — рычаги; 19, 21 и 78— центробежные датчики; 20, 23 и 97— толкатели; 22, 31, 48, 71, 79, 84, 87, 102, 104, 108 и 113— пружины; 24 и 83— термокомпенсаторы; 25— маятник; 28, 29 и 36— кулачки; 30 и 45—электромагнитные клапаны; 32— термоограничитель; 34 и 81— ползуны; 41 и 73— дозирующие иглы; 47, 49, 64, 65, 94, 96, 111, 116, 118, Б, В — полости; 50, 69, 76, 98, 99, 100, АУ-1, НЗ— жиклеры; 53— anerоиды высотного корректора; 70— сильфон; Н1, Н2, Н4, Н6, Н7, Н8, Н9, Н18, 01, 103, Р6, АУ-2, АУ-3— регулировочные винты; 88 и 93— запорные клапаны; 89, 90, Д— окна; 91— кромка золотника; 101— мембрана; 106— опора; 109—дроссельный пакет; 115— шатун; Н20, Н21, Н22 и Н23— дроссельные пакеты

Качающий узел состоит из шестеренчатого насоса (2, 3), клапана (5, 6) предельного давления, клапана постоянного перепада, клапана постоянного давления (13, 14), сервопоршня с золотником 11 управления клапанами перепуска воздуха, фильтра 16 тонкой очистки.

Регулятор состоит из узла основной дозирующей иглы 41 и иглы автомата запуска (73), маятника 25, высотного корректора 53, термоограничителя 32, золотника стопкрана 46, датчиков частоты вращения (19 и 21) кинематики настройки частоты вращения 27 и расхода топлива 29, рычага управления.

Насос характеризуется следующими данными:

1. Положение рычага управления на режимах:
 - обратной тяги.....3—25°
 - малого газа.....25—40°
 - прямой тяги.....40—113°
2. Давление топлива:
 - на входе в агрегат.....2—5 кгс/см²
кратковременно до 6 кгс/см²
 - максимальное на выходе из агрегата.....60 кгс/см²
 - подводимого в систему сервомеханизмов.....16—17 кгс/см²
 - настройка клапана предельного давления75 кгс/см²
3. Давление воздуха, подводимого от компрессора
высокого давления.....0,25—13 кгс/см²
4. Расход топлива, дозируемый агрегатом:
 - на максимальном режиме.....6200 кг/ч
 - на режиме минимальной подачи.....820 кг/ч
5. Сухая масса агрегата.....26 кг

Устройство и работа качающего узла

Качающий узел (рис. 59) насоса-регулятора НР-8-2У состоит из двух цилиндрических шестерен 2 и 3, расположенных в двух смежных цилиндрических расточках корпуса. Ведущей шестерне 2 вращение передается через рессору 1 от ротора высокого давления (ВД) двигателя. Для уплотнения торцов шестерен установлены бронзовые подвижные и неподвижные подпятники. Подвижные подпятники во время работы агрегата поджаты к торцам шестерен давлением топлива, специально подводимого с наружных сторон. Благодаря этому, независимо от степени износа подвижных и

неподвижных подпятников, торцы шестерен надежно уплотнены и объемный КПД насоса сохраняется высоким в течение всего гарантийного ресурса. В начале запуска двигателя подвижные подпятники поджаты к торцам шестерен пружинами.

В линии после качающего узла установлен клапан предельного давления (5; 6), который ограничивает максимально допустимое давление топлива на выходе из качающего узла путем перепуска избытка топлива на вход в насос-регулятор. Клапан состоит из золотника 6, втулки 5, пружины, регулируемой шайбами.

В золотнике 6 имеется продольный канал, через который топливо из канала 4 перепускается в полость пружины над золотником, и торцы золотника будут воспринимать одинаковое давление.

Площадь торца золотника со стороны пружины меньше площади его торца со стороны канала 4, поэтому на золотник 6 снизу действует сила, которой противодействует постоянная сила пружины. С ростом давления за насосом на золотник действует сила, возрастающая пропорционально разности площадей торцов.

При давлении 75 кгс/см^2 золотник 6 перемещается вверх и перепускает часть топлива высокого давления на вход в насос, что ограничивает давление в топливной системе и агрегатах системы регулирования двигателя.

Регулятор частоты вращения ротора ВД предназначен для поддержания постоянной частоты вращения на заданном режиме путем изменения расхода топлива, а также для изменения режима работы в зависимости от изменения положения рычага управления двигателем (РУД).

Регулятор состоит из центробежного датчика частоты вращения, дозирующего устройства, статической части, механизма настройки регулятора.

Центробежный датчик 21 частоты вращения предназначен для управления расходом топлива с помощью дозирующего устройства и состоит из центробежных грузиков, толкателя 23 и маятника 25.

На установившихся режимах подача топлива в двигатель регулируется автоматически, в диапазоне от конца режима запуска до максимальной частоты вращения — положением дозирующей иглы 41. Настройка датчика производится с помощью РУД через механизм настройки регулятора. При этом изменяется сила затяжки пружины 22, которая при равновесии сил на маятнике 25 уравнивается центробежными силами грузиков датчика 21.

Дозирующее устройство предназначено для дозирования расхода топлива, поступающего в камеру сгорания двигателя и состоит из основной дозирующей иглы 41 с втулкой 42, дозирующей иглы 73 автомата запуска с втулкой 72, клапана постоянного перепада давлений (золотник 7).

Количество топлива, дозируемое в камеру сгорания двигателя, определяется проходным сечением дозирующих игл и перепадом давлений на этом сечении.

Величина сечения основной дозирующей иглы задается регулятором частоты вращения, кулачком 29 расхода топлива или ограничителем ОГ-8-4. Минимальная величина проходного сечения дозирующей иглы 41 ограничивается регулировочным винтом Н8.

Игла автомата запуска в процессе запуска регулирует подачу топлива в зависимости от разности давлений $p_2 - p_2'$ (где p_2 — давление за компрессором ВД, p_2' — редуцированное давление p_2). В конце запуска и на рабочих режимах расход топлива через иглу 73 постоянный, так как проходное сечение устанавливается максимальным и неизменным.

Перепад давлений топлива на дозирующих иглах 41 и 73 поддерживается золотником 7 клапана постоянного перепада и обеспечивает зависимость расхода топлива только от положения дозирующих игл.

Клапан постоянного перепада состоит из золотника 7 с втулкой, пружины и регулировочного винта Н18.

На золотник 7 клапана снизу действует давление топлива из канала 4 до дозирующих игл, сверху действует сила пружины и давление топлива в канале после дозирующих игл, которое подводится через жиклер из канала после золотника 46 стоп-крана.

На всех режимах работы двигателя производительность качающего узла больше суммарного расхода топлива, поступающего в двигатель и потребляемого агрегатом для питания сервомеханизмов. Избыток топлива перепускается золотником 7 клапана перепада на слив, при этом поддерживается постоянный перепад на дозирующих иглах.

Для разгрузки насоса-регулятора от высоких давлений, возможных при закрытии стоп-крана, топливо к золотнику 7 подводится из полости за золотником 46 стоп-крана. В этом случае при закрытии стоп-крана на нем возникает большой перепад, который передается золотнику 7 клапана. Золотник 7 под действием перепада смещается вверх до упора и максимально открывает окна во втулке, обеспечивая быстрый перепуск топлива на слив и не допуская заброса давления топлива.

Клапан постоянного давления состоит из золотника 13, втулки 14 и пружины. Клапан предназначен для питания сервомеханизмов агрегата топливом постоянного давления в пределах 16—17 кгс/см².

Совместная работа центробежного датчика частоты вращения и дозирующего устройства состоит в изменении расхода топлива с помощью основной дозирующей иглы 41 в соответствии с настройкой частоты вращения ротора ВД для данного режима. При работе двигателя на равновесном режиме основная дозирующая игла 41 находится в равновесии, если действующие силы на поршень иглы 41 со стороны полости 49 от давления топлива и со стороны полости 47 от давления топлива и усилия пружины 48 взаимно уравновешены.

Полость 47 представляет собой проточную полость, на входе и выходе из которой установлены жиклеры. Через жиклер на входе топливо подается из канала 12 и в полости 47 с помощью жиклера на выходе поддерживается давление, равное половине давления после клапана постоянного давления. Так как в полость 47 топливо поступает из канала 12 с постоянным давлением, значит, и в полости 47 будет также постоянное давление.

В полость 49 топливо подводится тоже из канала 12, но путь его зависит от положения золотника 57 высотного корректора скорости перемещения дозирующей иглы 41.

В случае, когда кольцевые проточки золотника 57 объединяют между собой каналы 59, 62, 58 и 55 (при этом золотник 57 должен находиться в крайнем правом положении), что всегда выполняется на высотах меньше 7 км, топливо в полость 49 подводится из канала 12 через жиклер 76, дроссельный пакет Н20, канал 59, проточку в золотнике 57, канал 62, дроссельный пакет Н21, канал 66, полость 64 статической части и канал 52, если золотником 51 закрыт канал 56. Если золотник 51 открывает своей кромкой канал 56, то

топливо из канала 12 поступает в полость 49 через жиклер 76, дроссельный пакет Н20, канал 59, проточку в золотнике 57, каналы 62 и 56 и продольное сверление в золотнике 51.

На высотах больше 7 км золотник 57 перекрывает каналы 58 и 62. Топливо в полость 49 будет подводится из канала 12 через жиклер 76, пакет Н20, канал 59, пакет Н23, канал 63, пакет Н21, канал 66, полость 64 и канал 52, если золотником 51 закрыт канал 56. Если золотник 51 открывает канал 56, то топливо в полость 49 будет поступать через жиклер 76, пакет Н20, канал 59, пакет Н23, каналы 63, 56 и продольный канал в золотнике 51.

В зависимости от положения золотников 51 и 57 изменяется количество дроссельных пакетов на пути топлива в полость 49, которые определяют скорость перемещения дозирующей иглы 41, а следовательно, и скорость изменения расхода топлива.

Из канала 77 топливо подводится к маятнику 25, который в зависимости от частоты вращения или от положения рычага управления изменяет площадь сливного окна D , а следовательно, изменяется давление в канале 77. Изменение давления в канале 77 через каналы и дроссельные пакеты приводит к изменению давления в полости 49 и

дозировочная игла 41 смещается влево или вправо, изменяя подачу топлива в камеру сгорания. При этом изменяется и частота вращения роторов ВД и НД. Маятник 25 устанавливается в равновесное положение, когда наступает равновесие в полостях 49 и 47, но уже при новом положении дозирующей иглы 41.

Статическая часть регулятора частоты вращения предназначена для улучшения динамических свойств системы регулирования частоты вращения.

Статическая часть состоит из поршня 61, втулки 60, двух одинаковых пружин, двух упоров, ограничивающих ход поршня. Поршень 61 с втулкой 60 образуют полость 64 (слева) и 65 (справа), в эти полости подводится топливо из канала 77. В полость 65 непосредственно из канала 77, а в полость 64, соединенную с полостью 49, через дроссельные пакеты H_{20} , H_{21} , H_{23} (для H больше 7 км). Количество дроссельных пакетов не влияет на работу статической части. Статическая часть работает следующим образом: если двигатель работает на установившемся режиме и в камеру сгорания подводится топлива столько, чтобы поддержать постоянной частоту вращения на данном режиме, дозирующая игла 41 и поршень статической части 61 находятся в равновесном положении. При отклонении частоты вращения маятник 25 отклоняется от своего равновесного положения, изменяя сечение окна D , а следовательно, и давление в канале 77. При этом поршень 61 статической части будет испытывать действие перепада давлений топлива в полостях 64 и 65. В зависимости от направления действия разности сил поршень 61 переместится влево или вправо, вытесняя топливо из полости 64 в полость 49 или отбирая топливо из полости 49 в полость 64. При этом равновесие сил на поршне дозирующей иглы 41 нарушается и игла перемещается, изменяя расход топлива так, чтобы сохранить заданную частоту вращения.

Ход поршня 61 статической части ограничивается упорами, перемещения между которыми пропорциональны перепаду давлений, а следовательно, отклонению частоты вращения ротора ВД.

При восстановлении частоты вращения маятник 25 возвращается в положение равновесия, давление в канале 77 восстановится и поршень 61 статической части возвращается в положение равновесия под действием пружин. При этом, если поршень 61 смещался влево (вытесняя топливо из полости 64 в полость 49), то при возвращении его в положение равновесия часть топлива, поступающего через дроссельные пакеты H_{20} и H_{21} (и H_{23} при $H > 7$ км), затрачивается на заполнение полости 64, вследствие этого движение дозирующей иглы 41 замедляется.

Если поршень 61 смещался вправо (отбирая часть топлива из полости 49 в полость 64), то при возвращении его в равновесное положение часть топлива вытесняется из полости 64 в полость 49 и также замедляет скорость перемещения иглы 41. Такая работа обеспечивает устойчивость работы двигателя на каждом заданном режиме и предотвращает «забросы» (уменьшение) частоты вращения при быстром увеличении (уменьшении) режимов.

Работа регулятора частоты вращения на установившейся частоте и при увеличении режима

Если регулятор частоты вращения ротора ВД работает на установившемся режиме, он устанавливает такую подачу топлива в камеру сгорания, при которой частота вращения сохраняется постоянной на заданном режиме при неизменных внешних условиях.

Если при изменении внешних условий изменяется частота вращения, то регулятор установит такой расход топлива, при котором частота вращения восстанавливается, но уже при новом положении дозирующей иглы 41.

При увеличении частоты вращения ротора ВД в сравнении с частотой на установившемся режиме, заданном положением РУД, под действием изменившихся сил маятник 25 сместится вниз (по схеме), при этом сечение окна D на слив увеличится.

Давление в канале 77 уменьшится, уменьшится оно и в полости 65. Под действием перепада давления поршень 61 статической части смещается вправо, при этом часть топлива из полости 49 отбирается на заполнение полости 64. Это вызывает уменьшение давления в полости 49 и увеличение перепада давлений на поршне дозирующей иглы 41, под действием которого она перемещается влево.

Перемещение дозирующей иглы 41 пропорционально перепаду давлений, действующему на поршень 61 статической части, а следовательно, и отклонению частоты вращения ротора ВД.

Если восстановления частоты вращения через некоторое время не произойдет, то топливо из полости 49 пойдет в канал 77 через дроссельные пакеты $H21$ и $H20$ (и через $H23$ при $H > 7$ км), поэтому дозирующая игла 41 будет продолжать движение влево, уменьшая расход топлива, а следовательно, уменьшая отклонение частоты вращения от равновесной. По мере восстановления частоты вращения сила затяжки пружины 22 и сила центробежных грузиков 21 восстанавливают равновесие, в результате чего маятник 25 уменьшает сечение сливного окна D . В канале 77 давление увеличивается, при этом перепад давлений на поршне 61 в статической части уменьшается и поршень возвращается в равновесное положение, вытесняя часть топлива из полости 64 в полость 49. Движение дозирующей иглы замедляется.

Благодаря пропорциональности ходов поршня 61 статической части и дозирующей иглы 41 действующему на них перепаду давлений, а следовательно, и отклонению частоты вращения, дозирующая игла 41 остановится, когда восстановится частота вращения ротора ВД.

При частоте вращения меньше установившейся на заданном режиме процесс восстановления ее происходит аналогично.

При изменении положения РУД нарушается равновесие сил, действующих на маятник 25, последний отклоняется от равновесного положения. При этом дозирующая игла 41 перемещается в новое положение, устанавливая расход топлива, соответствующий частоте вращения на заданном режиме. Режим задается с помощью РУД через механизм настройки регулятора частоты вращения путем изменения затяжки пружины 22.

Механизм настройки регулятора частоты вращения предназначен для задания режимов прямой и обратной тяги путем перестройки регулятора в зависимости от положения рычага управления двигателем.

Механизм состоит из рычага управления двигателем, кулачков 28 и 29, рычагов 26 и 27, штока термокомпенсатора, являющегося опорой пружины 22.

При повороте рычага управления двигателем в сторону увеличения режима поворачивается валик, на котором установлены кулачок 28 настройки частоты вращения и кулачок расхода топлива 29.

Поворот кулачка 28 настройки оборотов через рычаг 27 перемещает втулку, изменяющую натяжение пружины 22 датчика частоты вращения. При этом маятник 25 сместится с равновесного положения и, воздействуя на дозирующую иглу 41, изменит подачу топлива в двигатель и восстановит настроенную частоту вращения.

Минимальная затяжка пружины соответствует режиму малого газа и определяется положением регулировочного винта $H1$, который ограничивает перемещение втулки в сторону расслабления пружины 22.

Характеристика $n_{рег} = f(a_B)$ при настройке регулятора частоты вращения определяется профилем кулачка 28 и положением винта $H2$, воздействующего на пружину 22 маятника 25. Максимальная частота вращения ротора двигателя при отлаженной характеристике $n_{рег} = f(a_B)$ определяется положением внешнего упора сектора газа (α_B — угол поворота рычага НР-8-2У в градусах).

Для получения стабильных характеристик агрегата при работе на холодном и горячем топливе во втулку узла настройки частоты вращения установлен термокомпенсатор 24.

Термокомпенсатор при изменении температуры топлива, а следовательно, и деталей агрегата, компенсирует разность в изменении линейных размеров алюминиевых корпусов и стальных деталей датчика, сохраняя натяжение пружины 22 датчика частоты вращения.

Термокомпенсатор представляет собой пакет с набором биметаллических пластин.

Ограничение расходов топлива

В соответствии с программой регулирования в агрегате НР-8-2У предусмотрено ограничение:

— максимального расхода топлива G_{Tmax} для ограничения роста тяги на взлетном режиме при температуре окружающей среды ниже $+30^{\circ}\text{C}$ при $p_H = 760$ мм рт. ст.;

— минимального расхода топлива G_{Tmin} для обеспечения охлаждения масла в топливомасляном радиаторе на режимах планирования;

— по режимам в зависимости от положения РУД, для ограничения тяги на номинальном и крейсерских режимах при работе двигателя в диапазоне высот $H=0 \dots 3$ км и $t_H = +5^{\circ}\text{C}$.

Максимальный расход топлива в двигатель достигается установкой упора — винта *H7*. Для поддержания постоянной частоты вращения при снижении температуры воздуха на входе в двигатель регулятор частоты вращения перемещает дозирующую иглу *41* на увеличение расхода топлива, пока она не остановится упором — винтом *H7*. С этого момента расход будет поддерживаться постоянным, а частота вращения будет снижаться по мере снижения температуры воздуха.

Ограничение минимального расхода топлива достигается путем постановки упора-винта *H8*, на котором останавливается дозирующая игла *41* при движении в сторону уменьшения расхода.

При положении РУД на площадке малого газа ($25\text{—}40^{\circ}$) регулятор частоты вращения настроен на режим «Малый газ» ($n_{вд} = 4000 + 100$ об/мин) и устанавливает расход, необходимый для поддержания этой частоты вращения.

С увеличением высоты полета этот расход снижается. Перемещение дозирующей иглы *41* на снижение расхода возможно лишь до упора *H8*. При дальнейшем увеличении высоты расход остается постоянным, а частота вращения ротора ВД будет расти.

Ограничение расхода топлива по режимам в зависимости от положения РУД осуществляется ограничением хода дозирующей иглы *41* на увеличение расхода топлива сообщением полости *49* через жиклер *50* со сливом. Положение ползуна *34* изменяется с помощью РУД через кулачок *29*, ролик и рычаг *35*. Профиль кулачка *29* выбран так, что в диапазоне автоматической работы регулятора при изменении угла положения РУД ползун *34* всегда перекрывает отверстия на штоке дозирующей иглы *41*.

В соответствии с программой регулирования профиль кулачка *29* устанавливает ползун *34* в положение, обеспечивающее ограничение хода дозирующей иглы *41*, а следовательно, и расхода топлива, потребного для работы двигателя на номинальном и крейсерском режимах в условиях $H = 0$, $V = 0$, $p_H = 760$ мм рт. ст. и $t_H = +5^{\circ}\text{C}$. Это ограничение выполняется при работе двигателя на земле и в небольшом диапазоне высот полета у земли.

При увеличении высоты полета расход воздуха уменьшается, уменьшается и расход топлива, потребный для поддержания заданной частоты вращения. Поэтому регулятор снимает дозирующую иглу *41* с гидравлического упора, образованного кромкой ползуна *34* и радиальными каналами иглы, и уводит ее влево в сторону меньших расходов топлива.

Высотный корректор скорости перемещения дозирующей иглы *41* предназначен для уменьшения скорости перемещения дозирующей иглы *41* при работе двигателя на высотах, близких к предельным ($H > 7$ км), и состоит из анероидов *53*, рычага *54*, золотника *57*, пружины, дроссельного пакета *H23*.

При работе на высоте меньше 4 км золотник *57* пружиной удерживается в крайнем

правом положении. Каналы 59 и 62, 58 и 55 соединены между собой проточками золотника 57 и пакет H23 не оказывает влияния на скорость перемещения дозирующей иглы 41, так как эти каналы, соединенные между собой, имеют меньшее гидросопротивление. Поэтому скорость дозирующей иглы зависит от количества топлива, поступающего в полость 49 по каналам 59, 62, 66, 52, т. е. от производительности пакетов H20 и H21, а в случае приемистости и пакета H22.

При увеличении высоты полета анероиды высотного корректора 53, расширяясь через рычаг 54, перемещают золотник 57 влево, который своими кромками на высоте больше 7 км полностью закрывает каналы 55 и 59. Так как канал 59 перекрыт, топливо в полость 49 поступает только через H23 и H21 или, минуя H21, если канал 56 открыт золотником 51. Канал 58 закрыт, значит, дроссельный пакет H22 отключен полностью и на скорость перемещения дозирующей иглы 41 не влияет. Поэтому скорость дозирующей иглы определяется пакетами H20, H21 и H23, причем H23 подбирается из условия обеспечения заданной приемистости на высотах больше 7 км.

Автомат запуска. Перед запуском двигателя рычаг управления устанавливается в положение «Малый газ» (25—40°). При этом пружина 22 датчика оборотов затянута с усилием, соответствующим равновесным числам оборотов на режиме малого газа, а маятник 25 перекрывает окно Д.

Во время запуска расход, потребляемый двигателем, складывается из расходов через иглу 73 автомата запуска и дозирующую иглу 41, находящуюся на гидравлическом упоре. Винтом H9 устанавливается на режиме «Малый газ» такое положение ползуна 34,

при котором расход через дозирующую иглу 41 равняется потребному в момент начала подачи (точка А на рис. 60).

Автомат запуска предназначен для дозирования топлива по определенной программе в камеру сгорания при запуске двигателя и состоит из воздушного редуктора с жиклерами 69, H3 и фильтра, дозирующей иглы 73, сильфона 70, втулки 72 дозирующей иглы, двух пружин 71, втулки 67 с регулировочным винтом H4.

В начале запуска, когда давление воздуха p_2 за компрессором еще слишком мало, расход топлива определяется только проходным сечением дозирующей иглы 41 (точка А на рис. 60). Так как игла 73 автомата запуска находится в крайнем левом положении (по схеме), проход топлива через нее перекрыт.

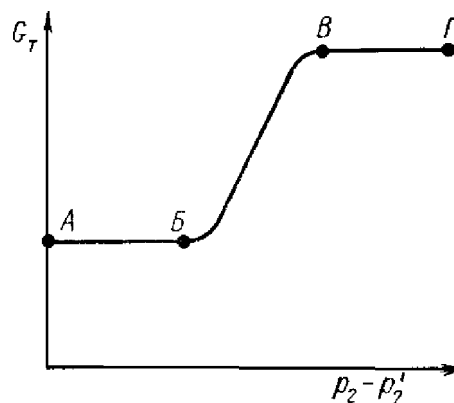


Рис. 60. Кривая зависимости расхода топлива от частоты вращения ротора при запуске двигателя

Воздух, поступающий из компрессора под давлением p_2 , проходит через фильтр в полость коробки и к жиклерам 69 и H3. Внутри сильфона 70 между жиклерами 69 и H3 устанавливается давление p_2 . По мере увеличения частоты вращения двигателя возрастает давление воздуха p_2 , а с ним и давление p_2 . При определенном перепаде $p_2 - p_2'$ сильфон с иглой 73 начинает перемещаться (точка Б), добавляя через открывшееся проходное сечение иглы определенное количество топлива (участок Б—В). Характер изменения

расхода топлива через автомат запуска определяется профилем иглы 73, жесткостью пружин 71 и сильфона 70.

При достижении максимального расхода топлива через иглу 73 сильфон садится на упор (участок *B—Г*). При этом суммарный расход топлива через иглы 73 и 41 обеспечивает частоту вращения, соответствующую режиму «Малый газ». Силы, действующие на маятник 25, уравниваются и с этого момента частота вращения двигателя поддерживается регулятором агрегата.

Дозирование топлива при приемистости и сбросе газа

Специальных автоматов приемистости в агрегате нет. Приемистость обеспечивается подобранным в результате доводки агрегата профилем Дозирующей иглы 41 (см. рис. 59) и производительностью дроссельных пакетов *H20*, *H21*, *H22* и *H23*, определяющих скорость перемещения дозирующей иглы 41 на земле и в высотных условиях:

На высотах 0—3 км при быстром переводе рычага управления в сторону увеличения режима двигателя пружина датчика частоты вращения преодолевает усилие, развиваемое грузиками, и заставляет маятник 25 прикрыть отверстие *Д*, что резко увеличивает перепад давлений на поршне 61 статической части. Поршень статической части, перемещаясь влево, кромкой на наружном диаметре вскрывает канал *А* и открывает доступ топливу, поступающему через пакет *H22*, каналы 58 и 55, проточку в золотнике 51, в полость 49 дозирующей иглы. Однако поступление топлива в полость 49 начинается с момента вскрытия проточкой золотника 51 канала *А*. При этом перемещение дозирующей иглы 41 идет последовательно с тремя различными скоростями. На участке от «малого газа» до расхода, соответствующего началу вскрытия золотником 51 канала 56, скорость перемещения иглы определяется производительностью пакетов *H20* и *H21*. На участке от начала вскрытия канала 56 до вскрытия проточкой золотника 51 канала *А* скорость определяется дроссельным пакетом *H20*. Дальнейшее перемещение иглы определяется суммарной производительностью дроссельных пакетов *H20* и *H22*.

Для уменьшения «забросов» температуры и частоты вращения ротора двигателя на высотах больше 7 км в конструкцию агрегата введен высотный корректор, который на высотах, равных 7 км, золотником 57 закрывает канал 58, при этом отключается пакет *H22* и одновременно подключается пакет *H23* высотного корректора.

На высотах выше 7 км управление с регулируемой полостью 49 при подаче полной приемистости происходит через три последовательно включенных пакета *H20*, *H23* и *H21*. При этом время полной приемистости от режима «Малый газ» до G_{Tmax} увеличивается приблизительно до 15 с.

Для увеличения времени сброса газа при резком переводе РУД с взлетного режима («большого» режима) до режима «Малый газ» в хвостовик дозирующей иглы 41 установлен жиклер 60, который увеличивает время перемещения дозирующей иглы при уменьшении расхода топлива с G_{Tmax} до G_T на режиме «Малый газ».

Стоп-кран предназначен для открытия топливного канала 43 при запуске и закрытия при останове двигателя и состоит из золотника 46 с пружиной, управляющего золотника 38 с втулкой 39 и пружиной, рычага 37 с кулачком 36, электромагнитного клапана 45 (МКТ-4-2) с клапаном 44.

Подача топлива к форсункам и ее прекращение осуществляется золотником 46; на Один торец его действует давление за дозирующей иглой, а на другой — давление топлива и усилие пружины; Давление в левой полости золотника 46 определяется положением управляющего золотника 38, который соединяет эту полость с каналом 15 высокого давления, если стоп-кран закрыт, или со сливом, если стоп-кран открыт.

Положение управляющего золотника 38 определяется профилем кулачка 36 рычага 37 стоп-крана. Если рычаг 37 стоп-крана

установлен в положение «Запуск», управляющий золотник 38 пружиной отжат вправо, при этом полость золотника 46 слева через канал в золотнике 38 соединяется со

сливом, а высоким давлением в канале 43 золотник 46 смещается влево, открывая подачу топлива к РТ-8У.

При нажатии кнопки «Запуск» на земле одновременно с открытием воздушной заслонки стартера подается напряжение на клапан МКТ-4-2, который открывает клапан 44.

Давление топлива из канала 12 через клапан 44 и канал 40 подается в полость кулачка 36 стоп-крана, при этом перемещается золотник 38 в положение «Закрывается». Полость золотника 46 слева соединяется с каналом 15 высокого давления. Золотник 46 перекрывает подачу топлива.

При достижении частоты вращения $16+1,5\%$ напряжение с клапана МКТ-4-2 снимается и он закрывает клапан 44. Полость кулачка 36 соединяется со сливом, управляющий золотник 38 пружиной переводится вправо, соединяя полость золотника 46 слева со сливом. Золотник 46 стоп-крана давлением в канале 43 за дозирующей иглой 41 открывает подачу топлива.

При запуске в полете клапан МКТ-4-2 не получает питания, поэтому золотник 46 стоп-крана открывается сразу же после перевода его рычага в положение «Запуск».

Для останова рычаг 37 переводится в положение «Останов», при этом кулачок 36 переместит управляющий золотник 38 влево, а он соединит полость золотника 46 слева с каналом 15 высокого давления. Золотник 46 стоп-крана закрывает подачу топлива.

6.4. РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬ ТОПЛИВА РТ-8У

РТ-8У предназначен для распределения дозированного топлива по контурам форсунок в зависимости от давления топлива перед распределителем. Распределитель топлива состоит из корпуса, втулки 92, золотника 86, пружины 87 с регулировочным винтом Р6 и двух запорных клапанов 88 и 93.

Топливо из НР-8-2У, пройдя фильтр высокого давления, поступает в полость Р1. При возрастании давления топлива перед распределителем золотник 86 преодолевает усилие пружины 87 и перемещается вправо. Золотник 86 с пружиной 87 выполняют роль подпорного клапана и увеличивают давление топлива до уровня, необходимого для работы гидромеханизмов НР-8-2У и агрегатов механизации компрессора. При увеличении давления топлива в полости Р1 окно 89 золотника открывает окно втулки. Топливо открывает запорный клапан 88 и начинает поступать в первый контур форсунок. При дальнейшем увеличении расхода топлива через регулятор возрастает давление перед распределителем и в первом контуре форсунок. Агрегат регулируется так, что при достижении в первом контуре определенного давления топлива кромка 91 золотника 86 открывает окно 90 во втулке. Топливо открывает запорный клапан 93 и начинает поступать во второй контур форсунок.

Регулирование начала открытия первого контура осуществляется винтом Р6.

6.5. ОГРАНИЧИТЕЛЬ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ (ОГ-8-4)

Ограничитель частоты вращения ротора низкого давления при увеличении частоты выше максимально допустимой уменьшает расход топлива, воздействуя на дозирующую иглу НР-8-2У.

ОГ-8-4 состоит из датчика центробежного типа 78, рычажного механизма 55, регулировочного устройства 01.

На частоте вращения ниже настройки силой пружины рычаг 85 давит на ползун клапана 80, который закрывает слив из канала 77.

На частоте вращения выше настройки центробежная сила грузиков датчика 78

перемещает рычаг 85 вправо, ползун 81 клапана 80, освобождаясь, открывает слив из канала 77. Это приводит к уменьшению расхода топлива, а следовательно, и частоты вращения ротора ВД. Вследствие имеющейся газодинамической связи уменьшается и частота вращения ротора НД. Рычаг 85 под действием пружины снова прекращает слив из канала 77, но при новом положении дозирующей иглы 41.

На агрегате имеется устройство, позволяющее получить две настройки ограничителя «Работа» и «Контроль». Эксплуатация двигателя всегда ведется на настройке «Работа». Настройка «Контроль» необходима для проверки правильности отладки ограничителя при стендовых испытаниях.

Для стабильной работы ограничителя при различной температуре топлива поставлен жидкостный термокомпенсатор 83.

6.6. АГРЕГАТ УПРАВЛЕНИЯ АУ-8-4

Управление РНА компрессора ВД выполняется по приведенной частоте вращения ротора низкого давления.

Агрегат АУ-8-4 осуществляет переключку РНА в зависимости от отношения давлений за компрессорами ВД к НД, которое зависит от частоты вращения роторов.

Агрегат состоит из:

— воздушного редуктора с эжектором, к которому подводится воздух из-за компрессора ВД;

— мембраны 101 с рычажно-клапанным механизмом;

— гидроусилителя;

— исполнительного механизма.

Воздушный редуктор агрегата — это проточная камера с жиклерами 98, 99, 100 и АУ-1; последний настраивает редуктор. В камеру проходит через фильтр воздух под давлением, $p_{2вд}$ который затем снижается до давления $p_{2нд}$. Для обеспечения независимости настройки редуктора от давления окружающей среды на выходе из редуктора установлен воздушный эжектор.

Мембрана с рычажно-клапанным механизмом включает в себя мембрану 101, пружину 102, толкатель, рычаг 105 с сильфоном, плоский клапан 107, пружину клапана 104, винт 103 и пружину 108 обратной связи. Мембрана 101 воспринимает перепад давления за вентилятором $p_{2нд}$ и давления $p_{2нд}$ и передает усилие на рычаг 105 плоского клапана.

Гидроусилитель состоит из золотника с поршнем 112, втулки 110, пружины 113 и дроссельного пакета 109.

Исполнительный механизм состоит из цилиндра с поршнем 95, образующих две замкнутые полости 94 и 96, шатуна, валика с приводом и рычагом, регулировочных винтов АУ-2 и АУ-3, толкателя 97 с концевым выключателем.

При работе двигателя на $n_{нд} < 43\%$ давление $p_{2вд}$ меньше $p_{2нд}$, мембрана 101 через толкатель освобождает плоский клапан 107; клапан открывается. Золотник с поршнем 112 пружиной 113 удерживается на упоре, поэтому топливо под высоким давлением поступает в полость 96. Поршень 95 исполнительного механизма устанавливает РНА в положение «Прикрыто», горит табло «РИА прикрыт».

При увеличении числа оборотов $n_{нд} > 43\%$ давление $p_{2вд}$ становится равным давлению $p_{2нд}$ и больше, поэтому мембрана 101 прогибается вниз. Рычаг 105 под действием пружины 104 поворачивается и закрывает плоский клапан. В результате роста давления в полости 111 золотник 112 перемещается вверх до упора, вследствие чего в полость 94 подается топливо с давлением, а полость 96 сообщается со сливом. Поршень 95 перемещается и переводит РНА в положение «Открыто», табло «РНА прикрыт» гаснет.

При работе на числах оборотов $n_{нд} > 43\%$ мембрана 101 освобождает рычаг 105, который закрывает плоский клапан 107. Поршень 95 исполнительного механизма

удерживает РНА в положении «Открыто».

На случай нарушения герметичности агрегата (прорыв мембраны), что привело бы к переключке РНЛ в пусковое положение в момент, когда он должен находиться в рабочем, в агрегате предусмотрена блокировка, препятствующая переключке РНА в пусковое положение до тех пор, пока клапаны перепуска закрыты. Полость 96 агрегата АУП-8-2 сообщается при закрытых клапанах с каналом высокого давления.

6.7. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КЛАПАНАМИ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА

Система включает в себя:

- центробежный датчик частоты вращения 19, вращающийся от ротора ВД;
- гидроусилитель (10, 11), преобразующий сигнал от датчика частоты вращения 19 в команду на переключку клапанов;
- исполнительный агрегат АУП-8-2.

При работе двигателя на числах оборотов $n_{вд} < 74,5 \pm 1,5\%$ усилие пружины больше центробежной силы грузиков датчика 19, поэтому плоский клапан 17 закрыт. В полостях *Б* и *В* давление одинаково. Золотник 11 исполнительного механизма проточкой соединяет канал 15 через канал 8 с полостью 118 АУП-8-2. Полость 116 через канал 9 соединена со слипом. Поршень 117 находится в левом положении, клапаны перепуска открыты, горит табло «Клапан перепуска».

При увеличении частоты вращения сила грузиков центробежного датчика 19 становится больше силы пружины, рычаг 18 открывает плоский клапан 17, давление в полости *В* падает и золотник исполнительного механизма смещается вправо. Высокое давление поступает через канал 9 в полость 116 поршня 117 АУП-8-2, последний, перемещаясь вправо, закрывает клапаны перепуска. При этом гаснет табло «Клапан перепуска».

6.8. ОГРАНИЧИТЕЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ РТ12-9АТ

Ограничитель температуры газов предназначен для ограничения максимально допустимой температуры выходящих газов двигателя, а также для выдачи команды на останов двигателя при превышении предельной температуры. Ограничение температуры осуществляется уменьшением подачи топлива в камеру сгорания с последующим выключением (при необходимости) двигателя при помощи электромагнитного клапана останова 45 по сигналу, выдаваемому ограничителем температуры. Ограничитель температуры имеет два режима работы:

- режим «ограничение» с номинальной настройкой 650° С;
- режим «выдачи сигнала на останов» с номинальной настройкой 710° С.

При запусках двигателя на земле номинальные настройки уменьшаются на 110° С с помощью концевого выключателя обжатия шасси.

Датчиками температуры являются четыре термодпары, замеряющие температуру выходящих газов. Датчики выдают сигнал на вход в блок РТ12-9АТ. Последний подключается к электромагнитному клапану 90 исполнительного механизма, к МКТ-4-2 стоп-крана насоса-регулятора и к сигнальному табло «Останов T° газов».

При запуске двигателя на земле система РТ12-9АТ вступает в работу при температуре газов, равной 540° С и выше. Если уменьшение подачи топлива не снижает температуру выходящих газов, и она продолжает расти, то при достижении 600° С выдается сигнал на МКТ-4-2 стоп-крана и одновременно загорается табло «Останов T° газов».

При запуске двигателя, если не было «заброса» температуры газов выше настройки,

система РТ12-9АТ не вступает в работу, но готова вступить в работу на режимах до оборотов закрытия клапанов перепуска воздуха. При частоте вращения ротора ВД $74,5 \pm \pm 1,5\%$ клапаны перепуска закрываются, гаснет табло «Клапан перепуска» и одновременно выключается система РТ12-9АТ. Далее, при работе на высоких режимах на взлете и наборе высоты система не ограничивает температуру выходящих газов, т. е. не вступает в работу. На высоте 5000 м специальным сигнализатором атмосферного давления система РТ12-9АТ вновь подключается и выполняет номинальные настройки.

Для проверки параметров ограничителя температуры в эксплуатации на корпусе ограничителя установлен контрольный штепсельный разъем. Конструкция ограничителя РТ12-9АТ предусматривает предполетный контроль, для чего в кабине на пульте бортинженера установлены переключатели контроля с использованием табло «Останов T° газов».

На режимах от закрытия клапанов перепуска до набора высоты 5000 м опасный «заброс» температуры газов сигнализируется системой сигнализации опасной температуры выходящих газов включением красного табло «Опасная T° газов» при достижении температуры 710 ± 8 С.

Исполнительный механизм ограничителя температуры установлен в насосе-регуляторе НР-8-2У и предназначен для уменьшения подачи топлива в камеру сгорания путем воздействия на дозирующую иглу 41 по сигналу, подаваемому ограничителем температуры РТ12-9АТ.

Исполнительный механизм состоит из электромагнитного клапана 30, сервопоршня 32 со штоком и ползуном с пружиной, рычага Р с упором, пружины 31 сервопоршня.

При отсутствии сигнала от РТ12-9АТ клапан 33 закрыт и в обе полости сервопоршня 32 подводится топливо под давлением из канала 12. Под действием давления топлива сервопоршень 32 перемещается вправо (по схеме) до вскрытия ползуном канала K_1 соединяющего полость слева от сервопоршня 32 со сливом. В момент вскрытия канала K_1 сервопоршень 32 станет на гидравлический упор. При этом между рычагом 35 и левым торцом штока сервопоршня устанавливается зазор, который сохраняется с помощью следящей системы, состоящей из рычага Р с ползуном и пружиной. Следящая система устанавливает сервопоршень 32 в положение, зависящее от положения дозирующей иглы 41.

В случае, если произойдет превышение допустимого уровня температуры выходящих газов двигателя, то ограничитель температуры будет выдавать на электромагнитный клапан 30 исполнительного механизма электрический сигнал постоянного тока в виде импульсов с переменной частотой и скважностью в зависимости от величины «заброса» температуры. При этом клапан 33 электромагнитным клапаном 30 открывается, соединяя полость слева от сервопоршня 32 со сливом. Сервопоршень 32 начинает двигаться влево (по схеме) и своим торцом перемещает рычаг 35 с ползуном 34 влево. Дозирующая игла 41 уменьшает подачу топлива, что ограничивает температуру выходящих газов.

Если уменьшение расхода топлива не привело к уменьшению температуры и она превысила предельное значение 680° С, ограничитель выдает сигнал на электромагнитный клапан МКТ-4-2 стоп-крана для выключения двигателя. Одновременно включается сигнальное табло «Останов T° газов».

После загорания этого табло бортинженер, убедившись, что снижаются температура газов и давление топлива, переводит рычаг останова в положение «Останов».

6.9. РЕГУЛИРОВКА АГРЕГАТОВ ДВИГАТЕЛЯ

Бортинженеру не разрешается регулировать агрегаты двигателя НК-8-2У. Основные регулировочные данные приведены в таблице 8.

Регулировочные данные двигателя НК-8-2У

№	Регулируемый параметр	Регулируемый агрегат	Цена регулируемого элемента / на один оборот	Параметр по ТУ	Методика регулировки
1	2	3	4	5	6
1	Частота вращения на режиме малого газа	НР-8-2У — винт <i>H1</i>	6% (450 об/мин) допуск ± 1 оборот	55,5 _{-2,5} %	При заворачивании винта частота вращения увеличивается, отворачивании — уменьшается
2	Частота вращения по характеристике	НР-8-2У — винт <i>H2</i>	4—6% (300—400 об/мин) допуск $\pm 1/4$ оборота	Согласно таблице режимов	При заворачивании винта частота вращения увеличивается, отворачивании — уменьшается
3	Максимальная частота ротора ВД	НР-8-2У — винт <i>I2</i>	1° по лимбу на 1%	95,5 \pm 1%	При заворачивании винта частота вращения уменьшается, отворачивании — увеличивается
4	Максимальная частота вращения на режиме реверса тяги	НР-8-2У — винт <i>I3</i>	—	78 \pm 1%	При заворачивании винта частота вращения уменьшается, отворачивании — увеличивается
5	Характеристика запуска	НР-8-2У — винт <i>H4</i>	40 кг/ч допуск $\pm 1,5$ оборота	Время не более 80 с, T_2 — не более 600°С	При заворачивании винта характеристика «забогашается», при отворачивании — «забедняется»
6	Максимальный расход топлива	НР-8-2У — винт <i>H7</i>	330 кг/ч допуск $\pm 1,5$ оборота	6200 кг/ч	При заворачивании винта расход уменьшается, при отворачивании — увеличивается
7	Минимальный расход топлива	НР-8-2У — винт <i>H8</i>	170 кг/ч допуск $\pm 1,5$ оборота	820 кг/ч	При заворачивании винта расход увеличивается, при отворачивании — уменьшается

Таблица 8 (продолжение)

1	2	3	4	5	6
8	Расход топлива на номинальном режиме	НР-8-2У — винт <i>H18</i>	170 кг/ч допуск ±3 оборота	5500 кг/ч	При заворачивании винта расход увеличивается, при отворачивании — уменьшается
9	Время приемистости	НР-8-2У — дроссельные пакеты	<i>H20</i> —120см ³ /мин <i>H21</i> —47см ³ /мин <i>H22</i> —252см ³ /мин	8—10 с	Увеличение пропускной способности пакетов уменьшает время приемистости
10	Открытие (закрытие) клапанов перепуска	НР-8-2У — винт <i>H6</i>	2% допуск ± 1,5 оборота	74±1,5%	При заворачивании винта частота вращения увеличивается.
11	Перекладка лопаток РНА	АУ-8-4 — сопло АУ-1	0,1 мм на 2%	40-48% НД	Увеличение диаметра сопла повышает частоту вращения ротора при перекладке лопаток.
12	Максимальная частота вращения ротора НД	ОГ-8-4 — винт <i>01</i>	5%	101±0,5%	При заворачивании винта частота вращения увеличивается.
13	Давление масла на входе в двигатель	Коробка приводов — винт <i>1</i>	0,15—0,20 кгс/см ²	На режиме 0,7 номин. 3,7 ^{+0,2} кгс/см ²	При заворачивании винта давление увеличивается

ГЛАВА 7 ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ

Двигатель НК-8-2У оборудован системой обнаружения и тушения пожара (рис. 61) в масляных полостях двигателя.

Для обнаружения и сигнализации о пожаре на двигателе установлены три датчика ДП-6.

Датчик 22 установлен на передней крышке корпуса передней опоры ротора НД (низкого давления).

Датчик 18 установлен на крышке центробежного суфлера средней опоры и коробок приводов, устанавливаемой сзади справа на коробке самолетных агрегатов (см. рис. 22, поз. 15, 16).

Датчик 7 установлен в переходнике трубопровода суфлирования задней опоры

двигателя. Переходник устанавливается справа сверху на проставке двигателя.

При достижении температуры окружающей среды в передней или средней опоре $200^{+150^{\circ}}\text{C}$ и в задней опоре $300^{+150^{\circ}}\text{C}$ термобатареи передают ЭДС в блок реле, которое включает табло «Пожар» на пульте бортиинженера. Одновременно выдается сигнал на срабатывание пирозатворов на баллонах с огнегасящим составом фреон 114В₂.

Огнегасящий состав по трубопроводам через переходники, обратные клапаны и форсунки одновременно поступает в масляную полость передней, средней и задней опор двигателя.

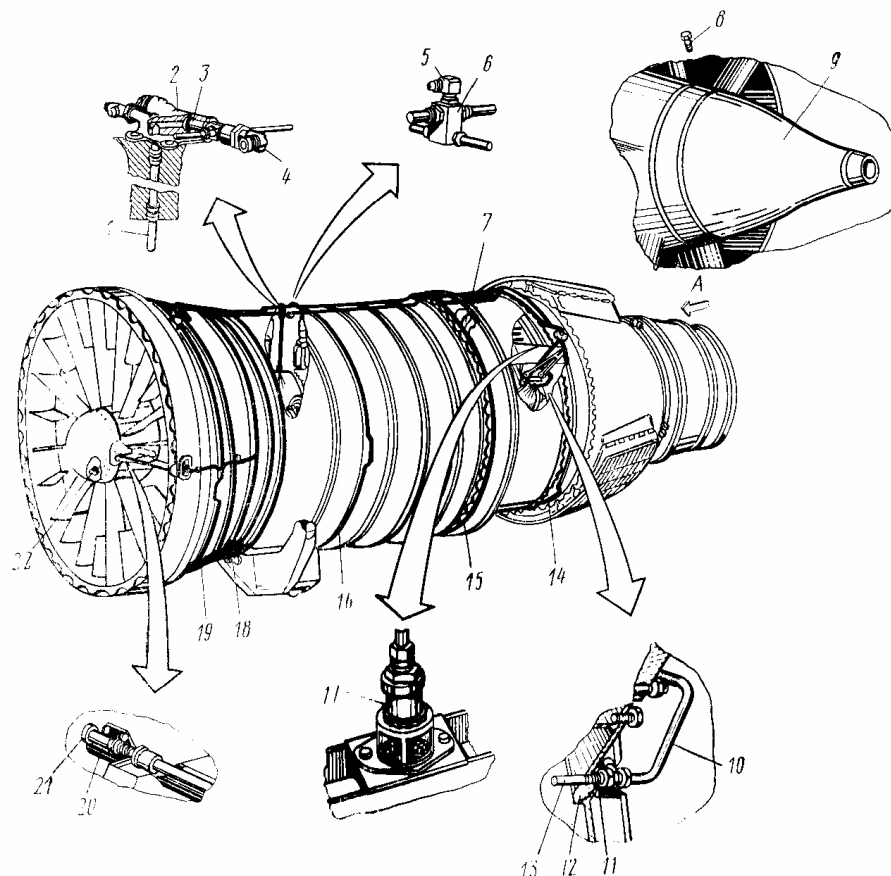


Рис. 61. Противопожарная система двигателя:

1, 13, 21— форсунки; 2— переходник; 3, 17, 20— обратные клапаны; 4 и 5— угольники; 6— крестовина; 7, 18 и 22— датчики сигнализации пожара; 8— винт; 9— стекатель; 10— трубки; 11— кольцо; 12— корпус; 14, 15, 16 и 19— коллекторы

В случае пожара вопрос о возможности эксплуатации двигателя решается после осмотра.

Если в двигатель огнегасящий состав подавался в результате неправильных действий при проверке или ложном срабатывании системы, необходимо запустить двигатель и проработать в течение 10 мин на режиме 0,7 номинального для удаления паров фреона 114В₂. После этого без замены масла допускается эксплуатация двигателя. Время нахождения фреона 114В₂ в масляной системе двигателя при ложном срабатывании не ограничено.

ГЛАВА 8 СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ НК-8-2У

Система запуска двигателя автоматическая. После подготовки двигателя к запуску

он включается нажатием кнопки «Запуск», а выключается по сигналам автоматического управления запуском или нажатием кнопки «Стоп».

Двигатель автоматически выводится на режим малого газа с помощью воздушного стартера, автомата запуска топливного насоса-регулятора, электромагнитного клапана МКТ-4-2 стоп-крана топливного насоса-регулятора, воспламенителя электромагнитного клапана пускового топлива, системы зажигания, тахогенератора ТГ-6Т.

Система запуска обеспечивает запуск двигателя на земле, холодную прокрутку, ложный запуск и запуск двигателя в полете.

При нажатии на кнопку «Запуск» включается система зажигания, открывается система воздушных заслонок стартера, подается питание на МКТ-4-2 для закрытия стоп-крана. В процессе запуска на 6-й секунде подается пусковое топливо. При частоте вращения ротора высокого давления $16 \pm 1,5\%$ подается рабочее топливо. На частоте вращения ротора высокого давления $35 \pm 2,5\%$ выключается воздушный стартер закрытием системы воздушных заслонок. После отключения стартера система автоматического запуска переходит в положение готовности запуска следующего двигателя.

Система зажигания в процессе запуска работает в течение 35 ± 5 с. Полный цикл работы автоматики запуска рассчитан на 60 ± 9 с.

8.1. ВОЗДУШНЫЙ СТАРТЕР

Воздушный стартер предназначен для раскрутки ротора высокого давления двигателя до частоты вращения, от которой за счет мощности турбины двигатель самостоятельно выходит на число оборотов режима малого газа.

В качестве источника сжатого воздуха для стартера может быть аэродромный источник сжатого воздуха, бортовая вспомогательная установка ТА-6А или компрессор работающего двигателя. Воздушный стартер обеспечивает запуск, холодную прокрутку, ложный запуск двигателя на земле.

Технические данные

Частота вращения ротора ВД при автоматическом отключении.....	$35 \pm 2,5\%$
Номинальная мощность стартера.....	не более 100 л. с.
Время открытия или закрытия:	
пусковой заслонки	4 — 6 с
регулирующей заслонки.....	0,3 — 0,4 с
Давление воздуха, поддерживаемое турбиной.....	$2,4 \pm 0,2$ кгс/см ²
Сухая масса стартера.....	не более 18 кг

Воздушный стартер (рис. 62) состоит из корпуса 2, воздушной осевой турбины 1, двухступенчатого редуктора, обгонной муфты 3, системы воздушных заслонок, маслонасоса.

Работа системы воздушных заслонок

Система воздушных заслонок состоит из пусковой заслонки 12 с электромеханизмом МПК-13А-5—2 серии, регулирующей заслонки 13 с поршнем управления 10, электромагнитного клапана 6, воздушного фильтра 11, центробежного выключателя 4, воздушного регулятора 5 с клапаном 6 двойного действия.

При нажатии на кнопку «Запуск» подается питание на электромеханизм МПК-13А и электромагнитный клапан 8.

Воздух из канала высокого давления через фильтр 11 и электромагнитный клапан поступает в полость над поршнем управления 10, одновременно воздушный регулятор 5 сообщает полость под поршнем с атмосферным воздухом.

Поршень управления *10* давлением воздуха быстро перемещается, преодолевая усилие двух пружин, и через систему тяг открывает регулируемую заслонку *13* (за 0,3—0,4 с).

Одновременно электромеханизм медленно открывает пусковую заслонку *12*, плавно повышая давление воздуха, поступающего на воздушную турбину *1*, снижает начальный крутящий момент при запуске, предотвращая ударную нагрузку на приводах двигателя НК-8-2У.

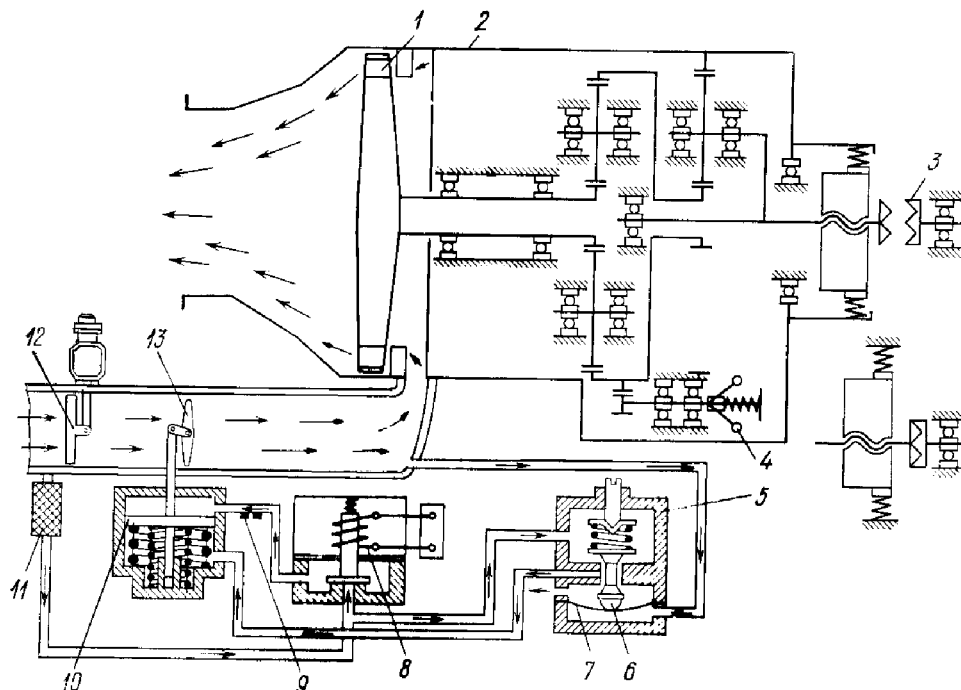


Рис. 62. Схема воздушного стартера:

1—турбина; *2*—корпус; *3*—муфта; *4*—центробежным выключатель; *5*—воздушный регулятор; *6*—клапан двойного действия; *7*—мембрана; *8*—электромагнитный клапан МК.Т-4-2; *9*—жиклер; *10*—поршень управления; *11*—фильтр; *12*—пусковая заслонка; *13*—регулирующая заслонка

Управляющий поршень *10* по команде воздушного регулятора *5* изменяет положение регулирующей заслонки так, что в канале за ней поддерживается постоянное давление $2,4 \pm 0,2$ кгс/см².

На двухпозиционный клапан *6* действует усилие от мембраны *7*, определяемое давлением за регулирующей заслонкой *13*, с другой стороны действует постоянное усилие пружины. Под действием этих сил двухпозиционный клапан *6* в зависимости от давления за регулирующей заслонкой *13* может сообщить пружинную полость поршня управления *10* с каналом высокого давления либо с атмосферным давлением.

В процессе работы система регулирования постоянно будет в движении около равновесного положения, обеспечивая постоянное давление перед воздушной турбиной *1* стартера.

При окончании запуска (на 60 с) стартер отключается по сигналу автоматики запуска.

При нормальных условиях запуска стартер отключается по сигналу автоматики запуска двигателя при частоте вращения ротора ВД $35 \pm 2,5\%$. В этом случае закрывается пусковая заслонка *12*, микровыключатель которой обесточивает электромагнитный клапан *8*. Последний перекрывает подачу воздуха под высоким давлением в полость над поршнем управления *10*. Под действием пружин поршень *10* перемещается вверх (по схеме), закрывая регулируемую заслонку со скоростью, определяемой жиклером *9* (0,3—0,4 с).

Если стартер не отключается при частоте вращения ротора ВД нормально, то при достижении частоты вращения ротора ВД 46% по сигналу центробежного выключателя 4 обесточивается электромагнитный клапан 8 независимо от положения электромеханизма пусковой заслонки 12. Такое аварийное отключение стартера сигнализируется в кабине красной лампой «Опасные обороты стартера».

При отказе заслонок отключение стартера производится заслонкой источников сжатого воздуха.

8.2. ВОСПЛАМЕНИТЕЛЬ

Зажигание топливоздушной смеси в камере сгорания при запуске двигателя производится двумя воспламенителями (рис. 63). Воспламенители закреплены на корпусе камеры сгорания.

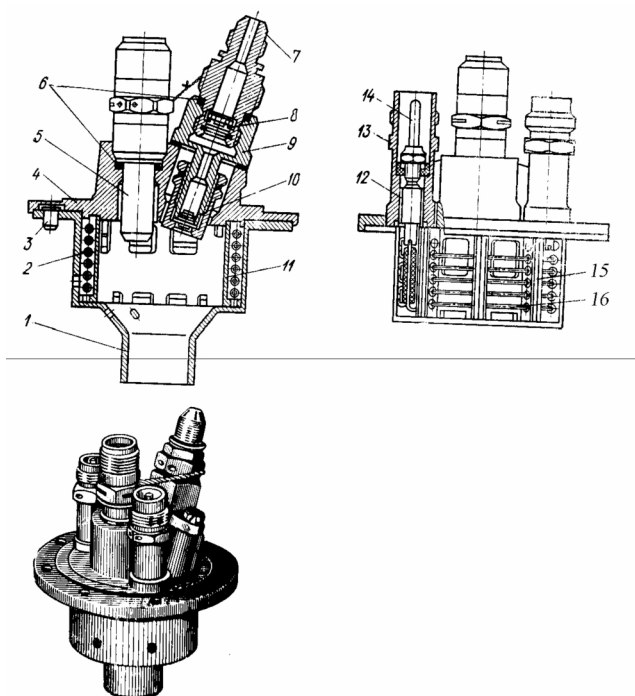


Рис. 63. Воспламенитель:

1—наружная втулка; 3—изоляция; 3—штифт; 4—корпус; 5—свеча СПН-4-3-Т; 6—медное кольцо; 7—штуцер; 8—фильтр; 9—корпус форсунки; 10—распылитель; 11—внутренняя втулка; 12—изоляция; 13—штуцер; 14—штифт; 15—колодка; 16—нагревательный элемент

Воспламенитель состоит из корпуса 4, свечи 5 (СПН-4-3-Т), пусковой форсунки 9 и нагревательного элемента 16.

Корпус 4 имеет два штепсельных разъема для подвода тока напряжением 27 В к нагревательному элементу 16, который установлен между втулками 1 и 11, образующими камеру воспламенителя. Обогрев запального устройства повышает надежность запуска, включается при $t_n = +5^\circ\text{C}$.

ГЛАВА 9 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА ТА-6А

9.1. НАЗНАЧЕНИЕ И ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Вспомогательная силовая установка (ВСУ) крепится на борту самолета Ту-154А в отсеке под рулем поворота. ВСУ ТА-6А предназначена для:

- питания сжатым воздухом системы воздушного запуска двигателей НК-8-2У на аэродромах до высоты 3000 м над уровнем моря;
- питания сжатым воздухом системы кондиционирования самолета на земле;
- обеспечения питания бортовой сети самолета переменным и постоянным током на земле и в аварийных случаях в полете.

Управление работающей установкой и контроль выполняются со щитка ВСУ, расположенного или пульте бортового инженера (рис. 64).

Одновальный газотурбинный двигатель ТА-6А (рис. 65) с системой отбора воздуха за компрессором состоит из трехступенчатого диагонально-осевого компрессора 13, кольцевой испарительного типа противоточной камеры сгорания 21, трехступенчатой осевой турбины 38, сопла с шумоглушителем 29, редуктора 43 со стартером-генератором ГС-12ТО, генератором переменного тока ГТ-40-П46 и другими навесными агрегатами, обеспечивающими работу систем двигателя.

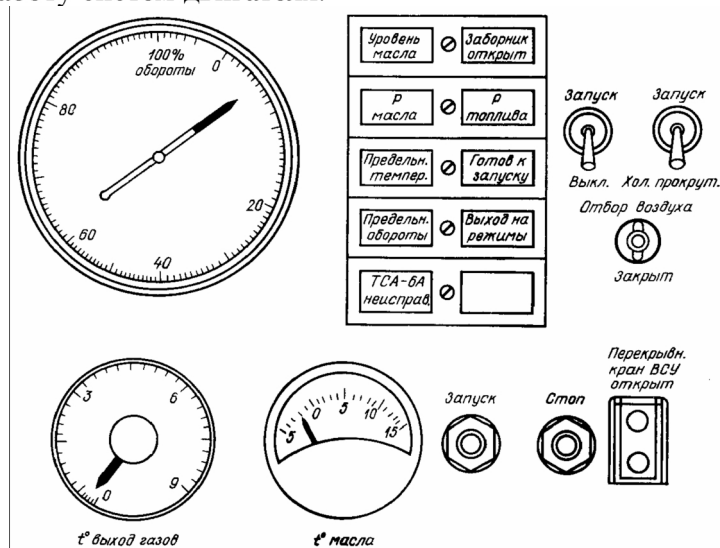


Рис. 64. Щиток ВСУ

9.2. ПРИНЦИП РАБОТЫ ВСУ

Во время работы двигателя воздух проходит через сетку 6 компрессора и радиально-круговой вход, сжимается и подается в воздухозаборник. Из воздухозаборника часть воздуха поступает через воздухоотводящий патрубок к регулятору 40 отбора воздуха и далее к патрубку 41 отбора воздуха.

Основная часть воздуха двумя потоками — первичным и вторичным — поступает в камеру сгорания:

- первичный воздух подается в полость жаровой трубы 22 через отверстия в головке 26 и Г-образные испарительные трубки 25, в которые впрыскивается топливо;

- вторичный воздух подается в зону смешения через отверстия в стенке жаровой трубы 22, охлаждает ее и смешивается с горячим газовым потоком, обеспечивая допустимую температуру газов на входе в турбину 38.

Трехступенчатая газовая турбина преобразует энергию газового потока в механическую энергию и затрачивает ее на привод компрессора, генераторов и агрегатов систем двигателя ВСУ.

Для обеспечения устойчивой работы компрессора при отсутствии отбора воздуха потребителем часть воздуха перепускается регулятором отбора воздуха 40 через трубопровод 31 в сопло. Расход отбираемого воздуха регулируется заслонкой регулятора РВ-6Б с помощью электромеханизма МПК-13 ВТВ. Максимальный отбор воздуха обеспечивается критическим сечением трубки Вентури регулятора РВ-6Б.

Во время работы двигателя генератор постоянного и переменного тока обдувается

воздухом от вентилятора 3 с целью охлаждения. В переходнике 2 воздухопровода вентилятора установлен воздушно-масляный радиатор 1, в котором охлаждается масло системы смазки двигателя ВСУ. Система смазки автономная циркуляционная.

Топливо к двигателю ВСУ поступает через электромагнитный кран из топливных баков самолета.

Запуск двигателя автоматический с помощью ГС-12ТО. Во время запуска питание электросистемы осуществляется от бортовых самолетных или аэродромных источников постоянного тока.

В случае отклонения параметров работающего двигателя от нормальных подается команда им останов двигателя ВСУ путем отключения подачи основного топлива.

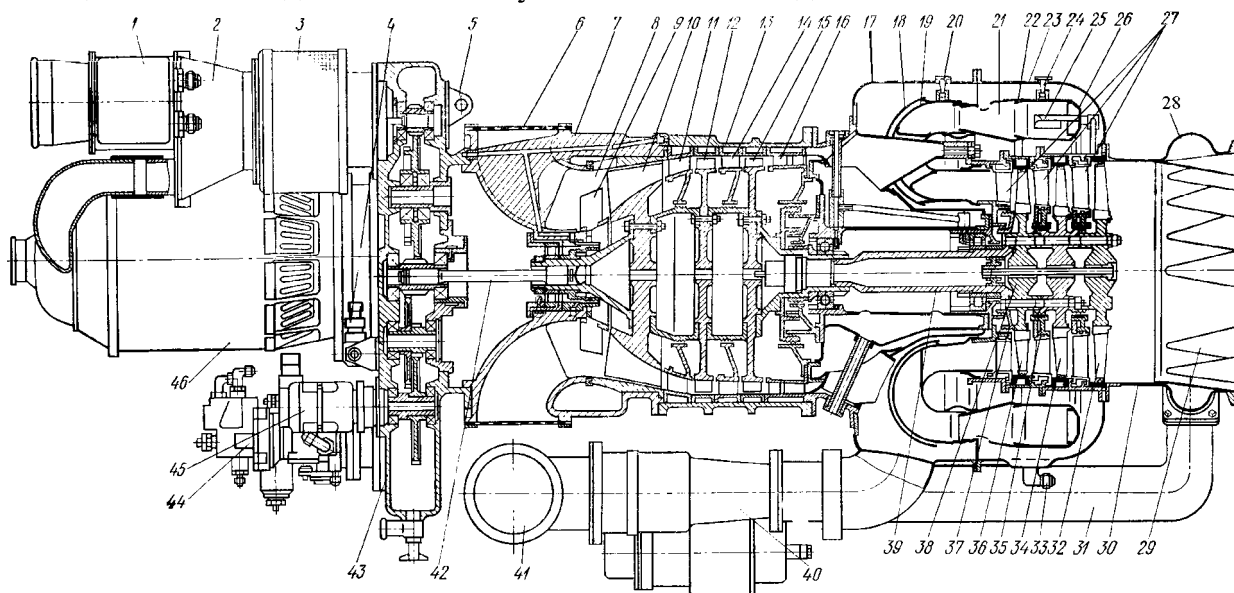


Рис. 65. Продольный разрез двигателя ТА-6А:

1—воздушно-масляный радиатор; 2—переходник; 3—вентилятор ВА-6А; 4—сигнализатор давления масла; 5—такелажная подвеска; 6—сетка; 7—опора; 8—радиально-круговой вход; 9—ВНА; 10, 12, 15—ступени компрессора; 11, 14, 16—направляющие аппараты; 13—корпус компрессора; 17 и 23—кожухи; 18—отражатель; 19—газосборник; 20, 24—штифты; 21—камера сгорания; 22—жаровая труба; 25—испарительная трубка (18 шт.); 26—головка; 27—сопловой аппарат; 28—улитки; 29—шумоглушитель; 30 сопло; 31 трубопровод; 32, 34, 36 рабочие лопатки; 33 итуцер; 35 и 37—внутренний корпус соплового аппарата; 38—турбина; 39—вал; 40—регулятор отбора воздуха РВ-6Б; 41—патрубок; 42—рессора; 43—редуктор; 44—насос-регулятор; 45—датчик частоты вращения ротора; 46—генератор ГТ-40ПЧ6

9.3. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ ТА-6А

1. Условное обозначение.....	ТА-6А
2. Тип двигателя.....	газотурбинный одновальный
3. Частота вращения ротора при холостом ходе	99±0,2% (23950+48 об/мин)
4. Отклонение частоты вращения от равновесной при резком изменении нагрузки.....	±3% с восстановлением в течение 3 с
5. Изменение частоты вращения при работе двигателя на режимах загрузки.....	97—101%
6. Высотность системы запуска.....	3000 м

7. Время запуска.....	22—45 с
8. Допустимый «заброс» температуры выходящих газов при запуске ТА-6А.....	не более 680° С
9. Применяемые масла.....	МК-8, МК-8П, ВНИИ-НП-50-1-4Ф
10. Давление масла в системе.....	4,5 ^{+0,5} кгс/см ²
11. Количество масла в баке:	
нормальное.....	8 л
минимально допустимое.....	2,5 ⁺¹ л
максимально допустимое.....	8,5 л
12. Расход масла.....	0,5 л/ч
13. Температура ил входе для масла:	
МК-8, МК-8П максимальная.....	+115° С
минимальная	—30° С
ВПИИ-НП-50-1-4Ф максимальная.....	+120° С
минимальная.....	—40° С
14. Применяемое топливо.....	Т-1,ТС-1,Т-7
15. Расход топлива на земле (Н = 0):	
на холостом ходу.....	160—190 кг/ч
при полной нагрузке.....	190—240 кг/ч
16. Сухая масса двигателя	не более 287 кг
17. Эквивалентная мощность отбираемого воздуха (р _н = 760 мм рт. ст.).....	не менее 320 л. с. (G _{в.отв} = 1,35 кг/с)
18. Автоматический останов ТА-6А выдается при отклонении параметров от ТУ в случаях:	
заброса температуры выходящих газов выше.....	570 ⁺⁸ °С
заброс частоты вращения.....	105%
падения давления масла ниже.....	3,2 кгс/см ² на режимах выше 90%
19. Ресурс установки.....	уточняется по формуляру

9.4. КОНСТРУКЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Редуктор 43 (см. рис. 65) предназначен для передачи крутящего момента к генераторам постоянного и переменного тока, к вентилятору (3) ВА-6А и к агрегатам, обеспечивающим работу систем двигателя ВСУ.

Картер редуктора 43 коробчатой формы имеет фланцы для крепления узлов подвески двигателя и агрегатов систем.

Компрессор двигателя ВСУ трехступенчатый, диагонально-осевой. Первая ступень 10 имеет сверхзвуковой профиль — диагональный, вторая 12 и третья 15 ступени дозвуковые и имеют до звуковой профиль. Компрессор состоит из ротора (ступени 10, 12, 15), узлов передней и задней опор направляющих аппаратов 11, 14, 16 и корпуса компрессора 13.

Камера сгорания кольцевая, противоточная, испарительного типа состоит из кожуха 23, жаровой трубы 22, газосборника 19 с кожухом 17, восемнадцати испарительных трубок 25.

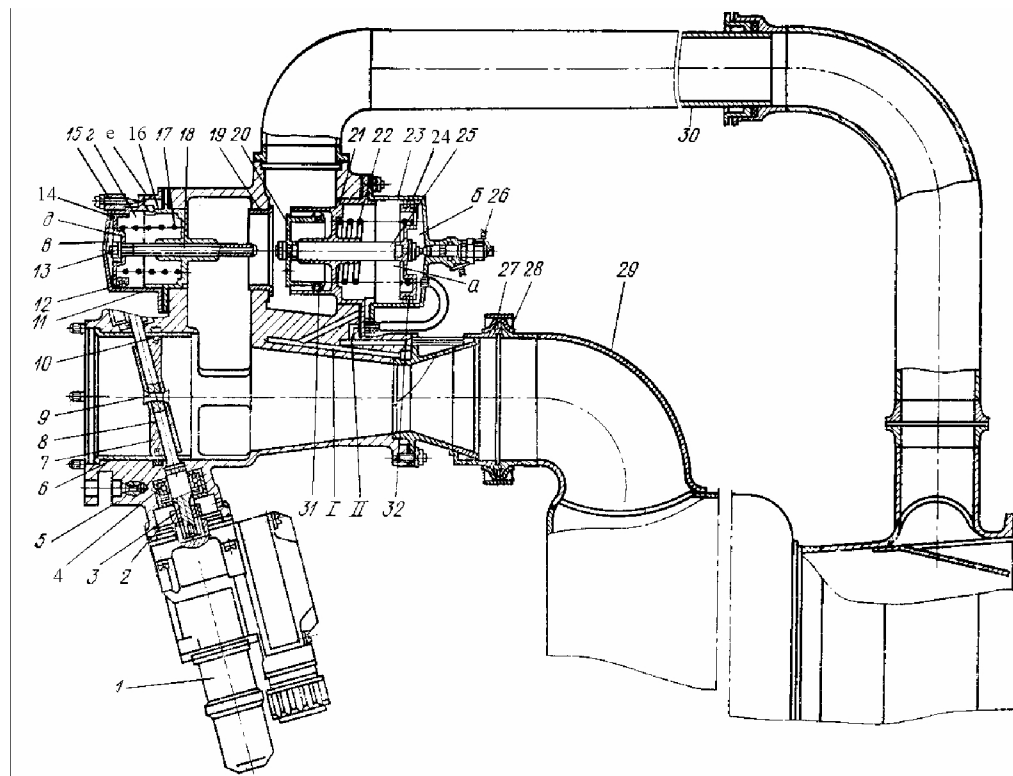


Рис 66. Схема отбора и перепуска воздуха:

1—электромеханизм; 2—прокладка; 3—упор; 4—подшипник; 5—корпус; 6—стакан; 7—заслонка; 8—валик; 9—штифт; 10—уплотнительное кольцо; 11—высотноклиматическая приставка; 12, 19, 31—кольца; 13—штуцер; 14 и 32—поршни; 15—игла; 16, 21—крышки; 17, 22—пружины; 18 и 25—штоки; 20—клапан перепуска; 23—цилиндр; 24—поршневое, кольцо; 26—регулирующий винт; 27—насадок; 28—хомут; 29—патрубок кожуха газосборника; 30—трубопровод; а, б, в, г—полости; д, е—дросселирующие отверстия; I, II—каналы

Турбина 38 двигателя ВСУ трехступенчатая состоит из ротора, представляющего собой три диска с бандажированными рабочими лопатками 32, 34, 36, пустотелый вал 39 с роликоподшипниками и статора, состоящего из сопловых аппаратов 27 и сопла с шумоглушителем 29.

Вентилятор (3) ВА-6А предназначен для охлаждения генераторов переменного и постоянного тока, а также для охлаждения масла в радиаторе 1.

9.5. СИСТЕМА ОТБОРА И ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА

Система отбора и перепуска воздуха (рис. 66) обеспечивает работу двигателя на всех режимах и в различных высотноклиматических условиях, а также управление подачей отбираемого воздуха.

Система состоит из регулятора отбора воздуха РВ-6Б и трубопроводов 29 и 30.

Регулятор воздуха состоит из корпуса 5, узла клапана перепуска 20, узла высотноклиматической приставки 11 и заслонки 7 с электромеханизмом МПК-13 ВТВ.

Корпус 5 с насадком 27 образует трубку Вентури, где создается перепад давлений воздуха, который действует на поршень 32 клапана перепуска 20. Из узкой части трубки Вентури давление по каналу I подводится в полость а, давление из насадка 27 по каналу II в полость б и по трубопроводу — в полость в высотноклиматической приставки II. Поршень 32 и клапан 20 соединены между собой штоком 25 и пружиной 22 отжаты вправо.

Поршень 14 высотноклиматической приставки удерживается пружиной слева.

Воздух из полости *в* перетекает через дросселирующее отверстие *д* в полость *г*, а из полости — в атмосферу через отверстие *е*, в результате этого на поршень *14* действует перепад давлений воздуха, под действием которого поршень *14* по мере роста давления за компрессором перемещается вправо. При этом поршень упирается с избыточной силой штока *18* в клапан перепуска *20*, увеличивая перепуск воздуха из камеры сгорания, тем самым сохраняя в «ей» такое давление, при котором компрессор работает устойчиво.

Для отбора воздуха на щитке ВСУ нажать вверх на 7—8 с переключатель «Отбор воздуха», при этом электромеханизм МПК-13 ВТВ поворачивает заслонку *7*, которая открывает путь воздуху к потребителю. При этом давление в узкой части трубки Вентури, а следовательно, и в полости *а* уменьшается. Возрастает перепад на поршне *32* и он перемещается влево, закрывая клапаном *20* выход воздуха через трубопровод *30* в сопло. После этого регулятор РВ-6Б работает на отбор воздуха к потребителям. При закрытии заслонки *7* поршень *32* открывает клапаном *20* выход воздуха в сопло.

9.6. СИСТЕМА СМАЗКИ И СУФЛИРОВАНИЯ

Система смазки (рис. 67) выполнена по схеме с циркуляцией масла через маслобак.

Масло из бака *12* по трубопроводу *8* подходит на вход в нагнетающую *26* секцию маслонасоса МН-4Б, которая повышает давление до $4,5 \pm 0,5$ кгс/см², и поступает к сетчатому фильтру *22*. Далее масло через обратный клапан *21* поступает по каналу *13* на смазку опор вентилятора В-6А, в редуктор, к передней опоре компрессора и через трубопровод *17* на смазку заднего подшипника компрессора и подшипника турбины.

После смазки и охлаждения масло откачивается из маслоблюдных полостей двумя откачивающими секциями *27* и *28*. В линиях откачки установлены сетчатые фильтры *31* и *32*. На выходе из откачивающих секций потоки масла объединяются и подаются в центрифугу *29* для отделения масла от воздуха. Чистое масло подается по трубопроводу *2* в воздухомасляный радиатор *4* и после охлаждения в нем — в маслобак *12*. Воздух с парами масла через пустотелый валик привода маслонасоса поступает в полость редуктора.

В верхней части редуктора установлен центробежный суфлер *7* с двумя крыльчатками, через которые суфлируются редуктор и корпус опор ротора двигателя. Масло стекает в редуктор, а воздух по трубопроводу *16* отводится в сопло.

Из маслобака воздух по трубопроводу *9* отводится к трубке *33* с косым срезом.

Из залабиринтных полостей воздух отводится по трубопроводу *15* в сопло.

Регулирование давления в маслосистеме производится винтом редукционного клапана маслонасоса МН-4Б. Один оборот винта вправо увеличивает давление на $0,4—0,5$ кгс/см².

9.7. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ТА-6А

Топливная система (рис. 68) обеспечивает в различных климатических условиях:

— автоматическую подачу топлива в двигатель в процессе запуска, разгона и на эксплуатационных режимах;

— автоматическое поддержание постоянной частоты вращения ротора двигателя на равновесных режимах работы.

В топливную систему входят: топливный бак, подкачивающий насос ЭЦН-319, электромагнитный запорный кран, топливный фильтр *1*, топливный насос-регулятор 892А, регулятор запуска *38*, электромагнитный кран МКВ-251 пускового топлива *57*, два пусковых воспламенителя *60*, пусковой коллектор *58*, шесть вспомогательных пусковых форсунок *61*, электромагнитный кран МКВ-251 основного топлива *49*, восемнадцать испарительных трубок *56* (форсунок).

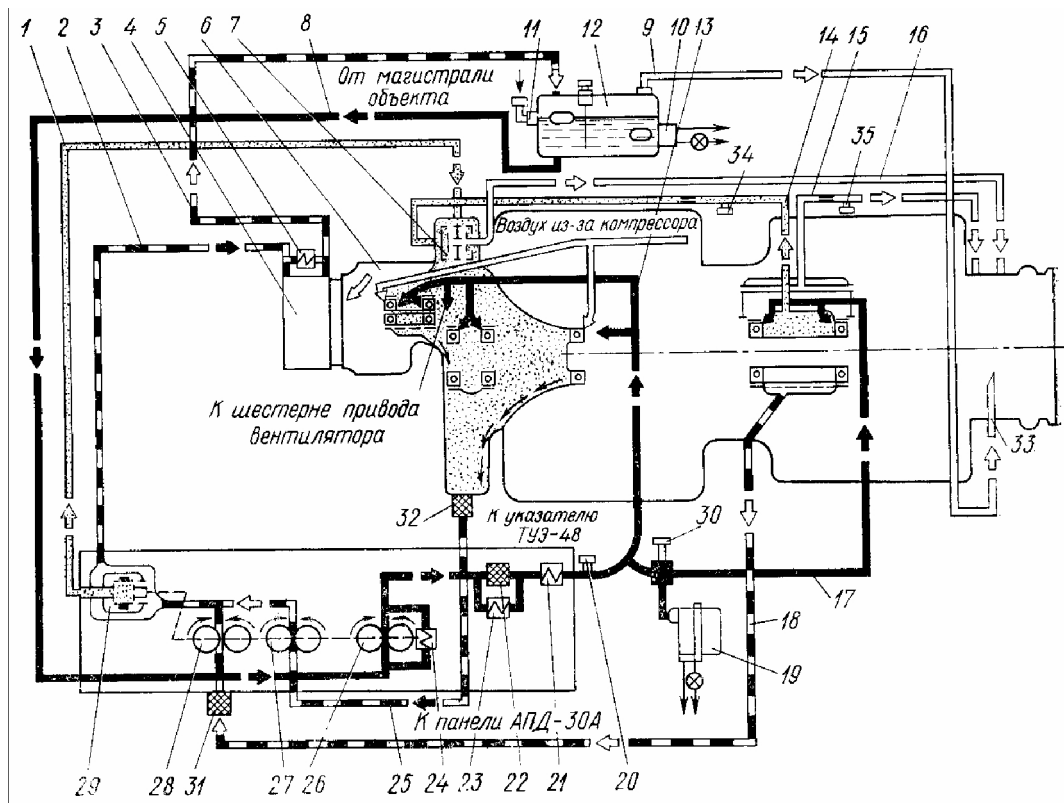


Рис. 67. Система смазки и суфлирования ТА-6А:

1— канал; 2, 3, 8, 9, 14, 15, 16, 17, 18— трубопроводы; 4— маслорадиатор; 5— перепускной клапан 6— вентилятор 7— центробежный суфлер 10— сигнализатор уровня масла; 11— клапан заправки; 12— маслобак; 13— канал; 19— сигнализатор давления масла; 20— приемник температуры масла; 21— обратный клапан; 22, 31, 32— фильтры; 23— предохранительный клапан; 24— редукционный клапан; 25— канал; 26— нагнетающая секция; 27 и 28— откачивающие секции; 29— центрифуга; 30— штуцер камера давления; 33— трубка с косым срезом; 34 и 35— штуцера замера давления воздуха в масляной полости

Работа топливной системы. Из топливного бака самолета топливо подкачивается насосом к агрегату 892А.

При нажатии на кнопку «Запуск» включается генератор ГС-12ТО, система зажигания, электромагнитный клапан 46 регулятора запуска, при этом клапан закрывается и выключается электромагнитный клапан 63 агрегата 892А.

Топливо через фильтр 3 насоса качающим узлом 4 перекачивается в канал 25, из которого поступает к регулятору запуска 38, к дозирующему золотнику 31 автомата разгона, в канал 22, из которого поступает к золотнику 16 корректора по отбору воздуха и к втулке 13 высотного корректора 12. После дозирующего золотника 31 топливо направляется к центробежному регулятору 10. Дозированное топливо от золотника центробежного регулятора, от корректора по отбору воздуха и от высотного корректора по каналу 23 поступает к МКВ-251 пускового топлива 57 и через клапан подпора 40 регулятора запуска 38 к клапану МКВ-251 основного топлива 49.

Спецификация к рисунку 68 (Топливная система ТА-6А)

1, 2, 3— топливные фильтры; 4— качающий узел; 5, 6, 35, 40, 50— клапаны; 7, 11, 14, 17, 19, 21, 30, 34, 42, 48— регулировочные винты; 5— термокомпенсатор; 9— грузики центробежного регулятора; 10— центробежный регулятор; 12— высотный корректор; 13, 15, 32— втулки; 16, 31, 43— золотники; 18— корректор по отбору воздуха; 20, 26, 28— сильфоны; 22, 23, 24, 25; Д— каналы; 27— рычаг; 29— автомат разгона; 33; I, II, III, IV— трубопроводы; 36— трубка Вентури; 37, 46, 49, 57, 63— электромагнитные клапаны; 38— регулятор запуска; 39 и 41— пружины; 44— регулировочный червяк термодатчика; 45— термочувствительный патрон; 47 и 62— жиклеры; 51— седло; 52— штуцер; 53— шток; 54 и 58— топливные коллекторы; 55— насадка; 56— испарительная трубка; 59— свеча; 60— воспламенитель; 61— пусковая форсунка; 64— заглушка; 65— место замера давления пускового топлива; 66— место замера давления основного топлива; 67— место замера давления топлива на входе в двигатель; 68— электромагнитный запорный кран; 69— подкачивающая помпа; 70— фильтр грубой очистки; 71— топливный бак; 72— топливный насос-регулятор 892А; Ж— полость

На 4-й секунде после нажатия на кнопку «Запуск» открывается электромагнитный кран пускового топлива 57 и топливо в воспламенителях 60 воспламеняется от искры свечей 59.

На 8-й секунде открывается электромагнитный кран основного топлива 49.

На 15-й секунде выключается электромагнитный клапан 46 регулятора запуска, открывается клапан, добавляя топливо в количестве 15 л/мин.

Разгон двигателя происходит за счет подачи пускового и основного топлива.

По мере увеличения давления воздуха за компрессором автомат разгона 29 увеличивает подачу топлива в камеру сгорания. Зависимость расхода топлива от проходного сечения дозирующего золотника 31 автомата разгона, золотника 16 корректора по отбору воздуха и втулки 13 высотного корректора обеспечивается клапаном постоянного перепада 35.

В основной коллектор 54 топливо подается через клапан подпора 40, последний поддерживает заданное давление пускового топлива при запуске и разгоне двигателя и открывается при $p_T = 2,5 \dots 6,5 \text{ кгс/см}^2$.

Количество топлива, подаваемого при разгоне двигателя, корректируется термочувствительным патроном 45, который при уменьшении температуры воздуха втягивает толкатель, увеличивая подачу топлива.

На частоте вращения 70% включается электромагнитный клапан 37 регулятора запуска 38 и открывается путь топливу в основной коллектор 54. При этом расход пускового топлива падает.

В дальнейшем увеличение частоты вращения с 70 до 90% идет на основном топливе и частично на пусковом. На частоте 90% закрывается электромагнитный кран 57 пускового топлива. Двигатель работает на основном топливе и при частоте вращения 99% становится на контроль центробежного регулятора 10.

При запуске и работе двигателя высотный корректор 12 корректирует подачу топлива в зависимости от атмосферного давления.

При нажатии на кнопку «Стоп» закрывается электромагнитный клапан 37 регулятора запуска и открывается электромагнитный клапан 63, перепускающий топливо на вход в качающий узел 4.

Работа топливной системы на режиме холостого хода двигателя

На режиме холостого хода центробежный регулятор 10 обеспечивает постоянство частоты вращения. При увеличении частоты увеличиваются центробежные силы грузиков 9, под действием которых золотник перемещается вверх и уменьшает количество топлива,

поступающего в двигатель. Частота вращения при этом восстановится. При снижении частоты вращения система работает в обратном порядке. При кратковременных забросах частоты вращения золотник центробежного регулятора перекрывает подачу топлива. Для поддержания процесса горения в камере сгорания канал подвода и отвода топлива к золотнику соединяется жиклером 62.

Работа топливной системы при загрузке двигателя

При отборе электроэнергии частота вращения сохраняется постоянной за счет работы центробежного регулятора 10.

При отборе воздуха постоянство частоты вращения поддерживается также центробежным регулятором 10, а увеличение расхода топлива обеспечивается корректором по отбору воздуха 18.

Отбор воздуха приводит к снижению давления в трубке Вентури 36 РВ-6Б, что увеличивает перепад давлений на сильфоне 20 корректора 18. Под действием перепада давлений сильфон разжимается и перемещает рычагом золотник 16 на увеличение подачи топлива.

Дренажная система включает в себя дренаж уплотнительного устройства валика насоса-регулятора, регулятора запуска 38, камеры сгорания.

Дренаж основного коллектора 54 топливной системы осуществляется после нажатия на кнопку «Останов». Давлением воздуха в камере сгорания выдавливается топливо в выхлопной патрубок через основной коллектор. Аналогично выполнен дренаж пускового коллектора 58; дренаж осуществляется после закрытия пускового топлива на частоте вращения 90%. Коллектор продувается в течение всей работы ВСУ. Дренаж коллекторов способствует очистке их от топлива и предотвращает нагарообразование.

Регулирование частоты вращения ротора на режиме холостого хода

Обороты холостого хода регулируются винтом 7 центробежного механизма агрегата 892А.

Разовый поворот винта 0,5 оборота. Винт разрешается поворачивать на $\pm 1,5$ оборота. При заворачивании винта число оборотов увеличивается.

Регулирование времени выхода на режим холостого хода

Время выхода считать с момента нажатия кнопки «Запуск» до частоты вращения 99%. Время выхода должно быть 22—45 с. Выход на режим холостого хода и заброс температуры выходящих газов регулировать винтом 21 параллельного смещения характеристики автомата разгона и регулировочным винтом 30 наклона характеристики автомата разгона.

Поворот винтов по часовой стрелке увеличивает расход топлива.

Винт 21 параллельного смещения поворачивать:

- одновременно не более 0,5 оборота;
- суммарно не более $\pm 2,0$ оборота.

Винт 30 наклона характеристики поворачивать:

- одновременно не более 0,5 оборота;
- суммарно не более $\pm 1\frac{1}{3}$ оборота.

Регулировать винтом 21 параллельного смещения преимущественно в пределах 20—60% частоты, а винтом 30 наклона характеристики в пределах 60—99%.

Регулирование давления пускового топлива производить винтом 21 параллельного смещения характеристики. Давление пускового топлива при ложном запуске ($n=21\pm 2\%$) до 8 с процесса запуска должно быть пиковое — не более 20 кгс/см².

В диапазоне температуры атмосферного воздуха от 0—40° С регулирование производить червяком 44 терморефлектора.

Винт поворачивать:

- одновременно не более 10 оборотов.
- суммарно не более ± 25 оборотов.

9.8. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВСУ

Предполетный осмотр ВСУ

Для осмотра при предполетной подготовке необходимо открыть боковые крышки отсека ВСУ, осмотреть двигатель, воздухозаборное и входное устройства, убедиться в исправности защитной сетки на входе в компрессор и вентилятор В-6А.

Проверить надежность крепления агрегатов, трубопроводов и электропроводки. Течь топлива или масла отсутствует. Проверить уровень масла, при необходимости дозаправить.

Посторонние предметы в отсеке отсутствуют. После осмотра закрыть крышки отсека ВСУ.

Подготовка двигателя к запуску

Для подготовки двигателя к запуску включите АЗС топливного насоса, автоматики запуска, управления и питания контрольных приборов ВСУ.

Подключите аэродромный источник постоянного тока и проверьте (Напряжение бортсети при питании от аккумуляторов не ниже 24 В, от наземного источника не ниже 28,5 В.

В зимнее время, если температура наружного воздуха ниже -25°C , перед запуском прогрейте двигатель до температуры масла на входе не ниже 25°C . Убедитесь, что масла достаточно, табло «Уровень масла» не горит (загорается табло при $2,5^{+1}$ л масла в баке). На щитке запуска ВСУ включите переключатель «Запуск», при этом откроются створки воздухозаборника и включится табло «Заборник открыт», закроется заслонка РВ-6Б, если она была открыта, и включится табло «Готов к запуску». Переключатель «Перекрывной кран ВСУ» включите. Переключатель «Запуск — холодная прокрутка» поставить в положение «Запуск», при этом включаются насос подкачки ЭЦН-319 и табло «р топлива», табло «ТСА неисправна» не горит. Включить питание противопожарной системы.

Запуск двигателя ВСУ

Дайте предупредительный сигнал о запуске ВСУ, на 2—3 с нажмите кнопку «Запуск» и одновременно включите секундомер, при этом контролируйте температуру газа за турбиной (кратковременный заброс не допускается выше 680°C). В конце разгона увеличение частоты вращения двигателя допускается до 103% со снижением до $99\pm 0,2\%$ в течение 3 с, время выхода на режим холостого хода должно быть в пределах 22—45 с. На частоте вращения 90% включается табло «Выход на режим». В процессе запуска не допускается снижение напряжения в сети ниже 16 В.

После выхода двигателя на режим холостого хода и в течение всей его работы выключатели «Запуск» и «Запуск — холодная прокрутка» должны оставаться в положении «Запуск».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. *Запуск прекратите нажатием кнопки «Стоп» при возникновении помпажа, «зависания» частоты вращения двигателя с резким ростом температуры выходящих газов, течи топлива или масла, при отсутствии воспламенения топлива и при «забросе» частоты вращения более 103%.*

После неудавшегося запуска выполните одну холодную прокрутку.

Примечания. 1. При температуре наружного воздуха -10°C и ниже, если неудавшийся запуск не сопровождался интенсивным ростом температуры выходящих газов, холодную прокрутку можно не производить.

2. При запуске от наземного источника электроэнергии разрешается выполнять пять запусков или три холодные прокрутки с интервалами по одной минуте, после этого 15 мин перерыв и два повторных запуска, затем охлаждение стартера генератора до температуры окружающей среды.

3. При запуске от бортовых аккумуляторов разрешается производить три включения стартера-генератора с интервалами не менее 3 мин между включениями.

После третьего включения, если запуск не удался, выясните и устраните причину неудачного запуска ВСУ, зарядите аккумуляторы или замените их заряженными.

Контроль работы ВСУ

На холостом ходу и режимах загрузки работу ВСУ контролируйте по приборам и табло:

1. Горят табло «Заборник открыт» и «*p* топлива», «Выход на режим», табло «Готов к запуску» горит при полностью закрытой заслонке РВ-6Б, табло «Уровень масла» горит при наличии масла в баке $2,5^{+1}$ л (если табло загорается в процессе работы, гарантируется нормальная работа двигателя в течение 2 ч). Табло «ТСА неисправна» не горит (если табло загорается — при первой возможности остановите двигатель ВСУ).

2. Частота вращения по измерителю ИТА-6М холостого хода $99 \pm 0,2\%$, а на режимах загрузки 97—101%.

3. Температура выходящих газов по указателю ТСТ-2 на холостом ходу должна быть не более 460°C , а на режимах загрузки — не более 550°C (см. табл. 9).

4. Температура масла на входе в двигатель по указателю ТУЭ-48 должна быть: для масла МК-8, МК-8П не более $+115^\circ\text{C}$, для масла ВНИИ-НП-50-1-4Ф — не более $+120^\circ\text{C}$.

В случае отклонения показаний приборов от допустимых (если двигатель не выключается автоматически) и при других неисправностях снимите нагрузку и остановите двигатель нажатием кнопки «Стоп».

Автоматический останов по предельной температуре, по предельной частоте вращения, по минимальному давлению масла с загоранием соответствующих табло срабатывает и выключает двигатель при отборе воздуха от ТА-6А в систему кондиционирования самолета, на запуск НК-8-2У и при отборе электроэнергии.

Таблица 9

**Максимально допустимые температуры выходящих газов
при работе ТА-6 на режиме холостого хода и на режиме загрузки**

$t_{\text{н}}, ^\circ\text{C}$	$t_{\text{газ. х.х.}}, ^\circ\text{C}$	$t_{\text{газ. загр.}}, ^\circ\text{C}$		$t_{\text{н}}, ^\circ\text{C}$	$t_{\text{газ. х.х.}}, ^\circ\text{C}$	$t_{\text{газ. загр.}}, ^\circ\text{C}$
0	405	495		0	405	495
— 5	400	490		+ 5	410	500
— 10	395	485		+ 10	415	505
— 15	390	480		+ 15	420	510
— 20	385	475		+ 20	425	515
— 25	380	470		+ 25	430	520
— 30	375	470		+ 30	435	530
— 35	370	465		+ 35	440	535
— 40	365	460		+ 40	445	540
— 45	360	455		+ 45	450	545
— 50	355	450		+ 50	460	550

Примечание: На режимах загрузки генератора $N_{\text{ген}} = 80$ кВт допускается превышение $t_{\text{газ. загр}}$ на 10°C по сравнению с указанными в таблице

После останова ВСУ по предельной температуре с загоранием табло «Предельная температура» для снятия блокировок перед следующим запуском переключатель «Запуск — холодная прокрутка» перевести в положение «Холодная прокрутка» и затем снова в положение «Запуск».

После останова ВСУ от ТСА с загоранием табло «Предельные обороты» или от сигнализатора давления масла с загоранием табло «*p* масла» перед следующим запуском нажать на кнопку «Стоп».

Включение нагрузки

Включение ВСУ на внешнюю нагрузку производить после выхода на режим холостого хода через 1 мин после загорания табло «Выход на режим», а в экстренных случаях — непосредственно после загорания этого табло.

Для включения отбора воздуха необходимо нажать переключатель «Отбор воздуха» вверх на 7—8 с и после этого включить систему кондиционирования или систему запуска НК-8-2У.

Включение генератора ГС-12ТО на бортовую сеть выполняется переключателем «ВСУ — РАП» при установке его в положение «ВСУ».

Включение генератора ГТ-40ПЧ-6 на бортовую сеть выполняется также переключателем «ВСУ-РАП» при установке его в положение-«ВСУ».

Включение комбинированной нагрузки на отбор воздуха и электроэнергии постоянного и переменного тока возможно в любой последовательности, как указано выше.

Примечание. При включении или резком изменении нагрузки на двигатель ВСУ возможно отклонение частоты вращения от равновесной (допускается отклонение до 3% с последующим постановлением до равновесной за 3 с), возможно повышение температуры выходящих газов; температура в нормальных условиях должна быть равна 550° С (при пиковой нагрузке генераторов, равной 80 кВ·А, допускается повышение до 500° С), В случае превышения указанных значений остановите двигатель ВСУ, предварительно сняв нагрузку.

Останов двигателя ВСУ

Перед остановом необходимо снять внешнюю нагрузку. Нажатием переключателя «Отбора воздуха» закройте заслонку РВ-6Б до загорания табло «Готов к запуску». После этого проработайте на холостом ходу 1—1,5 мин для охлаждения и нажмите кнопку «Стоп». Для контроля состояния трущихся деталей замерьте выбег турбокомпрессора при останове с частоты вращения 30% до 10%, время выбега — не меньше 14 с.

После останова двигателя переключатель «Запуск — Холодная прокрутка» установите в положение «Холодная прокрутка» для выключения подкачивающего насоса.

Переключатель «Перекрытой кран ВСУ» установите в положение «Закрывается», переключатель «Запуск» выключите.

Примечание. Если получено разрешение на взлет, переключатель запуска не выключайте! Взлет должен производиться с открытым воздухозаборником для обеспечения возможности запуска ВСУ на взлете.

Экстренный останов двигателя ВСУ

Экстренный останов производится с любого режима, не снимая нагрузки, за исключением запусков НК-8-2У, нажатием кнопки «Стоп» в случаях зависания частоты вращения ротора с резким ростом температуры газа за турбиной до 550° С, возникновения помпажа, заброса частоты вращения выше 103%. при забросе температуры выходящих газов при запуске на земле более 680° С, при обнаружении течи топлива или масла и при произвольном снижении частоты вращения меньше 90%.

Холодная прокрутка двигателя ВСУ

Для проведения холодной прокрутки выполните проверку и подготовку ВСУ к запуску. Установите переключатель «Запуск — холодная прокрутка» в положение «Холодная прокрутка». Убедитесь, что горят табло «Заборник открыт» и «Готов к запуску», а табло «ТСА неисправна» не горит. Дайте предупредительный сигнал о начале "Холодной прокрутки" и на 2—3 с нажмите кнопку «Запуск».

Двигатель автоматически выйдет на частоту вращения $21 \pm 2\%$. Цикл холодной прокрутки равен 32 с.

Холодная прокрутка выполняется в случаях неудавшегося запуска, при

расконсервации двигателя, при догорании топлива или масла после останова, перед повторным запуском при температуре атмосферного воздуха более +35 °С с перерывом между остановом двигателя и его запуском меньше 20 мин, при хранении незаконсервированного двигателя.

Эксплуатация ВСУ в полете

Взлет и выполнение полета с работающей ВСУ разрешается производить на скорости не более 550 км/ч с набором высоты не более 6000 м.

Запуск ВСУ в полете производите не раньше 10 мин после его останова на высоте не более 3000 м и скорости 550 км/ч.

Снижение до высоты 3000 м при питании бортсети от аккумуляторов производите с максимальной скоростью снижения.

Перед запуском на снижении произведите вентиляцию отсека ВСУ, открыв воздухозаборники на $H = 4000$ м, или за 2 мин до запуска.

При наборе высоты с открытым воздухозаборником запуск ВСУ производите при температуре в сопле не выше 100° С.

При питании бортсети от аккумуляторов разрешается производить только один запуск. Если запуск не удался, принять срочные меры для прекращения полета.

Подготовка к запуску, запуск, включение нагрузки и останов двигателя ВСУ в полете не отличаются от этих операций, производимых на земле. Все перечисленные операции выполняются по команде командира корабля.

При аварийном запуске в воздухе допускается заброс температуры выходящих газов до 720° С.

Примечания. 1. Если при запуске в полете температура выходящих газов достигла 720°С, двигатель подлежит снятию с самолета. После проверки поставщиком решается возможность дальнейшей эксплуатации ВСУ.

2. При увеличении высоты и скорости в полете растет частота вращения и температура выходящих газов ТА-6А, это требует выдерживания скорости и высоты полета. В этом случае частота вращения не должна превышать 103%, а температура выходящих газов не должна превышать 560° С.

3. В случае экстренной необходимости допускается 15-минутный полет с работающей ВСУ на высоте до 6000 м при скорости по прибору до 550 км/ч. После такого полета эксплуатация ВСУ возможна только с разрешения представителя завода.

ГЛАВА 10 ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ НК-8-2У

10.1. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ

Перед запуском двигателей на самолете необходимо убедиться в том, что площадки перед двигателями очищены от камней, песка, а зимой — от льда и снега, приготовлены и установлены возле самолета противопожарные средства, под колеса поставлены колодки, с мотогондолы сняты чехлы. После этого откройте створки мотогондолы, снимите заглушки с выхлопных окон реверса. Убедитесь, что из соединений трубопроводов не подтекает топливо или масло. Если в мотогондоле обнаружено топливо или масло, найдите течь, устраните неисправность и проверьте, нет ли течи на работающем двигателе. Осмотрите мотогондолу, нет ли повреждений.

Снимите заглушки с входного канала и сопла и проверьте состояние входного канала, ВНА, кока, первую ступень вентилятора, третью ступень турбины, решетки окол реверса, смеситель, реактивное сопло. На лопатках вентилятора и турбины не должно быть повреждений.

ВНИМАНИЕ. При осмотре входного канала необходимо надевать мягкую обувь и специальную одежду без наружных пуговиц.

Прокрутите роторы НД и ВД не менее чем на один оборот. Ротор ВД проворачивайте рукояткой И 662000. Прокрутку производите следующим образом.

Установите рукоятку на привод и проворачивайте ее 22 оборота по часовой стрелке. Для вывода храповика привода из зацепления поверните рукоятку против часовой стрелки не менее чем на четыре оборота. После осмотра закройте створки мотогондол и надежно закройте замки.

Осмотрите отсек ВСУ и проверьте закрытие створок воздухозаборника, снимите заглушку с выхлопной трубы ВСУ.

Проверьте количество масла в баке. За сутки допускается перетекание масла из бака не более 1 кг. Дозаправку производите после проведения «Холодной прокрутки» двигателя. Запуск разрешается производить при наличии масла в баке не менее 10 кг.

Слейте отстой топлива в количестве 1,5—2 л.

Убедитесь в том, что двери и люки самолета надежно закрыты (табло не горят).

В кабине самолета произведите следующие работы.

Проверьте напряжение аэродромных источников переменного (202—210 В) и постоянного (28—29 В) тока. При включенном питании сигнальные лампы «Лампа горит — генератор не работает» горят.

Установите связь со связным на земле. Связь надежная и поддерживается во время запуска и пробы двигателей.

Установите самолет на стояночный тормоз. Давление в гидросистеме и системе управления аварийными тормозами не менее 150 кгс/см². Если давление меньше, необходимо дозарядить системы до давления не меньше 210 кгс/см².

Стремянки и другое оборудование от самолета должны быть убраны. Технический состав должен находиться на безопасном расстоянии (не менее 10 м перед воздухозаборниками и 50 м от среза сопла в зоне газовой струи).

Включите все АЗС, обеспечивающие запуск двигателей.

Проверьте исправность сигнальных ламп. Выключатели генераторов выключите. Убедитесь, что на приборной панели бортинженера горят табло «*p* топлива», «*p* масла», «Клапан перепуска», «РНА прикрыт».

Проверьте исправность систем:

1. Сигнализации «Пожар в двигателе».

2. Виброизмерительной аппаратуры ИВ-154, для чего нажмите кнопку «П», затем «3», при этом загорается табло «Вибрация велика» и указатель показывает 70—100 мм/с.

3. Ограничителя температуры РТ12-9АТ, для чего:

— рычаг останова проверяемого двигателя установите в положение «Запуск»;

— переключатель контроля (см. рис. 6) нажмите в положение «Контроль I», при этом табло «Останов T° газов» не загорается;

— переключатель контроля нажмите в положение «Контроль II», при этом загорается табло «Останов T° газов» и продолжает гореть после отпускания переключателя контроля. Табло гаснет после перевода рычага останова в положение «Останов».

4. Сигнализации перегрева подшипников роторов НД и ВД.

Для проверки системы включите переключатель проверки сигнализации СТП-3 в положение «НД» (см. рис. 6), затем в положение «ВД». При исправных цепях загорается табло «Опасная T° подш.».

ВНИМАНИЕ. Проверку ограничителя температуры РТ12-9АТ и СТП-3 встроенным контролем во время полета производить запрещается.

Проверьте плавность хода рычагов управления двигателями и рычагов управления реверсом тяги, после этого РУД установить в положение «Малый газ» и рычаг управления реверсом в положение «Реверс выключен».

Проверьте работу рычагов «Останов» на пульте бортинженера. Защелка рычага надежно фиксирует его в положении «Запуск».

Получите доклад от наземного технического состава, что предполетная проверка противопожарной системы в полном объеме выполнена.

10.2. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ АЭРОДРОМНОГО ИСТОЧНИКА СЖАТОГО ВОЗДУХА

Для запуска двигателя необходимо: дать команду по СПУ через связного о подключении к самолету аэродромного источника сжатого воздуха.

Получите доклад с земли о готовности к запуску, дайте команду «от двигателей». Включите топливные насосы расходного бака (см. рис. 6), топливомер, автомат расхода, расходомер, «Автомат— Ручное» в положение «Автомат».

Включите выключатели «Контроль температуры» и питание измерителей вибрации. Откройте перекрывные (пожарные) краны.

Примечание. Стоянка самолета с открытыми пожарными кранами более 30 мин не рекомендуется! Если стоянка была более 30 мин, слейте топливо из дренажного бачка.

Откройте крышку панели запуска двигателей, включите выключатель запуска.

Переключатель рода работ поставьте в положение «Запуск». Если температура наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже, включите переключатель «Обогрев запального устройства».

Установите переключатель выбора в положение запускаемого двигателя.

Включите главный выключатель противопожарной системы. Установите рычаг останова в положение «Запуск». При запуске устанавливайте РУД в положение $30\text{--}35^{\circ}$.

Нажмите кнопку «Запуск» и включите секундомер. Через 1 — 2 с после загорания лампы «ПДА работает» отпустите кнопку. При нажатии кнопки «Запуск на земле» подается питание на электромеханизмы системы заслонок воздушного стартера, которые открываются и подают воздух на турбину стартера. Начинается раскрутка ротора ВД и приводных агрегатов. Одновременно включается электромагнитный клапан МКТ-4-2 стоп-крана насоса регулятора и стоп-кран закрывается. Включается система зажигания. Тренировка свечей производится 6 с. На 6-й секунде подается пусковое топливо. При включении обогрева запального устройства подается импульсное питание на электромагнитный клапан пускового топлива.

На частоте вращения ротора ВД $16\pm 1,5\%$ обесточивается клапан МКТ-4-2 стоп-крана и открывает подачу рабочего топлива. Давление перед форсунками $2\text{--}3\text{ кгс/см}^2$. Начинается рост температуры выходящих газов.

На частоте вращения ротора ВД $35\pm 2,5\%$ отключается воздушный стартер, система зажигания (при включенном обогреве воспламенителей отключается обогревательный элемент и импульсное питание клапана пускового топлива), через 2—3 с гаснет лампа «ПДА работает».

В процессе выхода двигателя на режим малого газа при давлении масла $2,3\pm 0,5\text{ кгс/см}^2$ гаснет табло «*p* масла» и при давлении топлива $1,7\pm 0,3\text{ кгс/см}^2$ гаснет табло «*p* топлива». Давление топлива на малом газе должно быть $4\text{--}7,5\text{ кгс/см}^2$.

Двигатель самостоятельно выходит на малый газ, на котором частота вращения ротора ВД равна $55,5\text{--}3\%$, ротора НД $29\text{--}33\%$. Время запуска не должно быть больше 80 с.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. 1. При запуске температура выходящих газов не допускается более 600°C .

2. Если происходит быстрый рост температуры выходящих газов до 500°C , а частота вращения ротора ВД не растет, прекратите запуск с помощью рычага останова, продолжая прокрутку от стартера до окончания цикла автоматики.

3. Если на частоте вращения ротора ВД 54% стартер автоматически не отключится, отключите его кнопкой «Стоп».

4. При загорании в процессе запуска на частоте вращения ротора ВД ниже $32,5\%$ лампы «Опасные обороты стартера» нажмите кнопку «Стоп», рычаг останова переведите в положение «Останов». Если автоматика запуска и электропроводка стартера исправны, стартер подлежит замене.

5. В отдельных случаях при интенсивном выходе ротора на режим «Малый газ» допускается кратковременное загорание лампы «Опасные обороты стартера» в диапазоне частоты вращения $n_{ВД}=48,5...54\%$.

6. Немедленно прекратите запуск двигателя в случаях:

— преждевременного прекращения подачи воздуха на стартер;

— достижения температуры выходящих газов 600°C ;

— отключения стартера на частоте вращения ротора ВД меньше $32,5\%$ по времени через $60+9\text{ с}$;

— невоспламенения топлива в течение 35 с после нажатия кнопки «Запуск»;

— если в течение 2 мин после выхода на режим малого газа давление масла не достигнет $2,5\text{ кгс/см}^2$.

7. После неудачного запуска, если топливо подавалось и не воспламенилось, очередной запуск производите только после проведения холодной прокрутки от стартера.

8. Разрешается производить пять запусков двигателя, непрерывно следующих один за другим. Каждый последующий запуск производите после полного останова ротора НД. Не ранее чем через 15 мин произведите последующий цикл из пяти запусков.

9. В процессе запуска допускается кратковременное загорание табло «Вибрация велика», при этом по указателю уровень вибрации на проходных оборотах должен быть не более 95 мм/с и на малом газе — не более 65 мм/с . После прогрева в течение 1 мин на малом газе табло «Вибрация велика» гаснет. Произведите запуск следующих двигателей. После выхода двигателей на режим малого газа включите генераторы.

На щитке запуска двигателей выключите переключатель «Запуск», «Обогрев запального устройства», переключатель выбора установите нейтрально и закройте щиток крышкой.

10.3. ПРОГРЕВ И ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

Прогрев и проверку работы двигателя производите в соответствии с графиком (рис. 69).

После запуска прогрейте двигатель на режиме малого газа 30 с и затем плавно за 30 с установите режим $0,7$ номинального для прогрева в течение 2 мин .

ВНИМАНИЕ. Выход на режим $0,7$ номинального разрешается при температуре масла не ниже -5°C .

В процессе увеличения режима проверьте при частоте вращения ротора $n_{НД} = 43\%$ перенастройку РИА и рабочее положение, при этом гаснет табло «РНА прикрыт». (При неизменном положении РУД частота вращения ротора НД повышается примерно на 6%).

Частоту вращения ротора при перестройке РНЛ проверять по графику (рис. 70).

Частота вращения ротора на закрытие клапанов перепуска воздуха $n_{ВД} = 74,5^{+1,5}\%$, при

этом гаснет табло «Клапан перепуска» и на 10—20° С (при неизменном положении РУД) понижается температура выходящих газов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не допускается работа двигателя с открытыми клапанами перепуска выше частоты вращения ротора ВД 81%.

При работе на режиме 0,7 номинального проверьте систему отбора воздуха на противообледенители двигателя и воздухозаборника, для этого на 10—20 с включите «Обогрев двигателя». При этом загорается желтая лампа «Обогрев двигателя», а температура выходящих газов повысится на 10—15° С. После проверки «Обогрев двигателей» выключите.

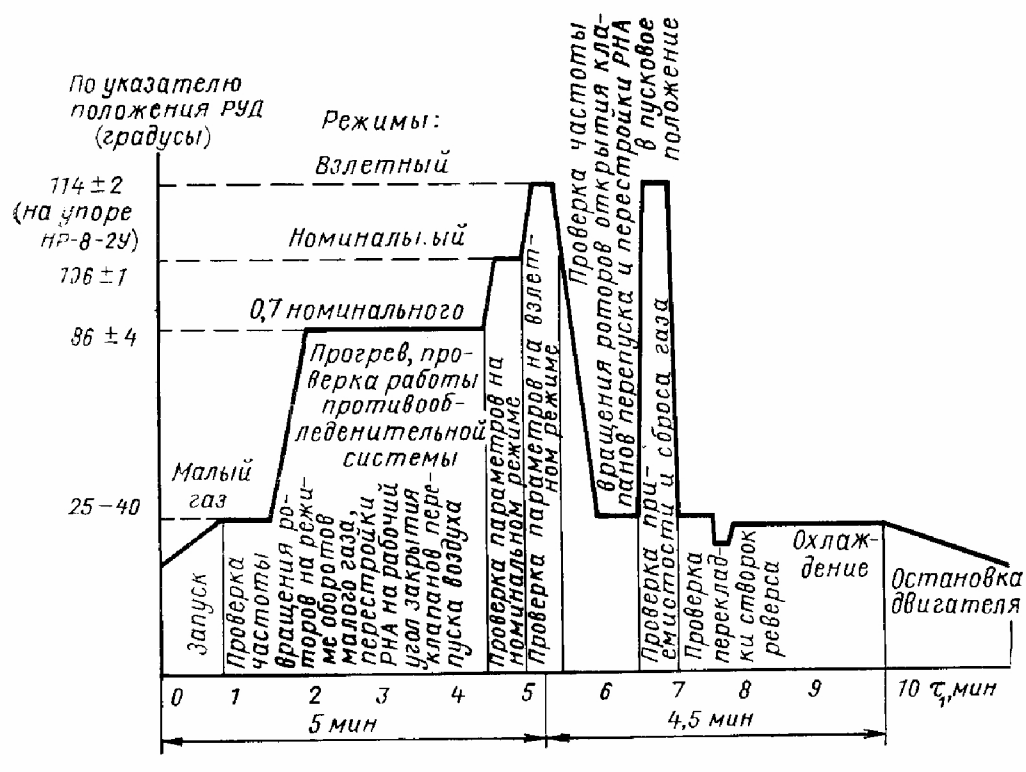


Рис. 69. График прогрева и проверки работы двигателей

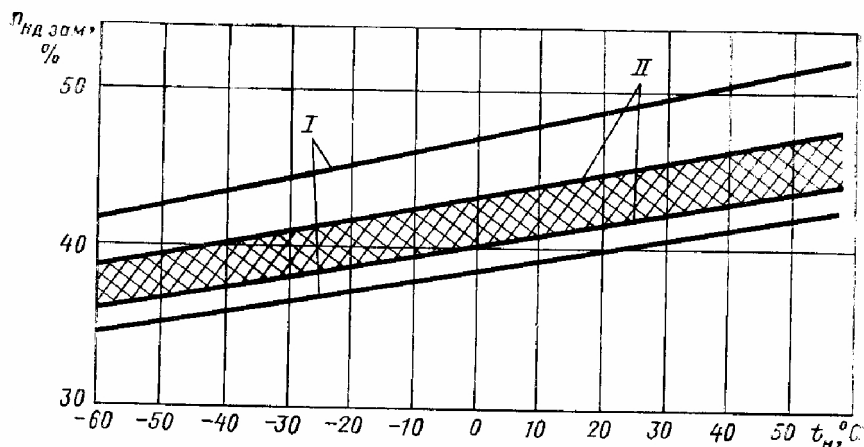


Рис. 70. График зависимости замеренной частоты вращения ротора $n_{нд\ зам}$ при перестройке РНА от окружающей температуры:

I—границы эксплуатационного допуска на частоту вращения ротора при перестройке РНА; II—поле допуска на регулировку частоты вращения ротора при перестройке РНА с угла запуска на рабочий угол

За 5—10 с переведите РУД на номинальный режим. Проработайте 10—20 с на этом режиме с оценкой параметров.

За 5 с переведите двигатель на взлетный режим. Проработайте 10—20 с с оценкой параметров взлетного режима.

Частоту вращения ротора ВД и температуру выходящих газов на взлетном режиме в зависимости от температуры атмосферного воздуха определять по графикам (рис. 71 и 72).

Плавно за 20—30 с переведите РУД на режим малого газа и одновременно проверьте частоту вращения ротора при открытии клапанов перепуска воздуха (клапаны должны открыться при частоте вращения ротора ВД не ниже 70% и должно загореться табло «Клапан перепуска»).

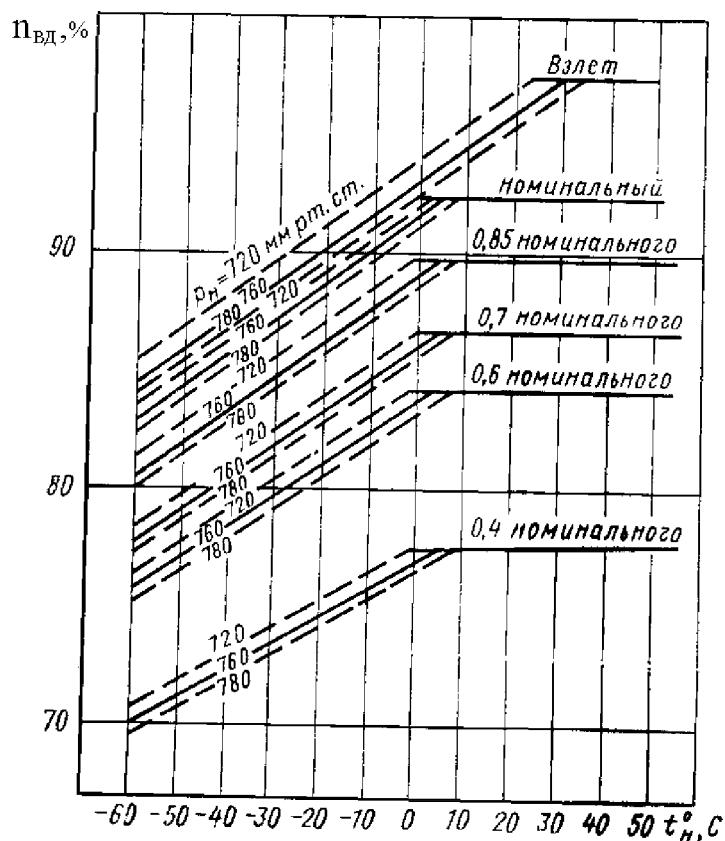


Рис. 71. Изменение частоты вращения ротора ВД по режимам в зависимости от температуры наружного воздуха

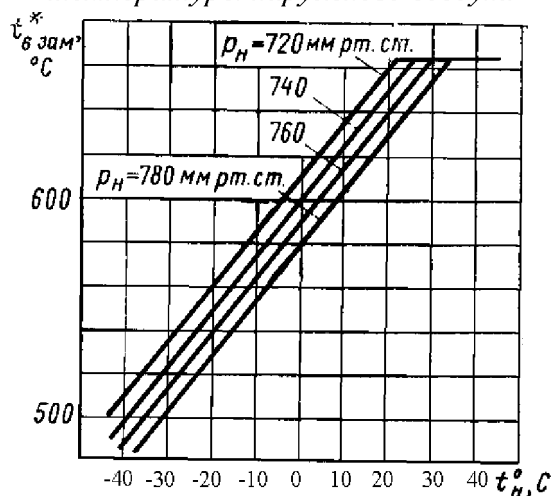


Рис. 72. Максимально допустимая замеренная температура газов за турбиной двигателя ($t_{6 \text{ зам}}^*$) на взлетном режиме

Проверьте частоту вращения ротора при перенастройке РНА в положение «Прикрыто» по загоранию табло «РНА прикрыт»; частота вращения ротора НД должна быть 43%.

Проработайте 30—40 с на малом газе, проверьте приемистость и сброс газа. Для проверки приемистости примерно за 1—2 с переведите РУД с малого газа до упора взлетного режима. Время приемистости 8—10 с. Это время с тачали дачи газа до выхода на частоту вращения на 2% ниже взлетной частоты вращения ротора НД при данных атмосферных условиях.

После выдержки на взлетном режиме 8—10 с переведите РУД за 1—2 с на режим малого газа. Время с начала сброса до частоты вращения ротора НД на 6% выше режима малого газа должно быть не более 12 с.

Примечания. 1. При сбросе газа допускается просадка частоты вращения ротора ВД не ниже 49%.

2. При приемистости клапаны перепуска должны закрыться на частоте вращения ротора ВД не выше 81 %.

3. При сбросе газа клапаны перепуска должны открываться на частоте вращения ротора ВД не ниже 60%.

Проверьте включение реверса тяги, для чего проработайте 20—30 с на малом газе и переведите рычаг управления реверсом за 1 с до $\alpha = 20 \pm 1^\circ$ по УПРТ. При этом произойдет увеличение режима работы двигателя и перекладка створок реверса примерно за 1 с в положение обратной тяги. Проработайте 5—10 с и переведите рычаг управления реверсом примерно за одну секунду в положение «Реверс выключен». При включении и выключении реверса проверьте работу сигнализации.

После прогрева и опробования двигатель считается прогретым в течение 2 ч с момента остановки. За это время двигатель может быть запущен и за время не менее одной минуты выведен на любой режим. При стоянке более 2 ч необходимо после запуска двигателя вновь прогреть его согласно графику опробования.

10.4. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ ВСУ

Подготовка основных двигателей к запуску от ВСУ такая же, как и от аэродромного источника сжатого воздуха.

Порядок запуска следующий:

Подготовьте и запустите ВСУ. После запуска переключатели питания установите в положение «Генераторы ВСУ».

Откройте крышку на панели запуска НК-8-2У, включите главный выключатель запуска, переключатель рода работ установите в положение «Запуск», включите переключатель выбора двигателя.

На панели запуска ВСУ нажмите переключатель «Отбор воздуха» вверх и удерживайте его в этом положении 7—8 с до выключения табло «Готов к запуску».

Нажмите кнопку «Запуск» и включите секундомер.

Выход на режим малого газа происходит в такой же последовательности, как и при запуске от наземного источника сжатого воздуха.

Примечание. В процессе разгона двигателя на частоте вращения ротора ВД $33 \pm 1\%$ нажмите переключатель заслонки «Отбор воздуха» РВ-6Б на закрытие, а затем сразу же по мере выхода на малый переключатель перестаньте на открытие и удерживайте его в этом положении 7—8 с до выключения табло «Готов к запуску».

Указанный пункт выполняйте на двигателях, при запуске которых были случаи помпажа ВСУ.

Запуск двигателя от компрессора работающего двигателя

Запуск любого двигателя НК-8-2У от компрессора работающего двигателя производится следующим образом.

Подготовьте двигатель к запуску, установите РУД работающему двигателю $\alpha_b = 70 \dots 77^\circ$ по УПРТ. Откройте кран отбора воздуха работающему двигателю. Нажмите

кнопку «Запуск». После запуска всех двигателей закройте кран отбора воздуха двигателя, от компрессора которого производился запуск.

10.5. ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ

Для останова двигателя необходимо проработать 2—3 мин на режиме малого газа для охлаждения. Разрешается охлаждение двигателя на режимах до 0,4 номинального включительно в течение 2—3 мин с последующим переводом РУД в положение «Малый газ». Переведите рычаг останова двигателя в положение «Останов». После выключения двигателя прослушайте и убедитесь в плавности выбега роторов. Не должно быть шумов, несвойственных нормальным условиям. С частоты вращения ротора ВД, равной 13%, замерьте время выбега ротора НД; время до полной остановки должно быть не менее 90 с.

Экстренный останов без охлаждения с любого режима переводом рычага останова в положение «Останов» производите в следующих случаях:

- при резком падении давления масла;
- в случае опасной в пожарном отношении течи топлива или масла;
- при резком превышении допустимого предела температуры выходящих газов;
- в случае выброса пламени (факела) на выходе из сопла;
- тряски выше допустимой;
- при движении самолета по причине отказа тормозов или срыва с колодок при опробовании двигателей.

После выявления и устранения причин экстренного останова необходимо:

- проверить и убедиться в легкости вращения роторов ВД и НД.

Примечание. После экстренного останова возможно тугое вращение роторов;

- произвести прокрутку двигателя, с частоты вращения ротора ВД 13% замерить время выбега; время должно быть не менее 80 с. При прокрутке прослушивайте двигатель.

Запустить и по графику пробы проверить работу двигателя. Осмотреть топливный фильтр низкого давления и фильтр НК.-8-2У.

При отсутствии замечаний двигатель допускается к эксплуатации с повторным осмотром топливных фильтров после очередного полета.

ВНИМАНИЕ. *Останов двигателя перекрытым краном запрещается!*

После останова двигателей закройте пожарные краны и выключите подкачивающие насосы. Выключите источники питания и все переключатели, обеспечивающие запуск и контроль двигателей.

Закройте заглушками входной канал и верхнее окно реверса и через 10 мин после останова установите заглушку на реактивное сопло.

10.6. ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЯ

Для проведения холодной прокрутки включите переключатель выбора запускаемого двигателя, переключатель рода работ установите в положение «Холодная прокрутка». Установите РУД в положение «Малый газ», а рычаг останова в положение «Останов».

Дайте сигнал о проведении холодной прокрутки, нажмите кнопку «Запуск на земле» и после загорания лампы «ПДА работает» кнопку отпустите.

Примечание. В процессе прокрутки двигателя на 45⁺² секунде на щитке ВСУ нажмите переключатель на закрытие заслонки отбора воздуха на 7—8 с, а затем на 70⁺² секунде снова переставьте его на открытие заслонки и удерживайте его в течение 7—8 с. Примечание выполняйте в случаях, если при запуске этого двигателя наблюдался помпаж ВСУ.

Частота вращения ротора при холодной прокрутке не ниже 19%. Через 60±9 с произойдет автоматическое выключение воздушного стартера.

10.7. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР

1. При подготовке двигателей к запуску при температуре наружного воздуха 0°C и ниже убедитесь, что во входном канале нет снега и льда.

При прокрутках роторов обращайтесь внимание на возможность примерзания лопаток. В случае примерзания лопаток произведите подогрев, после которого вновь прокрутите роторы.

2. При температуре -25°C (для масла МК-8, МК-8П) и -40°C и ниже (для масла ВНИИ-НП-50-1-4Ф) произведите подогрев агрегатов маслосистемы, коробок приводов, воздушного стартера, ПШО-40 до температуры масла на входе не ниже $+5^{\circ}\text{C}$.

3. Если в процессе запуска при обледенении фильтра загорается табло «Фильтр засорен», остановите двигатель рычагом останова, прогрейте фильтр, слейте конденсат, снимите и высушите фильтрующий элемент или замените его новым.

4. При температуре атмосферного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже в условиях повышенной влажности эксплуатацию двигателя производите с включенной системой противообледенения двигателей и воздухозаборников.

5. При опробовании двигателя в случае снижения давления масла до $2\text{—}2,5\text{ кгс/см}^2$ с загоранием табло «р масла» при переходе на режим 0,7 номинального снизьте режим до режима «Малый газ» и прогрейте двигатель на режимах 0,4—0,6 номинального до температуры масла плюс $25\text{—}30^{\circ}\text{C}$ (время прогрева с начала запуска до температуры масла плюс $25\text{—}30^{\circ}\text{C}$ не более 5 мин).

10.8. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

Руление

После подготовки самолета к выруливанию запросите разрешение на выруливание у диспетчера. После разрешения на выруливание дайте команду убрать колодки, снимите самолет со стояночного тормоза. Одновременно с увеличением режимов работы всех двигателей начните движение по прямой. Включите управление передней ногой. В процессе руления разрешается использовать при необходимости любой режим, это зависит от ширины и состояния РД. При рулении опробуйте основные тормоза и, если самолет не останавливается, прекратите руление аварийными тормозами и выключите двигатели.

ВНИМАНИЕ. При появлении течи топлива или масла руление запрещается.

На предварительном старте

Запросите условия взлета, проверьте уборку интерцепторов, отрегулируйте затяжку РУД, чтобы они не отходили на взлете.

На исполнительном старте убедитесь, что табло «К взлету не готов» не горит.

Проверьте работу двигателей и а взлетном режиме. Если двигатели запускались непрогретыми, то перед установкой взлетного режима прогрейте их на режиме 0,7 номинального не менее 2 мин.

При работе двигателя на взлетном режиме:

— отклонение частоты вращения ротора ВД между двигателями не допускается более $\pm 1\%$;

— давление масла $3,5\text{—}4\text{ кгс/см}^2$;

— вибрация не более 40 мм/с ;

— температура выходящих газов не более 665°C ;

— частота вращения ротора ВД не более $98,5\%$; ротора НД — не более 101% ;

— температура масла $40\text{—}100^{\circ}\text{C}$.

На щитке запуска ВСУ включите выключатель «Запуск» ВСУ, убедитесь, что горит табло «Заборник открыт». О готовности к взлету доложите командиру.

Взлет

Зачитайте карту обязательных проверок и доложите командиру о готовности к взлету.

После разрешения на взлет командир корабля сообщает экипажу о начале взлета словом «Взлетаем».

Взлет производится с использованием взлетного режима, для чего плавным, синхронным движением установите взлетный режим и, отпустив тормоза, начните взлет.

Если при переводе РУД на взлетный режим слышен сигнал сирены, проверьте взлетное положение предкрылков и закрылков.

При взлете с мокрых, обледеневших, заснеженных и покрытых слякотью ВПП, самолет тормозами не удерживается. Вывод двигателей на взлетный режим производите после страгивания самолета в процессе разбега.

В процессе руления, взлета и набора высоты бортинженер находится на своем рабочем месте и по приборам и табло контролирует работу двигателей. В случае отклонения параметров от нормы докладывайте командиру корабля.

После достижения наивыгоднейшей скорости 400 км/ч на высоте 450 м уменьшите режим работы двигателя до номинального. При отказе двигателя на взлете в случаях:

- падения частоты вращения роторов при неизменном положении РУД;
- падения давления топлива или масла;
- понижения или повышения температуры газов;
- загорания табло «Стружка в масле».

В зависимости от скорости в момент отказа командир принимает решение о прекращении или продолжении взлета. Для прекращения взлета:

- установите всем двигателям РУД на «Малый газ»;
- включите реверс тяги работающим двигателям;
- выпустите средние интерцепторы и интенсивным торможением остановите самолет;
- выключите отказавший двигатель, при этом правильно определите отказавший двигатель.

При продолженном взлете стремление самолета к развороту парируйте рулями. Без крайней необходимости отказавший двигатель до высоты 450 м не останавливайте.

После отрыва произведите разгон самолета до скорости V_2 к набору высоты 10,7 м. Произведите уборку шасси и с креном 1—2° на работающий двигатель плавно переведите самолет в набор высоты. После набора высоты 450 м отказавший двигатель остановите.

Закройте в отказавшем двигателе перекрывной топливный кран, кран отбора воздуха, выключите генератор.

Набор высоты

Набор высоты производится на номинальном режиме работы двигателей. В исключительных случаях разрешается использовать этот режим вплоть до взлетного в пределах 15 мин работы.

Наработка двигателя на режимах больше номинального относится к взлетному режиму.

В случае заброса температуры газа более 665° С или заброса частоты вращения ротора ВД больше 98,5% необходимо снизить режим работы двигателя.

После набора высоты 4000 м на щитке ВСУ выключите выключатель «Запуск», убедитесь, что погасло табло «Заборник открыт».

ВНИМАНИЕ. *Выполнение полета с открытыми створками воздухозаборника ВСУ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.*

На высотах 5000 м и выше, если вступает в работу система ограничения температуры газов, допускается колебание температуры газов в пределах $\pm 10^\circ \text{C}$, а частоты вращения роторов в пределах $\pm 1,5\%$. После набора высоты заданного эшелона установите крейсерский режим работы двигателей.

При отказе двигателя в наборе высоты на малых высотах действуйте так же, как и при продолженном взлете с отказавшим двигателем.

При отказе двигателя в наборе высоты на больших высотах бортинженер по команде командира корабля останавливает отказавший двигатель, закрывает перекрывной топливный кран, кран отбора воздуха, выключает генератор и противообледенители отказавшего двигателя.

Горизонтальный полет

Заданием режима работы двигателей обеспечивается расчетная путевая скорость и время полета по расписанию. Для выполнения горизонтального полета разрешается использовать любой режим до номинального включительно. Время непрерывной работы на режимах ниже номинального в пределах ресурса не ограничено.

Работу двигателей в полете контролируйте по приборам. Отклонения в показаниях положения РУД для номинального режима $\pm 1^\circ$ и для режимов ниже номинального $\pm 2^\circ$.

Отклонения в показаниях приборов между двигателями должно быть в пределах $\pm 2\%$ по частоте вращения ротора ВД или НД и $\pm 30^\circ \text{C}$ по температуре газов.

Значения параметров режимов должны соответствовать таблице режимов работы двигателя в полете.

Бортинженер по приборам и сигнальным лампам контролирует работу систем двигателя и самолета. При возникновении в полете помпажа из-за потери скорости или в случае выхода самолета на большие углы атаки, сопровождающегося падением частоты вращения роторов, ростом температуры газов и возможным изменением «тона» работы двигателя, бортинженеру необходимо внимательно следить за параметрами работы двигателя. Если после помпажа нормальная работа двигателя не восстанавливается и температура газов продолжает расти, по команде командира корабля остановите двигатель, не допуская роста температуры газа выше 650°C .

После выхода самолета на нормальные углы атаки произведите запуск двигателя в соответствии с рекомендациями по запуску двигателя в полете.

Снижение

Снижение может выполняться на любом режиме в пределах ограничений. Снижение производите на скорости, по прибору равной 525 км/ч при работе двигателей на малом газе с выпущенными на угол 30° средними интерцепторами. С высоты 11000 м до высоты 450 м самолет снижается за 10 мин, проходя путь 118 км и расхода 430 кг топлива.

В условиях обледенения снижение производите с выпущенными средними интерцепторами на режиме не менее 0,4 номинального.

Противообледенители двигателей включайте при загорании лампы «Обледенение ВНА».

Действия экипажа при срабатывании систем сигнализации в полете

1. При загорании лампы «Пожар в двигателе» остановите двигатель и с помощью противопожарных средств и оборудования ликвидируйте пожар.

Примечание. После пожара вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя решить после осмотра.

2. При загорании табло «Вибрация велика» необходимо снизить режим до погасания

табло и на этом режиме продолжайте полет. Если при снижении режима табло не гаснет, двигатель выключите.

3. При загорании лампы «Обледенение» необходимо включить систему противообледенения ВНА и воздухозаборников.

4. При загорании табло « p масла» проверьте по ЭМИ-ЗРТИС давление и температуру масла. Если эти параметры соответствуют табличным, продолжайте полет, контролируя давление и температуру масла. При несоответствии данных табличным двигатели остановите.

5. При загорании табло «Мало масла» двигатель не выключайте при соответствии давления и температуры табличным данным. При несоответствии этих данных табличным двигатели остановите.

6. При загорании табло « p топлива», если частота вращения роторов снизилась, уменьшите режим работы и высоту полета. Если после принятых мер табло горит, двигатель выключите.

7. При загорании табло «Фильтр засорен» двигатель не останавливайте. Если табло не гаснет более 20 с, включите переключатель «Жидкость И». Контролируйте работу по приборам, после посадки осмотрите и промойте топливные фильтры.

8. При загорании табло «Опасная T° газов» необходимо немедленно снизить режим. Если температура газов не падает ниже 680°C , двигатель остановите. Если табло загорелось при взлете самолета, двигатель выключите после набора безопасной высоты.

После посадки выясните причину загорания табло. Если система сигнализации исправна и лопатки турбины в удовлетворительном состоянии, двигатель к эксплуатации не допускается.

Температура выходящих газов должна быть в пределах $430\text{—}630^\circ \text{C}$, максимально допустимая 665°C . Если до высоты 5000 м температура газов растет выше максимально допустимой, необходимо снизить режим вручную, а на высотах больше 5000 м температура газов ограничивается автоматически ограничителем температуры газов.

При одновременном включении противообледенителей двигателя, стабилизатора, киля и крыла температура газов повышается на $30\text{—}40^\circ \text{C}$.

Для контроля указателей температуры газов нажмите кнопку «Полетный контроль», при этом показания должны быть в пределах $0\text{—}30^\circ \text{C}$.

9. При загорании табло «Останов T° газов» переведите рычаг останова в положение «Останов». После осмотра и выяснения причины необходимо принять решение на запуск и продолжение эксплуатации двигателя.

10. При загорании табло «Замок реверса» или «Створки реверса» и автоматическом снижении режима работы двигателя двигатель остановите. Если при загорании этих табло режим не снижается, это говорит о ложном срабатывании сигнализации.

11. При загорании табло «Избыток масла» двигатель не выключайте, если давление и температура масла соответствуют норме. При отклонении давления или температуры масла от нормы двигатель остановите и после посадки сдайте масло на анализ.

12. При загорании табло «Стружка в масле» двигатель выключите. После посадки осмотрите маслофильтр и фильтр-сигнализатор; при обнаружении стружки решается вопрос об эксплуатации двигателя.

При полете с одним выключенным двигателем при нормальной температуре, давлении масла и вибрации двигатель разрешается не останавливать.

13. При загорании табло «РНА прикрыт» и снижении частоты вращения ротора НД не более 6% (частота вращения ротора ВД неизменна), необходимо снизить режим работы двигателя до загорания табло. «Клапан перепуска» и продолжать полет. Если при загорании табло частота вращения ротора неизменна, то это свидетельствует о ложном срабатывании сигнализации.

14. Если при загорании табло «Клапаны перепуска» температура выходящих газов увеличивается на $20\text{—}30^\circ \text{C}$, необходимо снизить режим по ротору ВД не более 81% и

продолжать полет. При ложном срабатывании сигнализации температура выходящих газов остается неизменной.

15. При загорании табло «Опасна T° подш.» необходимо снизить режим до режима «Малый газ»; если табло погасло, двигатель не останавливайте, если табло горит, — двигатель остановите.

Если после проверки СТП-3 исправна, то двигатель к дальнейшей эксплуатации не допускается.

Останов двигателя в полете

Для останова двигателя в полете необходимо:

— РУД установить в положение «Малый газ» для охлаждения на одну минуту;

— рычаг останова — в положение «Останов»;

— при необходимости закрыть пожарный кран данного двигателя;

— закрыть кран отбора воздуха, выключить генератор. Аварийный останов переводом рычага останова в положение

«Останов» независимо от режима работы двигателя производите в случаях: сильной тряски, резкого превышения допустимого значения температуры выходящих газов, резкого падения давления масла ниже допустимого предела с загоранием табло «р масла», пожара.

Запуск двигателя в полете

В полете разрешается запускать только исправный двигатель на высотах до $H = 10000$ м, причем:

— если высоте $H < 8000$ м, то скорость $V = 400 \dots 600$ км/ч;

— если высота $H > 8000$ м, то скорость $V = 450 \dots 500$ км/ч.

Перед запуском двигателя переведите самолет в горизонтальный полет; откройте пожарный кран; убедитесь, что роторы вращаются нормально (ротор ВД $\geq 18\%$, а ротор НД $\geq 12\%$).

РУД установите на «Малый газ», рычаг останова в положение «Останов», если они не были в этом положении.

Убедитесь, что табло «Клапан перепуска» и «РНА прикрыт» горят.

Нажмите кнопку «Запуск в воздухе», после загорания лампы «ПДЛ работает» отпустите кнопку и рычаг останова переведите в положение «Запуск».

Примечание. При отказе «ПДА-154» кнопку «Запуск в воздухе» удерживайте нажатой в течение 40 с.

После этого происходит воспламенение топлива, растет температура газов, частота вращения ротора и двигатель автоматически выходит на режим малого газа. При этом температура газов не должна превышать 600°C .

Если не произошло воспламенения топлива в течение 35 с или температура газов растёт более 600°C , прекратите запуск рычагом останова.

ВНИМАНИЕ. В полете разрешается производить не более пяти попыток запуска двигателя. После чего перед очередным полетом необходимо выполнить тренировку свечей. Для чего следует отключить предохранитель питания нагревательных элементов, установить рычаг останова в положение «Останов». Закрыть пожарный кран. Нажать кнопку «Запуск в воздухе» и отпустить ее после загорания сигнальной лампы «ПДА работает».

После выхода двигателя на режим малого газа установите требуемый для полета режим.

Если в полете двигатель работал не более 15 мин, проработайте не менее 2 мин и а режиме 0,7 номинального.

Заход на посадку и посадка

Заход на посадку производите с использованием радиотехнических и навигационных средств. Отклонение от заданной приборной скорости исправляется небольшими отклонениями РУД в пределах $\pm 5\%$ по частоте вращения ротора ВД.

Пролет порога ВПП производите по продолженной глиссаде на высоте не менее 10 м. На высоте 8—40 м начинайте выравнивание самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При уменьшении частоты вращения на 10% скорость самолета в посадочной готовности быстро падает. Поэтому при необходимости значительного уменьшения скорости надо внимательно следить за режимом снижения, чтобы не потерять скорость до опасного значения.

Для предотвращения грубой посадки рекомендуется к началу выравнивания вертикальная скорость, равная не более 3—4 м/с. Дросселирование двигателей производите так, чтобы полностью задросселировать двигатели на высоте 0,5—1 м до касания земли. При этом учитывается, что при уборке газа самолет быстро теряет скорость.

После приземления, сохраняя посадочный угол тангажа, немедленно включите реверс тяги и плавно опустите самолет на передние колеса, выпустите средние интерцепторы и приступите к торможению на скорости не более 240 км/ч.

Для включения реверса внешним двигателям установите режим «Малый газ». За одну секунду переведите рычаг управления реверсом в положение «Реверс включен». Включение реверса контролируйте по сигнальным табло.

На скорости 120—100 км/ч реверс выключите и по сигнальным табло контролируйте выключение реверса. Если створки не переходят в положение прямой тяги, двигатель остановите.

В исключительных случаях: при посадке на скользкую или короткую ВПП, при отказе тормозов разрешается использовать реверс до полной остановки самолета. После такой посадки необходимо осмотреть ВНА двигателя с целью обнаружения повреждений.

После посадки с использованием реверса до полной остановки на заснеженные или грязные полосы закрылки не убирайте до выруливания на стоянку.

Уход на второй круг

Со всеми работающими двигателями уход на второй круг возможен вплоть до высоты выравнивания, при этом необходимо учитывать массу самолета.

Приняв решение об уходе на второй круг, командир немедленно устанавливает двигателям взлетный режим и предупреждает экипаж.

После уборки закрылков и предкрылков на высоте круга выполняет первый разворот и устанавливает номинальный режим.

При заходе на посадку с одним неработающим двигателем скорость захода на посадку определяйте в зависимости от массы самолета. Заход на посадку выполняется так же, как и при трех работающих двигателях. Использование реверса тяг и одного работающего двигателя не вызывает значительного разворачивающего момента.

Уход на второй круг с одним неработающим двигателем возможен с высоты вплоть до высоты выравнивания с учетом посадочной массы самолета и положения элементов механизации крыла.

Выруливание на стоянку

После окончания пробега бортинженер при необходимости запускает ВСУ для обеспечения кондиционирования и освещения салонов на рулении.

После окончания пробега для руления без подтормаживания рекомендуется выключить внешние двигатели и производить руление на втором двигателе.

Использование реверса для выруливания на стоянку допускается в исключительных случаях, если состояние аэродрома таково, что исключается попадание посторонних предметов в тракт двигателя.

На стоянке рычагом останова остановите двигатели.