

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

САМОЛЕТ
АН-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Эталон ГС ГА

КНИГА III



МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

САМОЛЕТ
АН-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА III





САМОЛЕТ
АН.24
ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА III

САМОЛЕТ Ан-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА III

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА



*Сверен с
Эталоном*

по состоянию на 1.07 2002 г.
С, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2002

ТО, КНЗ с-тов Ан-24, .
Ведущий инженер Попа А.И.

А.И. Попа
(подпись)



ИЗДАТЕЛЬСТВО «МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва 1967

Техническое описание самолета Ан-24 разработано авторским коллективом конструкторского бюро под руководством генерального конструктора *О. К. Антонова*

Ответственный редактор *А. Я. Белолипецкий*

Авторы книги III

К. В. Бородин, Я. И. Рыжик, В. А. Федоров, С. П. Цурапа

Редакторы книги III

В. Г. Анисенко, А. И. Водяной, В. З. Спорышко, Ю. В. Фурдыло

Иллюстрации выполняли

С. П. Базилевич, В. В. Клоков, Р. М. Коберник, Е. П. Петров, А. Б. Пшеничникова, В. С. Смирнов, Г. М. Юркевич, Б. Т. Яремчук

Техническое описание издано в семи книгах:

Книга I. Лётно-технические характеристики самолета.

Книга II. Планер. Бытовое оборудование. Высотное и противообледенительное оборудование.

Книга III. Силовая установка.

Книга IV. Шасси. Управление самолетом. Гидравлическая система.

Книга V. Пилотажно-навигационное и приборное оборудование. Радиооборудование.

Книга VI. Электрооборудование.

Книга VII. Наземное оборудование.

Описание составлено применительно к самолетам выпуска 1965—1967 гг. В необходимых случаях основные отличия ранее выпущенных самолетов оговорены в соответствующих разделах. Все последующие изменения конструкции самолета будут периодически освещаться в бюллетенях завода.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

На самолете установлены два турбовинтовых двигателя АИ-24 второй серии взлетной мощностью по 2550 э. л. с. с флюгерными четырехлопастными воздушными винтами АВ-72.

Двигатели установлены в конструктивно одинаковых гондолах, расположенных на центроплане (фиг. 1, 2 и 3). Каждая гондола имеет капот, обеспечивающий легкий доступ к агрегатам двигателя во время обслуживания. Горизонтальная ось гондолы совпадает с осью двигателя и составляет угол 2° с хордой крыла.

Каждый двигатель с помощью рамы через силовой шпангоут гондолы крепится к ферме, смонтированной на переднем лонжероне центроплана. На двигателе, кроме воздушного винта, монтируются: обтекатель редуктора, капот, противообледенительная система, выхлопная система, внешняя маслосистема, система обдува генераторов и двигателя (фиг. 4, 5 и 6).

В гондолах размещены главные ноги шасси с механизмами управления. Горячие части двигателей и выхлопные трубы отделены от конструкции крыла и колес шасси специальными защитными экранами.

Управление двигателями осуществляется с центрального пульта летчиков.

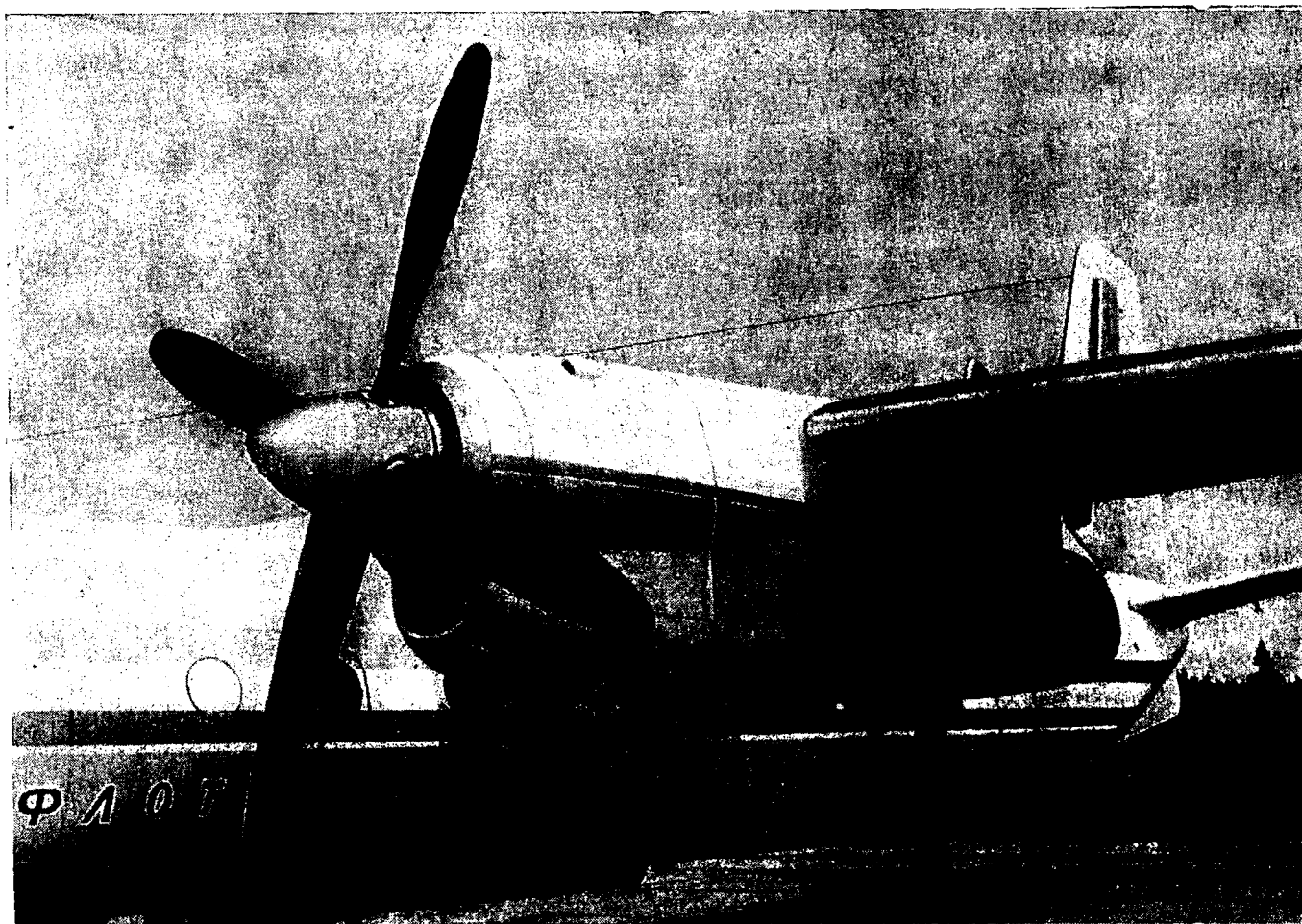
Система впрыска воды в двигатели позволяет сохранять во время взлета взлетную мощность двигателей при повышенной температуре наружного воздуха и пониженном атмосферном давлении.

На самолете установлен турбогенератор ТГ-16, обеспечивающий автономный бортовой запуск двигателей. Запуск автоматизирован и включается со щитка запуска из кабины летчиков.

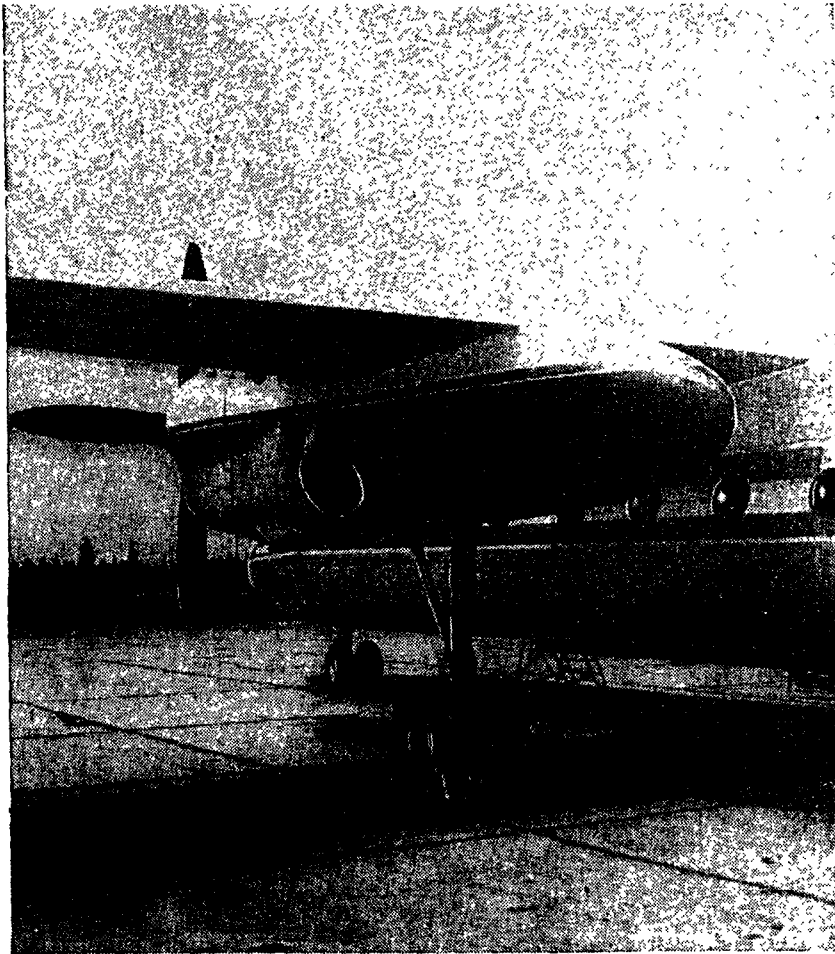
Топливная система самолета состоит из двух одинаковых частей — левой и правой, — питающих соответственно левый и правый двигатели. Обе части топливной системы соединяются между собой краном кольцевания.

Самолет оборудован противопожарной системой, обеспечивающей тушение пожара на двигателях, на турбогенераторе и в отсеках крыла составом «3,5».

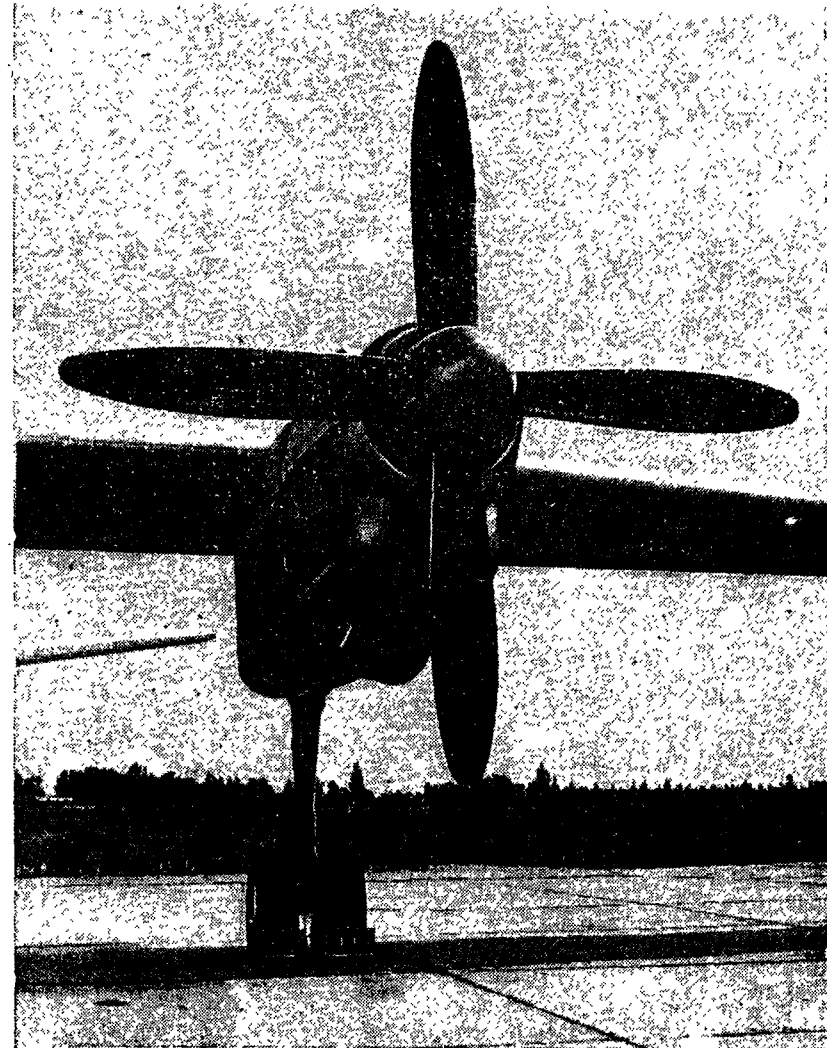
Противообледенительные системы двигателей и самолета надежно защищают двигатели, их капоты и воздушные винты при полетах в условиях обледенения.



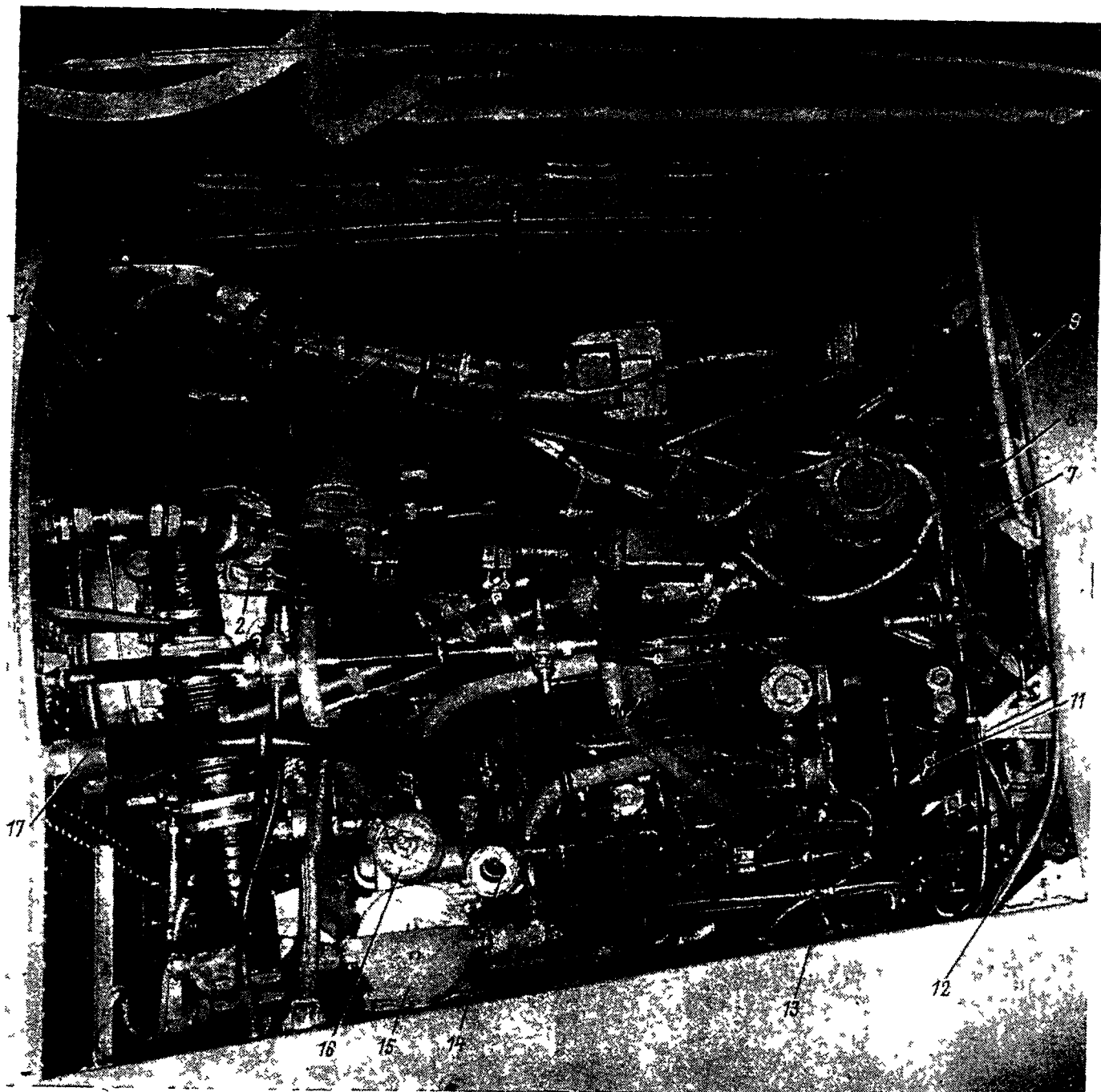
Фиг. 1. Общий вид установки левого двигателя



Фиг. 2. Вид на хвостовую часть установки левого двигателя

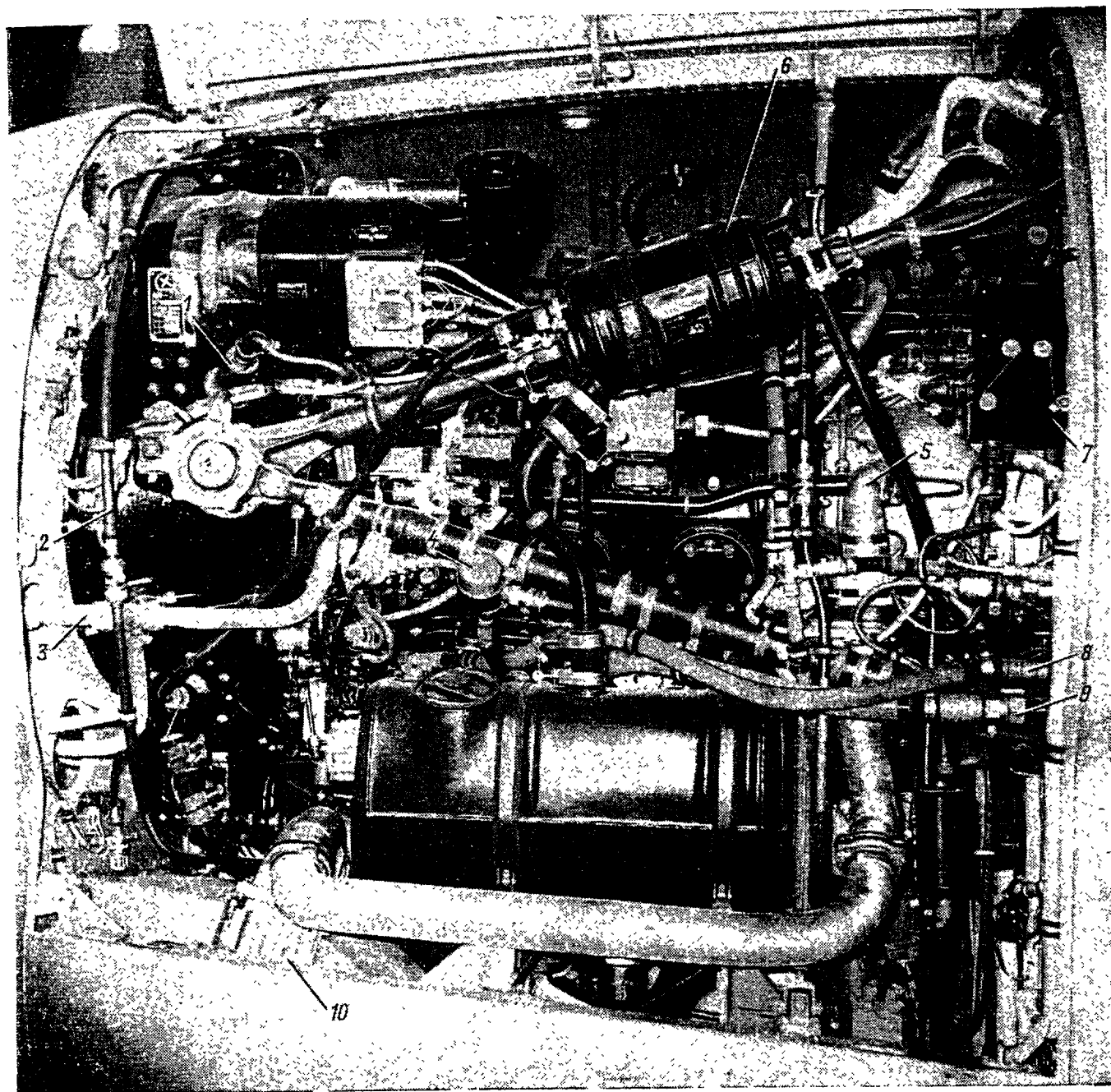


Фиг. 3. Установка левого двигателя. На правом борту гондолы виден воздухозаборник обдува горячих частей двигателя



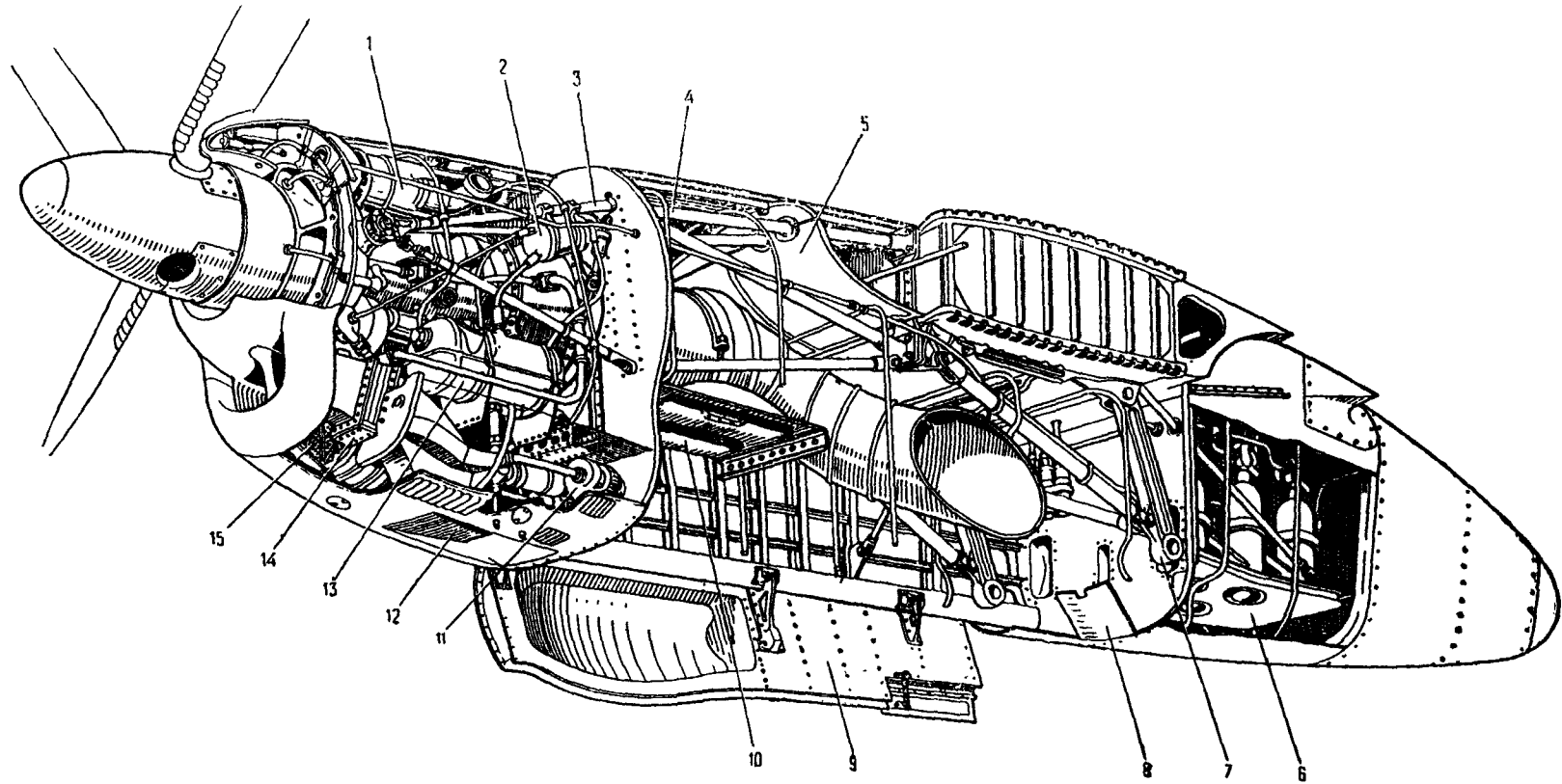
Фиг. 4. Монтаж агрегатов силовой установки с правой стороны двигателя

1 — трубопровод подачи воздуха в систему кондиционирования, 2 — фланец отбора воздуха для противообледенительной системы самолета, 3 — воздухоотделитель топливной системы, 4, 7 — коллекторы противопожарной системы, 5 — датчик сигнализации пожара, 6 — датчик расходомера, 8 — датчик автоматического флюгирования по крутящему моменту, 9 — датчик ИКМ; 10 — консервационный штуцер на трубопроводе от фильтра грубой очистки до топливного насоса БНК-1011, 11 — кран слива масла из лобового картера, 12 — трубопровод от флюгерного насоса к регулятору оборотов, 13 — дренажная трубка от топливных и гидравлических насосов, 14 — сливной кран, 15 — топливный фильтр тонкой очистки, 16 — топливный фильтр грубой очистки, 17 — шланг подвода топлива к фильтру грубой очистки



Фиг. 5. Монтаж агрегатов силовой установки с левой стороны двигателя

1 — сигнализатор обледенения СО-4А; 2 — трубопровод противопожарной системы; 3 — трубопровод подачи воздуха на обогрев воздухозаборника; 4 — сигнализатор давления топлива СДУ5А-1,8; 5 — фланец отбора воздуха от двигателя для системы кондиционирования; 6 — дренажный бачок маслосистемы; 7 — коробка управления 1100 автоматического регулятора температуры масла; 8, 9 — шланги к гидронасосу; 10 — воздухо-воздушный радиатор.



Фиг. 6. Размещение двигателя, агрегатов и узлов силовой установки в левой гондоле

1 — генератор ГО-16ПЧ8; 2 — дренажный бачок маслосистемы; 3 — рама крепления двигателя; 4 — силовая ферма крепления двигателя, 5 — экран защиты крыла; 6 — платформа с огнетушителями; 7 — ферма крепления главной ноги шасси; 8 — малая створка шасси; 9 — большая створка шасси; 10 — защитный экран колес главной ноги; 11 — турбохолодильник; 12 — заслонка туннеля маслорадиатора; 13 — маслобак; 14 — воздухо-воздушный радиатор; 15 — маслорадиатор

ДВИГАТЕЛЬ И ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

1. ДВИГАТЕЛЬ

Двигатель АИ-24 — высотный турбовинтовой, с осевым десятиступенчатым компрессором, трехступенчатой реактивной турбиной и планетарным редуктором (фиг. 7).

В конструкцию двигателя входят следующие основные узлы: редуктор, лобовой картер, компрессор, камера сгорания, турбина, реактивное сопло и агрегаты.

Редуктор уменьшает обороты воздушного винта в 12,11341 раза по отношению к оборотам ротора двигателя. Редуктор выполнен по схеме замкнутого дифференциального планетарного механизма. В его конструкцию входят измеритель крутящего момента и датчик автоматического флюгирования винта по отрицательной тяге. Фланец вала винта имеет торцовые шлицы, на которые устанавливается воздушный винт. Детали и узлы редуктора размещены в картере редуктора, отлитом из магниевго сплава; на картере устанавливается обтекатель редуктора. Привод от ротора двигателя к редуктору осуществляется ведущим валом-рессорой.

Лобовой картер отлит из магниевго сплава, наружная и внутренняя стенки его образуют входной канал воздушного тракта двигателя. В лобовом картере расположены приводы к агрегатам, устанавливаемым на лобовом картере. В воздушном канале лобового картера устанавливается входной направляющий аппарат компрессора; в центральной расточке картера монтируются центральный привод и передний роликовый подшипник компрессора. На лобовом картере устанавливаются две передние цапфы подвески двигателя, центробежный суфлер, регулятор оборотов винта Р-68ДТ-24, стартер-генератор СТГ-18ТМ, генератор переменного тока ГО-16ПЧ8, сигнализатор обледенения СО-4А, воздухоотделитель ВО-24, маслоагрегат МА-24, маслофильтр, датчик автофлюгирования и коробка передач с приводами к гидронасосу 623-АН, к насосу-датчику НД-24М, к подкачивающему насосу БНК-10И и к датчикам ДТЭ-1 указателя и корректора оборотов. К лобовому картеру спереди крепится редуктор, а сзади — ком-

прессор. Картер имеет фланец для крепления воздухозаборника.

Компрессор двигателя — дозвуковой, осевой, десятиступенчатый, состоит из двух основных узлов: ротора с рабочими лопатками и корпуса со спрямляющими лопатками и рабочими кольцами. Ротор — барабанно-дисковой конструкции, состоит из десяти дисков с рабочими лопатками и заднего вала, являющегося задней опорой ротора. Диски последовательно напрессованы друг на друга. Хвостовик диска первой ступени является передней опорой ротора. Корпус компрессора — стальной, сварной, выполнен из двух половин с разъемом по вертикальной плоскости. На корпусе установлены перепускные клапаны, автоматически перепускающие воздух из-за V и VIII ступеней при пониженных оборотах ротора. Кроме того, на нем устанавливаются автомат дозировки топлива АДТ-24М и другие агрегаты и арматура двигателя.

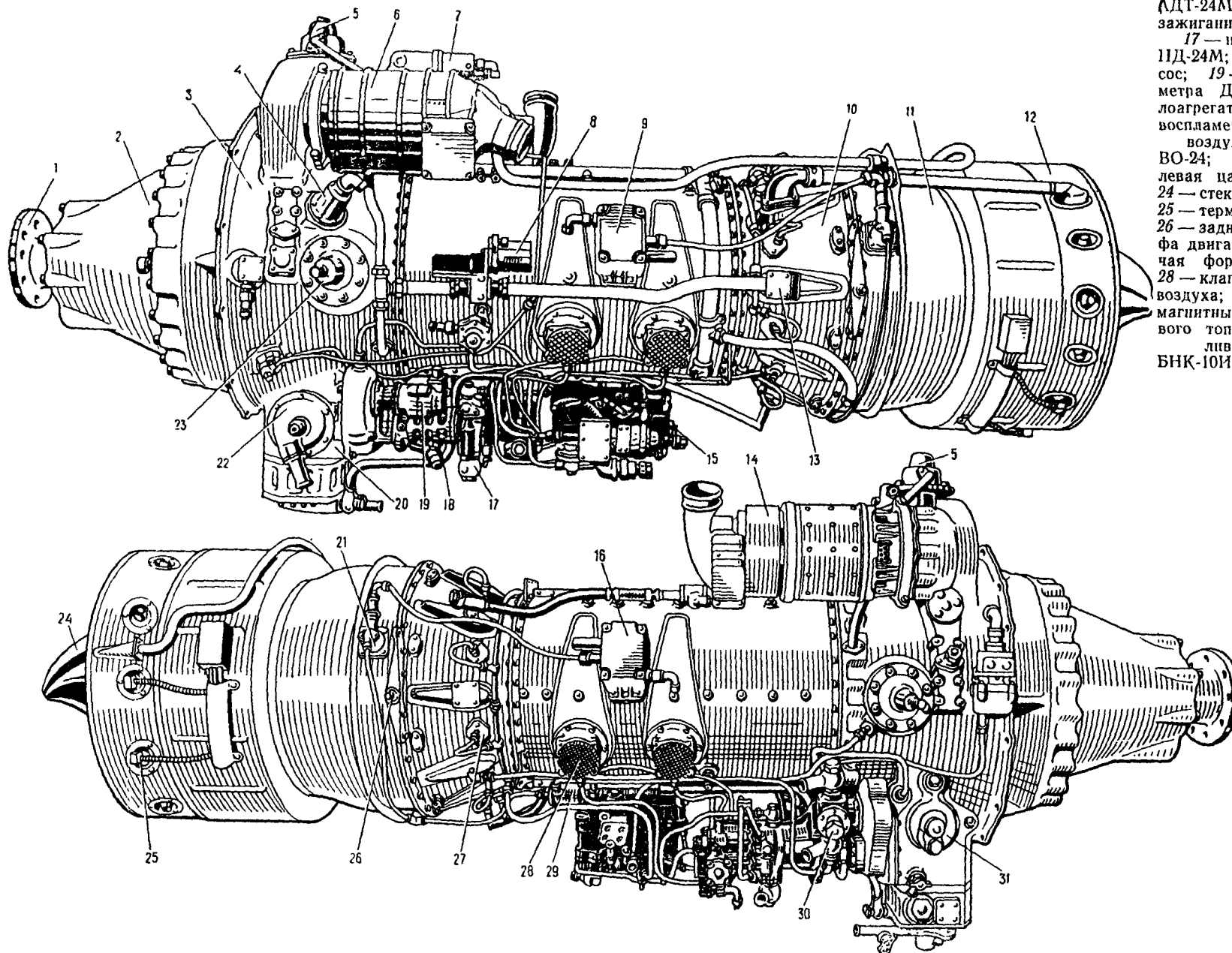
Камера сгорания — кольцевого типа с восемью головками, расположена внутри корпуса камеры сгорания и крепится к нему восемью фиксирующими штифтами. Корпус — сварной конструкции, состоит из переднего корпуса и заднего наружного кожуха камеры сгорания. Передний корпус является одним из главных силовых узлов двигателя. В передней части переднего корпуса монтируется задний подшипник компрессора, в задней — подшипник турбины. На наружной поверхности корпуса камеры сгорания расположены фланцы для установки рабочих топливных форсунок, воспламенителей и труб отбора воздуха. В месте соединения переднего корпуса и заднего кожуха расположены задние цапфы подвески двигателя.

Турбина — осевая, реактивная, трехступенчатая. Турбина состоит из ротора и статора. Ротор турбины выполнен из трех рабочих колес с рабочими лопатками, статор — из трех ступеней сопловых аппаратов. Вал турбины соединен с хвостовиком компрессора шлицами. Статор крепится к заднему фланцу корпуса камеры сгорания.

Реактивное сопло — нерегулируемое, состоит из наружного кожуха и стекателя, соединенных между собой тремя пустотелыми ребрами. На наружной поверхности кожуха имеются штуцера для

Фиг. 7. Двигатель АИ-24

1—фланец вала винга; 2—картер редуктора; 3—лобовой картер; 4—сигнализатор обледенения СО-4А; 5—центробежный суфлер; 6—генератор ГО-16ПЧ8; 7—регулятор оборотов Р-68ДТ-24; 8—электромеханизм МП-5И перекрывного крана противообледенительной системы двигателя; 9—корпус компрессора; 10—корпус камеры сгорания; 11—задний наружный кожух камеры сгорания; 12—кожух обдува турбины; 13—фланец отбора горячего воздуха; 14—стартер-генератор; 15—автомат дозирования топлива АДТ-24М; 16—катушка зажигания ИКНО-11; 17—насос-датчик ИД-24М; 18—гидронасос; 19—датчик тахометра ДТЭ-1; 20—маслоагрегат МА-24; 21—воспламенитель; 22—воздухоотделитель ВО-24; 23—передняя левая цапфа двигателя; 24—стекатель газов; 25—термопара Т-80; 26—задняя правая цапфа двигателя; 27—рабочая форсунка ФР-24А; 28—клапан перепуска воздуха; 29—электромагнитный клапан пускового топлива; 30—топливный насос БНК-10И; 31—масло-фильтр



установки термолар. Реактивное сопло передним фланцем крепится к статору турбины; к заднему фланцу сопла с помощью быстроразъемного соединения крепится выхлопная труба.

Запуск двигателя — автономный, электрический, с раскруткой двигателя стартер-генератором. Зажигание топлива при запуске осуществляется двумя воспламенителями, имеющими пусковые форсунки и запальные свечи.

Регулирование двигателя — автоматическое, с ограничениями по предельному крутящему моменту на валу двигателя и по предельной температуре газов за турбиной. Система регулирования подачи топлива состоит из автомата дозировки топлива АДТ-24М, насоса-датчика НД-24М и предельного регулятора температуры (ПРТ).

Система регулирует подачу топлива при запуске и на всех режимах работы двигателя, управляет клапанами перепуска воздуха, ограничивает обороты двигателя и температуру газов и прекращает подачу топлива при флюгировании винта. В полете на всех режимах двигатель имеет постоянные обороты, которые поддерживаются регулятором оборотов Р-68ДТ-24 путем изменения угла установки лопастей воздушного винта.

Двигатель имеет измеритель крутящего момента (ИКМ), обеспечивающий замер винтовой мощности двигателя на земле и в полете.

Двигатель снабжен системами ручного и автоматического флюгирования, противопожарными средствами и противопожарной системой.

Основные данные двигателя *

| | |
|---|--------------------------------|
| Направление вращения ротора двигателя и воздушного винта | левое |
| Число оборотов ротора двигателя: | |
| на всех рабочих режимах на земле и в полете | 15 100 ± 150 об/мин |
| на режиме малого газа | 13 900 ± 225 об/мин |
| Допустимое время непрерывной работы: | |
| на максимальном режиме | 15 мин |
| на взлетном режиме | 5 мин |
| на номинальном режиме | 60 мин |
| на крейсерском режиме | без ограничения |
| на малом газе | 30 мин |
| Общее время работы двигателя в пределах ресурса: | |
| на взлетном и максимальном режимах | не более 30% |
| на номинальном режиме | не более 25% |
| Время приемистости двигателя | не более 20 сек |
| Топливо | ТС-1, Т-2 или их смеси |
| Давление топлива перед рабочими форсунками на взлетном режиме | не более 85 кг/см ² |
| Давление топлива перед пусковыми форсунками | 2,5—3 кг/см ² |
| Смазка двигателя: | |
| система смазки | циркуляционная, под давлением |

* Данные взяты из инструкции по эксплуатации двигателя АИ-24 второй серии.

| | |
|---|---|
| сорт масла | смесь масел по объему: 75% трансформаторного или МК-8 и 25% МК-22 или МС-20 |
| расход масла | не более 0,85 кг/час |
| температура масла на входе в двигатель: | |
| — рекомендуемая | 70—80° С |
| — минимально допустимая | не менее 40° С |
| — максимально допустимая в течение не более 10 мин | 90° С |
| — максимально допустимая на режимах не более 0,4 номинального в течение не более 15 мин | 100° С |
| давление масла в главной магистрали: | |
| — на земле на всех режимах | 4—4,5 кг/см ² |
| — на земле на малом газе | не менее 3 кг/см ² |
| — в полете | не менее 3,5 кг/см ² |

Режимы работы двигателя (на уровне моря, при нулевой скорости, давлении 760 мм рт. ст. и температуре наружного воздуха +15° С)

| Режим работы | Угол поворота сектора газа град | Число оборотов ротора двигателя | | Давление топлива перед рабочими форсунками (не более) кг/см ² |
|-------------------|---------------------------------|---------------------------------|------------|--|
| | | об/мин | % | |
| Взлетный | 87—100 | 15 100 ± 150 | 98,5—100,5 | 85 |
| Номинальный | 65 ± 2 | | | 63 |
| 0,85 номинального | 52 ± 2 | | | 52 |
| 0,7 номинального | 41 ± 2 | | | 43 |
| 0,6 номинального | 34 ± 2 | | | 38 |
| 0,4 номинального | 22 ± 2 | | | 28 |
| Малый газ | 0 | 13 900 ± 225 | 90—93 | 11—18 |

| | |
|---------------------------------------|-------------|
| Габариты двигателя: | |
| длина | 2436 ± 5 мм |
| ширина | 650 ± 5 мм |
| высота | 1075 ± 5 мм |
| Сухой вес (масса) двигателя | 600 кг ± 2% |

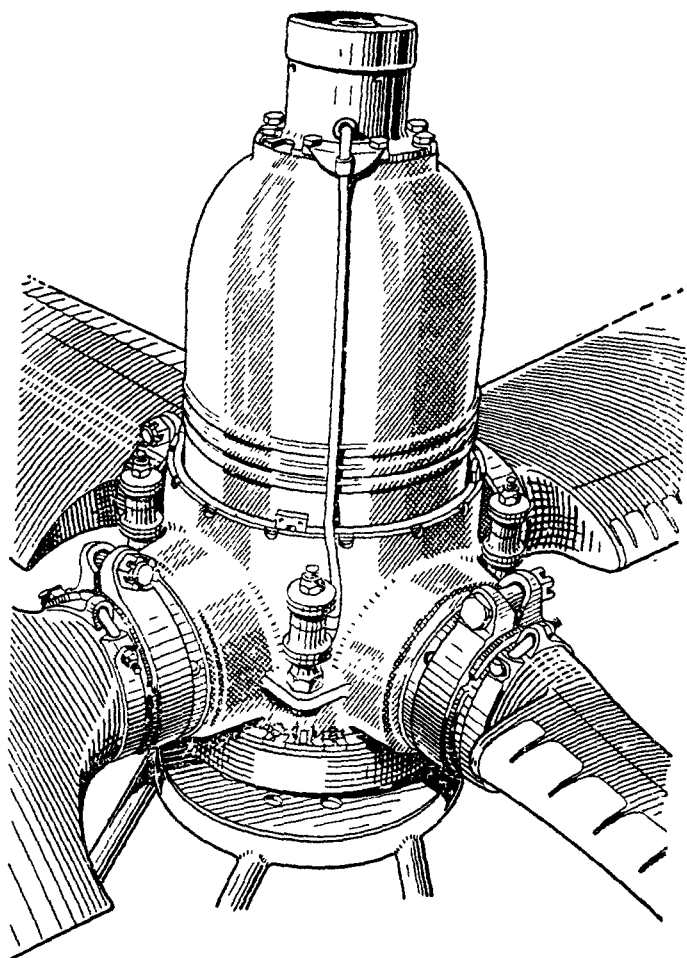
2. ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ И СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВИНТОМ

Двигатели АИ-24 эксплуатируются с автоматическими флюгерными четырехлопастными винтами АВ-72 (фиг 8).

Основные данные винта АВ-72

| | |
|--------------------------------|---|
| Тип винта | тянущий, изменяемого в полете шага, флюгерный, обратной схемы |
| Направление вращения | левое |
| Принцип действия | гидромеханический |
| Схема работы | двойного действия |
| Диаметр винта | 3,9 м |

| | |
|--|---------------------------------|
| Число оборотов винта на режимных оборотах ротора | 1245 об/мин |
| Значения фиксированных углов установки лопасти: | |
| угол минимального сопротивления вращению при запуске двигателя | $\varphi_0 = 8^\circ$ |
| угол промежуточного упора | $\varphi_{п.у} = 19^\circ$ |
| угол флюгерного положения | $\varphi_{\Phi} = 92^\circ 30'$ |
| Вес винта | 242 кг |



Фиг. 8. Воздушный винт АВ-72

Основные данные регулятора оборотов Р-68ДТ-24

| | |
|--|-------------------------------|
| Привод регулятора | от двигателя |
| Направление вращения | левое |
| Передаточное отношение от двигателя к регулятору | 0,4042 |
| Принцип действия | центробежно-гидравлический |
| Рабочая жидкость и смазка | масло из магистрали двигателя |
| Настройка регулятора оборотов | 15 100 об/мин $\pm 0,75\%$ |
| Вес регулятора | не более 12 кг |

РАБОТА ВОЗДУШНОГО ВИНТА АВ-72 С РЕГУЛЯТОРОМ ОБОРОТОВ Р-68ДТ-24 И АППАРАТУРОЙ УПРАВЛЕНИЯ

Винт, работая совместно с регулятором оборотов, автоматически поддерживает заданное число оборотов двигателя постоянным за счет изменения шага винта.

Каждому данному значению мощности двигателя на валу винта, скорости полета, высоты и температуры наружного воздуха соответствует вполне определенное положение лопастей винта, при котором мощность, потребляемая винтом, равна мощности, развиваемой двигателем. В это положение лопасти устанавливаются регулятором оборотов.

Если равенство мощности, потребной для вращения винта, и мощности, развиваемой двигателем, нарушается из-за изменения мощности двигателя или из-за изменения скорости или высоты полета, обороты двигателя отклоняются от заданных в сторону их увеличения или уменьшения. При увеличении или уменьшении оборотов регулятор подает команду соответственно на увеличение или уменьшение шага винта, восстанавливая равенство между мощностью, необходимой для вращения винта, и мощностью, развиваемой двигателем.

Гидравлический механизм изменения шага винта работает по схеме обратного действия:

— в сторону увеличения шага лопасти переводятся давлением масла, подаваемого из регулятора оборотов в полости А и К (фиг. 9) цилиндра винта;

— в сторону уменьшения шага лопасти переводятся моментами от поперечных составляющих центробежных сил лопастей, а также давлением масла, поступающего в полость Б цилиндра винта из магистрали двигателя.

Масло из регулятора оборотов подводится к винту по трем каналам. Канал подвода масла из регулятора в полости А и К винта называется каналом большого шага (БШ). При увеличении шага винта канал БШ через золотник центробежного механизма регулятора соединяется с маслонасосом регулятора, а при уменьшении шага винта по этому каналу масло сливается из полостей А и К в картер двигателя.

Канал подвода масла в полость Б винта из магистрали двигателя называется каналом малого шага (МШ).

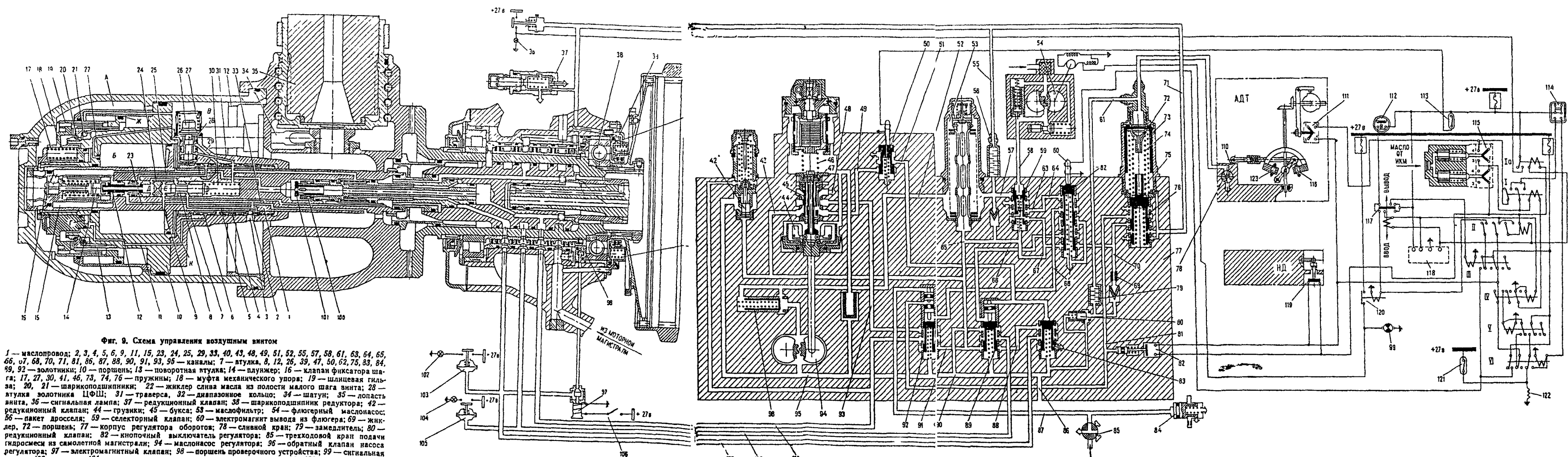
Канал подвода масла к фиксатору шага называется каналом фиксатора шага (ФС). В этот канал масло подается из насоса регулятора после прохождения редуцирующего клапана 42.

Для предотвращения загустевания масла, находящегося в цилиндре винта, предусмотрен жиклер 22, обеспечивающий постоянную циркуляцию масла из полости малого шага в сливную полость.

Лопasti винта имеют жесткий упор минимального угла установки ($\varphi_0 = 8^\circ$) и жесткий упор флюгерного положения ($\varphi_{\Phi} = 92^\circ 30'$). Упор минимального угла установки лопастей винта выбран из условий минимального сопротивления винта при запуске двигателя и эффективного торможения самолета винтами при пробеге. Упор флюгерного положения выбран из условия минимального сопротивления зафлюгерированного винта в полете.

Винт АВ-72 имеет ряд защитных устройств, назначение которых — предотвратить возникновение аварийных ситуаций при различных отказах винта, двигателя и системы управления винтом.

К защитным устройствам винта относятся: промежуточный упор, гидравлический фиксатор шага (ГФС), механический фиксатор шага (МФС), цен-



Фиг. 9. Схема управления воздушным винтом

1 — маслопровод; 2, 3, 4, 5, 6, 9, 11, 15, 23, 24, 25, 29, 33, 40, 43, 48, 49, 51, 52, 55, 57, 58, 61, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 70, 71, 81, 86, 87, 88, 90, 91, 93, 95 — каналы; 7 — втулка; 8, 12, 26, 39, 47, 50, 62, 75, 83, 84, 99, 92 — золотники; 10 — поршень; 13 — поворотная втулка; 14 — плунжер; 16 — клапан фиксатора шага; 17, 27, 30, 41, 46, 73, 74, 76 — пружины; 18 — муфта механического упора; 19 — шлицевая гильза; 20, 21 — шарикоподшипники; 22 — жиклер слива масла из полости малого шага винта; 28 — втулка золотника ЦФШ; 31 — траверса; 32 — диапазонное кольцо; 34 — шатун; 35 — лопасть винта; 36 — сигнальная лампа; 37 — редукционный клапан; 38 — шарикоподшипник редуктора; 42 — редукционный клапан; 44 — грузики; 45 — букса; 53 — маслофильтр; 54 — флюгерный маслянос; 56 — пакет дросселя; 59 — селекторный клапан; 60 — электромагнит вывода из флюгера; 69 — жиклер; 72 — поршень; 77 — корпус регулятора оборотов; 78 — сливной кран; 79 — замедлитель; 80 — редукционный клапан; 82 — кнопочный выключатель регулятора; 85 — трехходовой кран подачи гидросмеси из самолётной магистрали; 94 — маслянос регулятора; 96 — обратный клапан насоса регулятора; 97 — электромагнитный клапан; 98 — поршень проверочного устройства; 99 — сигнальная лампа; 100 — втулка; 101 — дроссель уменьшения скорости поворота лопастей; 102 — лампа сигнализации падения давления масла; 103 — сигнализатор давления СДУ9-125; 104 — лампа сигнализации повышения давления масла; 105 — сигнализатор давления СДУ9А-20; 106 — выключатель проверки автофлюгера по отрицательной тяге; 107 — канал фиксатора шага; 108 — канал малого шага; 109 — канал большого шага; 110 — блокировка автофлюгера по отрицательной тяге; 111 — кнопочный выключатель автофлюгера по крутящему моменту; 112 — кнопка частичного флюгирования; 113 — выключатель снятия винта с упора; 114 — выключатель проверки автофлюгера по крутящему моменту; 115 — датчик автофлюгера по крутящему моменту; 116 — упор «Малый газ»; 117 — кнопка флюгирования; 118 — автомат времени флюгирования; 119 — датчик предельно допустимых оборотов; 120 — контактор флюгерного насоса; 121 — выключатель остановки двигателя; 122 — электромагнит остановки двигателя на АДТ; 123 — упор «Взлет»

тробежный фиксатор шага (ЦФШ), дроссель в канале большого шага.

Промежуточный упор ($\varphi_{п.у}=19^\circ$) введен для уменьшения отрицательной тяги винта при отказе двигателя и для предотвращения появления отрицательной тяги на посадке при работе двигателей на малом газе.

Гидравлический фиксатор шага автоматически фиксирует лопасти винта при нарушении подачи масла в винт, тем самым предотвращая облегчение и раскрутку винта.

Механический фиксатор шага дублирует гидравлический фиксатор шага в диапазоне рабочих углов установки лопастей винта от 8 до 50° , выполняя те же функции, что и гидравлический фиксатор шага.

Центробежный фиксатор шага при увеличении оборотов винта до $1265+^{10}$ об/мин автоматически фиксирует лопасти винта, предохраня тем самым винт от раскрутки

Дроссель в канале большого шага замедляет поворот лопастей в сторону облегчения винта, что предотвращает резкое нарастание отрицательной тяги при отказе двигателя.

Работа винта с регулятором оборотов на установившихся режимах

На установившемся режиме лопасти винта установлены регулятором оборотов в такое положение, что мощность, потребляемая винтом, равна мощности, развиваемой двигателем. При этом центробежные силы грузиков 44 регулятора уравниваются пружиной 46, а золотник 47 и букса 45 находятся в таком положении, при котором букса своим средним буртиком перекрывает канал 93, соединяющийся через проточку золотника 92 с каналом большого шага. Так как выход масла из полостей *A* и *K* цилиндра винта закрыт, шаг винта не изменяется. В действительности из канала большого шага винта происходит утечка масла через подвижные соединения вала двигателя, поэтому средний буртик буксы полностью не перекрывает канал большого шага, а оставляет небольшую щель, через которую непрерывно подается масло для компенсации утечек. При этом в полостях *A* и *K* поддерживается давление масла, необходимое для удержания лопастей винта в соответствующем положении.

Масло из насоса регулятора через обратный клапан 96, по каналу 52, через маслофильтр 53, по каналам 65, 88 и проточке золотника 83 проходит в канал фиксатора шага. Из канала фиксатора шага масло проходит под плунжер 14 клапана 16 фиксатора шага, давлением масла плунжер переместится влево (по схеме) и откроет клапан фиксатора шага, что даст возможность маслу беспрепятственно войти в полость *A* цилиндра винта или выходить из нее при изменении шага, т. е. при отклонении оборотов от равновесных.

Работа винта с регулятором оборотов при увеличении оборотов двигателя

Увеличение оборотов двигателя может произойти вследствие увеличения мощности двигателя или уменьшения мощности, потребляемой винтом, при

увеличении скорости или высоты полета. Восстановление оборотов будет происходить за счет увеличения шага лопастей винта следующим образом. При увеличении оборотов двигателя увеличатся обороты грузиков 44 регулятора, что вызовет увеличение их центробежных сил. Поэтому грузики преодолеют усилие пружины 46 и переместят вверх золотник 47 на некоторую величину. Перемещение золотника 47 вызовет перемещение буксы 45, в результате чего канал 93 соединится с каналом 43. В канал 43 подводится масло из насоса регулятора через обратный клапан 96, по каналу 52, через маслофильтр 53 и по каналу 65. Таким образом, масло из насоса регулятора через канал 43, проточку буксы 45, канал 93, проточку золотника 92 поступит в канал большого шага винта и по каналу 95 — к редукционному клапану 42 для подпора клапана со стороны его пружин. Давление масла в канале большого шага зависит от сил, действующих на механизм винта со стороны лопастей; в соответствии с этим давлением изменяется и подпор масла под редукционным клапаном. При больших нагрузках на механизм винта увеличивается подпор редукционного клапана, перепуск масла через клапан уменьшается, что приводит к увеличению скорости поворота лопастей винта.

Из канала большого шага масло поступает в полости *A* и *K* цилиндра винта. Полость *B* при этом сообщена с каналом малого шага, соединенным с масляной магистралью двигателя.

Так как давление масла в полостях *A* и *K* больше, чем в полости *B*, и площадь поршня полостей большого шага больше площади поршня малого шага, поршень 10 будет перемещаться вправо. Движение поршня 10 через траверсу 31 и шатуны 34 передается лопастям, вызывая их поворот в сторону большого шага. При этом масло из полости *B* вытесняется по каналу малого шага через проточку золотника 89 и канал 90 на вход в регулятор. Лопасти будут поворачиваться в сторону большого шага до тех пор, пока обороты двигателя не уменьшатся до заданных, при этом центробежные силы грузиков 44 уменьшатся и под действием пружины 46 золотник 47 с буксой 45 переместятся в исходное равновесное положение, при котором средний буртик буксы перекроет канал большого шага винта

Работа винта с регулятором оборотов при уменьшении оборотов

Уменьшение оборотов двигателя может произойти вследствие уменьшения мощности двигателя или увеличения мощности, потребляемой винтом при уменьшении скорости или высоты полета.

Восстановление оборотов будет происходить за счет уменьшения шага лопастей винта следующим образом. При уменьшении оборотов двигателя уменьшатся обороты грузиков 44 и их центробежная сила. Под действием усилия пружины 46 золотник и букса переместятся вниз, букса соединит канал большого шага с магистралью слива в картер двигателя. Давление в полостях *A* и *K* цилиндра винта уменьшится, и лопасти под давлением масла в полости *B* цилиндра винта, равным давлением в масляной магистрали двигателя, и под действием попе-

речных составляющих собственных центробежных сил будут поворачиваться в сторону уменьшения шага. При движении поршня 10 влево масло из полостей А и К будет вытесняться поршнем по каналу большого шага через проточку золотника 92, канал 93, проточку между верхним и средним буртиками буксы и канал 48 в картер двигателя. Лопастей будут поворачиваться в сторону малого шага до тех пор, пока обороты двигателя не увеличатся до заданных, при этом центробежная сила грузиков 44 увеличится, и золотник 47 с буксой 45 переместятся в исходное равновесное положение, при котором средний буртик буксы перекроет канал большого шага винта. Слив масла из полостей А и К прекратится, и винт будет продолжать работать на заданных равновесных оборотах.

И при облегчении, и при затяжении винта может произойти переход лопастей через равновесное положение; в этом случае равновесные обороты установятся через одно или два колебания.

Установка лопастей на промежуточный упор

При отказе двигателя и при посадке самолета лопасти винта могут облегчиться до угла промежуточного упора $\varphi_{\text{д.у}}=19^\circ$. В этом положении лопастей канал 2 регулирующей втулки 7 совместится с каналом 5 маслопровода 1. При совмещении каналов 2 и 5 полость Д под плунжером 14 фиксатора шага отсоединится от канала фиксатора шага и соединится через канал 24, проточку золотника 8, каналы 5, 2 и 3 с полостью В цилиндра винта, имеющей постоянный слив в картер редуктора двигателя. Давление под плунжером 14 упадет, и плунжер вместе с золотником 12 под действием пружин переместится вправо до упора. Клапан 16 фиксатора шага, не испытывая давления со стороны плунжера, под действием пружины переместится до упора вправо и закроет выход масла из полости А цилиндра винта, т. е. зафиксирует лопасти винта на угле 19° . Одновременно при перемещении плунжера 14 и золотника 12 вправо полость Г под втулкой 18 через каналы 11, 6, 25, проточку золотника 12 и канал 23 соединится также с полостью В цилиндра, в результате чего сработает механический фиксатор шага.

Дублирование фиксирования винта механическим фиксатором шага введено для обеспечения надежной фиксации винта в случае неисправностей гидравлического фиксатора шага.

Винт фиксируется на угле промежуточного упора только при уменьшении шага винта. При увеличении шага клапан 16 открыт под давлением масла, поступающего из канала большого шага в полость А цилиндра винта.

Работа механического фиксатора шага

Механический фиксатор шага повышает надежность работы винта, обеспечивая его фиксацию при различных неисправностях винта и регулятора. МФШ фиксирует винт в диапазоне углов установки лопастей от 8° до 50° одновременно с ГФШ: при срабатывании центробежного фиксатора шага, при постановке винта на промежуточный упор, при падении давления масла в канале фиксатора шага.

Кроме этого, МФШ срабатывает, фиксируя винт, в случаях, когда ГФШ не обеспечивает фиксацию винта: при заедании или негерметичности клапана фиксатора шага и падении давления масла в канале фиксатора шага, при быстрой разгерметизации полости большого шага, сопровождающейся падением давления масла в каналах винта.

Фиксирование винта механическим фиксатором шага происходит следующим образом. Когда канал фиксатора шага находится под давлением, он сообщен с полостью Г под муфтой 18 механического упора, поэтому муфта находится в крайнем левом положении и выведена из шлицевого торцового зацепления с поворотной втулкой 13. Шлицевая гильза 19 соединяется с муфтой 18 прямыми шлицами, а с поворотной втулкой 13 — винтовыми шлицами. При работе винта в диапазоне рабочих углов гильза 19 под давлением находящегося в полости А масла на ее торец Ж находится в крайнем левом положении, упираясь противоположным торцом в дно цилиндра винта. При перемещении поршня 10 влево или вправо происходит перемещение втулки 13, которая установлена на поршне на двух шариковых подшипниках 20 и 21. Так как втулка 13 соединена с гильзой 19 винтовыми шлицами, она при своем перемещении получает вращательное движение. При падении давления масла в канале фиксатора шага полость Г соединится со сливом, давление масла в ней упадет, муфта 18 под действием пружин 17 переместится вправо и войдет при этом своими торцовыми шлицами в зацепление с торцовыми шлицами втулки 13; вращение втулки 13 прекратится, следовательно, прекратится перемещение поршня 10. Таким образом, винт будет зафиксирован на том угле, на котором произошло падение давления масла в канале фиксатора шага.

Снятие лопастей с промежуточного упора

Лопастей снимаются с промежуточного упора включением выключателя снятия с упора, в результате чего электромагнитный золотник 50 переместится вниз и соединит канал 51 с каналом 49, находящимся под давлением масла от насоса регулятора. Масло из канала 51 пройдет к торцам золотников 83 и 89 и переместит их вниз. При опущенном золотнике 83 канал фиксатора шага соединится со сливом в картер двигателя, вследствие чего в полости пружины 30 золотника 8 давление упадет, и на золотник справа будет действовать только сила пружины 30. При опущенном золотнике 89 масло из насоса регулятора по каналу 65 и проточке золотника 89 поступит в канал малого шага, затем по каналам 33 и 9 — в полость Б цилиндра винта и, одновременно, в полость Е к торцу золотника 8.

Так как с противоположного торца на золотник 8 действует только сила пружины 30, золотник под давлением масла переместится вправо и пропустит масло из полости Е по каналу 24 в полость Д под плунжером 14. Под давлением масла плунжер 14 вместе с клапаном 16 и золотником 12 переместится влево, в результате чего полость А соединится с каналом большого шага. Одновременно при перемещении золотника 12 полость Г под муфтой 18 отсоединится от слива и соединится через каналы 11,

6 и 25 с полостью Д, в которой создается высокое давление насосом регулятора.

Под действием масла муфта 18 переместится влево и выйдет из зацепления с торцовыми шлицами втулки 13. Поэтому винт будет снят с гидравлического и механического промежуточных упоров и перейдет под контроль регулятора. Работа винта совместно с регулятором при включенном электромагните снятия винта с упора происходит обычным порядком, но полость малого шага В сообщена не с масломагистралью двигателя, а с насосом регулятора.

Работа центробежного фиксатора шага

Центробежный фиксатор шага в случае повышения оборотов винта выше 1265 ± 10 об/мин автоматически фиксирует его шаг. При достижении винтом 1265 об/мин золотник 26 под действием центробежной силы переместится вверх; при этом он соединит полость Д под плунжером 14 через канал 24, проточку золотника 8, каналы 5 и 29 и проточку золотника 26 с полостью В цилиндра винта, сообщенной с картером двигателя. Давление под плунжером 14 упадет, и клапан фиксатора шага 16 закроет выход масла из полости А; облегчение винта и, следовательно, рост оборотов прекратятся.

При срабатывании ЦФШ вместе с плунжером 14 переместится вправо золотник 12, который соединит полость Г под муфтой 18 с полостью В, что приведет к срабатыванию механического упора. Таким образом, при срабатывании ЦФШ винт фиксируется как гидравлическим, так и механическим фиксаторами шага.

Расфиксация винта происходит при уменьшении оборотов винта до 1255 об/мин, при этом центробежная сила золотника 26 уменьшается и золотник под действием пружины 27 возвратится в исходное положение, при котором винт переходит под контроль регулятора оборотов.

СИСТЕМА ФЛЮГИРОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

При отказе двигателя в полете лопасти воздушного винта должны быть установлены во флюгерное положение.

Системы флюгирования обеспечивают: автоматическое флюгирование винта по команде от датчика автоматического флюгирования (ДАФ) на режимах от 0,7 номинального до взлетного при падении мощности двигателя ниже 0,1 номинальной; принудительный ввод лопастей винта во флюгерное положение с помощью флюгерного маслонасоса; принудительный аварийный ввод винта во флюгерное положение с помощью маслонасоса регулятора оборотов; вывод винта из флюгерного положения; проверку системы автоматического флюгирования; частичное флюгирование на работающем или остановленном двигателе.

Автоматический ввод винта во флюгер произойдет, если на режиме работы двигателя не ниже 0,7 номинального произойдет падение давления масла в ИКМ ниже $10 \pm 0,5$ кг/см².

При выходе двигателя на режим 0,7 номинального и выше происходит замыкание контактов 3—4 (см. фиг. 9) кнопочного выключателя 111 автомата

дозировки топлива цепи блокировки автоматического флюгирования. Подвод электропитания к ДАФ и замыкание верхних контактов 3—4 кнопочного выключателя датчика, происходящее при падении масла в ИКМ 25 ± 1 кг/см², обеспечивают включение реле I готовности флюгирования. При падении давления масла в ИКМ ниже $10 \pm 0,5$ кг/см² произойдет замыкание нижних контактов 1—2 датчика, в результате чего поступит команда на автоматическое флюгирование винта. Срабатывание реле II в результате замыкания нижних контактов 1—2 ДАФ приведет к включению автомата времени 118, контактора 120, включающего цепь питания электродвигателя флюгерного маслонасоса 54, лампы 99 сигнализации работы насоса и реле IV ввода во флюгер. При замыкании контактов 1—2 ДАФ 115 питание также поступит к реле I а, которое включит лампу 36 сигнализации отказа двигателя. Реле IV выключит реле I и включит реле V останова двигателя, которое подведет питание к электромагниту 122 останова двигателя в автомате дозировки топлива АДТ-24М.

Включившийся флюгерный маслонасос будет подавать масло по каналу 58 к селекторному клапану 59 регулятора оборотов. Под давлением масла селекторный клапан переместится вниз, масло по каналу 57 через маслофильтр 53, канал 63, проточку селекторного клапана, канал 64, проточку электромагнитного золотника 62 и канал 68 поступит к торцу золотника 92 ввода во флюгер. Золотник 92 переместится вниз и пропустит масло из маслофильтра по каналам 65, 91 и каналу большого шага в полости А и К цилиндра винта. Давлением масла поршень винта будет перемещаться на увеличение шага до упора поршня в диапазонное кольцо 32, что соответствует флюгерному положению лопастей винта. При вводе винта во флюгер в винт поступает масло как из флюгерного маслонасоса 54, так и из насоса регулятора 94. Слив масла из полости В при этом происходит по каналу малого шага через проточку золотника 89 и каналы 90 и 86 в масломагистраль двигателя.

Флюгерный насос остается включенным в течение двенадцати секунд. Через двенадцать секунд автомат времени флюгирования разорвет минусовую цепь реле II, в результате чего реле выключится. При этом выключится контактор флюгерного маслонасоса, который разомкнет цепи питания электродвигателя флюгерного маслонасоса, лампы 99 сигнализации его работы, реле IV и I а. Лампа 36 сигнализации отказа двигателя погаснет. Реле V и электромагнит останова двигателя остаются включенными.

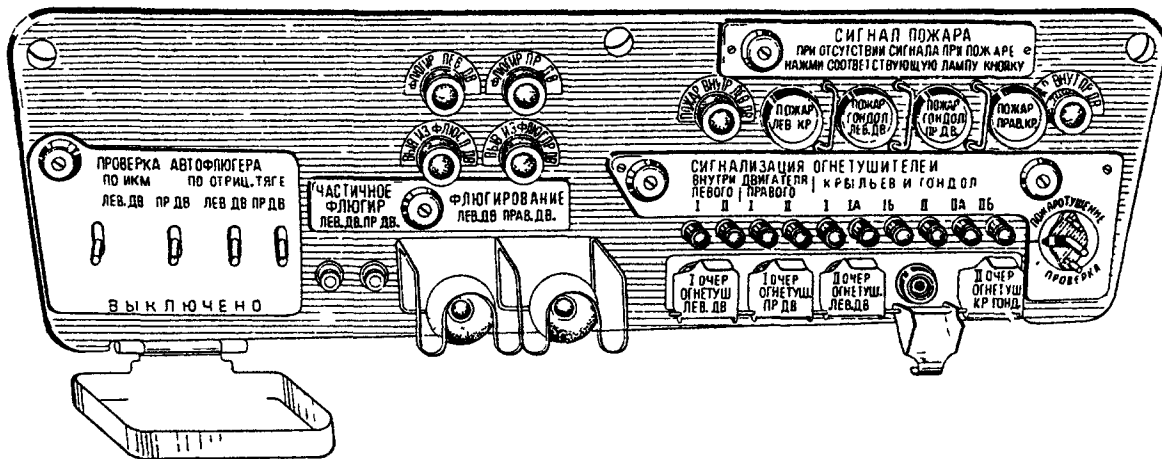
Принудительный ввод винта во флюгер осуществляется кратковременным нажатием на кнопку флюгирования 117 (КФЛ-37). Кнопка удерживается в этом положении благодаря включению удерживающего электромагнита кнопки. При этом включаются автомат времени флюгирования 118, флюгерный маслонасос 54 и лампа 99 сигнализации работы насоса, реле IV, V и электромагнит останова двигателя 122. Подвод масла в полости А и К большого шага и слив масла из полости В малого шага, а также работа механизма винта в этом случае аналогичны описанному выше. Через двенадцать се-

кунд автомат времени флюгирования разорвет минусовую цепь удерживающего электромагнита кнопки флюгирования КФЛ-37 и кнопка займет нейтральное положение, в результате чего выключатся питание электродвигателя флюгерного маслонасоса, лампа 99 и реле IV.

Принудительный аварийный ввод винта во флюгер осуществляется путем открытия крана 85 гидроостанова. При этом гидросмесь под давлением 60 кг/см^2 по каналу 87 подводится в полость над золотником 92 ввода во флюгер и к золотнику 84 аварийного останова двигателя. Под давлением гидросмеси золотник 92 переместится вниз и своей проточкой сообщит канал 91, находящийся под давлением масла от насоса регулятора, с каналом 109 большого шага.

Под давлением масла золотник 89 переместится вниз и своей проточкой соединит канал 91, сообщенный с маслофильтром, с каналом 108 малого шага. Под давлением масла, поступающего в полость Б малого шага, лопасти винта будут выходить из флюгерного положения. Масло из полостей А и К большого шага будет уходить через канал большого шага по проточке золотника 92, каналу 93, проточке бужсы 45 центробежного механизма регулятора и каналу 48 на слив в лобовой картер. При прекращении вытягивания кнопки флюгирования она возвратится в среднее положение, в результате чего выключатся контактор и электродвигатель флюгерного маслонасоса, лампа 99, реле III и электромагнит 60 вывода из флюгера.

Проверка системы автоматического флюгирования



Фиг. 10. Щиток флюгирования и пожаротушения

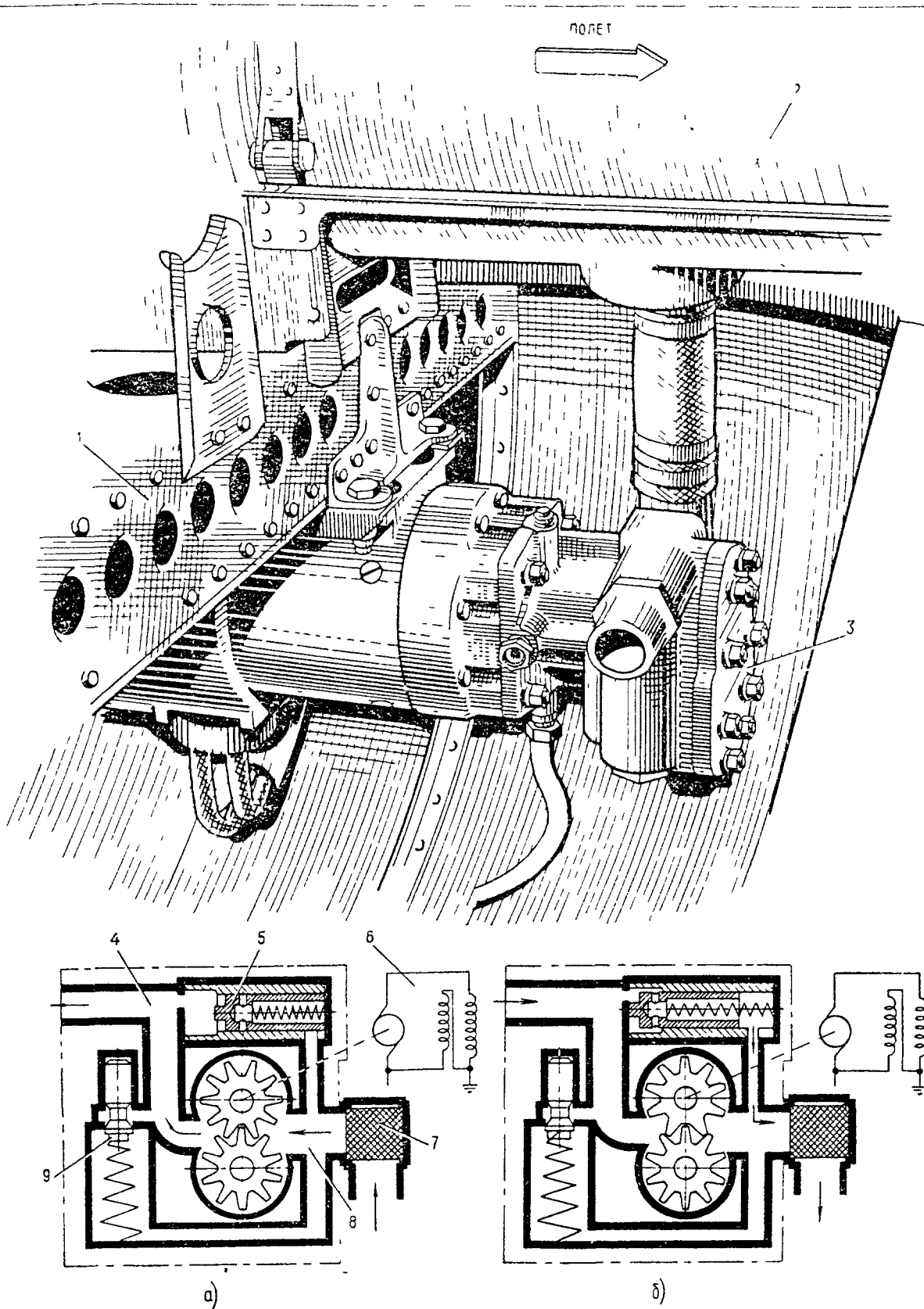
От маслонасоса регулятора масло будет поступать в полости А и К большого шага винта, а из полости Б малого шага — вытесняться в масломагистраль двигателя. Перемещение золотника 84 под давлением гидросмеси вызовет прекращение подачи топлива в двигатель. Так как при падении оборотов двигателя производительность маслонасоса регулятора уменьшается, винт зафлюгируется не полностью, но его сопротивление при этом будет незначительным.

Вывод лопастей винта из флюгерного положения осуществляется путем вытягивания кнопки флюгирования 117 и удержания ее в этом положении. При расфлюгировании винта на земле до минимального угла ϕ_0 необходимо снять винт с упора, при расфлюгировании винта для запуска в полете выключатель 113 снятия с упора должен быть в положении «На упоре». При вытягивании кнопки КФЛ-37 включатся контактор 120 и электродвигатель флюгерного маслонасоса 54, лампа 99, реле III и электромагнит 60 вывода из флюгера и отключится реле V останова двигателя. Масло из флюгерного маслонасоса 54 будет поступать через селекторный клапан 59 к маслофильтру регулятора оборотов. Золотник 62 при включении электромагнита 60 переместится вниз и сообщит через свою проточку полость за маслофильтром с каналом 66, благодаря чему масло поступит в полость под золотником 89 вывода из флюгера.

Проверка системы автоматического флюгирования осуществляется включением кнопки 112 проверки автофлюгера на режиме работы двигателя не ниже 0,7 номинального с последующей уборкой сектора газа в положение земного малого газа при снятом с упора винте. При установке режима не ниже 0,7 номинального происходит замыкание контактов 3—4 цепи блокировки автоматического флюгирования в АДТ, замыкание верхних контактов 3—4 ДАФ 115 и включение реле I. Включение выключателя проверки автофлюгера обеспечивает подвод питания на самоблокировку реле I независимо от положения сектора газа и включение реле VI проверки автофлюгера, которое разрывает цепь питания электромагнита останова двигателя в АДТ и включает электромагнит 60 вывода из флюгера.

Перевод сектора газа в положение земного малого газа вызывает уменьшение давления масла в ИКМ ниже $10 \pm 0,5 \text{ кг/см}^2$, нижние контакты 1—2 ДАФ замыкаются, и питание подается на реле II ввода во флюгер. Включившееся реле II включит автомат времени флюгирования, контактор и электродвигатель флюгерного маслонасоса, лампу 99, реле IV, V, I a и лампу 36. Масло из флюгерного маслонасоса поступит в маслофильтр регулятора, а из него по каналу 49, проточке включенного золотника 50 электромагнита снятия с упора и каналу 51 — в полости над золотниками 83 и 89.

Золотники 83 и 89 под давлением масла переместятся в нижнее положение. Включенный электромагнит



Фиг. 11. Установка флюгернасоса и схема его работы

а — флюгернасос подает масло из бака к регулятору оборотов, клапан обогрева закрыт; *б* — флюгернасос не работает, масло из регулятора оборотов через открытый клапан обогрева проходит в маслобак, *1* — поперечная балка нижней крышки капота; *2* — маслобак; *3* — флюгернасос; *4* — полость нагнетания; *5* — клапан обогрева, *6* — электродвигатель; *7* — фильтр; *8* — полость всасывания, *9* — редукционный клапан

гнит 60 опустит вниз золотник 62, благодаря чему канал 64, соединенный с полостью за маслофильтром, будет разобщен с полостью над золотником 92 ввода во флюгер.

Через проточку опущенного вниз золотника 89 масло из маслофильтра будет поступать в канал малого шага и перемещать поршень винта до упора. Канал фиксатора шага через опущенный вниз золотник 83 сообщится со сливом, обеспечивая этим снятие винта с промежуточного упора.

Через двенадцать секунд автомат времени флюгирования выключит реле II. При этом выключаются контактор и электродвигатель флюгерного маслонасоса, лампа 99, реле IV, V, Ia и лампа 36. После проверки автофлюгера выключают выключатель проверки автофлюгера, при этом отключается реле VI.

Проверка работы флюгерной системы частичным флюгированием на работающем или остановленном двигателе осуществляется нажатием на кнопку 112 частичного флюгирования при установке выключателя 113 снятия с упора в положение «На упоре». При этом включаются контактор 120, электродвигатель флюгерного маслонасоса и лампа 99. Масло от флюгерного маслонасоса поступит в полости А и К большого шага, как и при нажатии на кнопку флюгирования КФЛ-37, поршень 10 винта будет перемещаться на затяжение винта.

Затяжение винта приведет к понижению оборотов двигателя. При падении оборотов на 200—300 об/мин кнопку частичного флюгирования необходимо отпустить. При этом выключаются контактор и электродвигатель флюгерного маслонасоса и лампа 99. Золотник 92 под действием пружины возвратится в исходное положение, перемещение поршня 10 в сторону затяжения прекратится, и обороты двигателя будут восстановлены центробежным механизмом регулятора оборотов.

Управление системой флюгирования воздушных винтов и контроль за ее работой осуществляются со щитка флюгирования (фиг. 10), расположенного на верхнем щитке в кабине летчиков.

Флюгерный насос

Флюгерный шестеренчатый маслонасос НФ2ТА-4-2 высокого давления собран в одном агрегате с электродвигателем ЭМ-45 постоянного тока.

Основные данные

| | |
|--|---------------------------------|
| Направление вращения | правое |
| Рабочая жидкость | масло из маслосистемы двигателя |
| Диапазон рабочих высот | 0—11 000 м |
| Максимальное давление, создаваемое насосом | 65^{+10} кг/см ² |
| Производительность: | |
| на земле | не менее 36 л/мин |
| на высоте 11 000 м | не менее 20 л/мин |
| Режим работы | повторно-кратковременный |
| Пропускная способность клапана обогрева при давлении 5 кг/см ² и температуре масла $40 \pm 10^\circ \text{C}$ | не менее 2 л/мин |
| Минимально допустимый уровень перекачиваемого масла над осью насоса | 0,2 м |

Насос состоит из корпуса, двух шестерен и редукционного клапана обогрева.

Шестерни насоса (фиг. 11) при вращении захватывают масло и перегоняют его из полости всасывания 8 в полость нагнетания 4. Под давлением масла в нагнетающей магистрали клапан обогрева 5 отжимается и перекрывает перепускное отверстие в корпусе насоса, соединяющее обе полости. С увеличением сопротивления на выходе из насоса (в случае заедания селекторного или редукционного клапана регулятора оборотов) давление в полости нагнетания повысится до 65^{+10} кг/см². На это давление отрегулирован редукционный клапан 9 насоса.

Клапан обогрева 5 при неработающем флюгерном насосе пропускает в маслобак масло, поступающее из регулятора оборотов через циркуляционное отверстие селекторного клапана. Этим предотвращается загустение масла в трубопроводах, соединяющих флюгерный насос с маслобаком и регулятором оборотов.

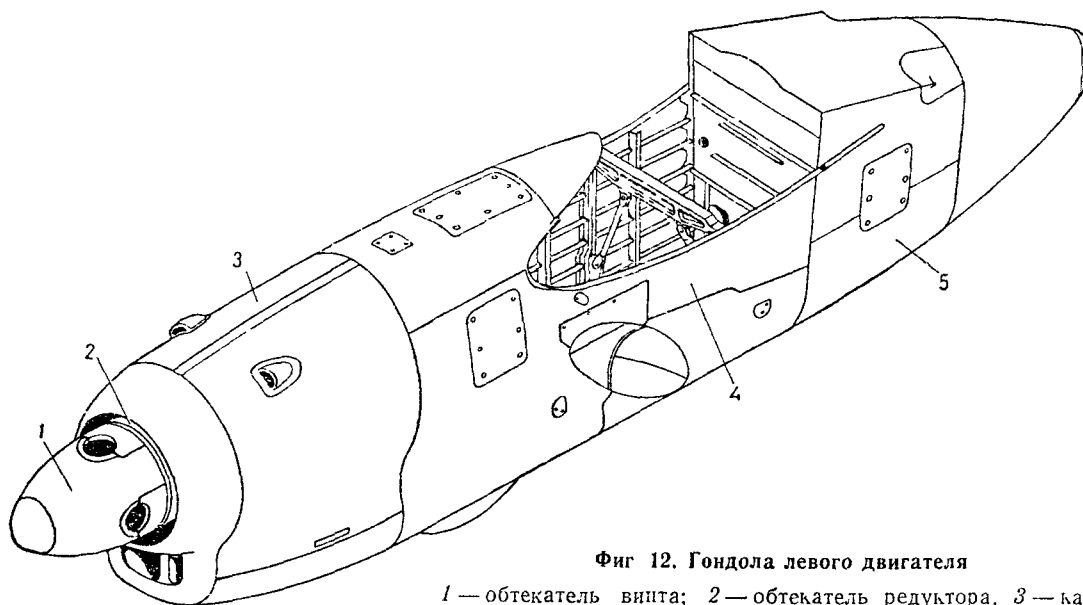
Флюгерные насосы установлены на нижних крышках капотов двигателей.

ГОНДОЛЫ И КРЕПЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

3. ГОНДОЛЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

Гондола двигателя (фиг. 12) состоит из следующих основных частей: обтекателя винта, обтекателя редуктора, капота, средней и хвостовой частей

АМцА-М толщиной 1,8 мм, обод — литой из МЛ5-Т4, диафрагма и профили — из Д16-Т. На диафрагме установлена передняя опора 1 втулки винта, к которой приклепан штепсельный разъем системы обогрева обтекателя. Внутри передней ча-



Фиг. 12. Гондола левого двигателя

1 — обтекатель винта; 2 — обтекатель редуктора, 3 — капот, 4 — средняя часть гондолы, 5 — хвостовая часть гондолы

На фиг. 13 показана гондола левого двигателя в разобранном виде.

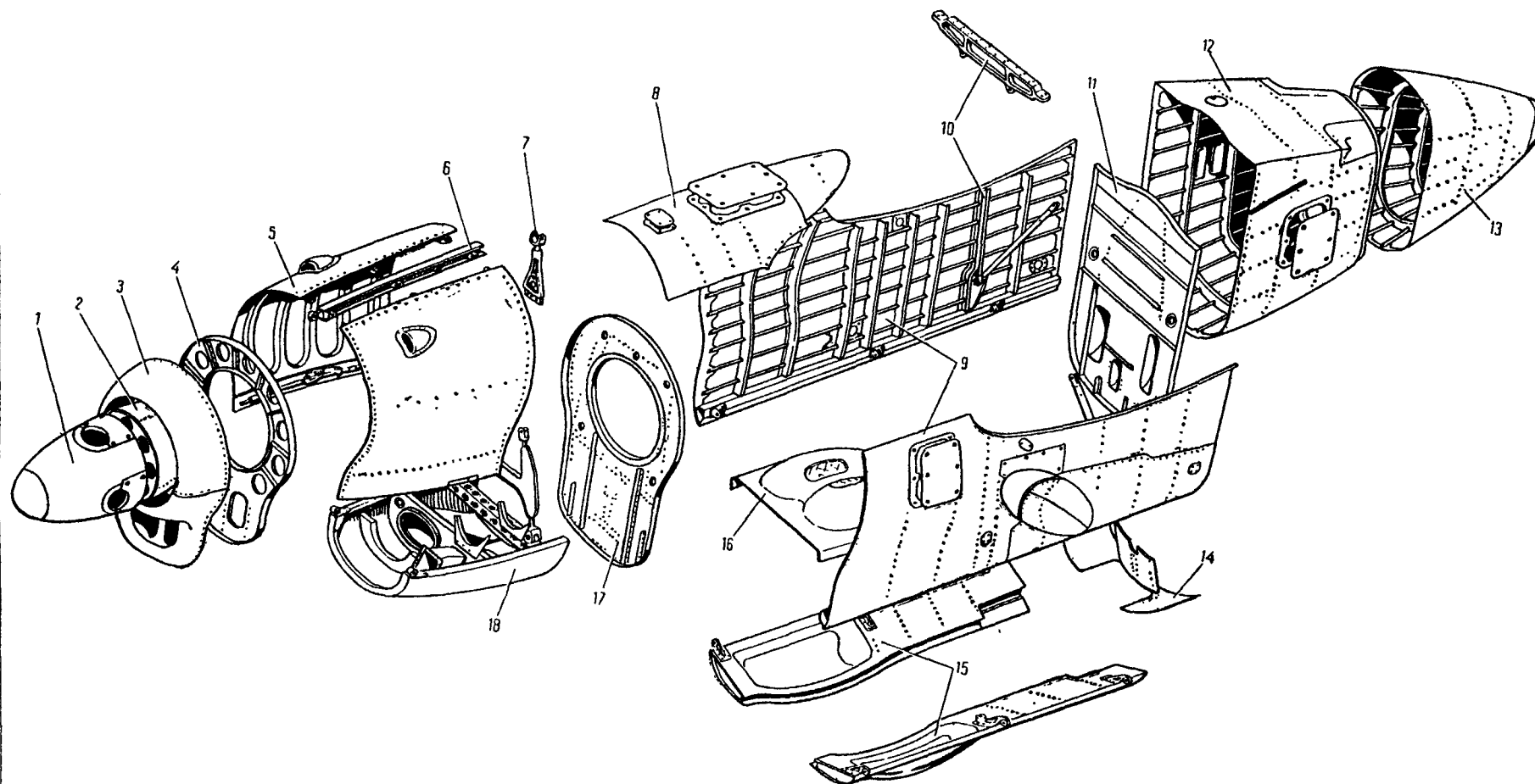
ОБТЕКАТЕЛЬ ВИНТА

Обтекатель служит для уменьшения сопротивления винта, для защиты его втулки от внешних повреждений и для профилирования входного канала двигателя

Обтекатель винта (фиг. 14) состоит из съемного обтекателя втулки винта, диска 7, четырех обтекателей 3 концы лопастей и четырех козырьков 5. Обтекатель втулки винта, представляющий собой обтекаемое тело вращения, состоит из обечайки 9, диафрагмы 11, обода 2 и профилей, склепанных между собой. Обечайка изготовлена из листов

сти обтекателя установлен элемент электрообогрева, соединенный со штепсельным разъемом. Разъем выполнен в виде двух штырей, которые при установке обтекателя на винт входят в отверстия втулки винта. На ободе обтекателя по окружности расположены двенадцать штырей для крепления обтекателя к диску В обшивке обтекателя имеются вырезы для лопастей. За лопастями вырезы закрываются козырьками, каждый из которых крепится к обечайке двумя замками.

Диск обтекателя винта (фиг. 15) выполнен из сплава МЛ5-Т4 и крепится четырьмя приливами 3 к шпилькам 6 корпуса втулки винта, проходящим в отверстия приливов. Для эластичной установки диска на втулке винта в отверстия приливов под шпильки вставлены резиновые амортизационные



Фиг. 13. Гондола левого двигателя в разобранном виде

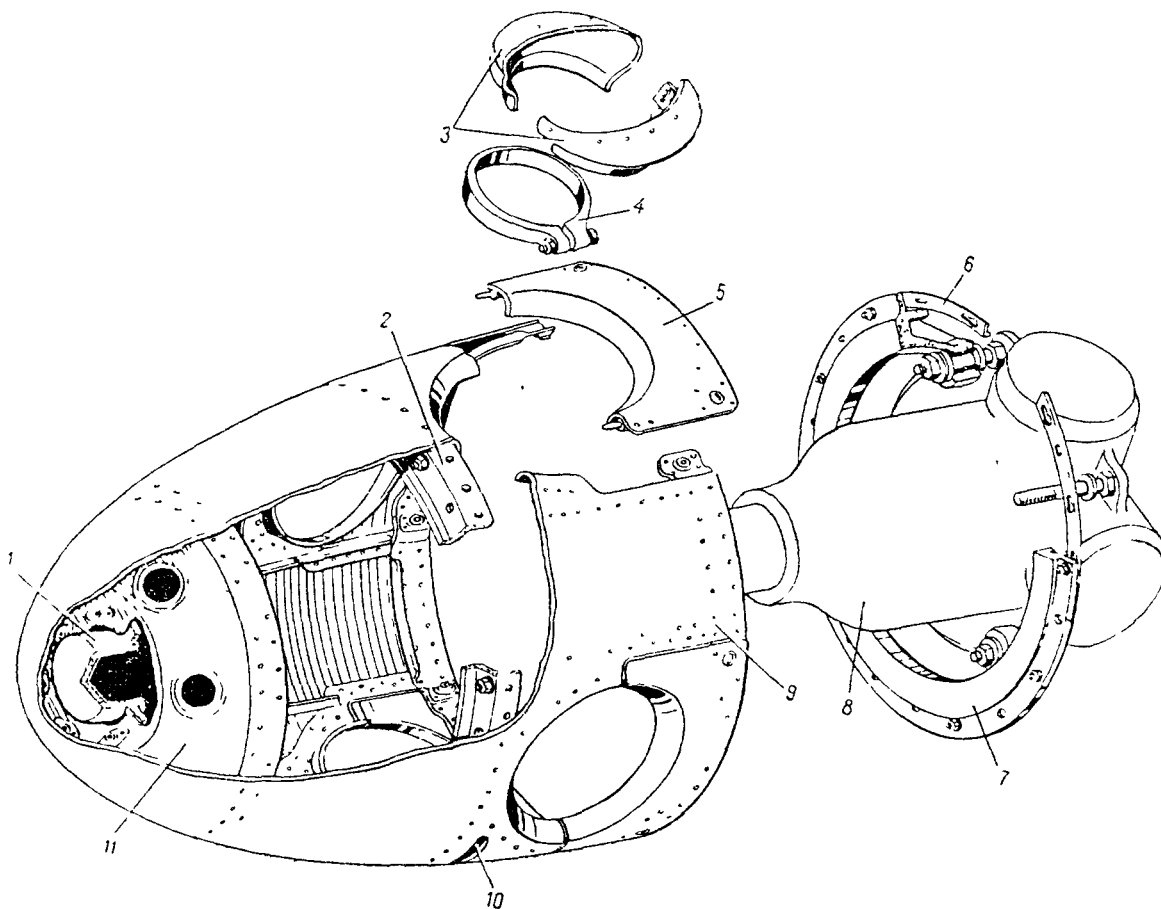
1 — обтекатель винта; 2 — обтекатель редуктора; 3 — воздухозаборник двигателя; 4 — шпангоут воздухозаборника; 5 — боковая крышка капота; 6 — верхняя балка; 7 — кронштейн крепления капота; 8 — верхняя панель; 9 — боковые панели; 10 — горизонтальная и вертикальная балки среднего силового шпангоута; 11 —

задний силовой шпангоут; 12 — передний отсек хвостовой части гондолы; 13 — обтекатель; 14 — щиток со створкой; 15 — створки шасси; 16 — экран колес шасси; 17 — передний силовой шпангоут; 18 — нижняя крышка капота.

втулки. Фиксация обтекателя втулки винта на диске осуществляется при помощи специального кольцевого замка 1. Замок, выполненный из стали 30ХГСА в виде кольца с фигурными прорезями, установлен на задней поверхности диска и прикреплен к нему болтами. Болты проходят через фигурные прорези кольца, что дает возможность проворачивать его относительно диска.

двух половин с разъемом по хорде лопасти. Вырез под лопасть в каждой половине обтекателя герметизируется резиновыми профилями. Обтекатель крепится к лопасти стяжным хомутом 4.

В собранном виде обтекатель винта балансируется на станке. Для исключения дисбаланса на ободе устанавливается специальный балансирующий грузик-пластина.



Фиг. 14. Обтекатель винта

1 — передняя опора; 2 — обод; 3 — обтекатель комля лопасти; 4 — хомут; 5 — козырек; 6 — кольцо-замок; 7 — диск; 8 — винт; 9 — обечайка; 10 — отверстие для ключа; 11 — диафрагма

Для установки съемного обтекателя на винт необходимо, предварительно совместив отверстия кольцевого замка и диска, вставить в них штыри съемного обтекателя, а затем повернуть замок. При этом края прорезей замка войдут под головки штырей и закрепят обтекатель на диске. Закрытое положение кольцевого замка фиксируется пружинным контрольным замком, установленным на диске. Поворот кольцевого замка осуществляется специальным ключом, который подводится через отверстие 10 в обечайке (см. фиг. 14); при этом контрольный замок отжимается. Для обозначения нужного направления движения ключа при повороте замка на обечайке возле отверстия под ключ нанесены стрелки с надписями «Открыто» и «Закрыто».

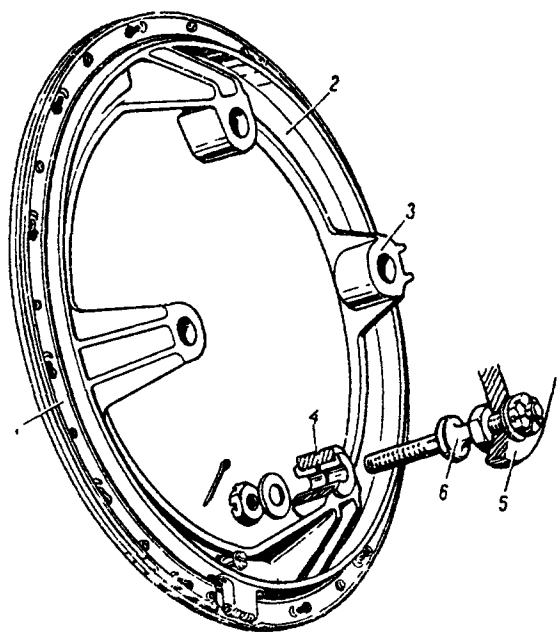
Обтекатель 3 обеспечивает плавное обтекание воздухом комлевой части лопасти винта. Обтекатель изготовлен из материала АМц-М. Он состоит из

ОБТЕКАТЕЛЬ РЕДУКТОРА ДВИГАТЕЛЯ

Обтекатель редуктора (фиг. 16), являясь продолжением теоретического обвода обтекателя винта, устанавливается на редукторе двигателя и образует внутренний обвод канала подвода воздуха к компрессору двигателя.

Обтекатель редуктора — клепаной конструкции. Он состоит из обшивки 5, подкрепленной одной поперечной и тремя продольными диафрагмами 1 и 2, а также двумя окантовочными профилями 3 и 6 кольцеобразной формы. Материал деталей — Д16-Т толщиной 0,8—1,0 мм. Задний окантовочный профиль изготовлен из МА5-Т4. Поперечная диафрагма 1 представляет собой стенку с отбортованными отверстиями для облегчения. К диафрагме приклепана кольцевая окантовка 7 с шестью отверстиями для прохода шпилек картера редуктора.

Обтекатель крепится к двигателю спереди на шести шпильках, а по заднему обрезу центрируется по кольцевой проточке заднего фланца картера редуктора восемью выступами 4 заднего окантовочного профиля.



Фиг. 15. Диск обтекателя винта

1 — кольцо-замок; 2 — диск; 3 — прилив; 4 — амортизационная втулка; 5 — кронштейн втулки винта, 6 — шпилька

КАПОТ

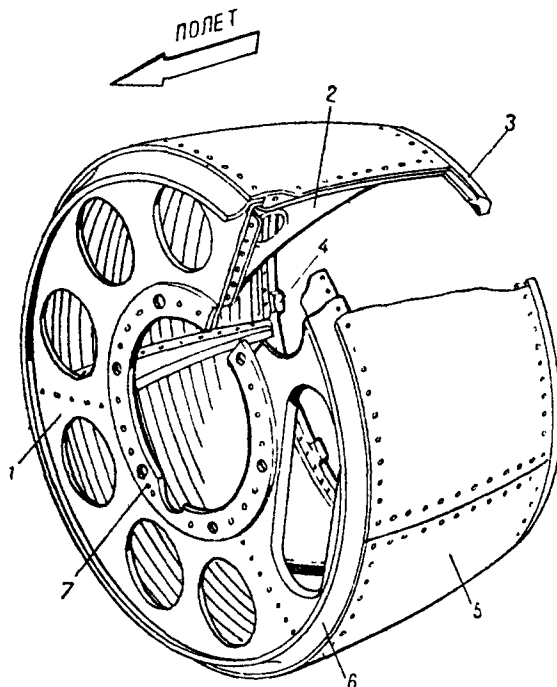
Капот (фиг. 17, 18) двигателя — съемный. Он включает в себя воздухозаборник 1, верхнюю балку 6, две откидывающиеся боковые крышки 2, обеспечивающие удобный подход к двигателю и его агрегатам, и нижнюю крышку 9.

Воздухозаборник 1 внутренней поверхностью вместе с обтекателем редуктора образует канал подвода воздуха к компрессору двигателя. В нижней части воздухозаборника имеются два заборника воздуха: справа — для воздушно-масляного радиатора, слева — для воздушно-воздушного радиатора системы кондиционирования воздуха в кабине.

Воздухозаборник — клепаной конструкции. Он состоит из продольного и поперечного наборов силовых элементов и обшивки. В силовой набор входят: шпангоут, диафрагмы, стыковочные угольники и подкрепляющие профили. Материал силовых элементов — дуралюмин Д16А-Т толщиной 0,8 мм. Обшивка выполнена из листового дуралюмина толщиной 0,8—1,2 мм. Носовая часть воздухозаборника имеет кольцевую камеру высотой 5 мм, образованную внешней и внутренней обшивками. Эта камера, соединенная с аналогичными камерами заборников воздушно-масляного и воздушно-воздушного радиаторов, образует общую камеру обогрева, в которую в условиях обледенения подается горячий воздух. К двум нижним заборникам приклепаны входные туннели радиаторов.

Воздухозаборник 1 крепится к фланцу лобового картера двигателя двенадцатью шпильками, ввернутыми во внутренний обод шпангоута. На болтах к задней стенке шпангоута прикреплены штампованные из АК6 кронштейны: верхний — для крепления балки 6 и два боковых — для крепления нижней крышки 9 капота. Кроме того, к стенке шпангоута приклепаны кронштейны из листового материала для крепления датчиков системы сигнализации пожара, датчиков сигнализации давления и других агрегатов. Для герметизации стыка между воздухозаборником и крышками капота по наружному ободу шпангоута установлен резиновый профиль, оклеенный полотном.

Верхняя балка (фиг. 19) служит для крепления боковых крышек капота. Балка — двутаврового сечения, склепана из двух продольных профилей из листового дуралюмина Д16-Т толщиной 1,5 мм. К полкам профилей сверху и снизу приклепаны ленты из Д16-Т толщиной 2 мм. К переднему концу балки на болтах прикреплен кронштейн 1 с амортизатором. Кронштейн соединяет балку с воздухозаборником. В задней части балки установлен амортизатор 5 для крепления к кронштейну на фланце компрессора. Амортизатор своим корпусом встав-



Фиг. 16. Обтекатель редуктора

1 — поперечная диафрагма; 2 — продольная диафрагма; 3 — задний окантовочный профиль; 4 — выступ заднего окантовочного профиля; 5 — обшивка; 6 — передний окантовочный профиль; 7 — кольцевая окантовка

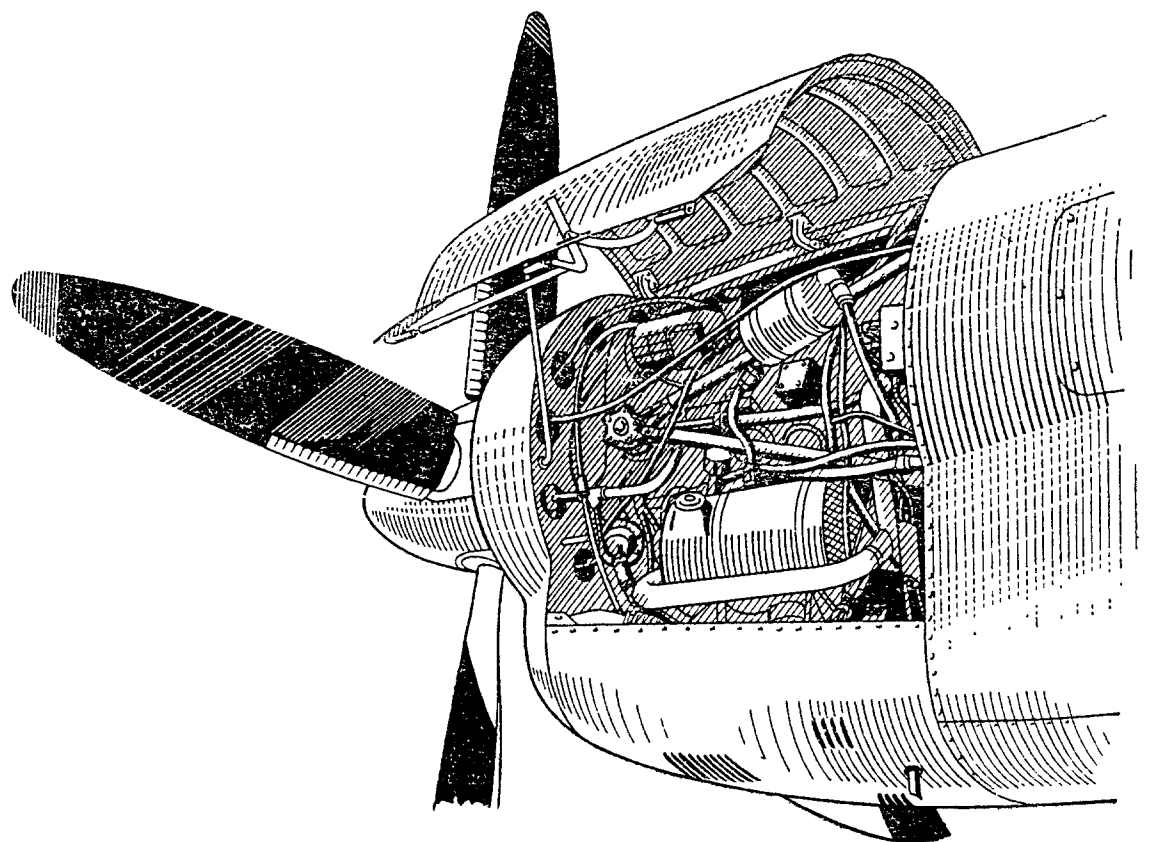
лен в стенку балки и прикреплен к ней болтами. При монтаже капота амортизатор вставляется в вилку кронштейна 7 (см. фиг. 18) и соединяется с ней болтом. Кронштейн — штампованный из АК6, вилка — стальная, ввернута на резьбе в торец кронштейна. Такая конструкция позволяет изменять длину кронштейна и регулировать положение балки.

при установке. Кронштейн крепится болтами к фланцу компрессора.

Для подвески боковых крышек капота на стенке верхней балки с двух сторон установлены на болтах три кронштейна 2, 3 и 6 (см. фиг. 19). Крышки подвешены к балке шарнирно, на быстросъемных болтах. Стыки между балкой и крышками уплотнены резиновой трубкой 4, обклеенной полотном. Трубка крепится болтами к балке.

крышке, другим — устанавливается в гнездо на шпангоуте воздухозаборника. При закрытом положении крышек подкосы закрепляются в пружинных гнездах.

Нижняя крышка капота (фиг. 21) — клепаной конструкции. Каркас состоит из поперечного и продольного наборов. В поперечный набор входят пять диафрагм, придающих крышке нужную форму, и клепаная балка 7 (фиг. 22). Диафрагмы прел-



Фиг. 17. Капот двигателя с открытой левой крышкой

Боковые крышки капота (см. фиг. 18) состоят из штампованного каркаса и обшивки, соединенных точечной сваркой. Материал каркаса — Д16А-Т толщиной 1 мм, обшивка выполнена из листов Д16А-Т толщиной 0,8 мм. Каркас крышки склепан из двух частей. В верхней части крышки капота на болтах установлены кронштейны подвески, отштампованные из АК6. Для уменьшения износа в отверстия кронштейнов запрессованы стальные втулки.

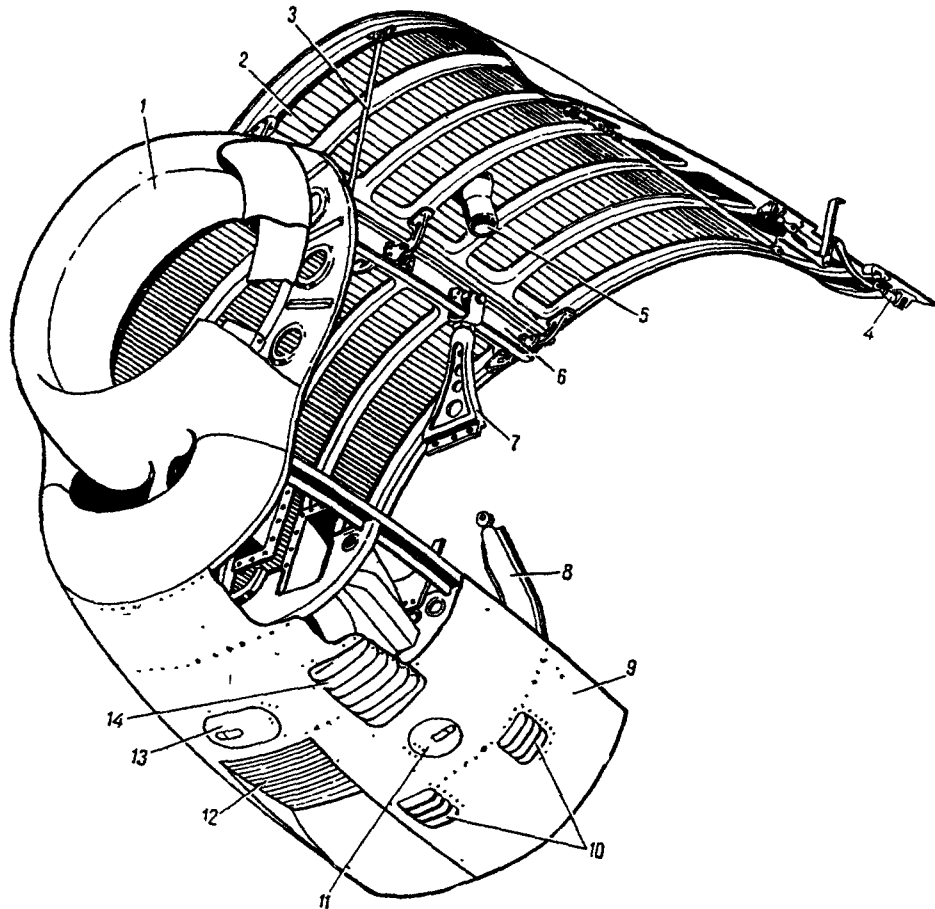
Для крепления крышек в закрытом положении на нижнем обрезе каждой крышки приклепан рычажно-штыревой замок (фиг. 20). Направляющие 2 штырей 3 установлены на болтах. Штыри замка при нажатии на рычаг 5 входят в отверстия трех кронштейнов 7, расположенных на продольных балках нижней крышки капота.

На каждой боковой крышке установлен воздухозаборник с патрубком 5 (см. фиг. 18) для обдува генераторов на двигателе. Крышки открываются вверх и удерживаются в таком положении подкосами 3. Подкос одним концом закреплен шарнирно на

ставляют собой штампованные стенки толщиной 1,0 мм, три из которых имеют отбортованные отверстия и вырезы. Балка — коробчатого сечения с отверстиями для облегчения в стенках. Продольный набор каркаса состоит из двух гнутых швеллерных балок 4 из листов Д16-Т толщиной 1,5 мм, приклепанных по краям крышки. Обшивка крышки выполнена из листа Д16-Т толщиной 0,8 мм.

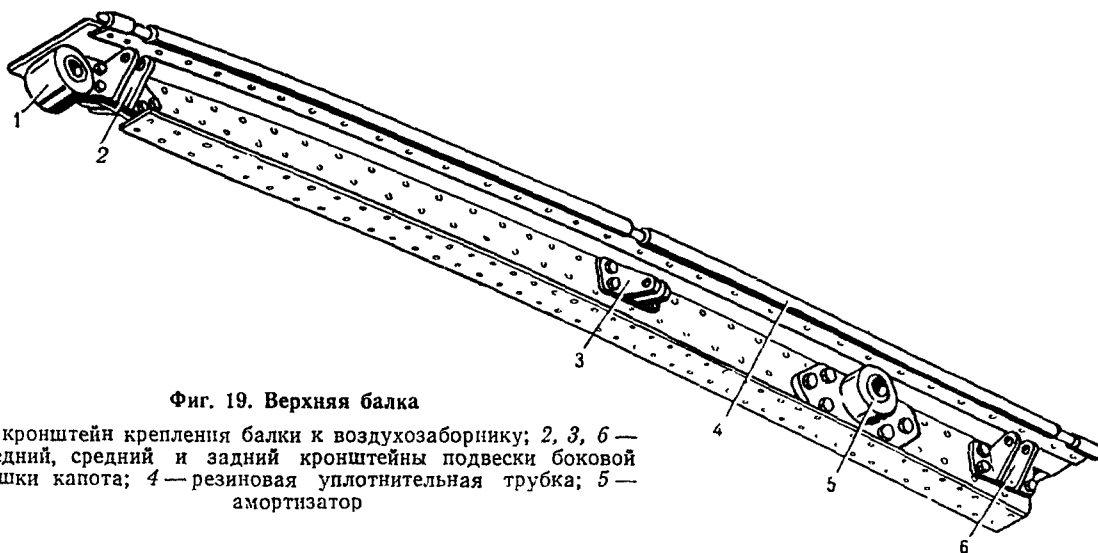
На нижней крышке капота устанавливаются масляный бак, воздушно-масляный радиатор 7 (фиг. 23) с выходным туннелем и заслонкой 9, воздуховоздушный радиатор с выходным туннелем, два турбохолодильника, флюгерный насос НФ2ТА-4-2 и электромеханизм МВР-2В управления заслонкой туннеля воздушно-масляного радиатора.

Выходной туннель маслорадиатора склепан с деталями крышки. Заслонка установлена на выходе из туннеля. В стенке туннеля сделан вырез для прохода штока электромеханизма к створке. Вырез по краям имеет направляющие для перемещения герметизирующей накладки при движении штока.



Фиг. 18. Капот двигателя

1 — воздухозаборник; 2 — боковая крышка; 3 — подкос; 4 — замок капота; 5 — парубок воздухозаборника обдува генератора; 6 — верхняя балка; 7, 8 — кронштейны крепления к двигателю верхней балки и нижней крышки капота; 9 — нижняя крышка капота; 10 — жалюзи для выхода воздуха из турбоохладителей; 11 — лючок для слива масла из маслобака; 12 — заслонка туннеля маслорадиатора; 13 — лючок для слива масла из маслорадиатора; 14 — жалюзи для выхода воздуха из туннеля воздухо-воздушного радиатора



Фиг. 19. Верхняя балка

1 — кронштейн крепления балки к воздухозаборнику; 2, 3, 6 — передний, средний и задний кронштейны подвески боковой крышки капота; 4 — резиновая уплотнительная трубка; 5 — амортизатор

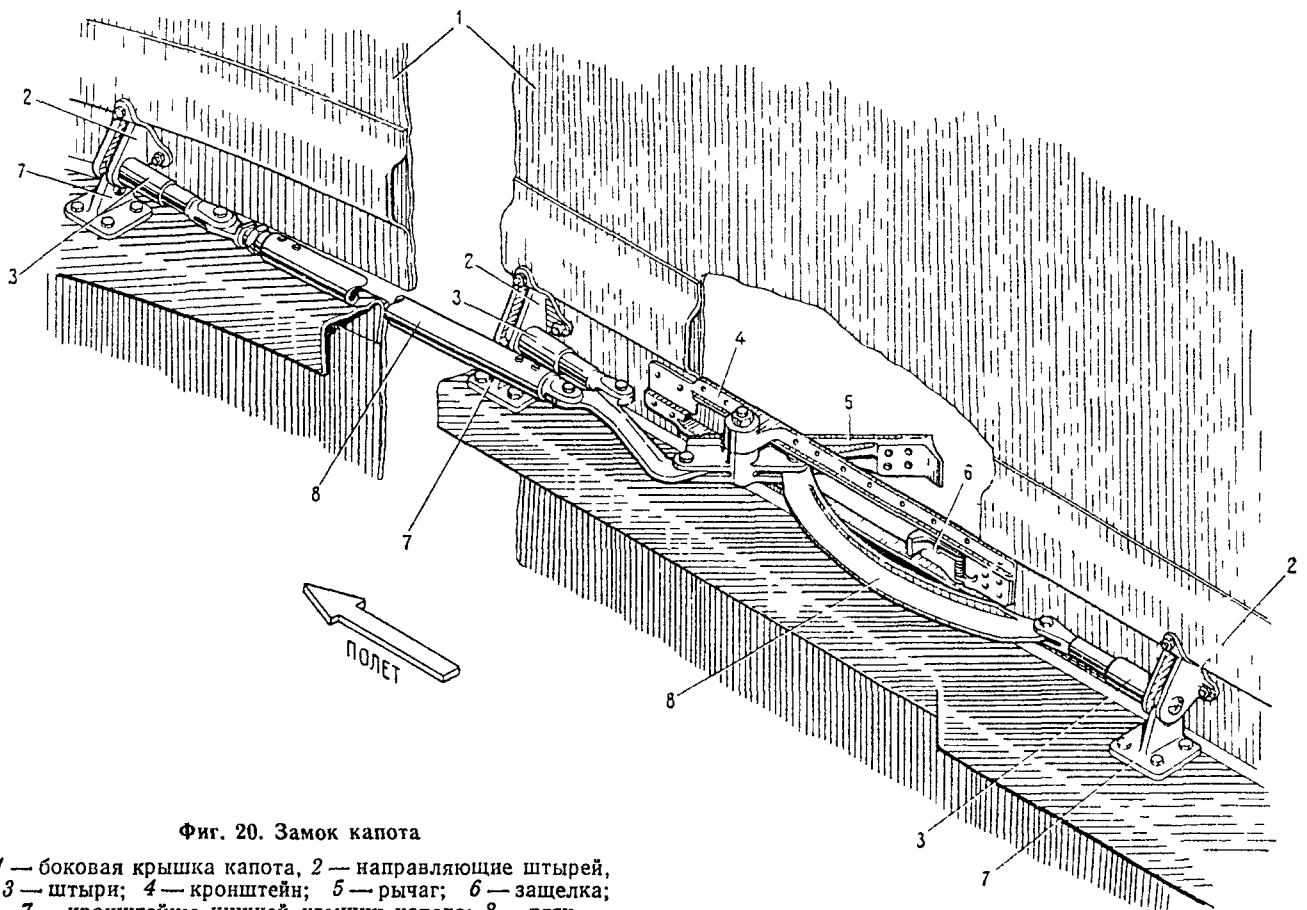
Выходной туннель воздушно-воздушного радиатора крепится к крышке винтами с анкерными гайками. Для выхода воздуха из туннеля в вырез обшивки на винтах вставлено нерегулируемое жалюзи 14 (см. фиг. 18). Для выхода воздуха, обдувающего турбохолодильники, в обшивку вклепаны еще два жалюзи 10.

На левой стороне нижней крышки капота к поперечной балке 7 (см. фиг. 22) и к диафрагме 3 приклепаны ложементы 9 для маслобака. Спереди на

СРЕДНЯЯ И ХВОСТОВАЯ ЧАСТИ ГОНДОЛЫ

Средняя и хвостовая части гондолы изготовлены по типу полумонокковой конструкции. Они состоят из каркаса и обшивки. В каркас входят шпангоуты, набор стрингеров, две нижние балки, окантовки, накладки, балочки, усиливающие профили и другие детали.

Средняя часть гондолы делится на следующие основные конструктивно-технологические узлы (см



Фиг. 20. Замок капота

1 — боковая крышка капота, 2 — направляющие штыри, 3 — штыри; 4 — кронштейн; 5 — рычаг; 6 — защелка; 7 — кронштейны нижней крышки капота; 8 — тяги

правой стороне крышки, к диафрагмам приклепаны ложементы 2 для маслорадиатора, а сзади, к диафрагме и балке — площадка для крепления блока топливных фильтров. Крышка имеет два лючка: лючок 13 (см. фиг. 18) — для слива масла из радиатора и для подогрева двигателя и лючок 11 — для слива масла из маслобака через сливной краник. Лючки закрываются крышками.

Нижняя крышка капота устанавливается на самолет со смонтированными на ней агрегатами и штампованным кронштейном 8. Спереди крышка крепится двумя болтами к воздухозаборнику двигателя и сзади — двумя болтами к двигателю через кронштейн 8.

Два кронштейна подвески крышки установлены на продольных и два — на поперечной балках. Кронштейны прикреплены к балкам болтами.

фиг. 13): силовые шпангоуты — передний 17 (первый), средний 10 (восьмой) и задний 11 (десятый); две боковые панели 9; верхняя панель 8, две большие створки шасси 15; щиток 14 с малой створкой шасси; защитные экраны.

Хвостовая часть гондолы состоит из переднего отсека 12 и обтекателя 13.

Силовые шпангоуты

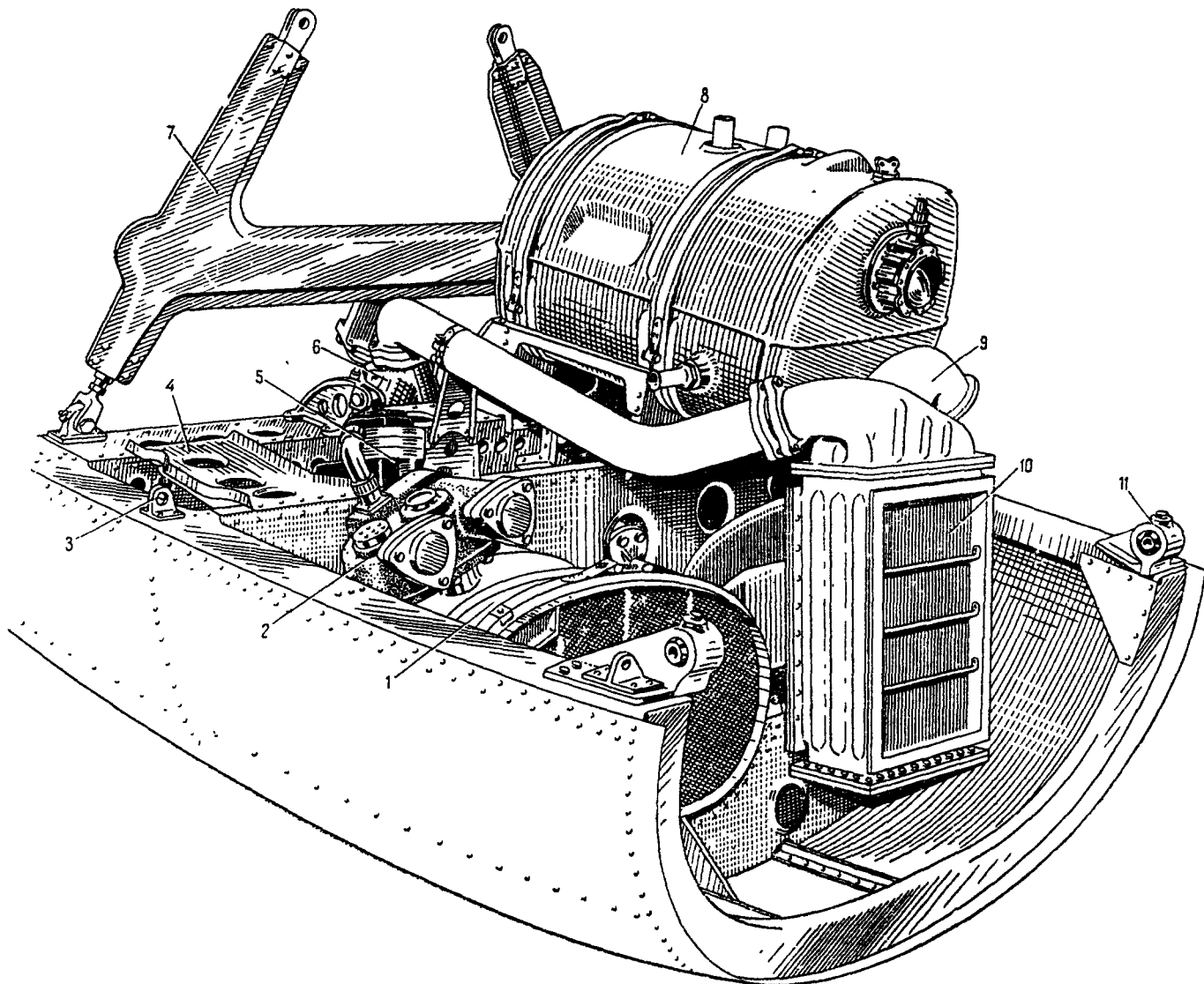
Передний силовой шпангоут 17 включен в силовую схему крепления рамы двигателя с фермой и является одновременно силовым элементом гондолы и противопожарной перегородкой. Шпангоут — клепаной конструкции, состоит из стенки и подкрепляющих профилей. Стенка сварена из трех титановых листов марки ОТ4 толщиной 0,6 мм.

По наружному контуру и внутреннему отверстию стенка шпангоута окантована уголковыми профилями. Для жесткости шпангоута к стенке приклепаны четыре горизонтальных и одиннадцать вертикальных профилей таврового и уголкового сечения.

Для крепления силового шпангоута с рамой к ферме в двух вертикальных профилях имеются че-

АРТМ-52. На задней стороне стенки шпангоута устанавливаются замок больших створок шасси и агрегаты системы регулирования двигателя (УРТ-24А, УКО-24Б, ДДП1-1000А).

По наружному контуру к заднему профилю обода шпангоута приклепывается обшивка верхней и боковых панелей шпангоута. Н. переднем профиле



Фиг. 21. Нижняя крышка капота с установленными на ней агрегатами

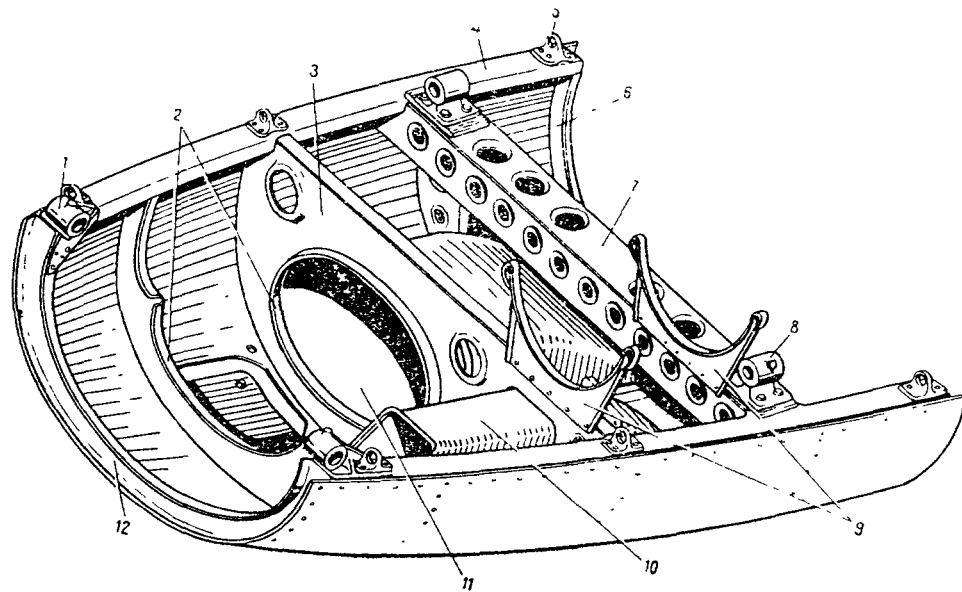
1 — маслорадиатор; 2 — терморегулятор (изд. 1074); 3 — кронштейн для штыря замка капота; 4 — площадка для установки топливных фильтров; 5 — электромеханизм МВР-2В управления заслонкой маслорадиатора; 6 — турбохолодильник; 7 — кронштейн крепления нижней крышки капота; 8 — маслобак; 9 — патрубок турбохолодильника для подвода горячего воздуха от двигателя; 10 — воздухо-воздушный радиатор; 11 — передний кронштейн крепления нижней крышки

тыре отверстия диаметром 24 мм. В эти отверстия устанавливаются силовые болты и шпильки. По оси симметрии в верхней части шпангоута приклепана площадка с отверстием диаметром 24 мм для пятого болта соединения фермы со шпангоутом и рамой.

На стенке шпангоута устанавливаются штепсельные разъемы электромагистралей, разъемы трубопроводов гидравлической, топливной и высотной систем. С левой стороны шпангоута через стенку проходят тросы управления двигателем. Там же установлена коробка (изд. 1100) управления системой

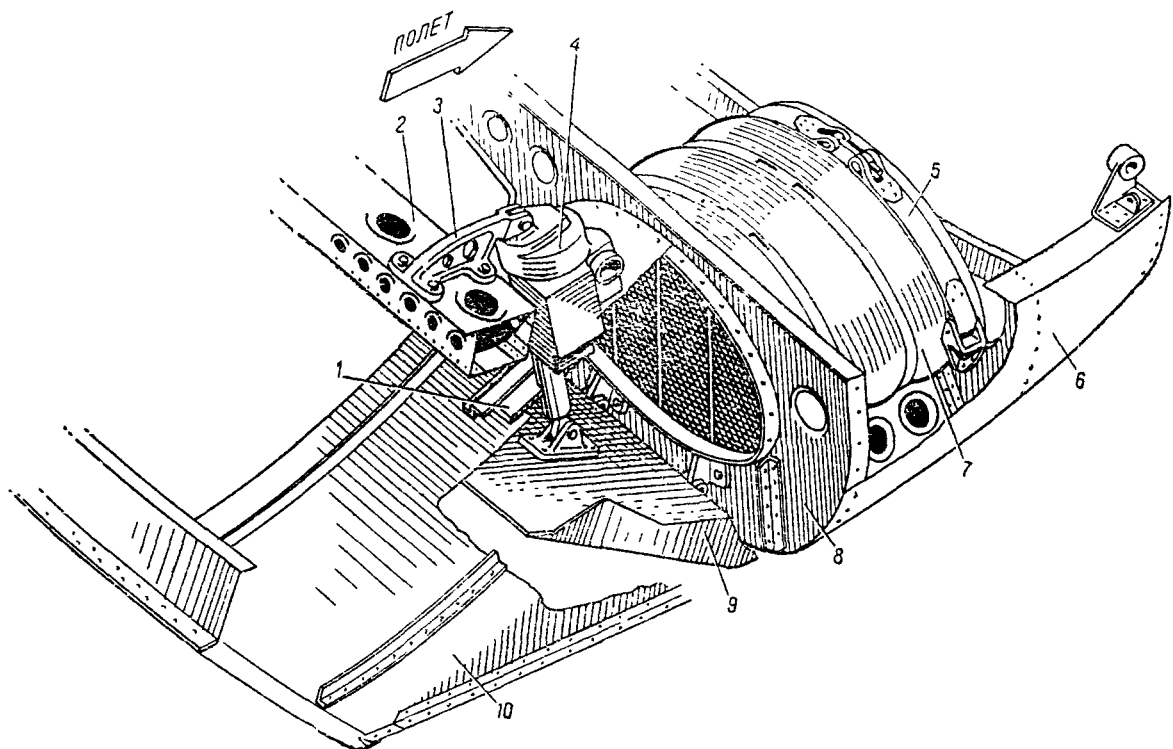
обода в верхней и нижней частях шпангоута устанавливаются резиновые трубки, которые герметизируют щели между силовой частью гондолы и капотом.

Средний силовой шпангоут служит для крепления боковых панелей и нижних продольных балок к центроплану. Шпангоут (фиг. 24) состоит из двух вертикальных клепаных балок, входящих в конструкцию боковых панелей гондолы, горизонтальной штампованной балки и двух трубчатых подкосов.



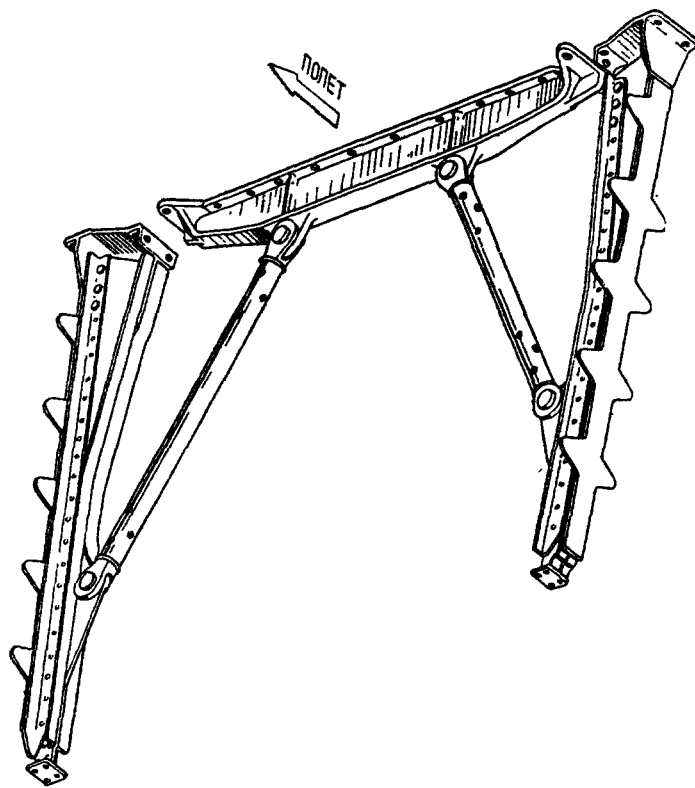
Фиг. 22. Нижняя крышка капота

1 — кронштейн для крепления нижней крышки к воздухозаборнику двигателя; 2 — ложементы для маслорадиатора; 3 — средняя диафрагма; 4 — продольная балка; 5 — кронштейн под штырь замка капота; 6 — задняя диафрагма; 7 — поперечная балка; 8 — кронштейн для крепления нижней крышки к двигателю; 9 — ложементы для маслобака; 10 — выходной туннель воздушно-воздушного радиатора; 11 — выходной туннель маслорадиатора; 12 — передняя диафрагма

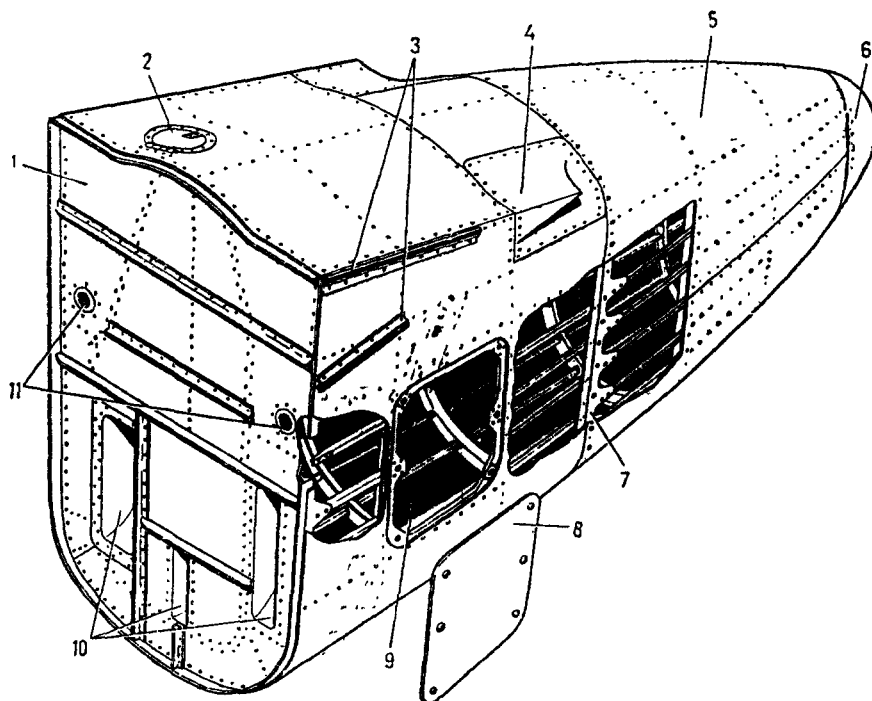


Фиг. 23. Установка маслорадиатора и механизма управления створкой

1 — герметизирующая накладка; 2 — балка; 3 — кронштейн крепления электромеханизма; 4 — электромеханизм МВР-2В; 5 — лента крепления радиатора; 6 — нижняя крышка капота; 7 — маслорадиатор; 8 — диафрагма; 9 — заслонка туннеля маслорадиатора; 10 — выходной туннель маслорадиатора



Фиг. 24. Средний силовой шпангоут



Фиг. 25. Хвостовая часть левой гондолы

1 — задний силовой шпангоут; 2 — лючок для доступа к горловине водяного бака; 3 — герметизирующие валики; 4 — накладной лист; 5 — обтекатель хвостовой части гондолы; 6 — законцовка гондолы; 7 — тринадцатый шпангоут; 8 — крышка люка; 9 — люк для осмотра агрегатов; 10 — вырезы для прохода деталей механизмов створок шасси; 11 — окантованные отверстия для подкосов платформы огнетушителей

Вертикальная балка — двутаврового сечения, состоит из стенки и четырех приклепанных к ней угловых профилей. В нижней части на болтах установлено ухо с шаровым подшипником для крепления нижнего конца подкоса. Вертикальные балки по контуру приклепываются к боковым панелям гондолы и крепятся с помощью фитингов и болтов к нижней панели центроплана и к поясам усиленных нервюр. К нижним концам вертикальных балок крепятся нижние продольные балки гондолы.

Горизонтальная балка — двутаврового сечения, отштампована из АК6. Балка имеет два уха с шаровыми подшипниками для крепления верхних концов подкосов и два ряда отверстий в верхней полке для болтов крепления к нижней панели центроплана по стрингеру 7.

Подкосы выполнены из труб Д16-Т диаметром $30 \times 2,5$ мм со стальными вилками (из 30ХГСА) на концах. Соединительные болты — стальные, диаметром 10 мм.

Задний силовой шпангоут 11 (см. фиг. 13) является силовым элементом гондолы и одновременно противопожарной перегородкой между средней частью гондолы, где размещена выхлопная труба двигателя, и хвостовой частью гондолы, где устанавливаются турбоагрегат (правая гондола) или противопожарное оборудование и агрегаты гидросистемы (левая гондола).

Стенка шпангоута правой гондолы сварена из двух титановых листов ОТ4 толщиной 0,6 мм. Стенка шпангоута левой гондолы выполнена из листа Д16А-Т толщиной 0,8 мм. По контуру к стенкам приклепаны дуралюминовые профили таврового сечения, а по обоим сторонам для жесткости — вертикальные и горизонтальные угловые профили. В стенке шпангоута сделаны вырезы 10 (фиг. 25), закрытые приклепанными к их краям кожухами. Три выреза служат для прохода деталей механизмов створок шасси, выступающих за пределы отсека. В четвертый вырез, имеющийся только в стенке шпангоута правой гондолы, входит выступающий из хвостового отсека патрубок обдува турбоагрегата.

Кожухи изготовлены из листов АМц-М толщиной 1,0 мм у левой гондолы и из листов 1Х18Н9Т толщиной 0,8—1,0 мм у правой гондолы. Кроме вырезов, закрытых кожухами, в стенках шпангоутов имеются по два окантованных отверстия 11 для подкосов подвески платформ, на которых устанавливаются турбоагрегат и огнетушители.

Задний силовой шпангоут приклепан к обшивке боковых панелей и крепится болтами через накладку к торцам нижних продольных балок. Одновременно этими же болтами к стенке шпангоута и к продольным балкам крепятся два узла подвески платформ. К шпангоуту по контуру приклепана также хвостовая часть гондолы. Вверху стенка шпангоута приклепана к обшивке хвостовой части центроплана.

Панели гондолы

Боковые панели (фиг. 26) — клепано-сварной конструкции, состоят из обшивки, поперечного и продольного наборов. Обшивка панели, располо-

женной со стороны фюзеляжа, выполнена из трех листов Д16А-Т толщиной 0,8 мм, склепанных между собой. Обшивка внешней панели склепана из двух листов.

Поперечный набор каждой панели состоит из семи шпангоутов. Кроме того, в поперечный набор входят три силовых шпангоута. Шпангоуты панелей z-образного и таврового сечений выполнены из листового материала и пресованных профилей. Ободы шпангоутов приклепаны к обшивке панелей. В местах установки силовых шпангоутов к обшивке приварены фасонные накладки из листового материала.

Продольный набор панели состоит из семи стрингеров углового сечения и нижней продольной балки, являющейся силовым элементом гондолы. Стрингеры сварены с обшивкой панели точечной сваркой на клею. Нижняя балка — клепаной конструкции. Балка приклепана к обшивке панелей и, при помощи книц, к шпангоутам. К силовым шпангоутам балка крепится болтами. На балке укреплены болтами три узла для подвески большой створки шасси. Для герметизации щели между створкой и балкой на балке установлен резиновый профиль.

Вверху к обшивке боковых панелей приклепаны стыковые профили углового сечения, с помощью которых панели крепятся винтами к нижней панели центроплана.

В боковых панелях имеются по четыре люка. К краям вырезов под люки приварены окантовки с гнездами для винтовых замков крышек. Передний люк большой, имеет прямоугольную форму. Его крышка состоит из обшивки и штампованного каркаса, сваренных между собой точечной сваркой. Остальные люки небольшие, круглой формы, с обычными крышками из листового материала, с винтовыми замками.

Передний люк служит для подхода к стыкам силовой фермы, выхлопной трубы, к термопарам двигателя и их соединительным колодкам, а на внутренних панелях — также для доступа к перекрывному топливному крану. Малые люки предназначены для подхода к узлам шасси: к цапфе подкоса, к траверсе амортизационной стойки и к цапфе механизма управления створками шасси. Кроме указанных люков, внутренняя боковая панель правой гондолы имеет еще один люк, в нише которого установлен щиток с бортовыми штуцерами гидросистемы.

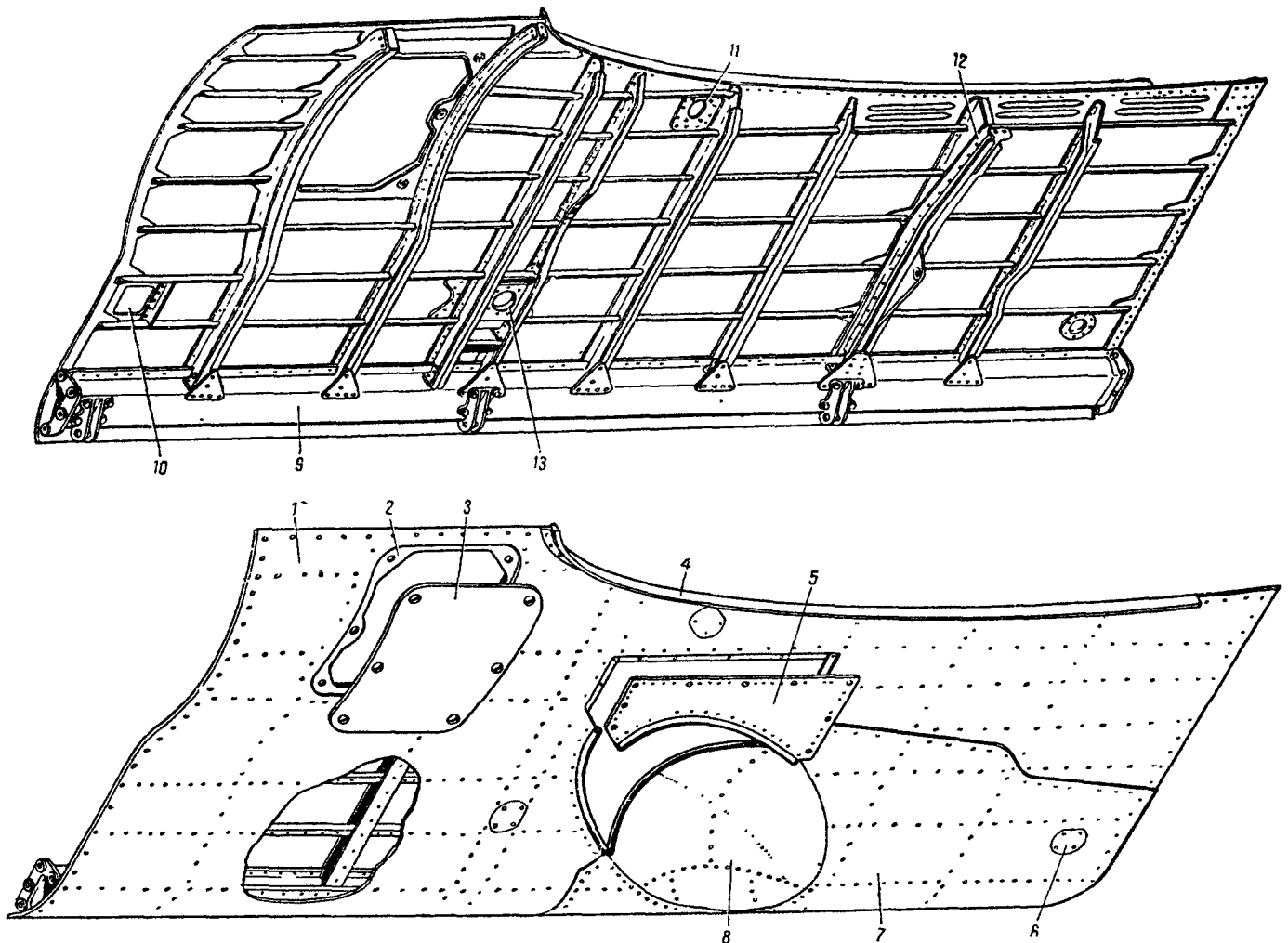
Внешние панели отличаются от внутренних наличием выреза под выхлопную трубу и материалом обшивки за ним, а правые от левых — наличием воздухозаборника с патрубком подачи воздуха на обдув горячей части двигателя. Воздухозаборник приклепан внизу, в передней части панели. Вырез под выхлопную трубу находится в средней части панели. Верхняя часть выреза после установки выхлопной трубы закрывается крышкой на винтах. В нижней части выреза установлен сварной козырек из листов ОТ4 толщиной 0,6 мм. Вырез частично окантован герметизирующим валиком из теплостойкого материала (стеклоткань и стекловата). Для предупреждения возможности разрушения панели горя-

чими выхлопными газами ее обшивка за вырезом выполнена из титановых листов.

Верхняя панель гондолы (фиг. 27) склепана из дуралюминовой обшивки толщиной 0,8 мм и каркаса. Каркас состоит из трех шпангоутов z-образного сечения, окантовок из листового дуралюмина Д16-Т по краям панели, окантовок под люки и семи стрингеров из угловых профилей Д16-Т.

Створки шасси

Большие створки шасси имеют в плане прямоугольную форму (фиг. 28). В створках сделаны углубления для колес при убранном положении шасси и вырезы для прохода подкоса при закрытых створках и выпущенном шасси. Вырезы закрываются дополнительными створками.



Фиг. 26. Боковые панели гондолы левого двигателя

1 — внешняя панель; 2 — люк; 3 — крышка люка; 4 — стыковочный профиль; 5 — крышка выреза под выхлопную трубу; 6, 11, 13 — эксплуатационные лючки; 7 — участок обшивки из титановых листов; 8 — козырек; 9 — продольная балка; 10 — вырез под воздухозаборник обдува горячей части двигателя; 12 — боковая часть среднего силового шпангоута

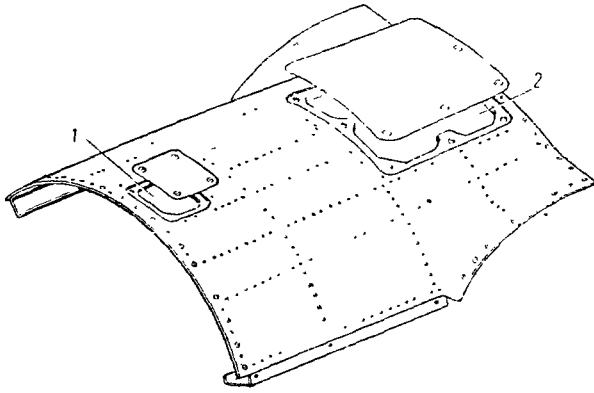
Стрингеры и окантовки приварены и приклепаны к обшивке, шпангоуты приклепаны.

На панели имеются два люка — передний и задний. Передний люк служит для подхода к верхнему узлу силовой фермы и к штепсельным разъемам электромагистралей на переднем силовом шпангоуте. Задний люк служит для подходов к коммуникациям систем, проходящим из носовой части центроплана в гондолы двигателей. Крышки люков крепятся к панели винтовыми замками.

Верхняя панель крепится винтами к переднему силовому шпангоуту, к носку центроплана и к боковым панелям гондолы.

Большие створки — клепаной конструкции. Каждая створка состоит из обшивки и каркаса. Обшивка выполнена из дуралюмина Д16А-Т толщиной 1,2 мм. Каркас состоит из продольного дуралюминового лонжерона швеллерного сечения, шести штампованных нервюр, фигурной листовой штамповки и ряда книц и накладок. Изнутри каркас каждой створки зашит листами из дуралюмина Д16А-Т толщиной 0,8 мм. Створки подвешены к нижним продольным балкам гондолы, на трех кронштейнах каждая. Кронштейны имеют шаровые подшипники в проушинах и к створкам крепятся болтами. В передней части створок уста-

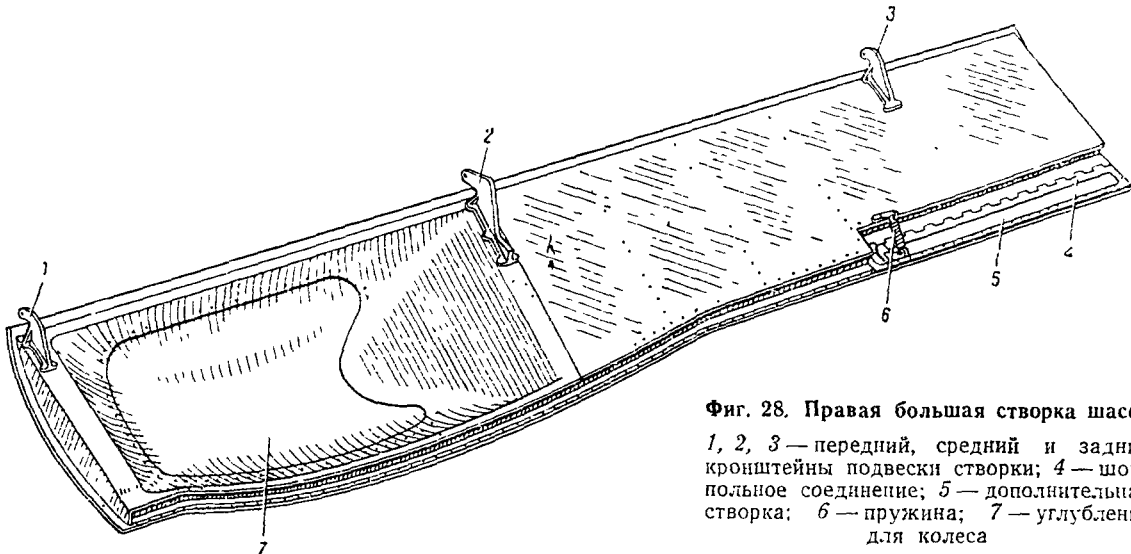
повлены скобы для крюков замка створок. Для герметизации по краям к створкам приклепана войлочная лента толщиной 5 мм, подкрепленная бульбовым профилем из Д16-Т.



Фиг. 27. Верхняя панель gondoly

1 — люк для подхода к верхнему узлу фермы крепления двигателя и к штупсельным разъемам электрожгутов; 2 — люк для подхода к коммуникациям двигателя

Дополнительные створки также прямоугольной формы. Каждая створка состоит из обшивки и каркаса, изготовленных из дуралюмина Д16А-Т толщиной 0,8 и 1,0 мм. Для герметизации стыков к створкам приклепан резиновый профиль. Дополнительные створки установлены в вырезах больших створок и крепятся к ним на петлях с шомполами. В закрытом положении створки удерживаются пружиной, укрепленной концами на кронштейнах большой и дополнительной створки.



Фиг. 28. Правая большая створка шасси

1, 2, 3 — передний, средний и задний кронштейны подвески створки; 4 — шомпольное соединение; 5 — дополнительная створка; 6 — пружина; 7 — углубление для колеса

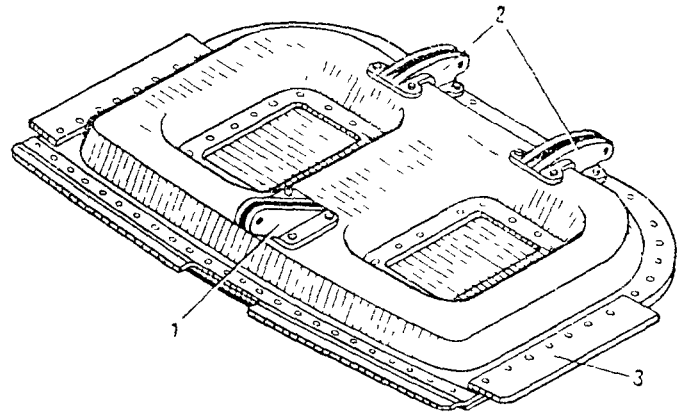
Вырез между большими створками и хвостовой частью gondoly закрыт щитком 14 (см. фиг. 13) с малой створкой. Щиток — клепаной конструкции, состоит из обшивки, двух диафрагм и окантовочных профилей из листового дуралюмина Д16А-Т. Спереди щиток имеет вырез для малой створки.

Для уплотнения стыка с большими створками на щитке винтами с анкерными гайками закреплен ре-

зиновый профиль, а для уплотнения стыка с малой створкой к краям выреза в щитке приклепана резиновая лента.

Щиток приклепывается к боковым панелям и ободу заднего силового шпангоута. Оба кронштейна крепления малой створки установлены на четырех- и пятимиллиметровых стальных болтах. Под кронштейны подложены текстолитовые вкладыши.

Малая створка (фиг. 29) крепится шарнирно к ободу заднего силового шпангоута на двух кронштейнах. Кронштейны установлены на болтах.



Фиг. 29. Малая створка шасси

1 — кронштейн для тяги управления створкой; 2 — кронштейны подвески створки; 3 — уплотняющая накладка

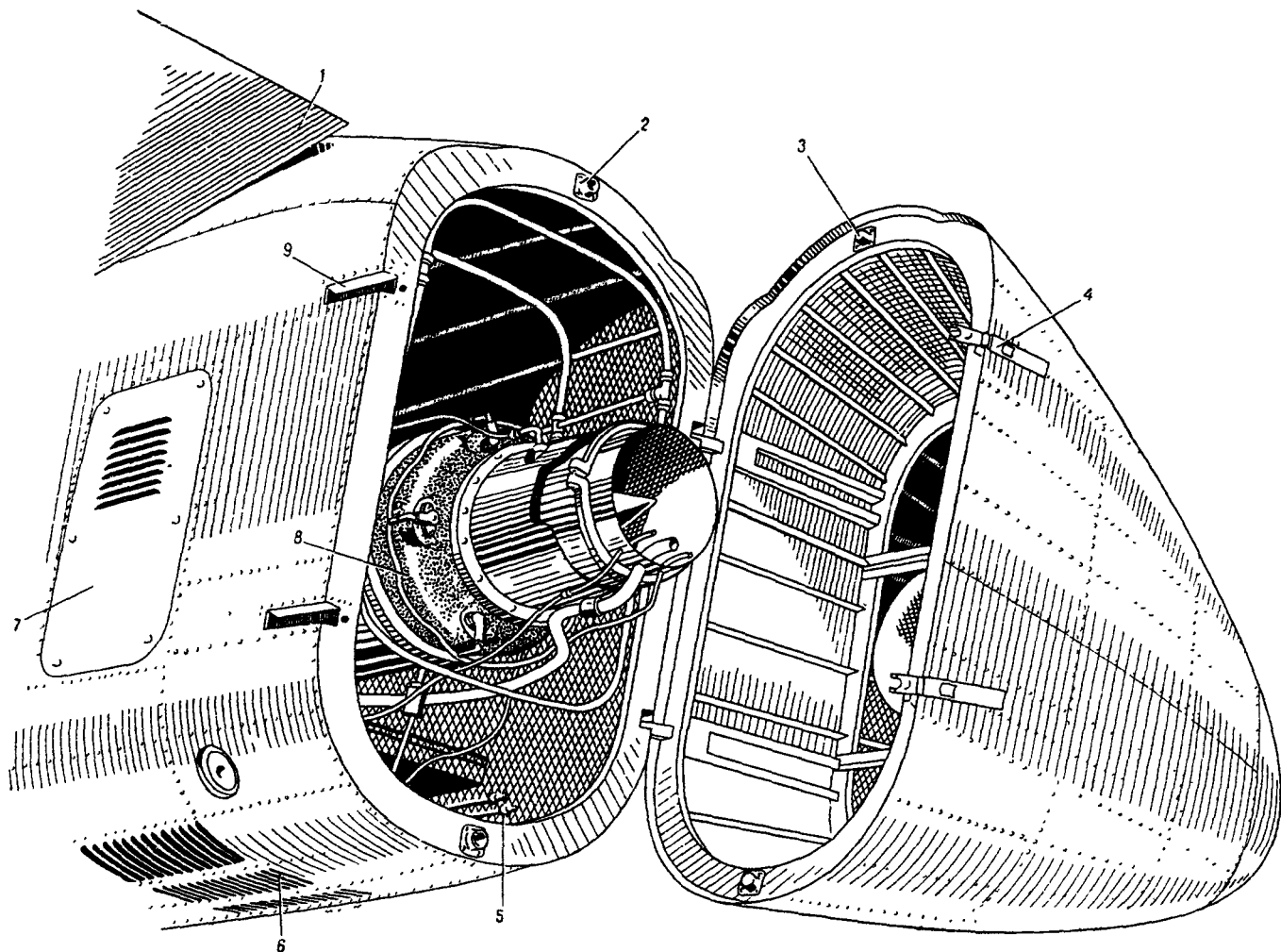
Створка — клепаной конструкции, состоит из обшивки и штампованного каркаса, изготовленных из листового дуралюмина Д16А-Т толщиной 0,8 мм. Спереди к створке болтами прикреплен кронштейн для тяги управления створкой.

Хвостовая часть gondoly

Хвостовая часть gondoly (см. фиг. 25) — клепаной конструкции, состоит из каркаса и обшивки. Каркас образован набором шпангоутов и стрингеров. Шпангоуты z-образного сечения, из листового дуралюмина Д16А-Т толщиной 1,0 и 1,2 мм. Стрингеры изготовлены из прессованных уголкового про-

филей из Д16Т и приклепаны к крайним шпангоутам и к окантовкам люков. Обшивка выполнена из листов Д16А-Т толщиной 0,6 и 0,8 мм и приклепана к каркасу. В местах подхода закрылков для заполнения щели между гондолой и закрылками на обшивке установлены накладной лист 4 и два валика герметизации 3 по нижнему и верхнему контурам профиля закрылка.

на двух кронштейнах, установленных на правом борту переднего отсека. При обслуживании турбоагрегата обтекатель откидывается вправо (фиг. 30). В закрытом положении обтекатель центрируется четырьмя штырями и фиксируется двумя замками (фиг. 31). Штыри установлены на торце обтекателя и входят в ответные гнезда на последнем шпангоуте переднего отсека хвостовой части гондолы.



Фиг. 30. Хвостовая часть правой гондолы с откинутым обтекателем

1 — закрылок; 2 — гнездо под центрирующий штырь; 3 — центрирующий штырь; 4 — замок; 5 — сливные краны; 6 — жалюзи; 7 — эксплуатационный люк; 8 — турбоагрегат ТГ-16; 9 — гнездо замка

По шпангоуту 13 передний отсек 12 (см. фиг. 13) хвостовой части гондолы состыкован с обтекателем 13. К заднему шпангоуту обтекателя приклепана законцовка 6 (см. фиг. 25). Законцовка склепана из двух половин, выштампованных из листового дуралюмина Д16А-Т толщиной 1,0 мм.

В переднем отсеке хвостовой части каждой гондолы установлена платформа. На платформе в левой гондоле установлены огнетушители ОС-8М, а в правой — турбоагрегат ТГ-16. Кроме того, на стенке силового шпангоута установлен водяной бак системы впрыска воды в двигатель. Для удобства доступа к агрегатам, расположенным в передних отсеках, обтекатель правой гондолы выполнен откидным, а обтекатель левой гондолы — съемным.

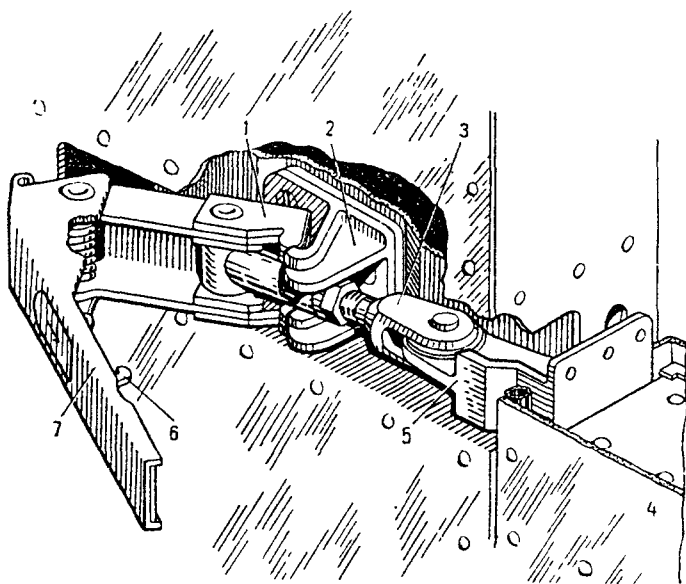
Обтекатель правой гондолы крепится шарнирно

Обтекатель левой гондолы крепится к переднему отсеку винтами с анкерными гайками.

В каждом борту хвостовой части левой и правой гондол между шпангоутами 11—12 имеется люк 9 (см. фиг. 25) для осмотра агрегатов и оборудования, установленных внутри отсека. По конструкции люки аналогичны передним люкам боковых панелей гондолы. Сверху между шпангоутами 10—11 расположен небольшой лючок для заправки водяного бачка.

У правой гондолы на нижней обшивке между шпангоутами 11—12 и на крышках бортовых люков имеются жалюзи для поступления воздуха к турбоагрегату ТГ-16. В обшивку левого борта между шпангоутами 10—11 вклепаны жалюзи с патрубком для выхода горячего воздуха от генератора турбоагрегата. На правом борту между шпангоутами

15—16 сделан овальный вырез для выхлопной трубы ТГ-16. Вырез окантован накладкой из листовой стали 1Х18Н9Т толщиной 1,0 мм, приклепанной стальными заклепками. Щель между трубой и вырезом герметизируется термостойким материалом.



Фиг. 31. Замок обтекателя хвостовой части правой гондолы
1 — захват; 2 — упор в гнезде замка; 3 — тяга; 4 — обшивка откидного обтекателя; 5 — кронштейн; 6 — защелка; 7 — ручка

На правой гондole установлены штепсельные разъемы для подключения к самолету наземных источников электропитания. Разъемы установлены в нижней части между шпангоутами 10—11 и 12—13.

Защитные экраны и противопожарная перегородка

Защитные экраны

Для защиты пневматиков колес шасси от высоких температур в гондole под горячей частью двигателя и выхлопной трубой, между шпангоутами 1—4, установлен экран (перегородка) из листового дуралюмина Д16-Т. Экран (фиг. 32) состоит из двух частей: передней — несъемной и задней — откидной. Передняя часть экрана выполнена из листа толщиной 1,2 мм и приклепана к переднему силовому шпангоуту и к специальным профилям на боковых панелях. В передней части экрана имеются отверстия для прохода трубы 4 обдува горячей части двигателя, для электропроводов, тросов и роликов управления замком створок шасси.

Задняя часть экрана сварена точечной сваркой из двух листов толщиной 1,0 мм со штампованными углублениями для колес. Сзади она шарнирно подвешена на петле, приклепанной к поперечной балке, и крепится винтами с анкерными гайками к несъемной части экрана и к профилям на боковых панелях гондолы. Профили крепления экрана — уголкового сечения из дуралюмина Д16-Т, приклепаны к шпангоутам гондолы. На профилях установлены анкерные гайки. Поперечная балка установлена на шпангоуте 4. Балка склепана из двух уголкового профиля и стенки с отверстиями для облегчения.

При вывернутых винтах задняя часть экрана опускается на петле вниз и открывает доступ к нижней части двигателя и к выхлопной трубе. Для доступа к термopарам двигателя в углублениях экрана имеются лючки, закрытые плащпалаточной тканью на винтах.

Для защиты центроплана крыла от нагрева горячей частью двигателя и выхлопной трубой, а также для защиты его при пожаре на двигателе на носке и нижней панели центроплана устанавливаются экраны из титанового сплава ОТ4 (фиг. 33).

Экран носовой части центроплана состоит из четырех частей. Каждая часть экрана представляет собой стенку толщиной 0,6 мм с окантовками из листового материала толщиной 0,6 и 0,8 мм, приваренными по краям точечной сваркой. Передняя часть экрана приклепана к верхней панели гондолы. Остальные части экрана крепятся винтами к носовой части и нижней панели центроплана. Между собой части экрана соединяются на винтах с анкерными гайками.

В экране имеются отверстия для прохода подкосов фермы крепления двигателя, жгутов электроприводов, тросов управления двигателем и трубопроводов различных систем. Отверстия окантованы титановыми гнутыми профилями или накладками из текстолита ПТК толщиной 3 мм. К окантовкам отверстий больших диаметров под электрожгуты и трубопроводы высотной системы приклепаны коврики (гасхлы) герметизации из асбестовой ткани КВ-3 и стеганой стеклоткани АСТТ(б). Коврики зашнурованы проволокой КОК диаметром 1,2 мм. На окантовках отверстий для подкосов фермы приклепаны полосы из асбестовой ткани КВ-3. Кроме отверстий, в экране имеются окантованные вырезы под стрингеры и балочки верхней панели гондолы и кронштейны, расположенные на нижней панели центроплана.

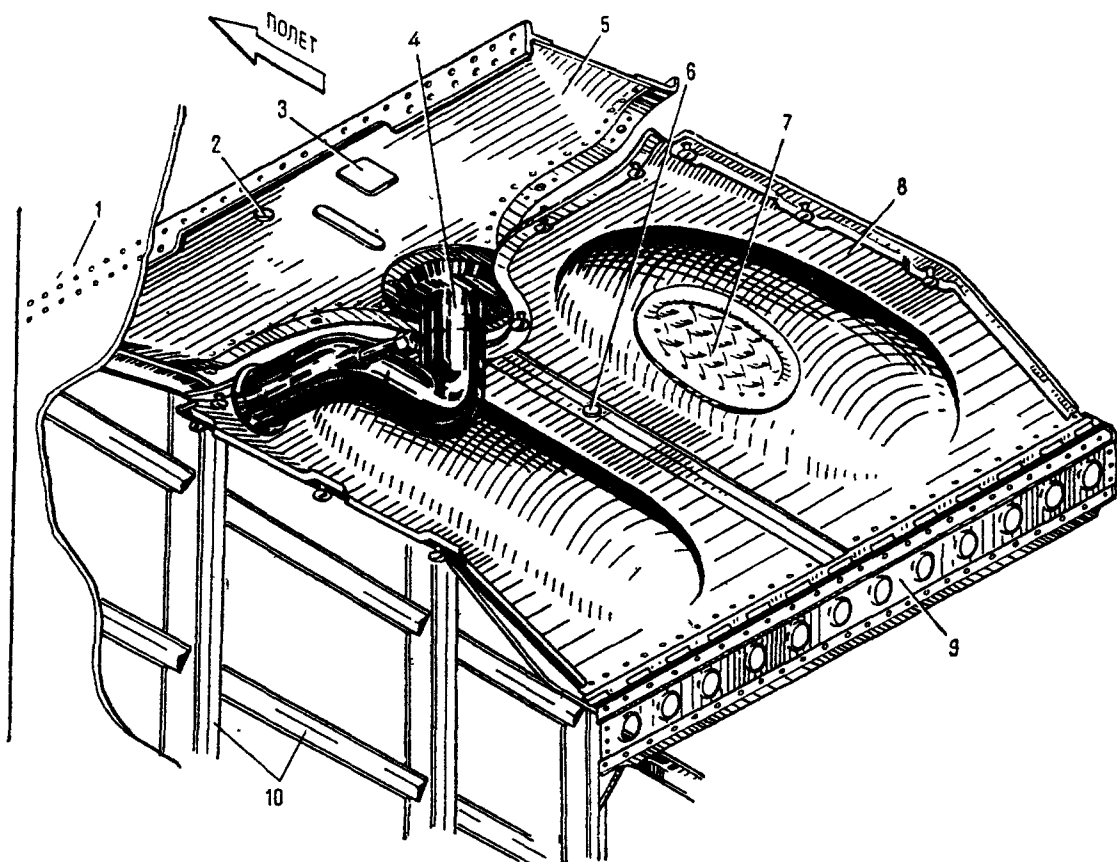
Экран нижней панели центроплана состоит из пяти отдельных частей, изготовленных из листа толщиной 0,6 мм с приваренными по краям окантовками. Все части экрана крепятся к нижней панели центроплана на болтах. В экране имеются вырезы под кронштейны и силовые узлы центроплана. Вырезы окантованы приваренными лентами.

Противопожарная перегородка

Противопожарная перегородка установлена на двигателе и отделяет части двигателя с высоким нагревом (камера сгорания, турбина и выхлопная труба) от менее нагретых, но опасных в пожарном отношении частей (компрессор с установленными на нем агрегатами топливной системы, редуктор с агрегатами маслосистемы и т. д.).

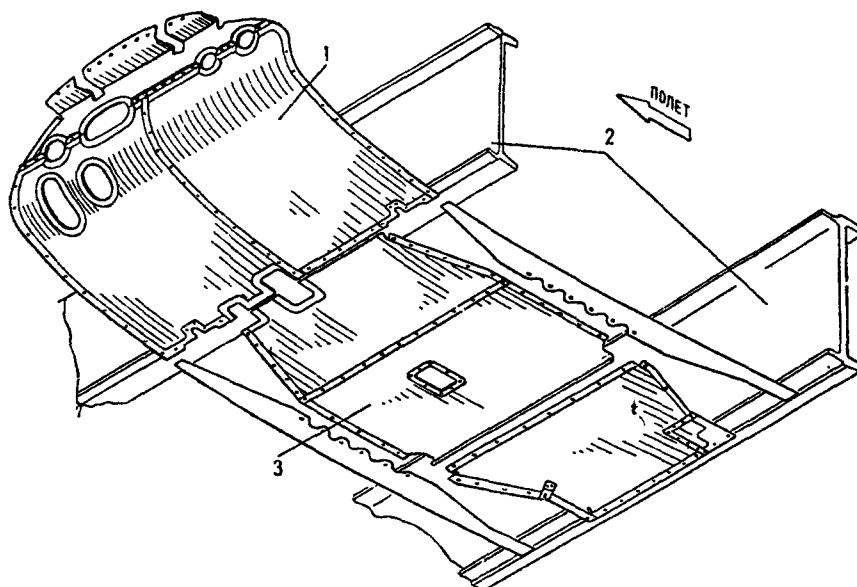
Перегородка (фиг. 34) имеет вид кольца и состоит из трех частей, изготовленных из листов титанового сплава ОТ4 толщиной 0,6 мм. По внутреннему контуру перегородка крепится винтами с гайками к фланцу камеры сгорания двигателя. Наружным контуром перегородка прилегает вплотную к окантовочному профилю отверстия в переднем силовом шпангоуте.

Для герметизации стыка перегородки с силовым шпангоутом на последнем установлено уплотнение,



Фиг. 32. Защитный экран колес шасси

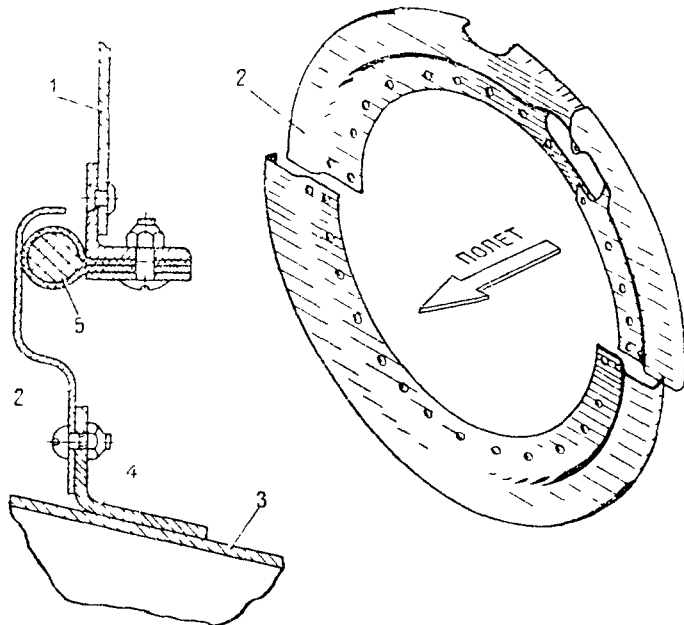
1 — передний силовой шпангоут; 2 — отверстие для прохода электропроводов; 3 — отверстие для тросов и роликов управления замком створок шасси; 4 — труба обдува горячей части двигателя; 5 — несъемная часть экрана; 6 — отверстие для дренажной трубки из кожуха выхлопной трубы; 7 — лючок, закрытый плащпалаточной тканью; 8 — откидная часть экрана; 9 — поперечная балка; 10 — каркас боковой панели гондолы



Фиг. 33. Защитный экран центроплана крыла

1 — экран носовой части центроплана; 2 — лонжероны центроплана; 3 — экраны нижней панели центроплана

представляющее собой шнур из асбестовых нитей, обшитый стеклотканью. Шнур крепится к шпангоуту винтами и прижимается дуралюминовой пластиной толщиной 0,8 мм.



Фиг. 34. Противопожарная перегородка

1 — передний силовой шпангоут; 2 — кольцо перегородки; 3 — корпус камеры сгорания; 4 — фланец двигателя; 5 — уплотнительный валик

4. КРЕПЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА САМОЛЕТЕ

Двигатель крепится к центроплану крыла посредством быстросъемной рамы с амортизаторами и силовой фермы с передним силовым шпангоутом. К четырем амортизаторам рамы двигатель прикреплен с помощью двух передних и двух задних цапф. Нагрузку от тяги винта и часть нагрузки от веса двигателя воспринимают передние амортизаторы. Задние амортизаторы являются поддерживающими и тягу винта не воспринимают.

РАМА

Рама крепления двигателя (фиг. 35) состоит из восьми подкосов (двух боковых 2, двух верхних 1, двух нижних 13 и двух задних 3) и соединительной планки 5 со средним кронштейном 4. Материал подкосов и узлов рамы — сталь 30ХГСА, материал несилевых деталей (соединительной планки и крышек передних амортизаторов) — дуралюмин Д16-Т. Все подкосы рамы, за исключением задних, изготовлены из труб $45 \times 2,5$ мм и 45×2 мм, на концах которых приварены крепежные детали. Перед сваркой трубы и узлы подвергаются термообработке до $\sigma_{\text{в}} = 120 \pm 10$ кг/мм². Сварка подкосов производится специальными электродами из стали ЭИ-334, обеспечивающими высококачественный и прочный шов. Перед сваркой концы труб подвергаются осадке для увеличения толщины стенки в месте сварки.

К боковым подкосам 2 спереди приварены корпуса амортизаторов 14 с проушинами для верхних и нижних подкосов 1 и 13, сзади — кронштейны крепления к ферме с проушинами для задних под-

косов 3 и соединительной планки 5. В проушинах корпусов амортизаторов 14 для крепления подкосов установлены шаровые подшипники. К верхним подкосам спереди приварены вилки с проушинами для крепления к передним узлам боковых подкосов, сзади — стаканы с внутренней правой резьбой. В стакан ввернута муфта с правой наружной и левой внутренней резьбами, а в муфту — вилка. Вращая муфту в ту или другую сторону, можно изменять длину подкоса. Для фиксации длины на муфте и вилке установлены контргайки, которые контрятся проволокой.

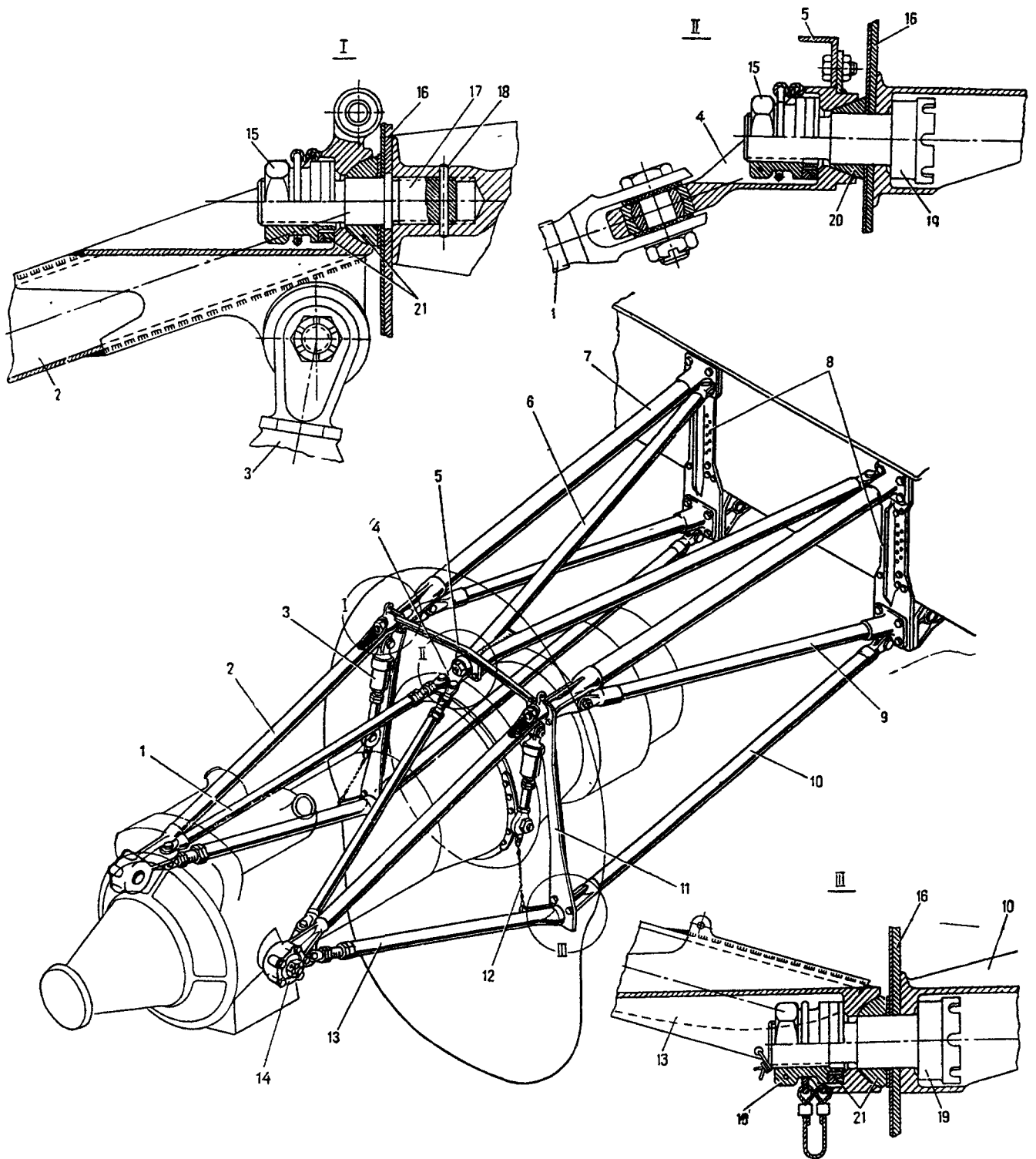
Верхние подкосы крепятся болтами к боковым подкосам и среднему кронштейну 4. Нижние подкосы на передних концах имеют приспособления для регулировки длины, аналогичные приспособлениям верхних подкосов, на задних концах — кронштейны для крепления к ферме и ушки для тросов 12 подвески к задним подкосам. Передние вилки нижних подкосов крепятся болтами к передним узлам боковых подкосов.

Передний амортизатор (фиг. 36) состоит из корпуса 4 с крышкой 10, трех амортизационных дисков 5, четырех обрезиненных распорных колец 8, соединительной втулки 2 и двух защитных шайб 9. Каждый амортизационный диск представляет собой три стальных кольца, между которыми привулканизировано два слоя резины марки 2959 (ТУ 1166—58). Амортизационные диски с распорными кольцами и соединительной втулкой вставлены в корпус амортизатора и закрыты дуралюминовой крышкой, прижатой болтами.

Задний подкос рамы (фиг. 37) представляет собой пустотелый стержень со смонтированным на нем амортизатором. Амортизационный пакет амортизатора состоит из шести резинометаллических колец, разделенных по внутренним и наружным поверхностям металлическими распорными втулками. Пакет собран на стержне подкоса, стянут гайкой и помещен в цилиндрический корпус. Момент затяжки гайки 850^{+85} кг·см. Корпус амортизатора с торца закрыт крышкой на резьбе. Крышка изготовлена заодно с вилкой для подвески к боковому подкосу рамы. Для регулирования длины подкос имеет тандер. Нижнее ухо подкоса крепится к задней цапфе двигателя корончатой гайкой со шплинтом.

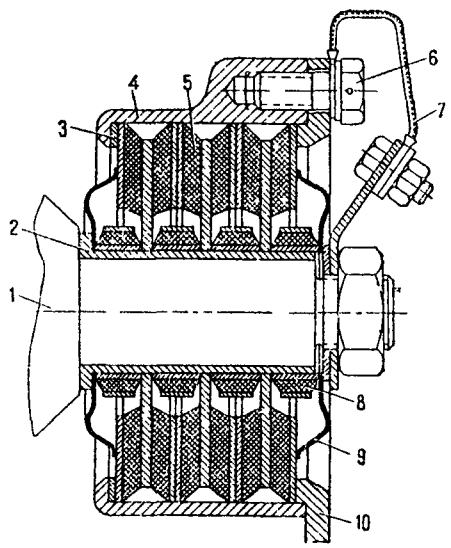
Соединительная планка 5 (см. фиг. 35) изготовлена из дуралюминового уголкового профиля и имеет отверстия под болты крепления боковых подкосов и среднего кронштейна. Планка соединяет между собой средний кронштейн и задние концы боковых подкосов и фиксирует их в определенном положении. Это дает возможность снимать с самолета двигатель вместе с рамой и установленными на ней агрегатами. Для этой же цели задние концы нижних подкосов подвешены на тросах 12 к задним подкосам.

Рама двигателя устанавливается на пяти кронштейнах фермы и крепится к ним через силовой шпангоут тремя болтами 19 и двумя шпильками 17. На болты и шпильки ставятся конические и сферические шайбы 20 и 21. Наличие сферических шайб в узлах крепления рамы облегчает ее установку и исключает возникновение изгибающих моментов в деталях от затяжки гаек.



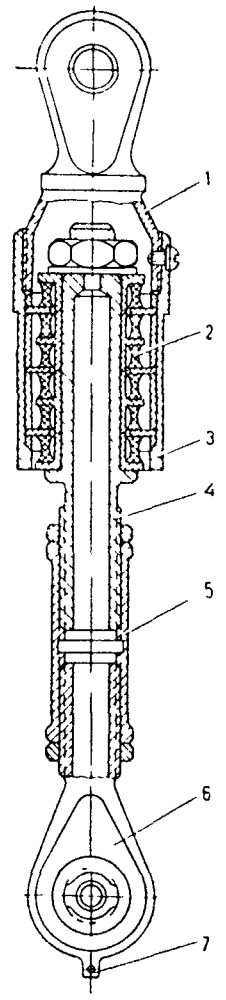
Фиг. 35. Крепление двигателя к центроплану крыла

1, 2, 3 — верхний, боковой и задний подкосы рамы; 4 — средний кронштейн; 5 — соединительная планка; 6, 7 — верхний и боковой подкосы силовой фермы; 8 — кронштейны центроплана; 9, 10 — боковые подкосы силовой фермы; 11 — стойка переднего силового шпангоута; 12 — поддерживающий трос; 13 — нижний подкос рамы; 14 — передний амортизатор; 15 — гайки; 16 — передний силовой шпангоут; 17 — шпилька; 18 — штифт; 19 — стыковые болты; 20 — коническая шайба; 21 — сферические шайбы



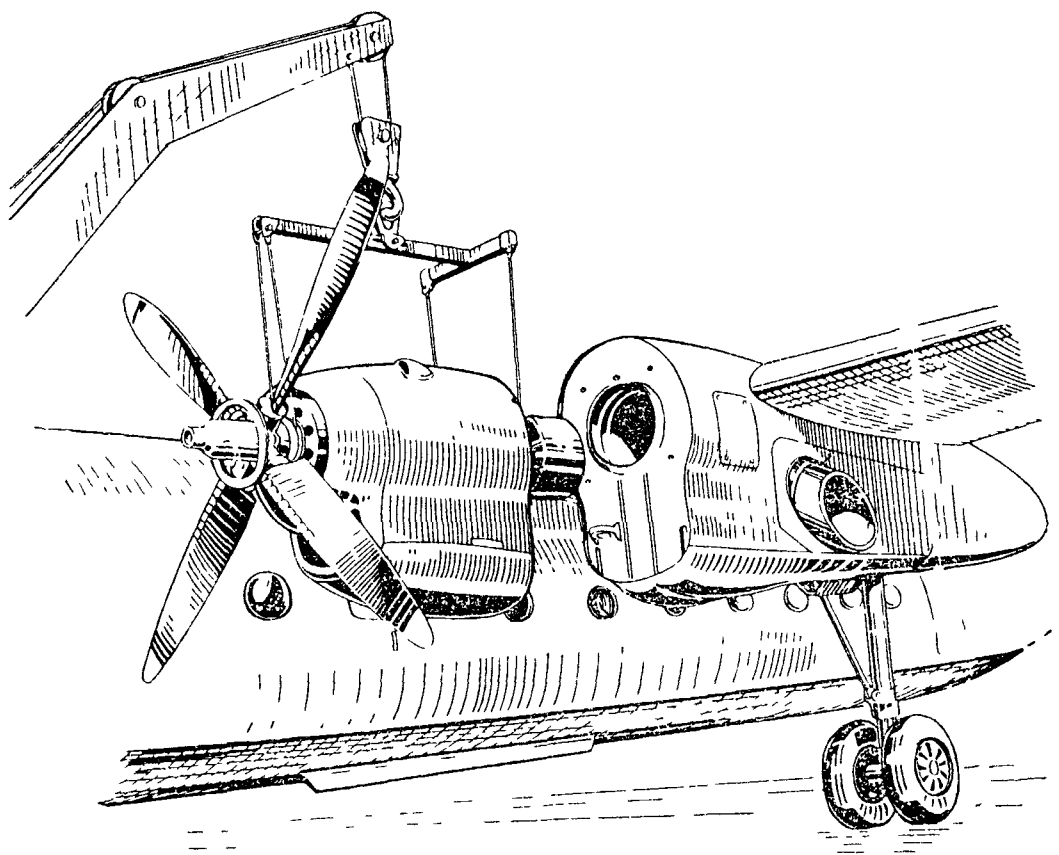
Фиг. 36 Передний амортизатор

1 — передняя напфа двигателя; 2 — соединительная втулка; 3 — кольцо; 4 — корпус; 5 — амортизационный диск; 6 — болт; 7 — перемычка металлизации; 8 — распорное кольцо; 9 — защитная шайба; 10 — крышка



Фиг. 37. Задний подкос с амортизатором

1 — крышка с вилкой; 2 — резино-металлическое кольцо; 3 — корпус; 4 — пустотелый стержень; 5 — муфта тандера; 6 — ухо; 7 — отверстие для поддержки живающего троса



Фиг. 38. Снятие с самолета двигателя с рамой, капотом и воздушным винтом

Конструкция рамы позволяет снимать с самолета двигатель с капотом, рамой и всеми деталями и агрегатами, установленными на них (фиг. 38). Для этого необходимо отвернуть пять гаек крепления рамы к силовой ферме и к силовому шпангоуту и вывести двигатель с капотом и рамой из зацепления с силовыми болтами. Для подвески двигателя на задних кронштейнах боковых подкосов рамы имеются два такелажных узла. Передней такелажной точкой является шейка вала редуктора двигателя.

Двигатель можно снять с самолета и без рамы в такой последовательности:

1. Отсоединить верхние подкосы от среднего кронштейна (снять болты крепления).

2. Ослабить гайки крепления подкосов к ферме и к силовому шпангоуту.

3. Освободить передние и задние цапфы двигателя, отвернув гайки их крепления.

4. Развести в стороны передние и задние амортизаторы и вывести из гондолы двигатель на такелажной подвеске. Рама при этом остается на самолете.

СИЛОВАЯ ФЕРМА

Силовая ферма (см. фиг. 35) служит для крепления рамы двигателя и силового шпангоута к лонже-

рону центроплана. Ферма состоит из восьми подкосов с узлами крепления ее к кронштейнам 8 лонжерона центроплана и с узлами для крепления силового шпангоута и рамы. Подкосы изготовлены из стальных труб (30ХГСА) диаметром 60, 50 и 45 мм с толщиной стенок 2,5 и 3 мм и соединены между собой болтами диаметром 12 и 14 мм. Такое соединение подкосов фермы необходимо для удобства сборки ее на самолете.

Ферма крепится к кронштейнам 8 болтами диаметром 14 и 16 мм с помощью узлов, приваренных к задним концам четырех боковых подкосов 7 и 9 фермы.

Для навески силового шпангоута и рамы двигателя к ферме приварены пять полых кронштейнов. Четыре кронштейна приварены к четырем боковым подкосам 7 и 10 фермы, пятый приварен к двум средним верхним подкосам 6. Силовой шпангоут крепится к каждому кронштейну фермы болтами диаметром 6 мм.

Для крепления рамы двигателя в два верхних боковых кронштейна фермы ввернуты шпильки 17, а в остальные три кронштейна вставляются болты 19. Болты и шпильки устанавливаются в кронштейны фермы до навески силового шпангоута рамы.

ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА. СИСТЕМА ОБДУВА ДВИГАТЕЛЯ. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ. СИСТЕМА ВПРЫСКА ВОДЫ

5. ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА

Отвод газов из каждого двигателя осуществляется через выхлопную трубу за внешний борт гондолы.

Выхлопная система двигателя (фиг. 39) состоит из выхлопной трубы 4, кожуха 5, телескопического соединения трубы и кожуха с двигателем, шарнирной подвески 8 трубы и стекателя газов 9.

Выхлопная труба сварена роликовой электросваркой из листовой стали 1X18Н9Т толщиной 1 мм и усилена кольцевыми профилями коробчатого сечения из того же материала. К переднему срезу трубы приварен стальной точеный фланец 2 крепления к двигателю, к заднему срезу для жесткости — кольцевая накладка 10. В средней части трубы между двумя кольцевыми профилями приварен продольный профиль 9, на котором болтами крепятся кронштейны подвески трубы.

Труба установлена в гондоле под углом 47° к оси двигателя, крепится телескопическим соединением к фланцу реактивного сопла двигателя и, с помощью шарнирной подвески, — к центроплану. Конец трубы через вырез во внешней боковой панели гондолы выведен за борт.

Телескопическое соединение (фиг. 40) состоит из стального кольца 4 с фланцем 5 и стяжного хомута 3. Соединение допускает угловое и осевое перемещение трубы относительно двигателя. Между кольцом 4 и фланцем 13 реактивного сопла зажат кольцевой козырек 15, защищающий телескопическое соединение от выхлопных газов.

Шарнирная подвеска (фиг. 41) представляет собой две регулируемые по длине тяги 4 и 8. Для эластичности подвески трубы в верхние наконечники 9 тяг вставлены резиновые втулки 10. Тяги на болтах подвешены к кронштейнам 3, установленным на узле крепления фермы двигателя. К нижним концам тяг болтами крепится труба.

Кожух выхлопной трубы предназначен для уменьшения ее теплового излучения и для ее охлаждения атмосферным воздухом. Кожух состоит из двух обечайек, сваренных роликовой электросваркой из листов ОТ4 толщиной 0,6 мм. Для увеличения жесткости на обечайках имеется по одному рифту и по три опорных пояса, а по краям роликовой и точечной сваркой приварены ленты и накладки. В верхней обечайке сделаны два выреза для кронштейнов подвески трубы. Вырезы закрываются крышками 5 на винтах.

Кожух устанавливается на трубу и стягивается хомутами. При этом между трубой и кожухом образуется зазор 20 мм. Равномерный кольцевой зазор между кожухом и трубой обеспечивается приваренными к внутренней поверхности кожуха коробочками-ложементами 7 (фиг. 39), образующими опорные пояса и опирающимися на кольцевые профили жесткости трубы.

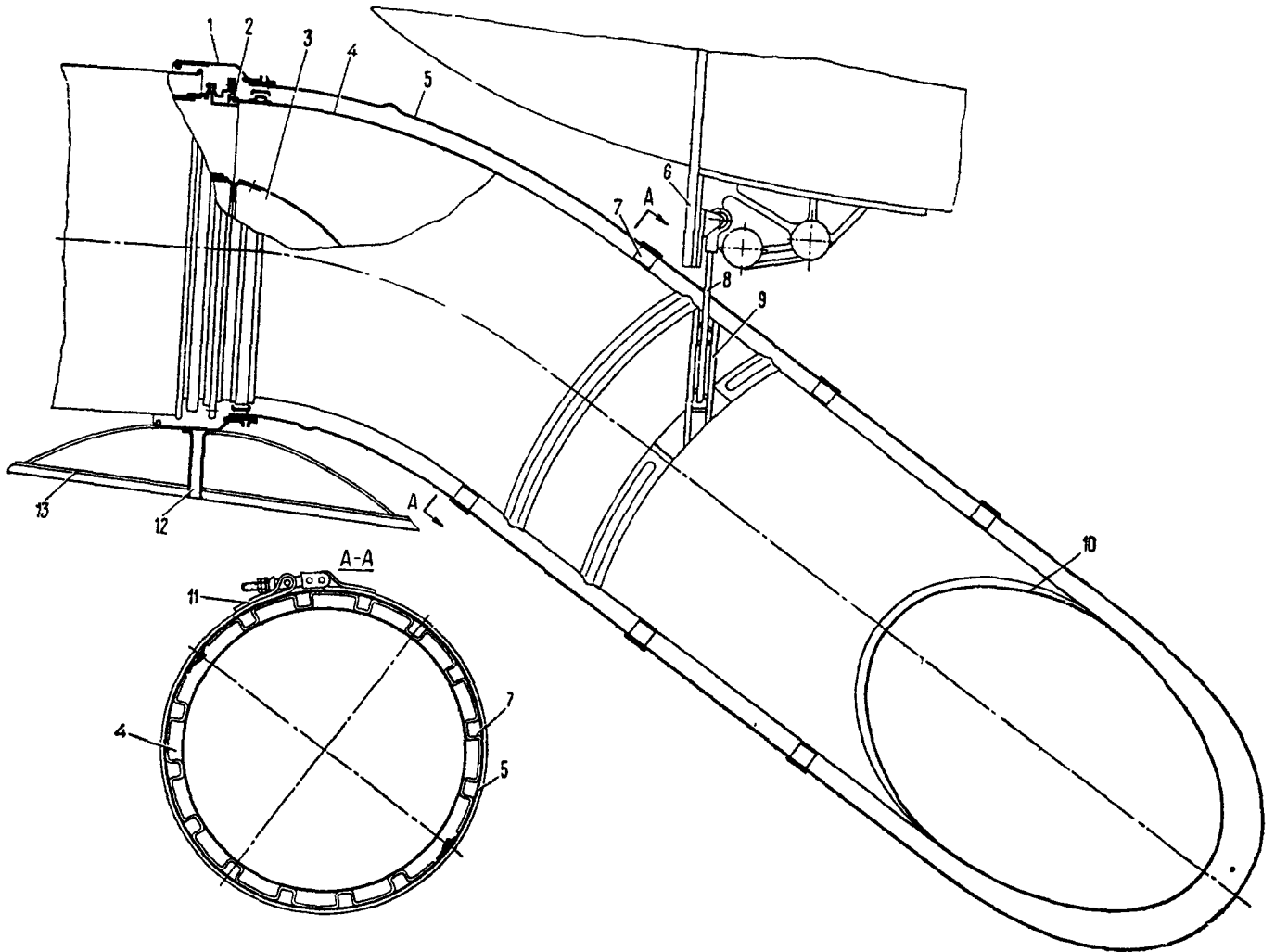
Спереди кожух трубы соединен хомутом 16 (см. фиг. 40) с кожухом 1 обдува горячей части двигателя. Хомут состоит из трех отдельных частей из стали 1X18Н9Т, стянутых болтами. На хомуте снизу имеется штуцер 14 для слива топлива, попадающего в полость телескопического соединения из двигателя, а сбоку — штуцер для подвода огнегасящего состава в полость между выхлопной трубой и кожухом. От сливного штуцера выведена трубка под экран колес шасси. Снаружи к боковому штуцеру присоединен трубопровод противопожарной системы, а изнутри хомута — распылительный коллектор.

Стекатель газов 9 служит для плавного изменения проходного сечения от реактивного сопла к выхлопной трубе. Стекатель сварен из листовой стали 1X18Н9Т толщиной 1 мм и имеет форму искривленного конуса (угол между вертикальной осью двигателя и осью конуса составляет 45°). Площадь проходного сечения реактивного сопла в месте крепления стекателя 14,12 дм², площадь поперечного сечения выхлопной трубы за стекателем 15,2 дм².

6. СИСТЕМА ОБДУВА ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО АГРЕГАТОВ

Система обдува (фиг. 42) обеспечивает охлаждение атмосферным воздухом горячей части двигателя и агрегата УРТ-24А, генераторов СТГ-18ТМ и ГО-16ПЧ8, агрегатов и приборов, установленных под капотом.⁷

лится фланцем 13 (см. фиг. 43) к экрану. На изгибе в трубу вварен отвод для подачи воздуха на охлаждение УРТ-24А. На верхний конец трубы надет и крепится шпильками 12 патрубок 14. На шпильках установлены спиральные пружины 11, поджимающие патрубок вверх, к фланцу 8 кожуха турбины. Пружины концами упираются в ушки, приклепанные к трубе и верхнему патрубку. Для герметиза-



Фиг. 39. Схема выхлопной системы

1 — хомут крепления кожуха; 2 — фланец выхлопной трубы; 3 — стекатель газов; 4 — выхлопная труба; 5 — кожух выхлопной трубы; 6 — кронштейн на переднем лонжероне центроплана; 7 — коробочка-ложемент; 8 — тяги подвески трубы; 9 — коробчатый профиль; 10 — кольцевая накладка; 11 — стяжной хомут; 12 — сливной штуцер; 13 — экран колес шасси

Горячая часть двигателя продувается воздухом, поступающим через воздухозаборник 7 на правой боковой панели гондолы. Воздух поступает в кожух турбины по трубопроводу, состоящему из патрубка, приваренного к воздухозаборнику 7, трубы 6, установленной на экране колес шасси, и второго патрубка 8, прижатого к фланцу кожуха турбины.

Патрубок 4 (фиг. 43) воздухозаборника направлен перпендикулярно боковой панели гондолы и закреплен на кронштейне переднего силового шпангоута. Патрубок приваренным к его концу переходником 6 с помощью хомута 5 соединяется с трубой 7. Труба изогнута вверх (см. фиг. 32), пропущена через отверстие в экране под кожух турбины и кре-

ции соединения с фланцем кожуха турбины верхний конец патрубка 14 окантован асбестовым полотно.

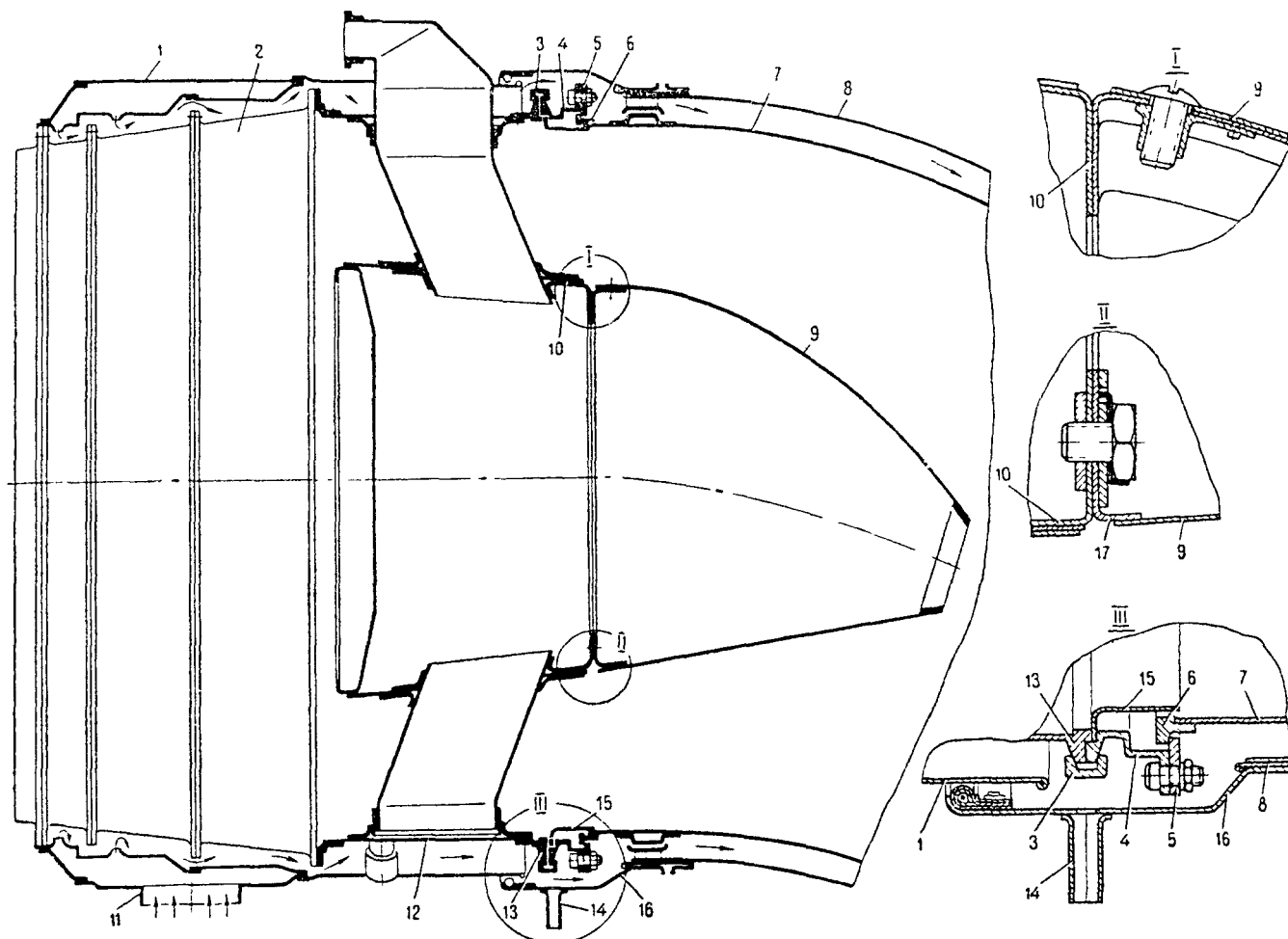
Подведенный к двигателю воздух, охлаждая корпус турбины, проходит через кольцевой зазор между статором 2 (см. фиг. 40) турбины и его кожухом 1, далее идет в пространство между выхлопной трубой 7 и ее кожухом 8 и на срезе трубы отводится в атмосферу. Воздух в полете подается в продувочные кожухи под действием скоростного напора. При работе двигателя на стоянке и при рулении, когда скоростной напор мал, воздух в кожухи поступает за счет эжекции, создающейся на срезе выхлопной трубы при выходе отработанных газов. Для полу-

чения достаточной эжекции кожух выхлопной трубы выступает на 50 мм за обрез трубы.

Генераторы СТГ-18ТМ и ГО-16ПЧ8 охлаждаются воздухом, поступающим под действием скоростного напора через воздухозаборники 1 и 3 (см. фиг. 42) с патрубками, приклепанные к боковым крышкам капота. При закрытых крышках капота патрубки 3 (фиг. 43) воздухозаборников концами входят в рас-

7. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ

Для защиты двигателей от обледенения на самолете предусмотрен обогрев горячим воздухом зондов АДТ, лопаток входных направляющих аппаратов (ВНА), носовых частей воздухозаборников двигателей и воздухозаборников туннелей масляных и



Фиг. 40. Телескопическое соединение выхлопной трубы с двигателем и стекатель газов

1 — кожух обдува турбины; 2 — статор турбины; 3 — стяжной хомут; 4 — кольцо; 5 — фланец; 6 — фланец выхлопной трубы; 7 — выхлопная труба; 8 — кожух; 9 — стекатель газов; 10 — внутренний кожух реактивного сопла; 11 — горловина кожуха обдува турбины; 12 — наружный кожух реактивного сопла; 13 — фланец сопла; 14 — сливной штуцер; 15 — кольцевой козырек; 16 — хомут; 17 — кольцо

трубы патрубков 1 генераторов. Для уплотнения соединения на концах патрубков воздухозаборников установлен герметизирующий шнур 2.

От патрубка обдува генератора ГО-16ПЧ8 воздух отводится на охлаждение электромеханизма МП-5 системы обогрева входного направляющего аппарата двигателя.

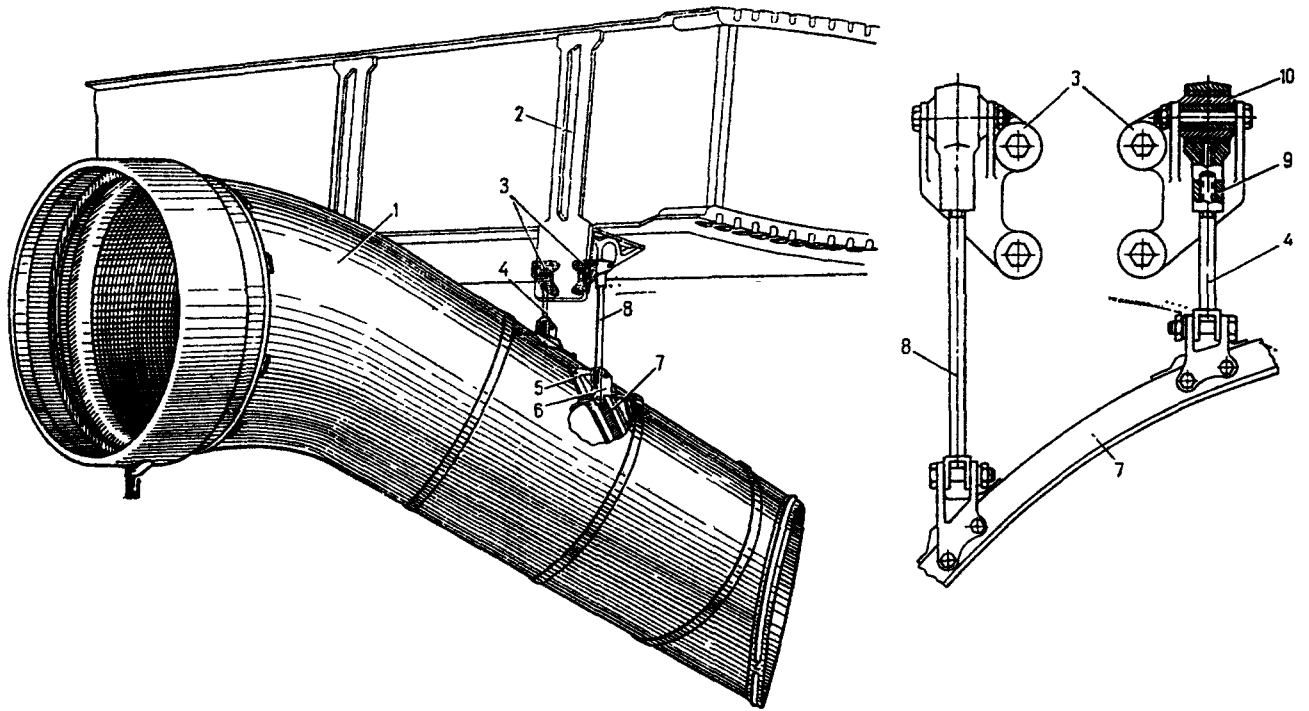
Прочие агрегаты и приборы, установленные под капотом, охлаждаются воздухом, поступающим под капот вследствие отсоса воздуха через специально предусмотренные щели шириной 11 мм между боковыми крышками и передним силовым шпангоутом. Щели образуются за счет отогнутых наружу участков задних кромок боковых крышек капота.

воздушных радиаторов. Горячий воздух отбирается из-за десятых ступеней компрессоров двигателей.

Противообледенительная система на каждом двигателе автономна и действует автоматически. Принципиальная схема системы показана на фиг. 44.

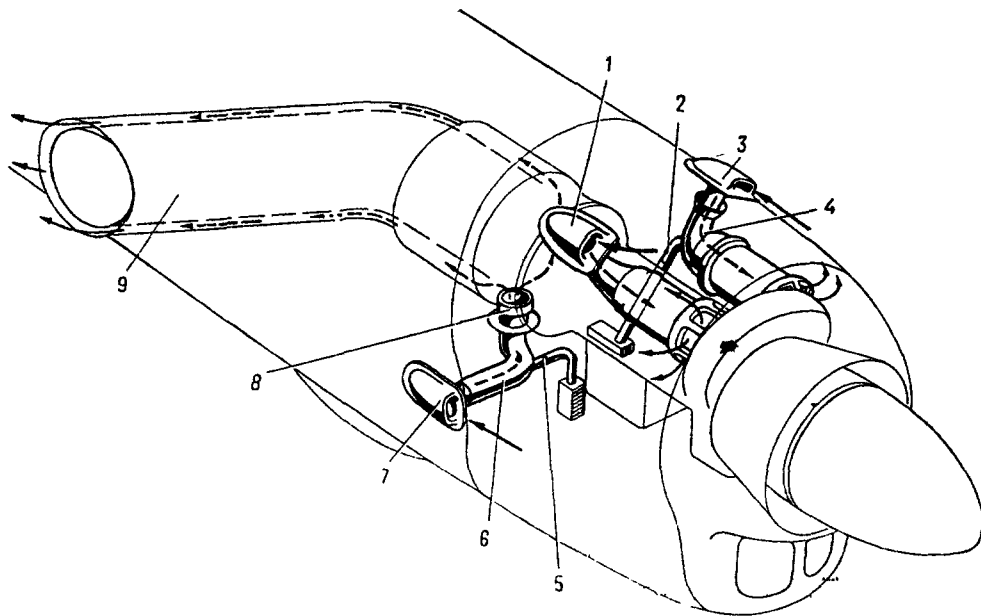
Конструктивно противообледенительная система выполнена следующим образом (фиг. 45). Патрубок 4 отбора воздуха приварен на корпусе камеры сгорания двигателя. От этого патрубка по левой стороне двигателя проложен трубопровод 5, на котором установлен перекрывной кран 3, управляемый электромеханизмом МП-5И.

Трубопровод подачи воздуха на обогрев зонда АДТ подсоединен к общему трубопроводу до пере-



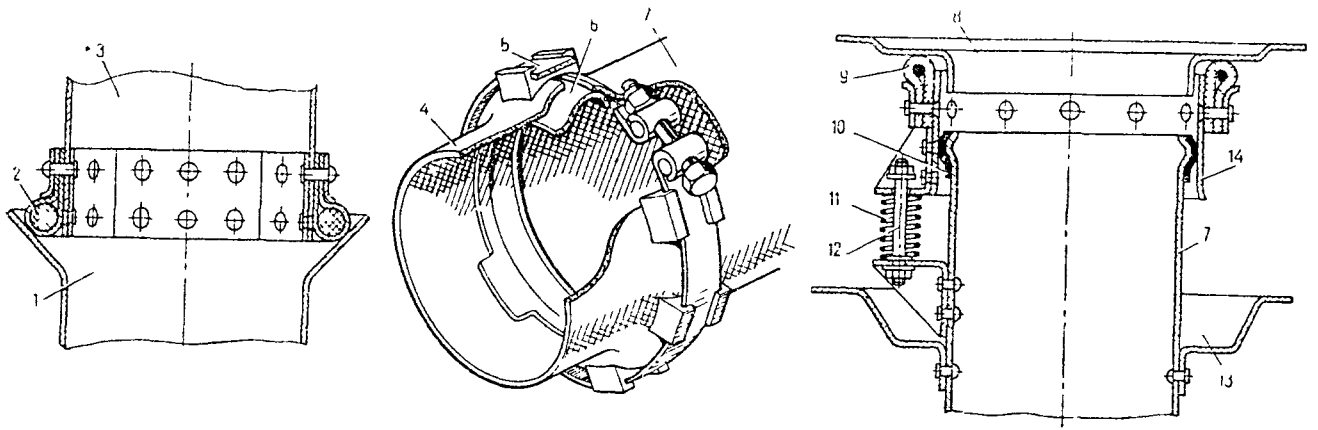
Фиг. 41. Подвеска выхлопной трубы

1 — кожух трубы; 2 — кронштейн центроплана; 3 — кронштейны; 4, 8 — тяги подвески трубы; 5 — крышка; 6 — кронштейн подвески трубы; 7 — продольный профиль; 9 — верхний наконечник тяги; 10 — резиновая втулка



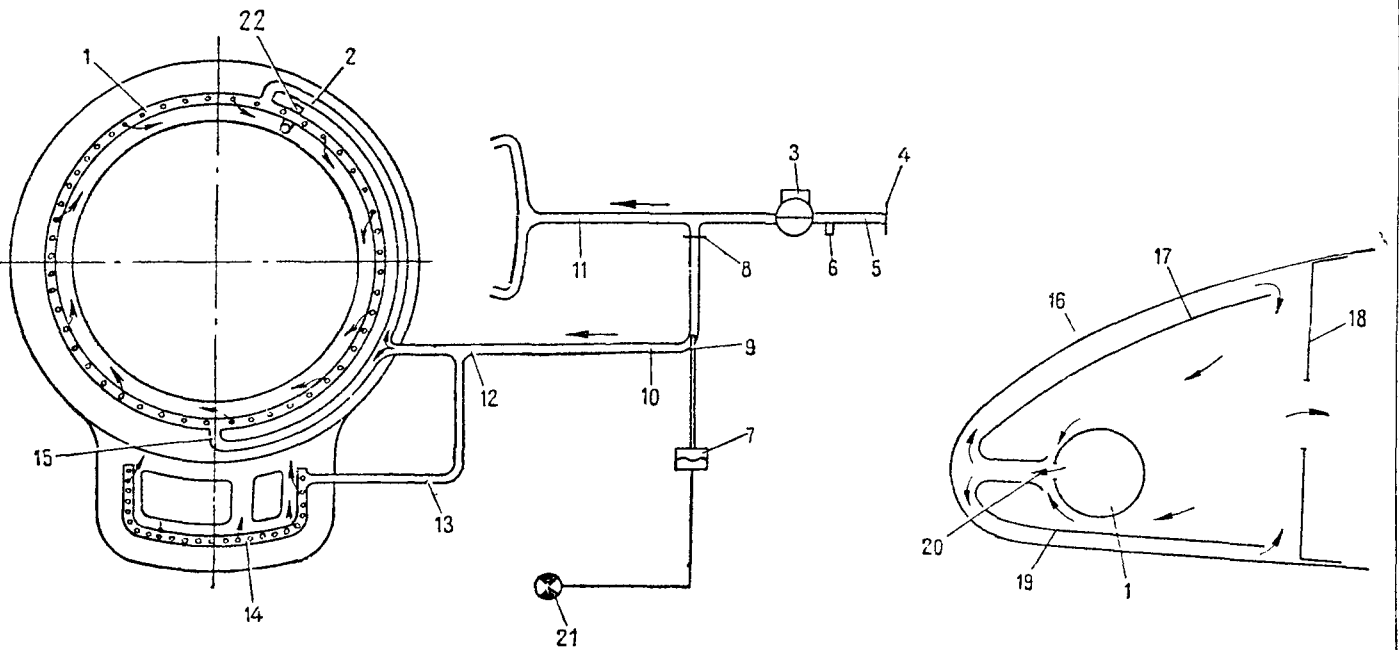
Фиг. 42. Схема системы обдува двигателя и его агрегатов

1 — воздухозаборник обдува стартер-генератора СТГ-18ТМ; 2 — патрубок отвода воздуха на обдув электромеханизма МП-5И; 3, 4 — воздухозаборник и патрубок обдува генератора ГО-16ПЧ8; 5 — патрубок отвода воздуха на обдув УРТ-24А; 6, 7 — труба и воздухозаборник обдува горячей части двигателя; 8 — соединительный патрубок; 9 — выхлопная труба с кожухом



Фиг. 43. Основные соединения системы обдува

1 — патрубок генератора; 2 — герметизирующий шнур; 3 — патрубок верхнего воздухозаборника; 4 — патрубок бокового воздухозаборника; 5 — стяжной хомут; 6 — переходник; 7 — труба обдува горячей части двигателя; 8 — фланец кожуха турбины; 9, 10 — уплотняющие окантовки; 11 — пружины; 12 — шпилька; 13 — фланец; 14 — патрубок

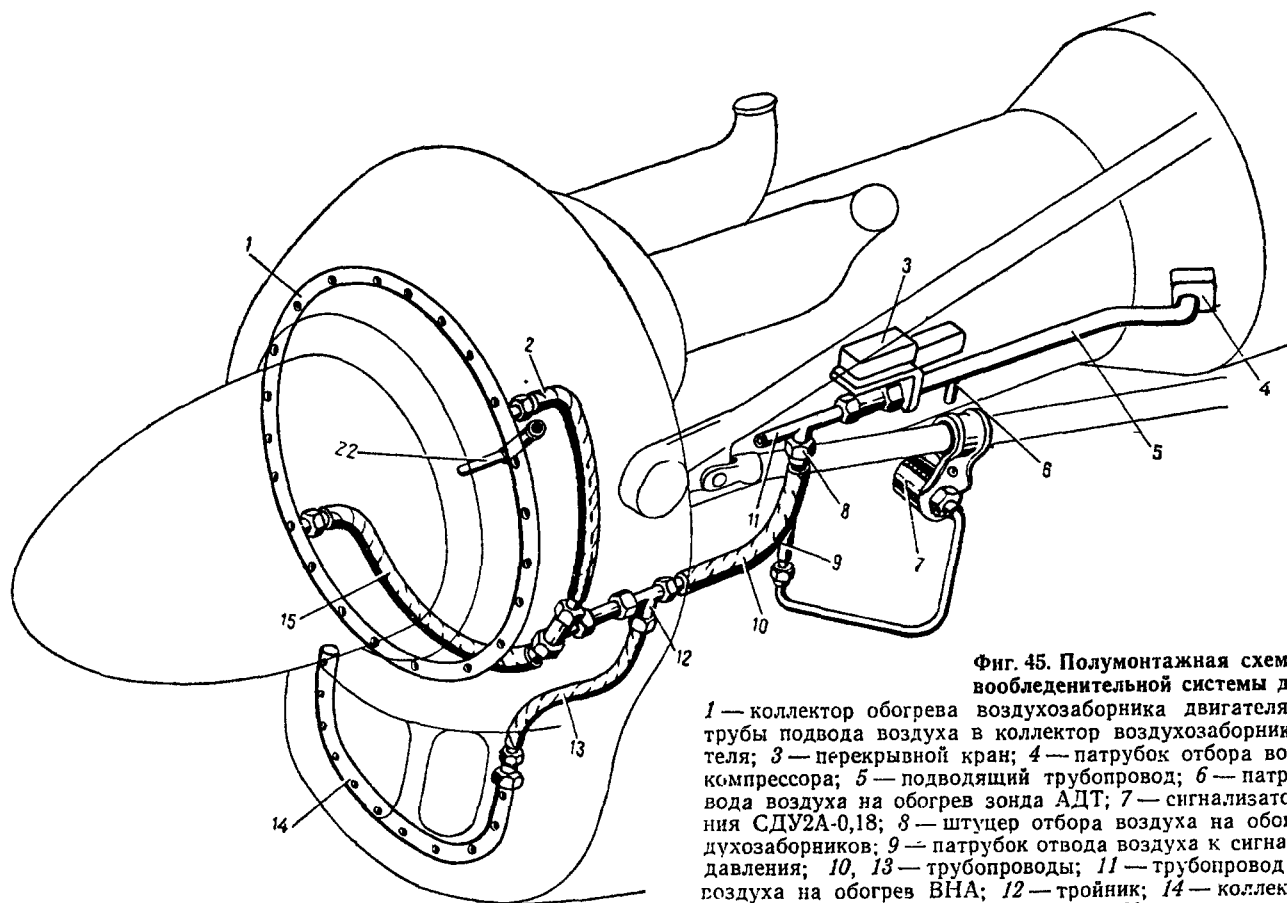


Фиг. 44. Принципиальная схема противообледенительной системы воздухозаборника двигателя

1 — коллектор обогрева воздухозаборника двигателя; 2, 15 — трубы подвода воздуха в коллектор воздухозаборника двигателя; 3 — перекрывной кран; 4 — патрубок отбора воздуха из компрессора; 5 — подводящий трубопровод; 6 — патрубок отвода воздуха на обогрев зонда АДТ; 7 — сигнализатор давления СДУ2А-0,18; 8 — штуцер отбора воздуха на обогрев ВНА; 9 — патрубок отвода воздуха к сигнализатору давления; 10, 13 — трубопроводы; 11 — трубопровод подвода воздуха на обогрев ВНА; 12 — тройник; 14 — коллектор обогрева воздухозаборников радиаторов; 16 — наружная обшивка носка воздухозаборника; 17, 19 — внутренние перегородки; 18 — задняя стенка камеры обогрева; 20 — микроэжектор; 21 — сигнальная лампа; 22 — сигнализатор обледенения СО-4А

крывного крана. После перекрывного крана подсоединен трубопровод 11 подачи воздуха внутрь двигателя на обогрев ВНА и вварен штуцер 8 отвода воздуха на обогрев воздухозаборников. Для обеспечения определенного расхода воздуха в месте установки штуцера 8 в трубе имеется дроссельное отверстие диаметром 14 мм. За тройником 12 трубопровод разветвляется. По двум трубам 2 и 15, установленным в воздухозаборнике и прикрепленным

щие постоянную высоту камеры 5 мм. Внутренние перегородки сварены из листов АМц толщиной 0,8 мм. Обе перегородки не доходят до задней стенки 5 камеры на 8 мм. Воздух через отверстия коллектора и микроэжекторные щели камеры подается в носок, увлекая с собой воздух из камеры воздухозаборника, и перемешивается с ним. Отдавая тепло наружной обшивке и внутренним перегородкам, воздух возвращается в камеру, откуда часть возду-



Фиг. 45. Полумонтажная схема противообледенительной системы двигателя
1 — коллектор обогрева воздухозаборника двигателя; 2, 15 — трубы подвода воздуха в коллектор воздухозаборника двигателя; 3 — перекрывной кран; 4 — патрубок отбора воздуха из компрессора; 5 — подводящий трубопровод; 6 — патрубок отвода воздуха на обогрев зонда АДТ; 7 — сигнализатор давления СДУ2А-0,18; 8 — штуцер отбора воздуха на обогрев воздухозаборников; 9 — патрубок отвода воздуха к сигнализатору давления; 10, 13 — трубопроводы; 11 — трубопровод подвода воздуха на обогрев ВНА; 12 — тройник; 14 — коллектор обогрева воздухозаборников радиаторов; 22 — сигнализатор обледенения СО-4А

хомутами к его шпангоуту, воздух подается к коллектору 1, расположенному в камере носка воздухозаборника. По трубе 13 воздух подается к коллектору 14 в камере носка входных туннелей масляного и воздушного радиаторов.

Подводящие трубопроводы изготовлены из труб АМг-М диаметром 24×1, 22×1 и 18×1 мм и теплоизолированы стеклотканью АСИМ-5 и лентой ЛАС-35. Коллекторы изготовлены из труб АМг-М диаметром 32×1,5 мм. В стенках труб просверлен ряд отверстий диаметром 1,5 мм с шагом 17 мм. Коллектор воздухозаборника двигателя сварен из двух труб в виде кольца и крепится хомутами 10 (фиг. 46) в девяти местах к стенке 5 микроэжекторной камеры. Коллектор воздухозаборников радиаторов крепится хомутами в трех местах к стенке камеры.

Микроэжекторная камера воздухозаборника двигателя образована двумя внутренними перегородками 1 и 2 и наружной обшивкой 3. Между обшивкой и внутренними перегородками в девяти сечениях камеры установлены прокладки 9, обеспечиваю-

ха вновь увлекается в щель камеры, а остальная часть выходит в подкапотное пространство через отверстия в задней стенке камеры и отверстия для облегчения в шпангоуте воздухозаборника.

Микроэжекторная камера обогрева воздухозаборников радиаторов устроена аналогично камере обогрева воздухозаборника двигателя.

Система подачи воздуха и конструкция носка воздухозаборника обеспечивают достаточно высокие перепады температур (свыше 35°С) на его обшивке, что полностью предохраняет воздухозаборник от обледенения в различных условиях полета. Микроэжекторная система обогрева с точки зрения расходования тепла достаточно экономична.

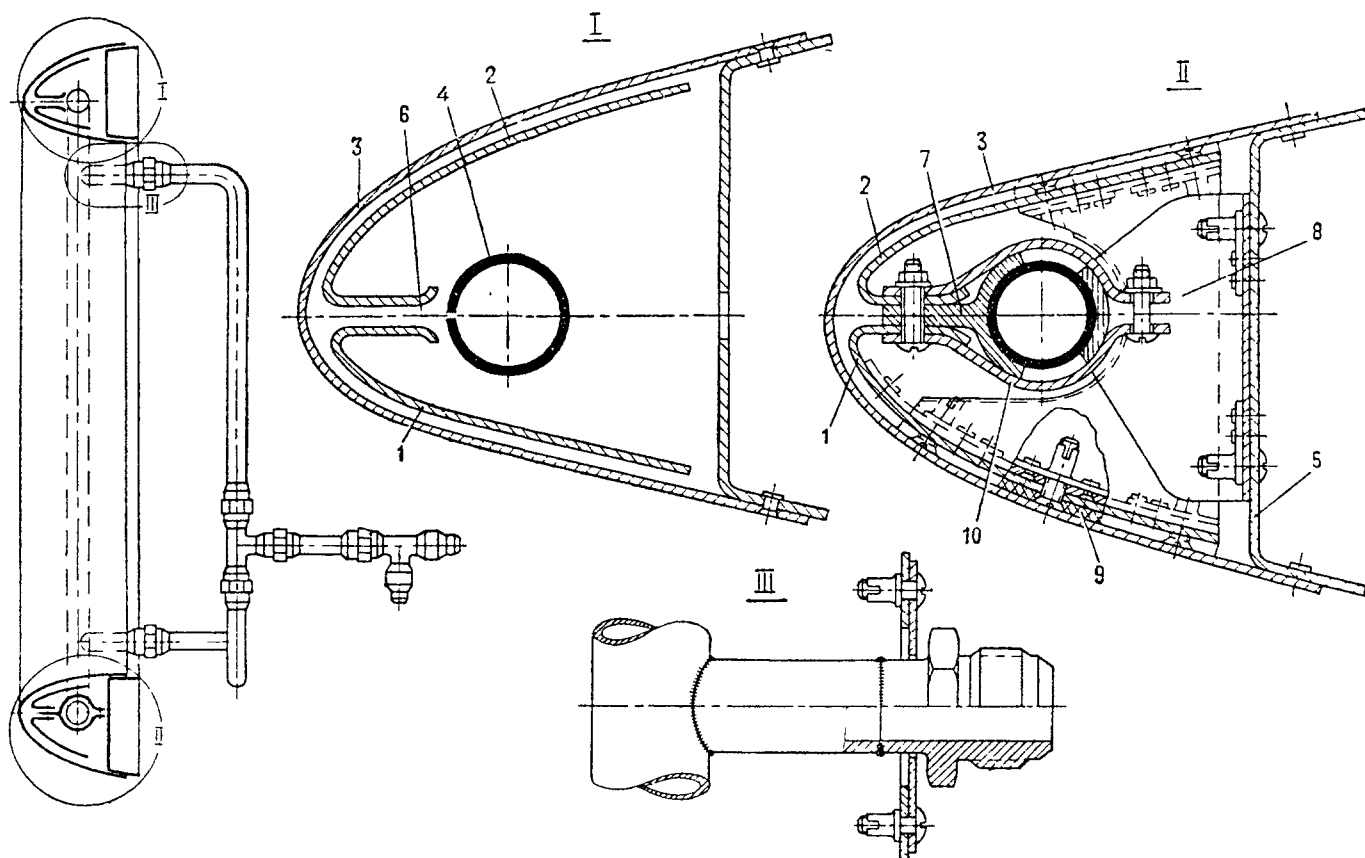
Противообледенительная система каждого двигателя включается автоматически сигнализатором обледенения СО-4А, установленным во входном канале двигателя. Кроме того, предусмотрено принудительное включение системы выключателем на правой панели приборной доски.

Для сигнализации о включении подачи горячего воздуха на обогрев ВНА и воздухозаборников к са-

молетному трубопроводу за перекрывающим краном подсоединен сигнализатор давления СДУ2А-0,18. Сигнализатор установлен на шпангоуте воздухозаборника и соединен трубкой из АМг диаметром 6×4 мм со штуцером, сваренным в трубопровод. При наличии в трубопроводе избыточного давления от 0,18 кг/см² и выше в кабине летчиков загорается сигнальная лампа 21 (см. фиг. 44).

двигателя под давлением 4,5—5,0 кг/см² поступает в верхнюю часть бака 7. Вода из бака через фильтр и обратный клапан 14 подается в коллектор 2 и через восемь форсунок 15 впрыскивается в воздухозаборник 1 двигателя. При этом загорается сигнальная лампа 4.

Систему включают при взлете на пять минут. Вода из системы вырабатывается за две минуты, пос-



Фиг. 46. Микроэжекторная камера обогрева воздухозаборников двигателя

1, 2 — внутренние перегородки; 3 — наружная обшивка; 4 — коллектор; 5 — задняя стенка камеры; 6 — микроэжектор, 7 — вкладыш; 8 — кронштейн крепления коллектора к задней стенке камеры; 9 — прокладка; 10 — хомут

8. СИСТЕМА ВПРЫСКА ВОДЫ В ДВИГАТЕЛЬ

При повышенной температуре наружного воздуха и пониженном барометрическом давлении взлетная мощность двигателей уменьшается. Система впрыска воды, установленная на самолете, позволяет восстанавливать мощность двигателей при температуре наружного воздуха до $+40_{-2}^{+30}$ С и давлении до 740 мм рт. ст.

Система впрыска воды для каждого двигателя автономна (фиг. 47, 48). В систему входят: бак 7 для воды, кран 6 с электромеханизмом управления МП-5, коллектор 2 с восемью форсунками 15, трубопроводы с фитинговыми соединениями, сигнализатор давления 3 (СДУ5А-2,5), сигнальная лампа 4 с зеленым светофильтром, обратный клапан 14, переключатель электромеханизма МП-5, сигнализатор СУВ1-2Т уровня воды в баках (общий для систем обоих двигателей).

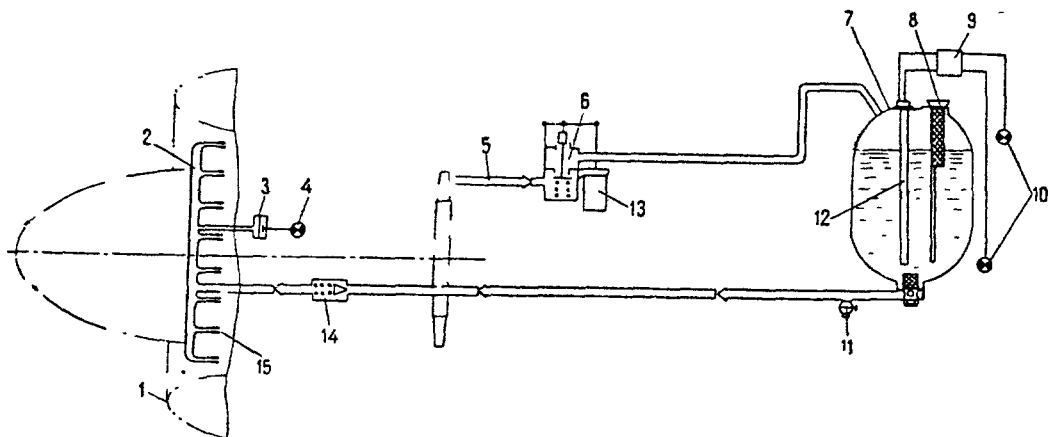
При открытии крана 6 воздух из компрессора

ле чего в течение трех минут происходит продувка системы горячим воздухом.

АГРЕГАТЫ СИСТЕМЫ

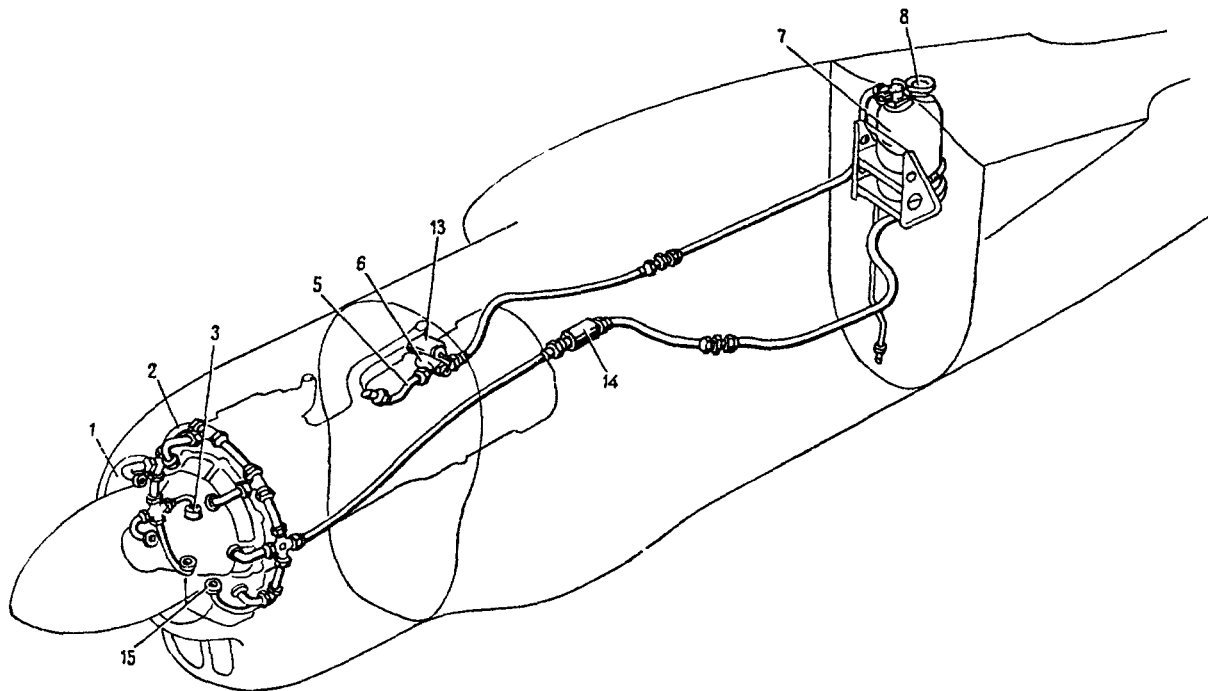
Водяной бак (фиг. 49) сварен из листового материала АМг6-М и состоит из цилиндрической обечайки 1 и двух сферических днищ 2 и 12. Обечайка изготовлена из листа толщиной 2,0 мм, днища отштампованы из листа толщиной 2,5 мм. Внутри бака для жесткости сварены две диафрагмы 7.

В верхнее днище бака сварены заливная горловина 3, штуцер 4 для подвода воздуха и фланец под установку датчика ДСВ2-1Т. В заливную горловину установлен сетчатый фильтр 5 с размером ячейки 100 мк. К корпусу фильтра припаяна мерная линейка 6. Линейка разградуирована от 10 до 34 л, через каждые 5 л. Горловина закрывается крышкой с рычажным замком. Конструкция крыш-

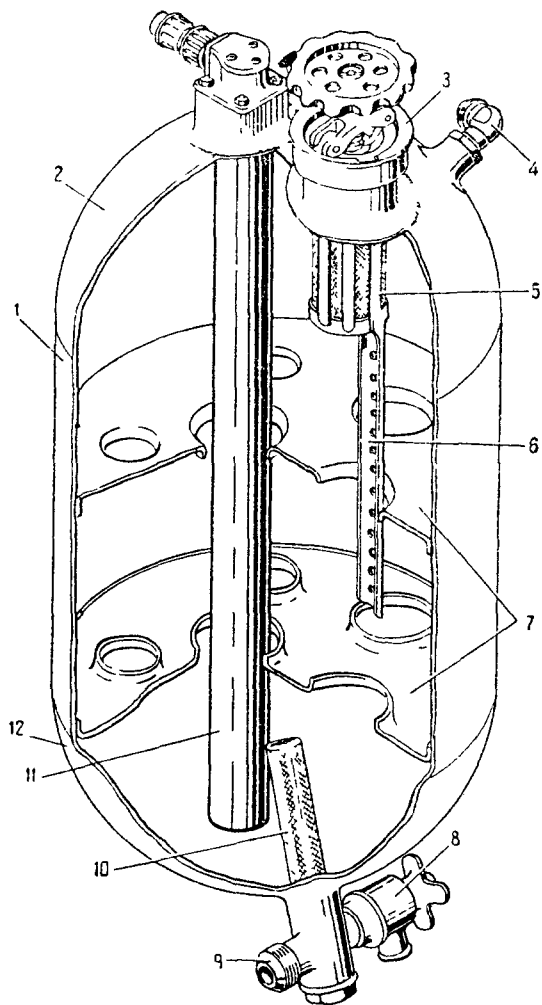


Фиг. 47. Принципиальная схема системы впрыска воды в двигатель

1 — воздухозаборник двигателя; 2 — коллектор; 3 — сигнализатор давления; 4 — лампа сигнализации работы системы; 5 — трубопровод подачи воздуха от компрессора двигателя; 6 — кран; 7 — водяной бак; 8 — заливная горловина; 9 — блок управления; 10 — сигнальные лампы; 11 — сливной кран; 12 — датчик наличия воды; 13 — электромеханизм МП-5; 14 — обратный клапан; 15 — форсунка



Фиг. 48. Полумонтажная схема системы впрыска воды в двигатель (номера позиций те же, что и на фиг. 47)



Фиг. 49. Водяной бак

1 — обечайка; 2, 12 — днища; 3 — заливная горловина; 4 — угловой штуцер; 5 — фильтр заливной горловины; 6 — мерная линейка; 7 — диафрагмы; 8 — сливной кран; 9 — штуцер отвода воды в коллектор; 10 — фильтр; 11 — датчик сигнализатора наличия воды

ки показана на фиг. 50. Для открытия крышки нужно оттянуть маховичок 1 вверх, сжимая пружину 3. При этом зубья храпового соединения 4 маховичка с крышкой выйдут из зацепления. После этого вращением маховичка отводится вверх валик 2, и пружина 6 поднимает хвостовики рычагов 8, освобождая упоры.

В нижнее днище бака вварена крестовина. Снизу в крестовину ввернут сетчатый фильтр 10 (см. фиг. 49) с размером ячейки 60 мк для фильтрации впрыскиваемой в двигатель воды. К одному боковому патрубку крестовины подсоединен трубопровод подачи воды в двигатель, а в другой ввернут сливной кран.

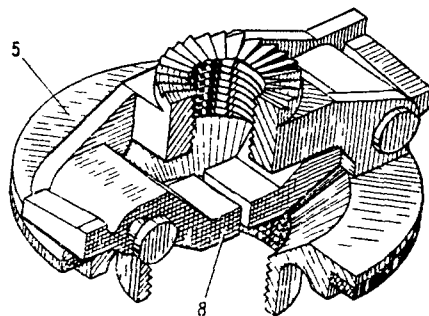
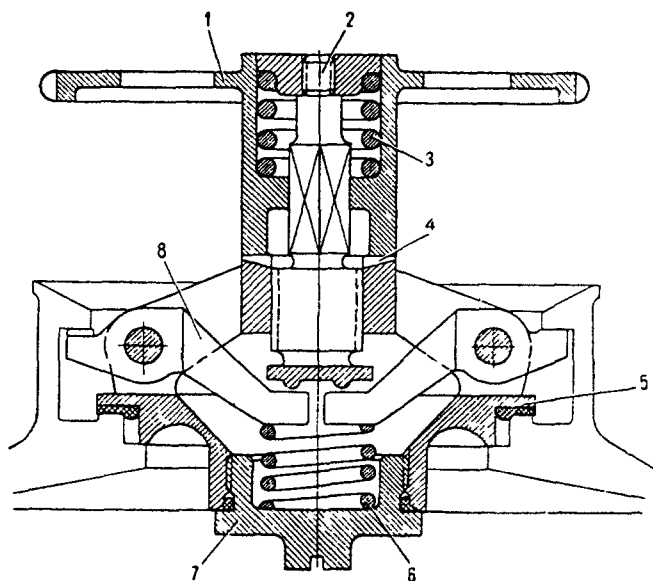
Бак установлен справа на заднем силовом шпангоуте гондолы двигателя на ложементе и укреплен стяжной лентой (фиг. 51). Для доступа к горловине бака в обшивке хвостовой части гондолы сверху имеется лючок, закрываемый крышкой с рычажным замком.

Полная емкость бака 34 л. В бак заливается 33 л воды.

Электромеханический воздушный кран управления системой (фиг. 52) обеспечивает включение и выключение системы, продувку горячим воздухом трубопроводов после израсходования воды из бака, а также сообщение бака с атмосферой при выключенной системе.

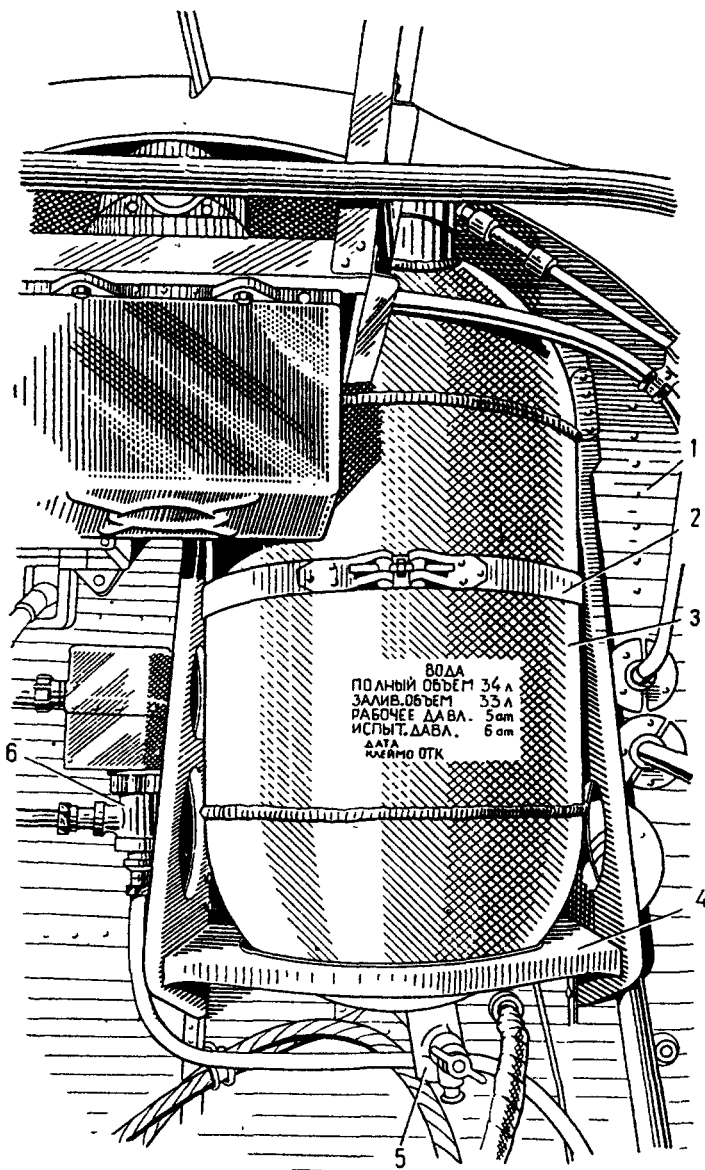
Шток 6 крана кинематически связан со штоком 2 электромеханизма МП-5; на штоке 6 размещены клапаны 5 и 7. В закрытом положении клапан 7 прижат к седлу пружиной и давлением воздуха от компрессора, а полость А крана через выфрезерованные на боковой поверхности клапана 5 продольные пазы сообщается с атмосферой.

При включении электромеханизма его шток 2 втягивается, шток 6 опускается вниз, клапан 5 разобщает полость А с атмосферой, а клапан 7 отходит от седла, сообщая между собой полости А и Б. Клапан 7 имеет коническую поверхность. Благодаря такой форме клапана давление в баке при включении системы впрыска плавно нарастает до максимума (за 6—8 сек), постепенно увеличивая подачу во-



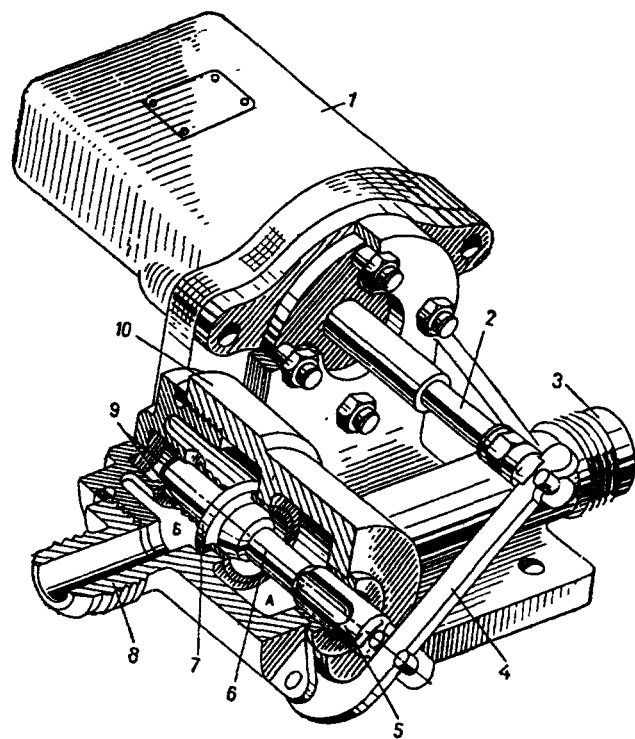
Фиг. 50. Крышка водяного бака

1 — маховичок; 2 — валик; 3 — пружина маховичка; 4 — храповое соединение; 5 — крышка; 6 — пружина рычагов; 7 — гайка; 8 — рычаг.



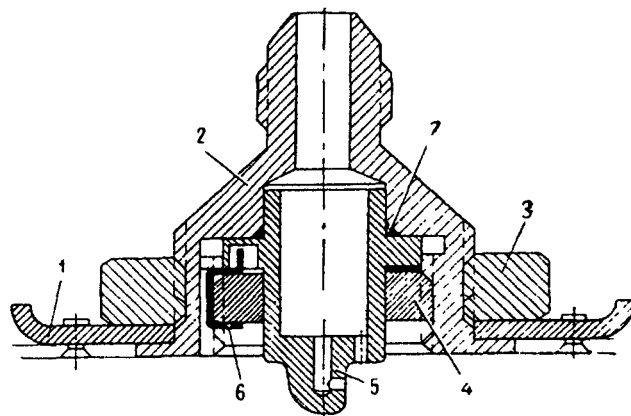
Фиг. 51. Установка водяного бака (вид на задний силовой шпангоут по полету)

1 — стенка заднего силового шпангоута; 2 — стяжная лента; 3 — бак; 4 — ложемент; 5 — сливной кран; 6 — электромагнитный кран подачи топлива к турбоагрегату.



Фиг. 52. Электромеханический воздушный кран

1 — электромеханизм МП-5; 2 — шток электромеханизма; 3 — выходной штуцер; 4 — рычаг; 5 — клапан; 6 — шток крана; 7 — клапан; 8 — входной штуцер; 9 — пружина; 10 — корпус крана.



Фиг. 53. Форсунка

1 — фланец, приклепанный к воздухозаборнику; 2 — корпус форсунки; 3, 4 — гайки; 5 — распылитель; 6 — отгибная шайба; 7 — уплотнительное кольцо

ды в двигатель. Это предохраняет компрессор двигателя от резкого охлаждения спрямляющих аппаратов последних ступеней компрессора.

Коллектор с форсунками установлен на входе в воздухозаборник и соединен с баком трубопроводом диаметром 14×1 мм.

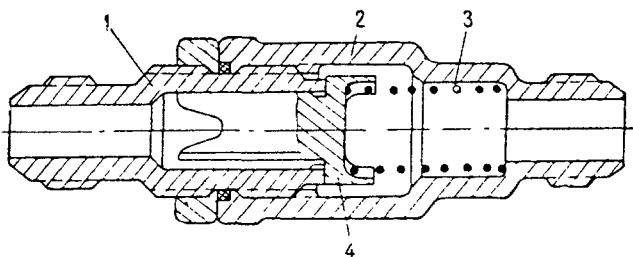
Форсунка (фиг. 53) состоит из следующих основных частей: корпуса 2, распылителя 5, гайки 4, уплотнительного кольца 7 и отгибной шайбы 6. Корпус форсунки, выполненный из дуралюмина Д16-Т, крепится к воздухозаборнику с помощью гайки 3, которая контрится проволокой. Корпус форсунки устанавливается так, чтобы при установке распылителя плоскость распыла была перпендикулярна входящему потоку воздуха. К корпусу форсунки от коллектора подводится трубопровод.

Распылитель — двухсопловой, выполнен из стали 1Х18Н9Т. Оси сопел распылителя пересекаются под прямым углом в одной плоскости. Распылитель выступом входит в паз корпуса, центрируется в нем посадочным пояском и крепится гайкой. На распылителе имеется проточка, в которую ставится герметизирующее резиновое кольцо.

Обратный клапан (фиг. 54) установлен в трубопроводе перед коллектором; клапан исключает подсос воды из бака на вход в компрессор при выключенной системе впрыска воды во время работы двигателя. Клапан открывается при перепаде давления не менее $0,3-0,5$ кг/см².

Сигнализатор СУВ1-2Т предназначен для сигнализации уровня воды в баках. В комплект сигнализатора входят (см. фиг. 47) два датчика 12 (ДСВ2-1Т) и блок управления 9 (БУ6А-3Т).

В основу работы сигнализатора положено свойство катушки самоиндукции изменять индуктивность при введении в нее железного сердечника. Датчик сигнализатора представляет собой трубку с отверстиями, внутри которой установлены две ка-



Фиг. 54. Обратный клапан

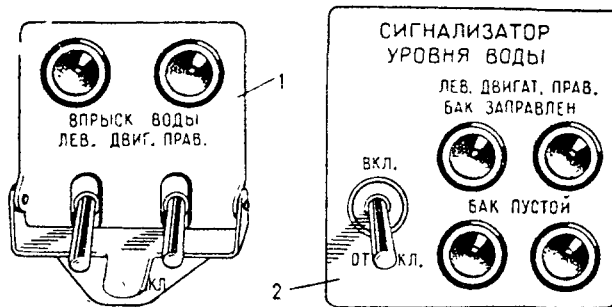
1 — штуцер; 2 — корпус; 3 — пружина; 4 — клапан

тушки самоиндукции и поплавков с сердечником из ферромагнитного сплава. Катушки являются двумя плечами электрического моста.

При определенном уровне воды поплавок устанавливается так, что сердечник входит в одну из катушек датчика. Равновесие моста нарушается, и подается сигнал в блок управления на вход электронного усилителя. Блок управления подает сигнал на сигнальные лампы «Бак заправлен» или «Бак пустой».

УПРАВЛЕНИЕ СИСТЕМОЙ. ЗАПРАВКА И СЛИВ ВОДЫ

Переключатели управления электромеханическими кранами системы и лампы с зелеными светофильтрами, сигнализирующие о включении впрыска воды в двигатели, размещены на средней панели



Фиг. 55. Установка переключателей и сигнальных ламп систем впрыска воды

1 — щиток управления на средней панели приборной доски; 2 — щиток сигнализации на вертикальной панели левого пульта.

приборной доски летчиков (фиг. 55). Около переключателей нанесен трафарет «Впрыск воды». Лампы включаются сигнализаторами СДУ5А-2,5, установленными на шпангоутах воздухозаборников и подключенными к коллекторам систем. Сигнализаторы срабатывают при достижении давления в коллекторах $2,5$ кг/см² примерно через 6—8 сек после перевода переключателей «Впрыск воды» в положение «Вкл.» (включено).

Щиток сигнализации наличия воды в баках расположен на вертикальной панели левого пульта. На щитке установлены две зеленые лампы «Бак заправлен», две красные лампы «Бак пустой» и выключатель сигнализатора.

Заправка системы производится через заливные горловины баков. В баки заливается дистиллированная или химически очищенная (дионизированная) в установках испарительного или ионообменного типа водопроводная или речная вода.

Вода из системы сливается через сливные краны баков. Если система после слива воды не будет заправлена, то при пробе двигателей включением системы на 5 мин производят ее продувку.

МАСЛОСИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ

9. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Каждый двигатель имеет свою автономную маслосистему, которая обеспечивает постоянную подачу масла к трущимся поверхностям для уменьшения трения и отвода тепла. Одновременно масло используется как рабочая жидкость в системе измерителя крутящего момента двигателя и для управления воздушным винтом.

В маслосистеме двигателя применяется смесь масел, состоящая по объему из 75% трансформаторного масла (ГОСТ 982—56) или масла МК-8 (ГОСТ 6457—53) и 25% масла МС-20 или МК-22 (ГОСТ 1013—49). Удельный вес смеси масел при температуре 20°С должен быть не менее 0,872.

Маслосистема каждого двигателя (фиг. 56, 57) состоит из двух частей: внутренней маслосистемы, которая включает в себя нагнетающие и откачивающие насосы маслоагрегата, воздухоотделитель, маслофильтры, каналы двигателя и агрегатов, маслосборник и трубопроводы, расположенные непосредственно на двигателе, и внешней маслосистемы (самолетной), в которую входят маслобак, дренажный бачок, маслорадиатор с автоматическим регулятором температуры масла, флюгерный насос, трубопроводы и контрольные приборы.

По принципу действия маслосистема выполнена по короткозамкнутой схеме, в которой нагнетаемое в двигатель и откачиваемое из двигателя масло непрерывно циркулирует по замкнутому кольцу (основному контуру). Масло, находящееся в маслобаке (дополнительный контур), в циркуляции не участвует и служит для пополнения расходуемого в двигателе масла и для повышения высотности системы.

Общее количество масла в системе каждого двигателя составляет 64 л, из них: в маслобаке 37 л, в радиаторе 9 л, в трубопроводах внешней маслосистемы 2 л и в двигателе 16 л.

Основные данные маслосистемы

| | |
|---|----------------------|
| Расход масла | не более 0,85 кг/час |
| Прокачка масла через двигатель на номинальном режиме при температуре его на входе 80—85°С | не более 85 л/мин |

Температура масла на входе в двигатель:

| | |
|--|--------------|
| рекомендуемая | 70—80°С |
| минимальная | не ниже 40°С |
| максимально допустимая (не более 10 мин непрерывной работы) на режимах от малого газа до 0,4 номинального в течение не более 15 мин непрерывной работы | 90°С |
| | 100°С |

Давление масла в магистрали двигателя:

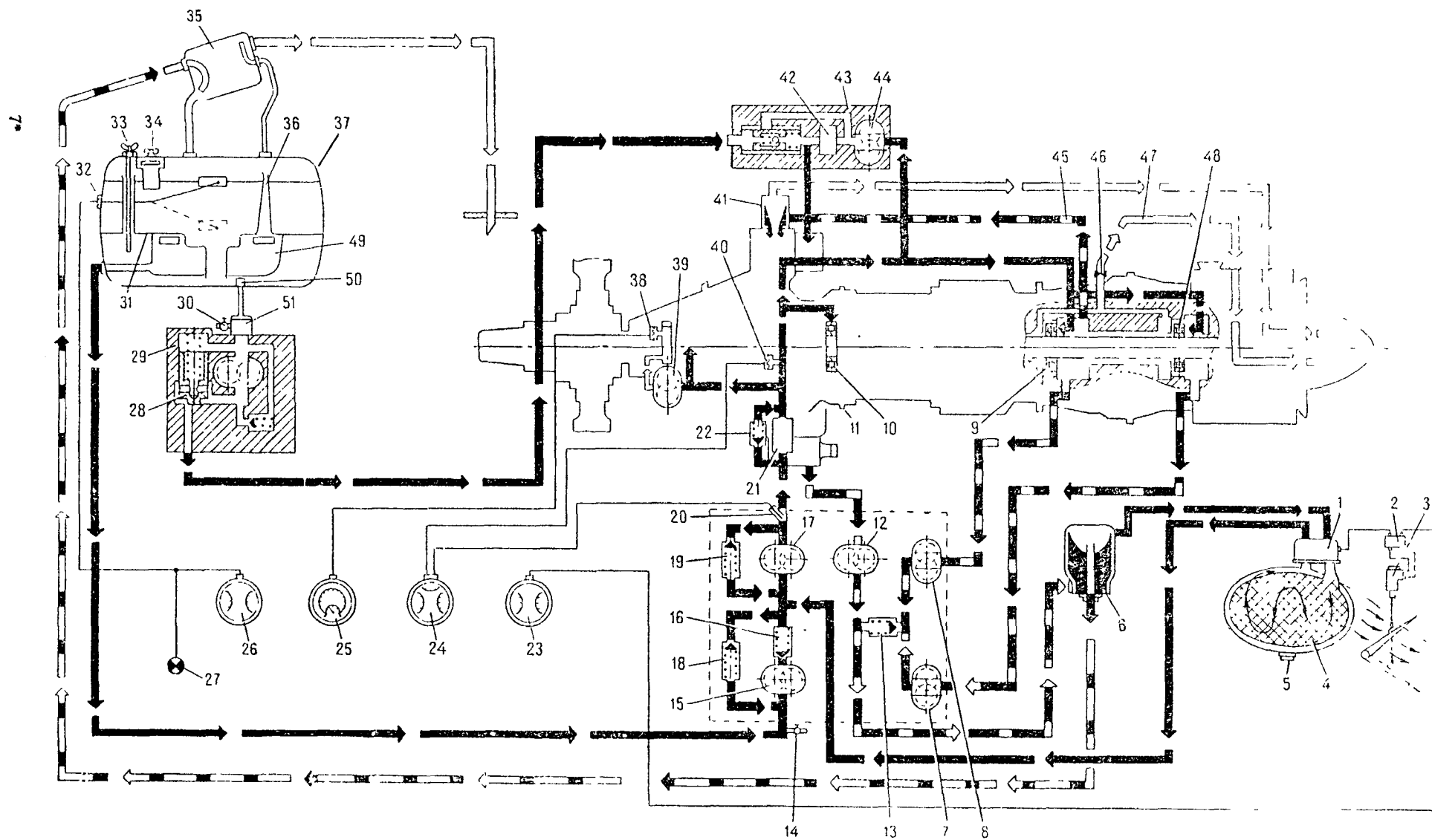
| | |
|---|--------------------------------------|
| на всех рабочих режимах на земле | 4 ^{+0,5} кг/см ² |
| на режиме малого газа на земле | не менее 3 кг/см ² |
| на всех режимах в полете | не менее 3,5 кг/см ² |
| при отрицательных перегрузках —0,5g | не менее 1,5 кг/см ² |

10. РАБОТА МАСЛОСИСТЕМЫ

Нагнетающая секция 17 маслоагрегата МА-24 подает масло через маслофильтр 21 в лобовой картер. Затем масло разделяется на два потока: один идет для смазки механизма редуктора двигателя и в маслонасос 39 измерителя крутящего момента МИКМ-24, другой — для смазки приводов лобового картера, подшипников 9, 10 и 48 ротора двигателя, приводов коробки агрегатов, а также — в регулятор оборотов и воздушный винт. Отработанное в редукторе и лобовом картере масло сливается самотеком в маслосборник, расположенный в нижней части лобового картера. Установленный под маслосборником маслоагрегат имеет одну секцию 12, откачивающую масло из маслосборника, и две секции 7 и 8, откачивающие масло из корпуса камеры сгорания.

Откачиваемое из двигателя масло подается в воздухоотделитель — центрифугу 6 (ВО-24), где от масла отделяется воздух. Чистое масло поступает из воздухоотделителя на охлаждение в маслорадиатор 4 (изд. 1313), а оттуда возвращается на вход в нагнетающую секцию 17 маслоагрегата. Отделившийся в воздухоотделителе воздух с остатками незначительного количества масла отводится по трубопроводу в дренажный бачок 35.

Поток масла за радиатором на входе в нагнетающую секцию маслоагрегата имеет избыточное дав-

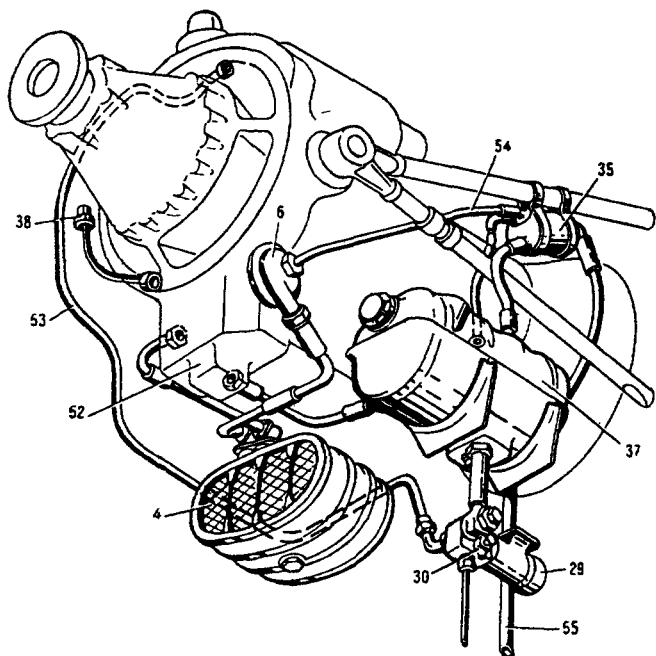


Фиг. 56. Принципиальная схема маслосистемы

1 — терморегулятор 1074; 2 — коробка управления 1100; 3 — электромеханизм МВР-2В управления заслонкой; 4 — маслорадиатор 1313; 5 — сливная пробка; 6 — воздухоотделитель ВО-24; 7, 8, 12 — откачивающие секции маслоагрегата МА-24; 9, 10 — задний и передний подшипники компрессора; 11 — кран слива масла из лобового картера; 13 — обратный клапан; 14 — сливной кран маслоагрегата; 15 — подпитывающая секция маслоагрегата; 16 — обратный клапан; 17 — нагнетающая секция маслоагрегата; 18, 19 — редуцирующие клапаны; 20 — датчик П-1 температуры масла; 21 — маслофильтр; 22 — перепускной клапан; 23 — указатель УЮЗ-4 положения заслонки маслорадиатора; 24 — трехстрелочный указатель УИЗ-3 давления топлива, давления и температуры масла, входящего в двигатель; 25 — указатель УИИ-100 давления масла в ИКМ; 26 — указатель масломера

ЛД-49; 27 — лампа сигнализации минимального остатка масла; 28 — редукционный клапан; 29 — флюгернасос НФ2ТА-4-2; 30 — сливной кран; 31 — противоперегрузочная перегородка; 32 — датчик масломера МЭС-1857В; 33 — масломерная линейка; 34 — заливная горловина; 35 — дренажная трубка; 36 — маслобак; 37 — датчик ИДТ-100 давления масла в ИКМ; 38 — датчик ИДТ-8 давления масла в двигателе; 39 — маслонасос ИКМ; 40 — датчик ИДТ-8 давления масла в двигателе; 41 — центробежный суфлер двигателя; 42 — маслофильтр регулятора; 43 — регулятор оборотов Р68ДТ-24; 44 — маслонасос регулятора оборотов; 45 — суфлирование полости вала турбины; 46 — дроссель для регулировки давления в лабиринтных полостях; 47 — суфлирование полости за лабиринтными уплотнениями; 48 — подшипник вала турбины; 49 — противоперегрузочный карман; 50, 51 — фильтры.

ление $0,6-0,8 \text{ кг/см}^2$, которое поддерживается подпитывающей секцией 15. В подпитывающую секцию масло поступает по трубопроводу из маслобака 37. При понижении давления на входе в нагнетаю-



Фиг. 57. Полумонтажная схема маслосистемы

4 — маслорадиатор; 6 — воздухоотделитель ВО-24; 29 — флюгернасос НФ2ТА-4-2; 30 — сливной кран; 35 — дренажный бачок; 37 — маслобак; 38 — датчик ИДТ-100; 52 — маслоагрегат МА-24; 53 — трубопровод от флюгернасоса к регулятору оборотов; 54 — труба отвода воздуха от воздухоотделителя; 55 — дренажная труба.

щую ступень подпитывающая секция подает масло в систему из маслобака, при повышении давления редукционный клапан 18 подпитывающей секции перепускает часть масла в маслобак.

Суфлирование лобового картера и картера редуктора осуществляется через откачивающую ступень маслонасоса. Полости редуктора и лобового картера соединены между собой. Масляная полость туннеля вала турбины суфлируется через центробежный суфлер 41, установленный на лобовом картере. Масло, отцентрифугированное в суфлере, сбрасывается в лобовой картер, а воздух выводится по трубопроводу во внутреннюю полость реактивного сопла. Залабиринтные полости заднего подшипника компрессора и подшипника турбины суфлируются раздельно. Эти полости внутренними трубопроводами в корпусе камеры сгорания соединяются с его наружным фланцем. От фланца выводится трубопровод во внутреннюю полость реактивного сопла. Дренаж маслобака осуществляется через специальный дренажный бачок 35. Дренажный бачок сообщается с атмосферой трубопроводом, выведенным за капот.

При запуске двигателя масло из бака (до 8 л) подается подпитывающей секцией маслоагрегата в двигатель. Это масло заполняет каналы и полости двигателя и винта. При останове двигателя это масло возвращается в маслобак откачивающими секциями маслоагрегата через редукционный кла-

пан его подпитывающей секции, так как производительность откачивающих секций значительно больше производительности нагнетающей секции.

В начальный период запуска двигателя, когда обороты воздухоотделителя малы, небольшая часть масла из него попадает в воздушный трубопровод и по нему в дренажный бачок. Из дренажного бачка это масло сливается по трубопроводу в маслобак. Это явление имеет место также и при запуске двигателя в воздухе.

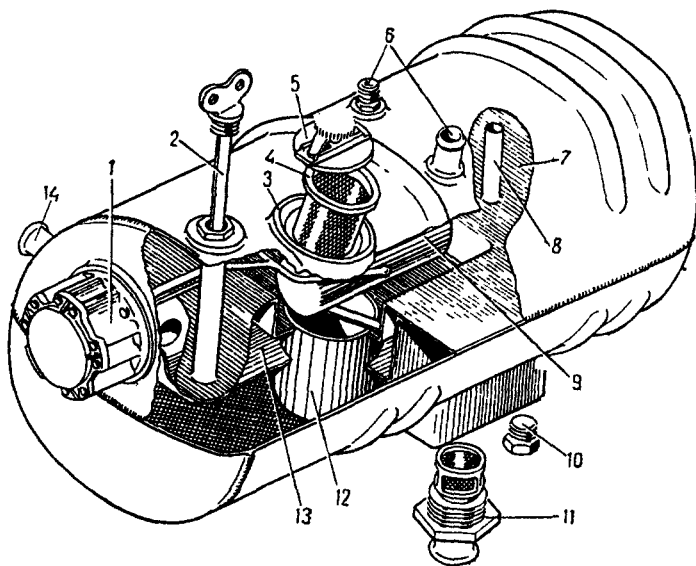
На флюгирование воздушного винта масло к регулятору оборотов 43 подается из маслобака флюгерным насосом 29, установленным на нижней крышке капота двигателя.

Для предотвращения застывания масла в трубопроводе от флюгерного насоса к регулятору оборотов и масла, находящегося под перегородкой маслобака, при работе двигателя предусмотрена постоянная циркуляция масла из регулятора в маслобак, равная 2 л/мин.

11. АГРЕГАТЫ МАСЛОСИСТЕМЫ

МАСЛОБАК

Маслобак (фиг. 58) — жесткой конструкции, изготовлен из листового материала АМг6-М толщиной 1,5 мм. Бак состоит из двух днищ, двух обечайек и продольной противоперегрузочной перегородки 7, сваренных аргоно-дуговой сваркой. Для увеличения жесткости конструкции на обечайках выдавлены семь рифтов.



Фиг. 58. Маслобак

1 — датчик масломера; 2 — мерная линейка; 3 — заливная горловина; 4 — сетчатый фильтр; 5 — крышка заливной горловины; 6 — дренажные штуцера; 7 — противоперегрузочная перегородка; 8 — дренажная трубка; 9 — поплавок; 10 — сливная пробка; 11 — заборный штуцер флюгернасоса; 12 — труба; 13 — противоперегрузочный карман; 14 — заборный штуцер насоса подпитки.

В верхней части обечайки вварены фланцы, на которых размещены заправочная горловина 3, масломерная линейка 2 и два дренажных штуцера 6. На переднем днище расположен фланец для датчи-

ка 1 масломера МЭС-1857В, а сбоку на обечайке — фланец со штуцером 14 подачи масла к насосу подпитки.

В нижней части маслобака приварен фланец со штуцером 11 подачи масла из бака к флюгерному насосу и со сливным отверстием, закрытым пробкой 10.

Обрез штуцера 11 поднят на 16 мм над нижней поверхностью бака, что соответствует 0,15 л невырабатываемого остатка масла. Штуцер имеет предохранительную сетку с размерами ячейки 0,45 мм.

Противоперегрузочная перегородка 7 установлена внутри бака. Перегородка имеет колодец для поплавка масломера с трубой 12 для прохода масла под перегородку. Снизу в перегородке приварен карман 13 емкостью 4 л, в который выходит заборный штуцер от насоса подпитки. Сверху в перегородку вварены дренажная трубка 8 и труба масломерной линейки. В стенках кармана прорезаны окна для прохода масла. Масло, находящееся в объеме под перегородкой в количестве 18 л, предназначено для флюгирования винта (10 л) и для питания двигателя при отрицательной перегрузке в полете (8 л). При перегрузке перегородка удерживает это масло в нижней части бака. Карман препятствует оголению заборного штуцера после прекращения действия отрицательной перегрузки.

Полная емкость бака 40 л, заправляемый объем 37 л. Бак заправляется через горловину 3, в которой имеется сетчатый фильтр 4 с размерами ячейки 0,65 мм. Крышка горловины — обычной конструкции, с траверсой и болтом, прикреплена к баку на цепочке.

Замер количества заправленного в бак масла производится мерной линейкой, имеющей градуировку от 5 до 37 л — «Макс. запр.» — через каждые 5 л.

Полный слив масла из бака осуществляется через сливной кран флюгерного насоса или сливное отверстие в нижнем фланце бака. Частично масло может быть слито через кран на насосе подпитки.

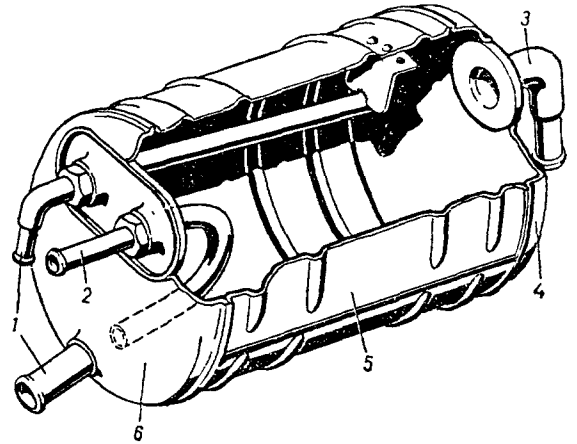
Контроль за количеством масла в полете осуществляется электрическим дистанционным масломером МЭС-1857В, датчик которого установлен в баке, а указатель — в кабине летчиков.

Бак установлен с левой стороны двигателя на двух ложементов, приклепанных к нижней крышке капота. К ложементам приклеены резиновые прокладки из резины Р1847 толщиной 2 мм. Бак притягивается к ложементам дуралюминовыми лентами и стяжными болтами. Под лентами на поверхности бака находятся приклеенные резиновые прокладки.

ДРЕНАЖНЫЙ БАЧОК

Дренажный бачок предназначен для предотвращения выброса масла из маслосистемы при запуске и останове двигателя, а также при действии отрицательных перегрузок в полете. Бачок (фиг. 59) цилиндрической формы сварен из двух днищ и обечайки из листового материала АМцА толщиной 1,2 мм и закреплен при помощи кронштейнов и стяжных лент на левом боковом подкосе рамы двигателя. Емкость бачка 5 л. Бачок соединен двумя трубами с маслобаком, трубой отвода воздуха —

с воздухоотделителем ВО-24 двигателя и дренажной трубой — с атмосферой. Конец дренажной трубы выведен за обшивку нижней крышки капота и



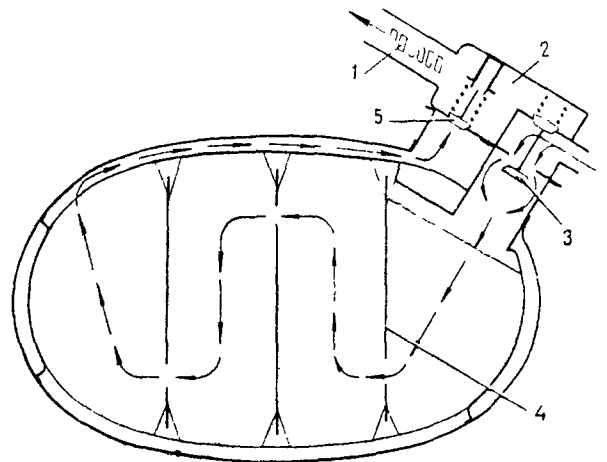
Фиг. 59. Дренажный бачок

1 — штуцера для трубок дренажа маслобака, 2 — штуцер для трубопровода от воздухоотделителя, 3 — штуцер дренажа, 4, 6 — днища бачка; 5 — обечайка

срезан под углом 45° против потока воздуха для использования наддува от скоростного напора.

МАСЛОРАДИАТОР

Воздушно-масляный радиатор (изд. 1313) сотового типа (см. фиг. 21, 23) снабжен терморегулятором 1074. Схема циркуляции масла через радиатор показана на фиг. 60. Масло циркулирует в зазорах



Фиг. 60. Схема циркуляции масла через маслорадиатор

1 — чувствительный элемент терморегулятора; 2 — терморегулятор 1074; 3 — предохранительный клапан, 4 — перегородка; 5 — обратный клапан.

между трубками (сотами), а охлаждающий воздух проходит внутри трубок. Для удлинения пути масла соты разграничены тремя перегородками. В нижней части маслорадиатора имеется сливная пробка.

Основные данные радиатора

| | |
|-----------------------------------|--|
| Поверхность фронта | 8 дм ² |
| Охлаждающая поверхность | 8,8 м ² |
| Трубки | К4—длина 250 мм, толщина стенки 0,2 мм |
| Емкость | 9 л |
| Вес | 34 кг |

Радиатор установлен на ложементх нижней крышки капота (см. фиг. 22) и в туннеле закреплен двумя лентами со стяжными болтами. Входная и выходная части туннеля в стыке с маслорадиатором герметизированы резиновыми трубками, обклеенными полотном.

Доступ к радиатору обеспечивается при открытой правой боковой крышке капота. Монтаж и демонтаж радиатора на самолете производят при снятой нижней крышке капота.

Управление заслонкой выходного туннеля маслорадиатора — дистанционное, осуществляется электромеханизмом МВР-2В, который включается автоматическим регулятором температуры масла. Кроме автоматического управления возможно и ручное управление электромеханизмом из кабины летчиков с помощью комбинированного переключателя П2НПН-45.

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РЕГУЛЯТОР ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА АРТМ-52

Автоматический регулятор температуры масла предназначен для поддержания температуры масла в маслосистеме в заданных пределах и для предохранения маслорадиатора от повышенного давления. В комплект автоматического регулятора температуры масла входят: терморегулятор 1074 (фиг. 61), коробка управления 1100, электромеханизм МВР-2В, электрический указатель положения заслонки УЮЗ-4 или УЮЗ-Б, переключатель П2НПН-45.

Принципиальная электромеханическая схема автоматического регулятора температуры масла показана на фиг. 62.

Терморегулятор 1074 установлен на маслорадиаторе и соединяет его с трубопроводами маслосистемы.

Терморегулятор состоит из следующих основных частей: корпуса с клапанами А и В, термочувствительного элемента 9 с двумя электромагнитами 3, подвижных контактов (якорьков) 4, реле давления 2 и штепсельного разъема.

При холодном масле, когда его давление на входе в радиатор более 6,9 кг/см², грибок клапана А закрывает вход в радиатор, а направляющая 10 открывает в корпусе регулятора путь маслу на выход, минуя радиатор. Со стороны выхода в этом случае соты радиатора от повышенного давления предохраняет клапан В. После прогрева масла его давление со стороны входа уменьшается, и грибок клапана А под действием пружины открывает вход в радиатор. Клапан В открывается при увеличении давления со стороны радиатора до 0,017—0,024 кг/см².

Термочувствительный элемент 9 регулятора представляет собой две закручивающиеся при нагрева-

нии биметаллические спирали, вставленные одна в другую. Ось термочувствительного элемента выходит на панель. На конце оси установлены пружинный 6 и два подвижных контакта 4, а на панели смонтированы два импульсных электромагнита 3, две стойки с контактными винтами 5 и 8 и контактные ламели 7 «Хол.» и «Гор.», разделенные холостой ламелью. Когда температура масла изменяется, пружинный контакт скользит по контактным ламелям, а подвижные контакты подходят — один к контактному винту, другой к электромагниту — и упираются в них.

Если переключатель 16 переведен в положение «Автомат», пружинный контакт от ламели «Хол.» включает реле 13 (№ 1), а от ламели «Гор.» — реле 12 (№ 2), один подвижный контакт 4 от контактного винта 5 также включает реле № 1, а второй контакт 4 от винта 8 включает реле № 2. Реле № 1 включает электромеханизм МВР-2В на открытие заслонки маслорадиатора, реле № 2 — на закрытие. При одновременном включении реле № 1 и 2 питание на электромеханизм не подается. Поэтому, когда пружинный контакт находится на ламели «Хол.», заслонка маслорадиатора закрыта, а когда этот контакт находится на ламели «Гор.», заслонка открыта.

Температура масла автоматически поддерживается при положении пружинного контакта на холостой ламели, а диапазон регулирования температуры масла определяется величиной холостой ламели.

Импульсные электромагниты 3 включаются одновременно через каждые 6,5±1 мм хода штока электромеханизма и, притягивая подвижные контакты 4, проворачивают на оси замкнувшийся с винтом контакт, разрывают цепь питания реле и выключают электромеханизм 18. Включение импульсных электромагнитов осуществляется через реле 14 (№ 3) коробки управления, срабатывающего от импульса прерывательного механизма, кулачок 23 которого установлен на винте 22 концевых выключателей электромеханизма.

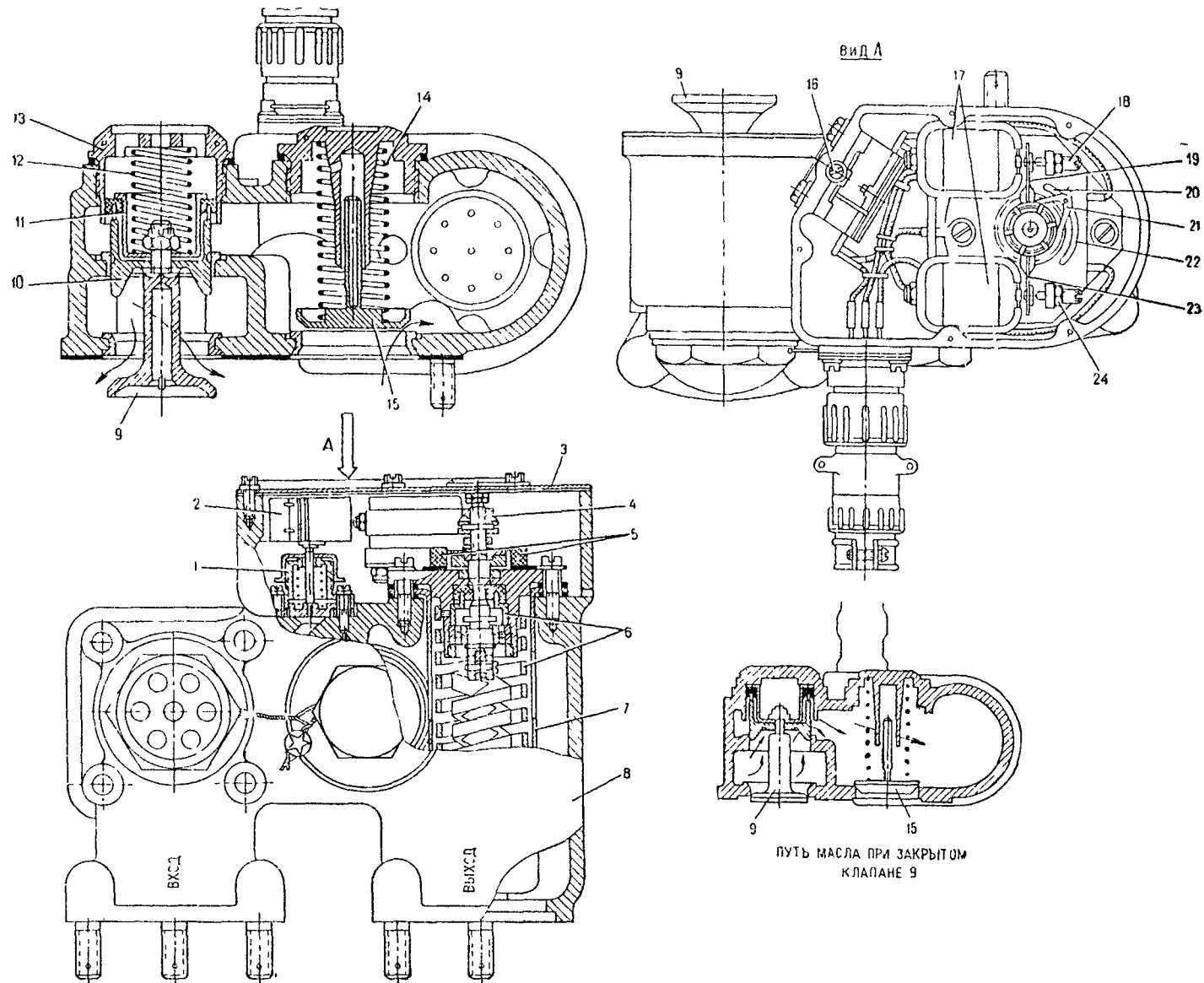
Реле давления 2 срабатывает при давлении масла на входе в радиатор выше 4,4 кг/см² и включает механизм МВР-2В на полное закрытие створки маслорадиатора. При понижении давления масла на входе в маслорадиатор до 3,5 кг/см² реле давления вновь включает электроцепь терморегулятора.

Автомат регулирует температуру масла в пределах 50—82°С на выходе из радиатора. При температуре масла 75—82°С регулятор подает команду на полное открытие заслонки радиатора.

Коробка управления 1100 служит переходной коробкой для всех электрических соединений между терморегулятором, электромеханизмом МВР-2В, указателем положения створки и переключателем. В ней размещены реле № 1 и 2 включения прямого и обратного хода электромеханизма, реле № 3 включения импульсных магнитов, двояный конденсатор и сопотвильения.

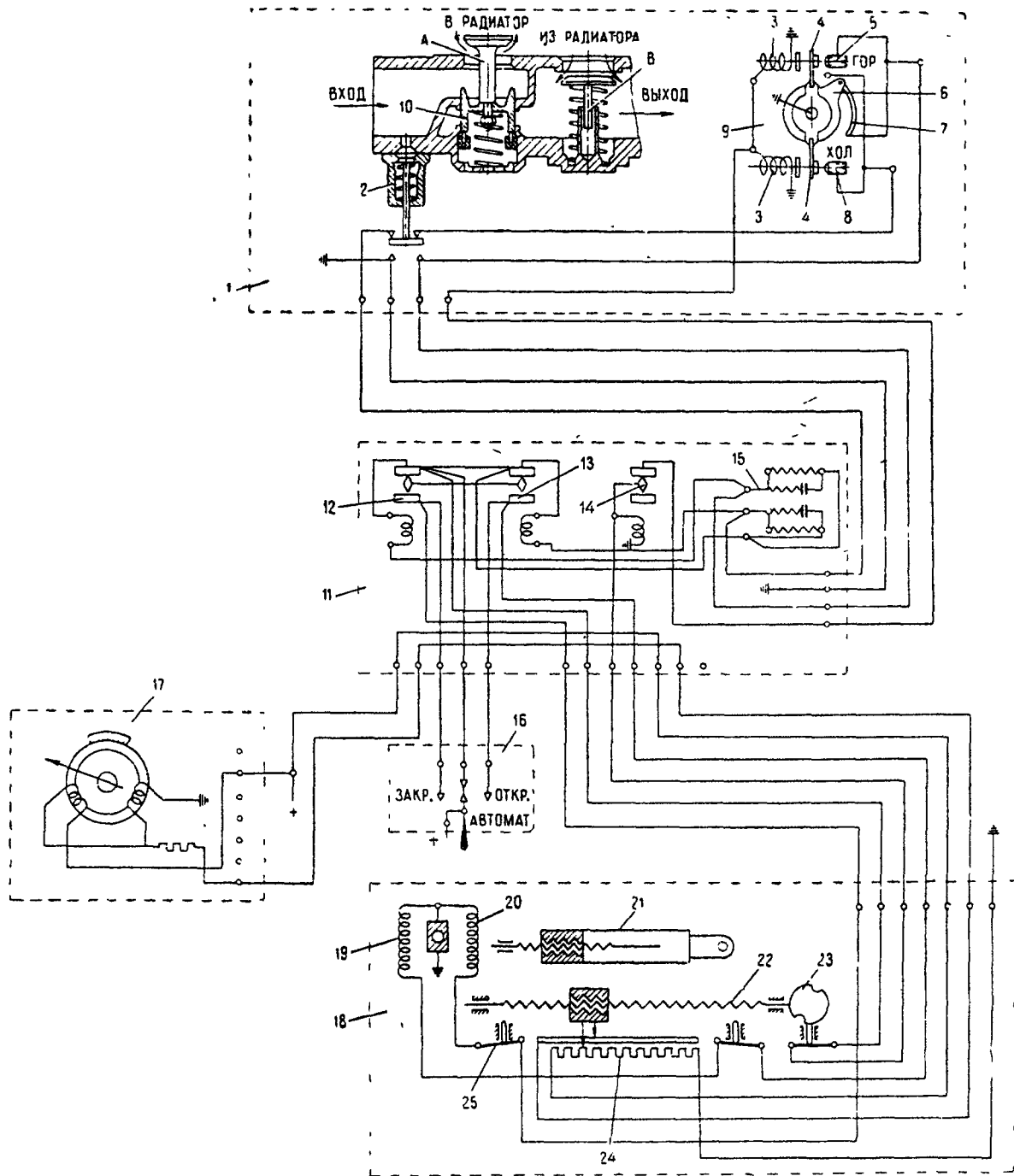
Коробка управления устанавливается на самолете на переднем силовом шпангоуте, слева.

Электромеханизм МВР-2В состоит из следующих основных агрегатов: реверсивного электродвигателя Д-38Т постоянного тока, редуктора, ходового винта и коробки микровыключателей.



Фиг. 61. Терморегулятор 1074

1 — реле давления; 2 — переключатель; 3 — крышка; 4 — втулка; 5 — текстолитовая панель; 6 — термочувствительный элемент; 7 — защитный стакан; 8 — корпус; 9 — предохранительный клапан; 10 — направляющая предохранительного клапана; 11 — чашка; 12 — пружина; 13 — гайка; 14 — пружина; 15 — обратный клапан; 16 — регулировочный винт; 17 — импульсные электромагниты; 18 — контактный винт; 19 — подвижный контакт (якорек) закрытия заслонки; 20 — контактная ламель «Гор»; 21 — пружинный контакт; 22 — контактная ламель «Хол»; 23 — подвижный контакт открытия заслонки; 24 — контактный винт



Фиг. 62. Электросхема автоматического регулятора температуры масла

1 — терморегулятор 1074; 2 — реле давления; 3 — импульсные электромагниты; 4 — подвижные контакты (якорьки); 5, 8 — контактные винты; 6 — пружинный контакт; 7 — контактная ламель; 9 — термочувствительный элемент; 10 — направляющая предохранительного клапана; 11 — коробка управления 1100; 12 — реле № 2 (закрытия); 13 — реле № 1 (открытия); 14 — реле включения импульсных магнитов; 15 — сопротивления и двоянный конденсатор; 16 — переключатель; 17 — указатель УЮЗ-4 положения заслонки; 18 — электромеханизм МВР-2В; 19 — обмотка открытия; 20 — обмотка закрытия; 21 — ходовой винт; 22 — винт концевых выключателей; 23 — кулачок прерывателя; 24 — потенциометр; 25 — концевой выключатель. А — предохранительный клапан; В — обратный клапан.

Электромеханизм установлен на нижней крышке капота (см. фиг. 23) и закреплен шарнирно корпусом на кронштейне поперечной балки и штоком к створке. Электромеханизм включается терморегулятором или переключателем со средней панели приборной доски летчиков. В крайних положениях заслонки механизм выключается концевыми выключателями.

Указатель положения заслонок УЮЗ-4—четырёхстрелочный, потенциометрического типа. Для контроля за положением заслонок маслорадиаторов на самолете используются две стрелки. Датчиками прибора служат потенциометры, размещенные в электромеханизмах МВР-2В.

Указатель установлен на центральном пульте в кабине летчиков.

Управляющие цепи АРГМ питаются через два автомата защиты АЗР-15. Цепь указателя УЮЗ-4 защищена автоматом защиты АЗС-2. Автоматы защиты размещены на щите АЗС.

МАСЛОАГРЕГАТ МА-24

Маслоагрегат двигателя установлен в нижней части лобового картера двигателя (см. фиг. 7).

Маслоагрегат представляет собой смонтированные в одном корпусе пять секций (маслонасосов) шестеренчатого типа: нагнетающую, основную откачивающую, откачивающую масло из полости подшипника турбины, откачивающую масло из полости заднего подшипника компрессора и подпитывающую.

Нагнетающая секция маслоагрегата имеет редукционный клапан, который поддерживает давление масла за насосом в пределах 4—4,5 кг/см², а излишек масла перепускает из полости повышенного давления в полость всасывания.

За насосами откачки масла из полостей подшипников в корпусе маслоагрегата установлен обратный клапан, исключающий перетекание масла в корпус камеры сгорания из канала откачки. Клапан отрегулирован на давление 0,05—0,08 кг/см².

Основные данные маслоагрегата

| Насос | Число оборотов на рабочем режиме об/мин | Производительность не менее л/мин | Противодавление на выходе кг/см ² | Давление на входе кг/см ² |
|---|---|-----------------------------------|--|--------------------------------------|
| Нагнетающая секция | 6750 | 115 | 4—4,5 | 0,6—0,8 |
| Откачивающая секция | 6750 | 190 | 0,5 ^{+0,2} | — |
| Подпитывающая секция | 6750 | 42 | 0,6—0,8 | — |
| Откачивающая секция из полости подшипника компрессора | 6750 | 40 | 0,3—0,6 | — |
| Откачивающая секция из полости подшипника турбины | 6750 | 40 | 0,3—0,6 | — |

Подпитывающая секция маслонасоса имеет редукционный клапан, который поддерживает давление масла на входе в нагнетающую секцию маслоагрегата в пределах 0,6—0,8 кг/см².

Для устранения перетекания масла из маслобака в двигатель при длительной стоянке самолета за подпитывающей секцией агрегата установлен обратный клапан, отрегулированный на давление открытия 0,2 кг/см².

На входе в маслоагрегат установлен патрубок с краном для слива масла из подводящей магистрали.

ВОЗДУХООТДЕЛИТЕЛЬ ВО-24

Воздухоотделитель установлен в колодце нижней левой части лобового картера и предназначен для отделения воздуха от масла, откачиваемого из двигателя. Воздухоотделитель — центробежного типа с крыльчаткой в корпусе, вращающейся от привода. Масло из воздухоотделителя подается в маслорадиатор, а воздух отводится в дренажный бачок.

Основные данные

Число оборотов на рабочем режиме 6750 об/мин
 Производительность при противодавлении на выходе 1,2—1,5 кг/см² и давлении на входе 0,3—0,6 кг/см² не менее 80 л/мин чистого масла

МАСЛОФИЛЬТР МФ-20

Маслофильтр установлен в колодце лобового картера и предназначен для очистки масла, поступающего к трущимся поверхностям деталей двигателя и агрегатов, от механических примесей. Фильтр состоит из набора сетчатых фильтрующих секций, насаженных на сердечник. В маслофильтре установлен перепускной клапан, обеспечивающий поступление масла в двигатель, минуя фильтрующие элементы, при сильном загрязнении сеток фильтра и во время запуска двигателя при низких температурах, когда вязкость масла высокая. В этих случаях в двигатель поступает неочищенное масло.

Основные данные

Фильтрующая сетка секции № 0063; 8270 ячеек на 1 см²
 Количество фильтрующих секций в фильтре 12—13
 Общая площадь сетки фильтра 403—434 см²

МАСЛОНАСОС ИЗМЕРИТЕЛЯ КРУТЯЩЕГО МОМЕНТА ИКМ-24

Маслонасос ИКМ предназначен для нагнетания масла в систему измерителя крутящего момента двигателя. Насос — шестеренчатого типа, крепится на фланце лобового картера. Для обеспечения стабильной работы насоса при высоких противодавлениях в конструкции насоса предусмотрены подвижные подпятники, благодаря которым снижается утечка масла в насосе.

Основные данные

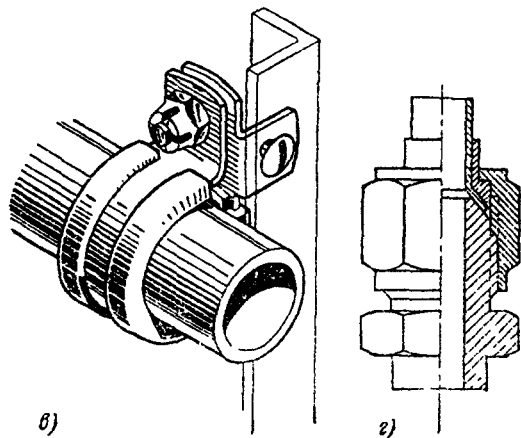
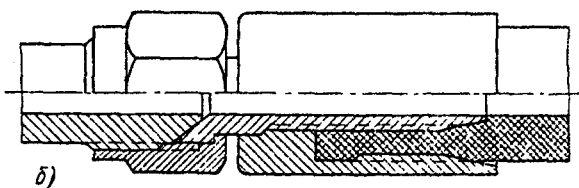
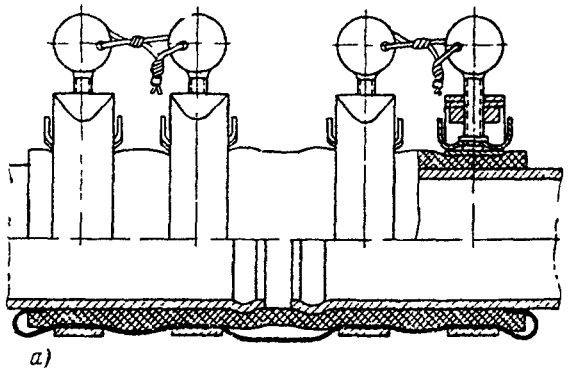
Число оборотов на рабочем режиме 4400 об/мин
 Производительность при противодавлении на выходе 90 кг/см² не менее 10 л/мин

ЦЕНТРОБЕЖНЫЙ СУФЛЕР

Для исключения потерь масла суфлирование масляной полости корпуса камеры сгорания осуществляется через центробежный суфлер, установленный в верхней части лобового картера. Основными частями центробежного суфлера являются корпус, крышка и ротор. Отделенное масло сливается в нижнюю часть лобового картера, а воздух по трубопроводу отсасывается в реактивное сопло.

ТРУБОПРОВОДЫ И СОЕДИНЕНИЯ ВНЕШНЕЙ МАСЛОСИСТЕМЫ

Для соединения агрегатов маслосистемы применяются трубопроводы, патрубки и гибкие рукава.



Фиг. 63. Типовые соединения трубопроводов масляной, топливной и противопожарной систем

a — соединение трубопроводов резиновой муфтой по нормали 1598А; *б* — заделка гибкого рукава по нормали 1681А; *в* — крепление трубопровода с помощью хомута по нормали 1674с52; *г* — ниппельное соединение трубопровода со штуцером по нормали 1000А55.

Трубопроводы разной длины и формы изготовлены из материала АМг-М, диаметром 30×1, 22×1, 20×1, 14×1, 6×1 мм. Патрубки сварены из листового ма-

териала АМц. Трубопровод от флюгерного насоса к регулятору оборотов для повышения надежности изготовлен из стальных труб 1Х18Н9Т сечением 14×1 мм.

Соединения стальных труб и труб малых диаметров выполнены накладными гайками с ниппелями и развальцовкой труб по нормали 103АТ55 (фиг. 63). Трубопроводы и патрубки диаметром 22×1, 30×1, 14×1, 20×1 мм соединены гибкими соединениями по нормальям 1597А, 1598А. Крепление трубопроводов к конструкции осуществляется хомутами по нормальям 1669с50 и 1674с52. Датчики и сигнализаторы давления соединены со штуцерами на двигателе резиновыми рукавами по нормали 1681А-5М4.

Все агрегаты маслосистемы и соединения трубопроводов имеют перемычки металлизации.

Трубопроводы и соединения маслосистемы на двигателе приведены в описании двигателя АИ-24.

12. ЗАПРАВКА МАСЛОСИСТЕМЫ МАСЛОМ И СЛИВ МАСЛА ИЗ СИСТЕМЫ

Заправка маслосистемы производится через горловину маслобака. Для доступа к горловине необходимо открыть левую боковую крышку капота.

После замены двигателя или винта в маслосистему заливается в общей сложности 64 л масла, которое заполняет полости в двигателе, во втулке винта, в маслорадиаторе и трубопроводах. Максимальное количество масла, заливаемое в бак перед вылетом самолета, равно 37 л. Минимальное количество масла 28 л.

Слив масла из системы производится через следующие сливные точки:

— из маслобака — через сливной кран на флюгерном насосе или через сливную пробку, расположенную в нижней части бака;

— из двигателя — через сливной кран маслоагрегата МА-24 или через сливной кран лобового картера;

— из маслорадиатора — через сливную пробку маслорадиатора.

13. УПРАВЛЕНИЕ МАСЛОСИСТЕМОЙ И КОНТРОЛЬ ЗА ЕЕ РАБОТОЙ

Управление маслосистемой и контроль за ее работой осуществляются из кабины экипажа. Приборы контроля и элементы управления расположены на центральной приборной доске, центральном и левом пультах (фиг. 64).

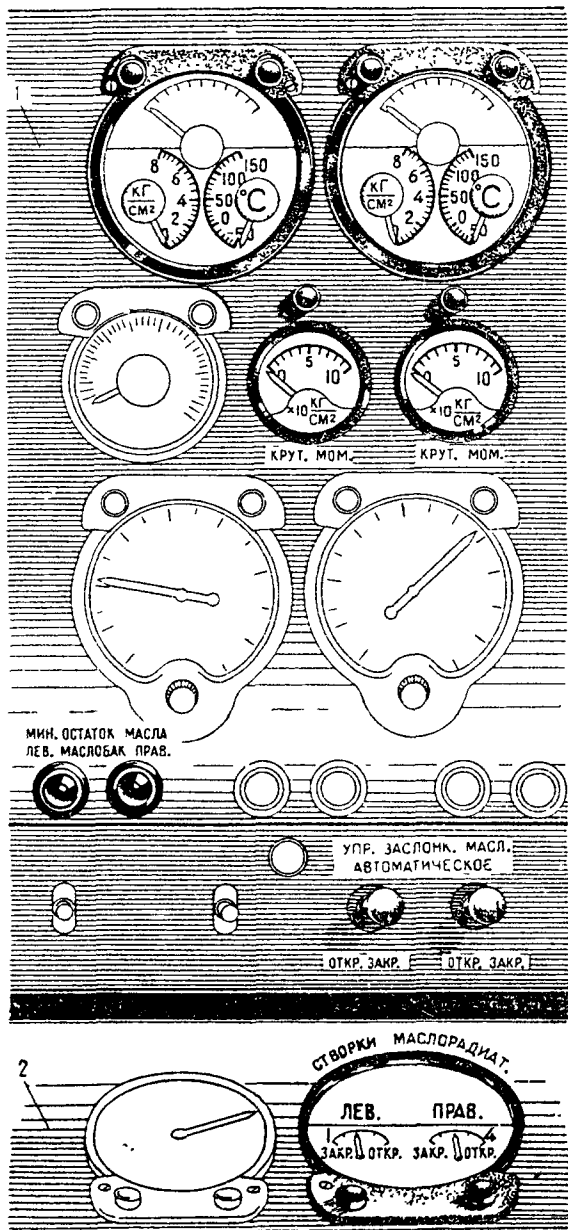
На средней панели приборной доски находятся:

— два трехстрелочных индикатора УИЗ-3 (из комплекта ЭМИ-ЗРТИ); в каждом приборе помещаются: указатель давления топлива перед форсунками, указатель давления масла в магистрали двигателя и указатель температуры входящего в двигатель масла;

— два указателя манометра ДИМ-100Т измерителя крутящего момента;

— две красные лампы, сигнализирующие о минимальном остатке масла в каждом баке, равном 20 л;

— два переключателя управления заслонками туннелей маслорадиаторов (автоматического и ручного управления).



Фиг. 64. Приборы контроля и элементы управления маслосистемы
1 — средняя панель приборной доски; 2 — наклонная панель центрального пульта.

На центральном пульте летчиков расположен указатель УЮЗ-4 (или УЮЗ-Б) положения заслонок туннелей маслорадиаторов.

На пульте левого летчика установлен указатель масломера МЭС-1857В.

Ниже приводится краткое описание указанных приборов.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ МОТОРНЫЙ ИНДИКАТОР ЭМИ-ЗРТИ

Электрический моторный индикатор предназначен для измерения на каждом двигателе избыточного давления топлива перед форсунками двигателя, давления и температуры масла на входе в двигатель.

В комплект индикатора ЭМИ-ЗРТИ входят: трехстрелочный указатель УИЗ-3, установленный на приборной доске летчиков, датчик-манометр ИДТ-100 давления топлива, установленный на кронштейне крепления нижней крышки капота, датчик-манометр ИДТ-8 давления масла, установленный на заднем шпангоуте воздухозаборника, и датчик-термометр П-1, установленный на лобовом картере двигателя с правой стороны. Датчики манометров соединены со штуцерами на двигателе шлангами 1681А-5М4-120-400.

Основные данные

Пределы измерения:

| | |
|-----------------------------|--------------------------|
| манометра топлива | 0—100 кг/см ² |
| манометра масла | 0—8 кг/см ² |
| термометра масла | от —50° до +150° С |

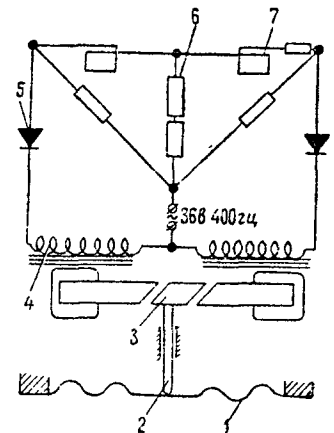
Погрешности показаний манометров масла и топлива в рабочем диапазоне шкалы при нормальной температуре не превышают +4% от предела измерения. Погрешности показаний термометра масла в рабочем диапазоне не превышают ±6° С.

Питание комплекта индикатора осуществляется от сети переменного тока напряжением $36 \pm 6\%$ частотой $400 \text{ гц} \pm 2\%$ — для манометров и от сети постоянного тока напряжением $27 \text{ в} \pm 1\%$ — для термометров. Мощность, потребляемая от сети переменного тока, не превышает 10 ватт, от сети постоянного тока — 3 вт.

Указатели и датчики в своих комплектах моторных индикаторов взаимозаменяемы.

Датчики индикатора

Датчики типа ИДТ работают следующим образом. В датчике имеется мембрана 1 (фиг. 65), которая под действием избыточного давления прогибается и вместе со штоком 2 перемещает якорь 3,



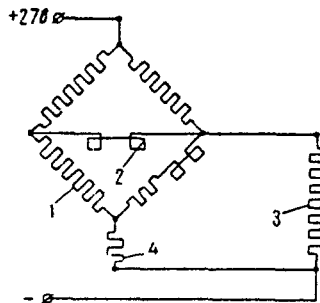
Фиг. 65. Принципиальная схема манометра типа ДИМ-100Т

1 — мембрана датчика; 2 — шток; 3 — якорь; 4 — катушка индуктивности; 5 — диод; 6 — сопротивление; 7 — рамка логометра.

изменяя воздушные зазоры магнитных цепей катушек 4. При этом в одной цепи зазор увеличивается, в другой уменьшается. Это вызывает изменение индуктивности катушек, которое ведет к изменению токов в рамках 7 магнитоэлектрического логометра. Поэтому каждому положению якоря соответствует одно определенное положение стрелки. Для вы-

прямления переменного тока в схеме используются два германиевых диода 5.

Термометр собран по несимметричной схеме неуравновешенного моста с двумя диагоналями (фиг. 66). Датчик П-1 включен в одно из плеч моста. Диагоналями в схеме моста являются рамки 2 магнитоэлектрического логометра. Изменение темпера-



Фиг. 66. Принципиальная схема термометра из комплекта ЭМИ-ЗРТИ

1 — сопротивление в указателе; 2 — рамка логометра, 3 — сопротивление датчика П-1; 4 — дополнительное сопротивление.

туры вызывает изменение величины сопротивления 3, намотанного из никелевого провода и установленного в месте измерения температуры. Изменение сопротивления 3 ведет к перераспределению токов в схеме моста и изменению положения стрелки логометра.

МАСЛОМЕР МЭС-1857В

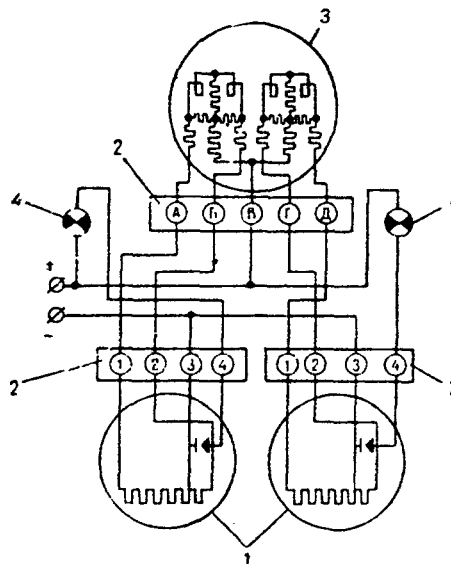
Электрический рычажно-поплавковый масломер МЭС-1857В служит для дистанционного измерения количества масла в маслобаках каждого двигателя и для сигнализации минимального остатка масла.

Измерение количества масла в баках основано на принципе преобразования неэлектрической величины — переменного уровня масла в баке — с помощью датчика (рычажно-поплавкового механизма и реостата) в электрическую величину — переменное омическое сопротивление, меняющееся в соответствии с изменением уровня масла. Это сопротивление измеряется прибором-указателем.

Комплект масломера состоит из двух реостатных рычажно-поплавковых датчиков 1 (фиг. 67), установленных по одному в каждом маслобаке, и одного указателя 3 — магнитоэлектрического логометра типа ЛД-49, установленного на пульте левого летчика в кабине экипажа.

Масломер измеряет объем масла от 15 до 40 л. Точность измерения на отметке 20 л составляет

$\pm 2,5\%$, а на всех остальных отметках $\pm 5\%$ от номинального значения шкалы. Номинальным значением шкалы считается разница между 40 и 15 л, т. е. 25 л.



Фиг. 67. Принципиальная схема масломера МЭС-1857В

1 — датчики; 2 — разъемные соединения, 3 — указатель (магнитоэлектрический логометр); 4 — сигнальные лампы минимального остатка масла.

При остатке в маслобаке 20 л масла в датчике срабатывает сигнальное устройство и на приборной доске летчиков загорается красная сигнальная лампа минимального остатка масла.

МАНОМЕТР ДИМ-100Т

Для контроля за величиной крутящего момента каждого двигателя установлен манометр ИКМ типа ДИМ-100Т. Датчик ИДТ-100 установлен на стенке шпангоута воздухозаборника с правой стороны и подключен с помощью гибкого рукава 1681А-5МУ-120 к штуцеру замера ИКМ на двигателе.

Указатели ИКМ типа УИ1-100 установлены на центральной панели приборной доски летчиков.

УПРАВЛЕНИЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

14. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Управление силовой установкой и контроль за ее работой осуществляются из кабины летчиков, где для этого установлены все необходимые агрегаты и приборы. Размещение агрегатов управления силовой установкой и приборов контроля за ее работой показано на фиг. 68.

В управлении силовой установкой применяются механические, электродистанционные и автоматические системы.

К механическим системам относятся управление автоматами дозировки топлива АДТ-24М, управление упором полетного малого газа, управление тормозом секторов управления АДТ-24М.

Автоматически осуществляются выключение подкачивающих насосов ЭЦН-14А и кранов централизованной заправки, запуск и останов двигателей, запуск турбогенератора ТГ-16, управление противообледенительными системами двигателей, открытие кранов противопожарной системы и включение первой очереди огнетушителей ОС-8М, управление заслонками маслорадиаторов.

Кроме автоматического управления, перечисленные выше системы и агрегаты (за исключением запуска двигателей и турбоагрегата) имеют также электродистанционное управление, а система флюгирования винтов и остановка двигателей — и гидравлическое управление.

Остальные системы и агрегаты силовой установки имеют электродистанционное управление.

15. УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯМИ

Изменение режима работы двигателей происходит при изменении положения рычагов управления автоматами дозировки топлива АДТ-24М. Установленный летчиком режим работы двигателей при изменении условий полета (высоты и скорости полета, температуры наружного воздуха) автоматически поддерживается автоматами АДТ-24М.

Управление автоматами дозировки топлива осуществляется с помощью секторов управления двигателями, смонтированными в пакет, установленный на центральном пульте летчиков.

Режим работы двигателя устанавливается по указателю положений рычагов топлива УПРТ-2 и контролируется по приборам. Датчики УПРТ-2 установлены на АДТ-24М, а на приборной доске установлен двухстрелочный указатель со шкалой от 0 до 115°.

Углы поворота сектора по УПРТ-2 соответствуют следующим режимам работы двигателя:

| | |
|--------------------------------|----------|
| Взлетный режим | 87—100° |
| Номинальный режим | 65° ± 2° |
| 0,85 номинального | 52° ± 2° |
| 0,7 номинального | 41° ± 2° |
| 0,6 номинального | 34° ± 2° |
| 0,4 номинального | 22° ± 2° |
| Малый газ (на земле) | 0° |
| Малый газ (в полете) | 12—22° |

Секторы управления двигателями кинематически связаны с рычагами автоматов дозировки топлива.

От секторов 1 (фиг. 69) в корпусе центрального пульта две пары тросов отходят вниз к кронштейну 2 на шпангоуте 4 и проходят слева под полом кабины к кронштейну 3 на шпангоуте 7. Огибая ролики этого кронштейна, тросы поднимаются к верхнему кронштейну 4 и далее, до шпангоута 17, идут в специальном желобе под потолком пассажирской кабины. У шпангоута 17 тросы через гермовывод 9 выходят из фюзеляжа под передней зализ центроплана на ролики кронштейна 10, установленного на переднем лонжероне. Здесь они попарно расходятся в стороны и вдоль лонжерона идут в гондолы двигателей.

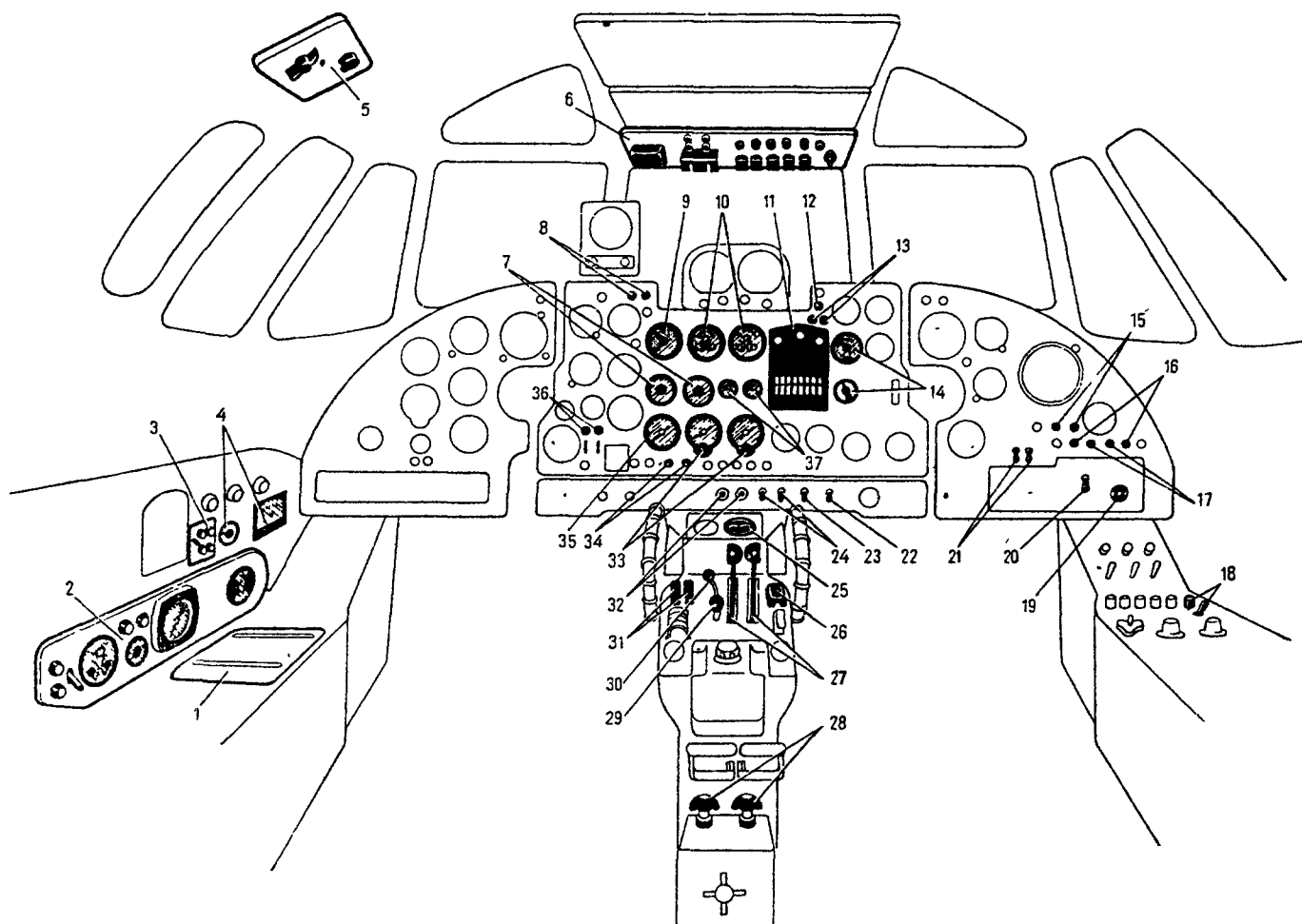
В гондole каждого двигателя тросы проложены по левой стороне и через кронштейны на противопожарной перегородке подходят к концевому ролику 5 и замыкаются на нем. Ролик установлен на заднем кронштейне крепления нижней крышки капота. К ролику приклепан поводок, который тягой связан с рычагом автомата АДТ-24М.

Тяга 2 (фиг. 70) соединяется с поводком 3 при помощи болта и шлицевой шайбы, допускающей, в пределах длины отверстия в поводке, изменять расстояние от оси болта до оси ролика 4.

Тяга изготовлена из трубы Д16-Т диаметром 12 × 1 мм. На концах трубы заделаны наконечники,

задний из которых имеет резьбу для регулировки длины тяги. Для исключения дополнительных напряжений в деталях управления в проушину наколенника впрессован шаровой подшипник, допускающий перекос тяги до 8°.

Направление тросов и расстояние между ними вдоль всей трассы обеспечивается текстолитовыми роликами, установленными на кронштейнах, и гребенкой на шпангоуте 13 (фиг. 71—74). Кронштейны имеют ограничители, предохраняющие тросы от со-



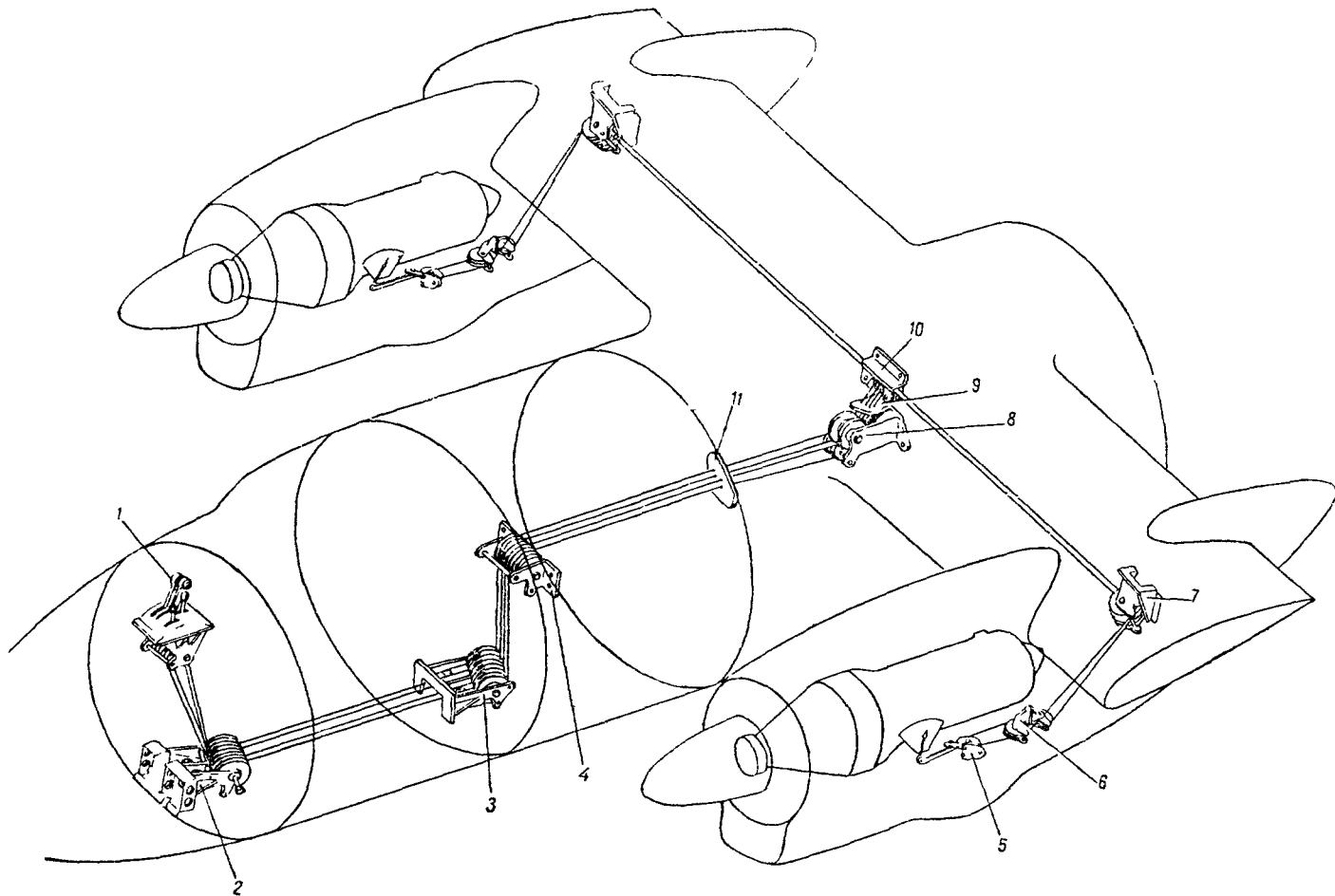
Фиг. 68. Схема размещения в кабине летчиков агрегатов управления и приборов контроля работы силовой установки

1 — щиток запуска двигателей и турбоагрегата; 2 — щиток контроля за работой турбоагрегата; 3 — щиток сигнализатора наличия воды в баках; 4 — амперметр и вольтметр системы запуска турбоагрегата; 5 — щиток контроля противопожарной системы; 6 — щиток флюгирования и пожаротушения; 7 — указатели температуры газов; 8 — лампы сигнализации снятия винтов с упора; 9 — указатель положения рычагов топлива; 10 — трехстрелочные указатели давления топлива, давления и температуры масла; 11 — щиток управления топливной системой; 12 — лампа сигнализации остатка 580 кг топлива; 13 — лампы сигнализации засорения топливных фильтров тонкой очистки; 14 — указатель и переключатель топливомера; 15 — лампы сигнализации обледенения двигателей; 16, 17 — лампы сигнализации включения обогрева ВНА и винтов; 18 — выключатель и сигнальная лампа обогрева турбогенератора; 19 — переключатель электропитания обогрева винтов; 20 — переключатель контроля работы системы обогрева; 21 — выключатели обогрева ВНА; 22 — выключатель автоматического управления выработкой топлива; 23 — выключатель расходомера; 24 — выключатели топливомера; 25 — указатель положения заслонок маслорадиаторов; 26 — выключатель снятия винтов с упора; 27 — рычаги управления двигателями; 28 — рукоятки аварийного гидравлического флюгирования винтов; 29 — рычаг перестановки упоров полетного малого газа; 30 — рычаг тормоза рычагов управления двигателями; 31 — выключатели останова двигателей; 32 — переключатели управления заслонками маслорадиаторов; 33 — указатели расходомера; 34 — лампы сигнализации минимального остатка масла в баках; 35 — тахометр; 36 — выключатели и сигнальные лампы систем впрыска воды в двигатели; 37 — указатели ИКМ.

Проводка управления двигателями выполнена гибкими тросами 7×7×2,5 (ГОСТ 2172—43) с разрывным усилием 500 кг. Обе ветви тросовой проводки каждого двигателя замыкаются между собой на концевых роликах. На роликах секторов управления тросы закреплены при помощи шариков, а на концевых роликах в гондолах двигателей — болтами.

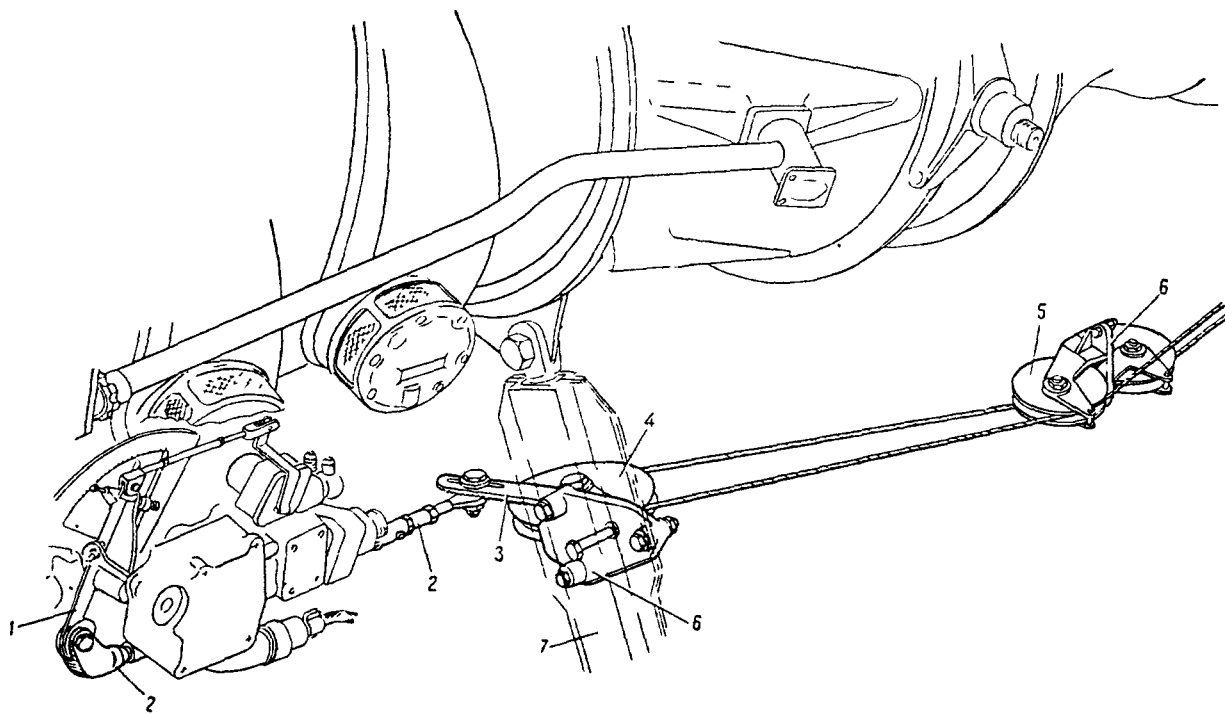
скакивания с роликов, и крепятся к конструкции самолета болтами.

Тросы соединяются при помощи тандеров. Для удобства регулирования натяжения тросов тандеры расположены в легкодоступных при эксплуатации местах: в фюзеляже между шпангоутами 7—13 и в гондолах двигателей.



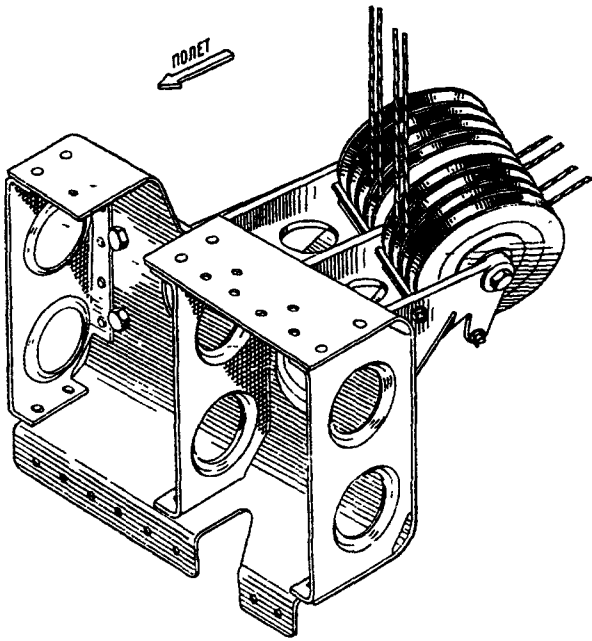
Фиг. 69. Схема управления двигателями

1 — секторы управления двигателями; 2 — кронштейн на шпангоуте 4, 3, 4 — нижний и верхний кронштейны на шпангоуте 7, 5 — кронштейн с концевым роликом; 6 — кронштейн с роликами на переднем силовом шпангоуте gondoly; 7 — кронштейн с роликами на переднем лонжероне центроплана; 8 — кронштейн с роликами на шпангоуте 17 фюзеляжа; 9 — гермовывод; 10 — кронштейн с роликами на переднем лонжероне центроплана, 11 — гребенка на шпангоуте 13.

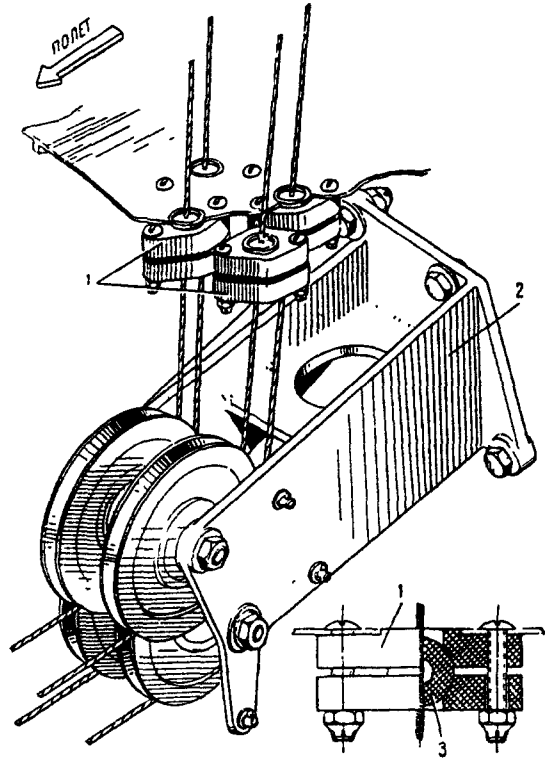


Фиг. 70. Проводка управления двигателем в gondole

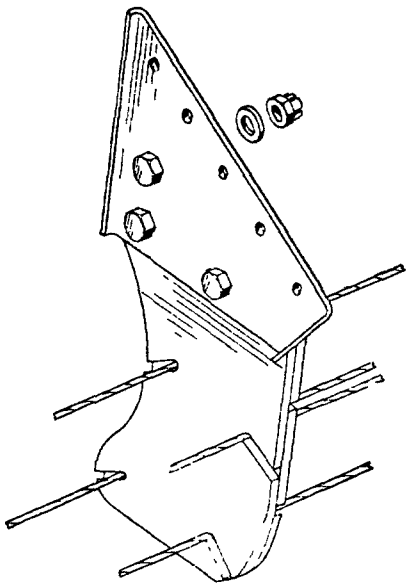
1 — рычаг дроссельного крана АДТ; 2 — тяга; 3 — поводок; 4 — концевой ролик; 5 — ролик на противопожарной перегородке; 6 — кронштейны; 7 — кронштейн крепления нижней крышки капота



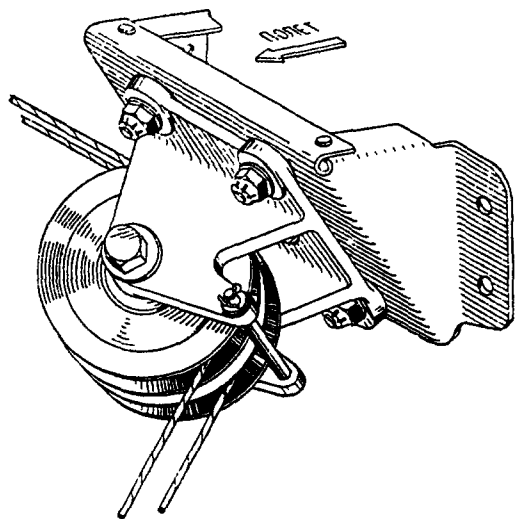
Фиг. 71. Кронштейн с роликами на шпангоуте 4



Фиг. 73. Узел управления на шпангоуте 17
1 — гермовыводы; 2 — кронштейн; 3 — резиновый вкладыш.



Фиг. 72. Гребенка на шпангоуте 13



Фиг. 74. Кронштейн с роликами на переднем лонжероне центроплана в зоне гондолы

Доступ к кронштейнам с роликами и к тандерам тросов обеспечивается: через съемную панель пола — к тросам, проложенным под полом; через съемные панели потолка — к тросам, проложенным над потолком кабины; через лючки и съемный носок центроплана — к тросам, проложенным по переднему лонжерону центроплана; через люки и боковые крышки капотов — к тросам в гондолах.

16. ПАКЕТ РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ

Пакет рычагов установлен на центральном пульте (фиг. 75) и доступен для управления с кресел обоих летчиков. В пакет входят два рычага 3 (фиг. 76) управления двигателями, рычаг 1 тормозного устройства и рычаг 2 управления положением упоров полетного малого газа (УПМГ)

Секторы управления двигателями и рычаг тормозного устройства собраны на одной оси 19. На этой же оси установлено основание 11 упоров полетного малого газа. Ось 19 диаметром 12 мм изготовлена из стали 30ХГСА и закреплена на щеках кронштейна 17 с одной стороны фланцем, с другой — гайкой. Рычаг перестановки упоров полетного малого газа установлен на другой оси, расположенной на кронштейне впереди оси секторов управления двигателями.

Кронштейн 17 отлит из алюминиевого сплава АЛ9 и прикреплен винтами на центральном пульте. Кронштейн сверху закрыт крышкой 18 с прорезями для рычагов управления и основания 11 упоров. К переключкам крышки прикреплены таблички с надписями.

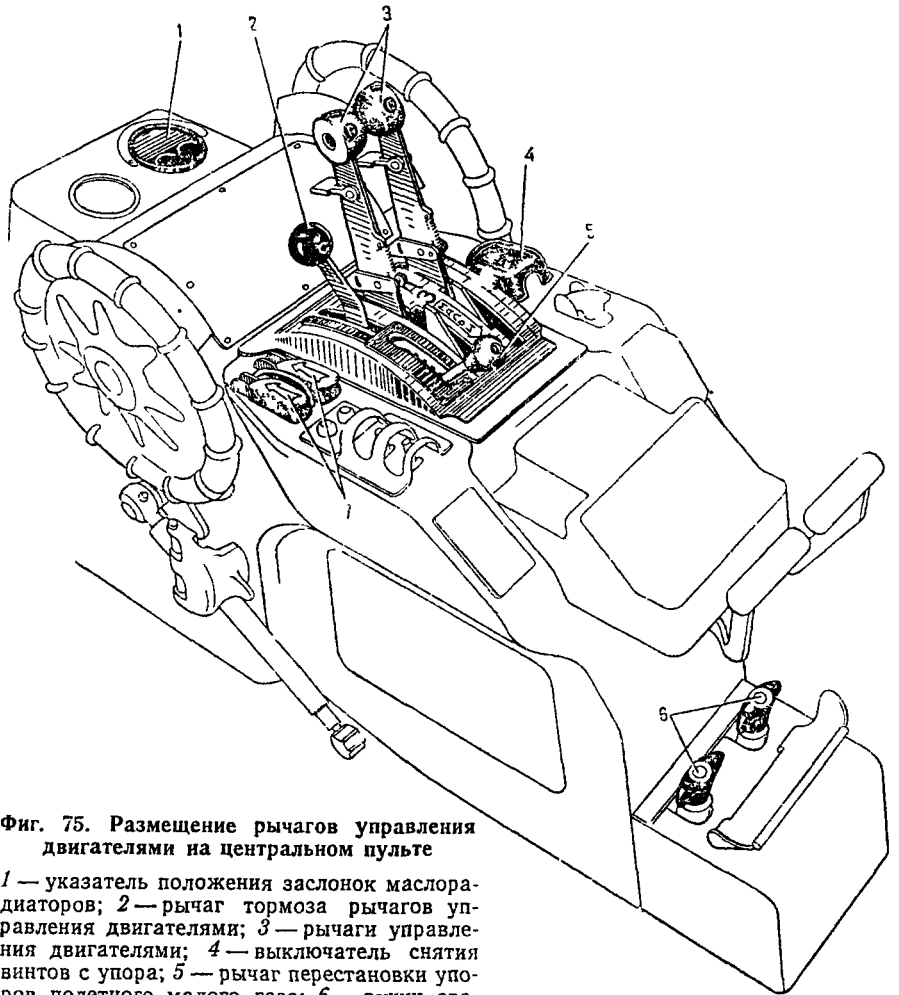
Рычаги 3 секторов управления двигателями изготовлены из листового дуралюмина Д16-Т толщиной 5 мм, к нижней части рычагов прикреплены отштампованные из сплава АК6 ролики 10. В ролики запрессованы втулки. К верхним концам рычагов управления крепятся рукоятки из желтого этрола с вклеенными буквенными обозначениями Г₁ и Г₂ — соответственно для секторов управления рычагами дроссельных кранов АДТ-24М левого и правого двигателей.

На каждом рычаге управления двигателями смонтирован механизм защелки полетного малого газа, который состоит из гашетки 6, пружин 7 и защелки 8. Механизм ограничивает перемещение рычага управления двигателем назад, в сторону малого газа.

При перемещении рычага назад защелка 8 упирается в упор 5. Для дальнейшего перемещения сектора за упор защелку приподнимают, нажимая на гашетку 6 снизу вверх. Перемещение секторов управ-

ления двигателями вперед произойдет свободно, без фиксации на упорах. В этом случае защелки поднимаются скосами упоров. Упоры полетного малого газа установлены на основании 11. К основанию болтами прикреплена изогнутая тяга 12, соединенная с рычагом 2.

Основание 12 (фиг. 77) упоров 13 перемещается рычагом и фиксируется в определенных положениях. Рычаг состоит из стержня 2 с фиксатором 6 и трубчатого основания 3, изготовленного заодно с нижней головкой. Головка имеет палец 10 для кинематической связи посредством тяги 11 с основанием 12 и отверстие для посадки рычага на ось 9



Фиг. 75. Размещение рычагов управления двигателями на центральном пульте

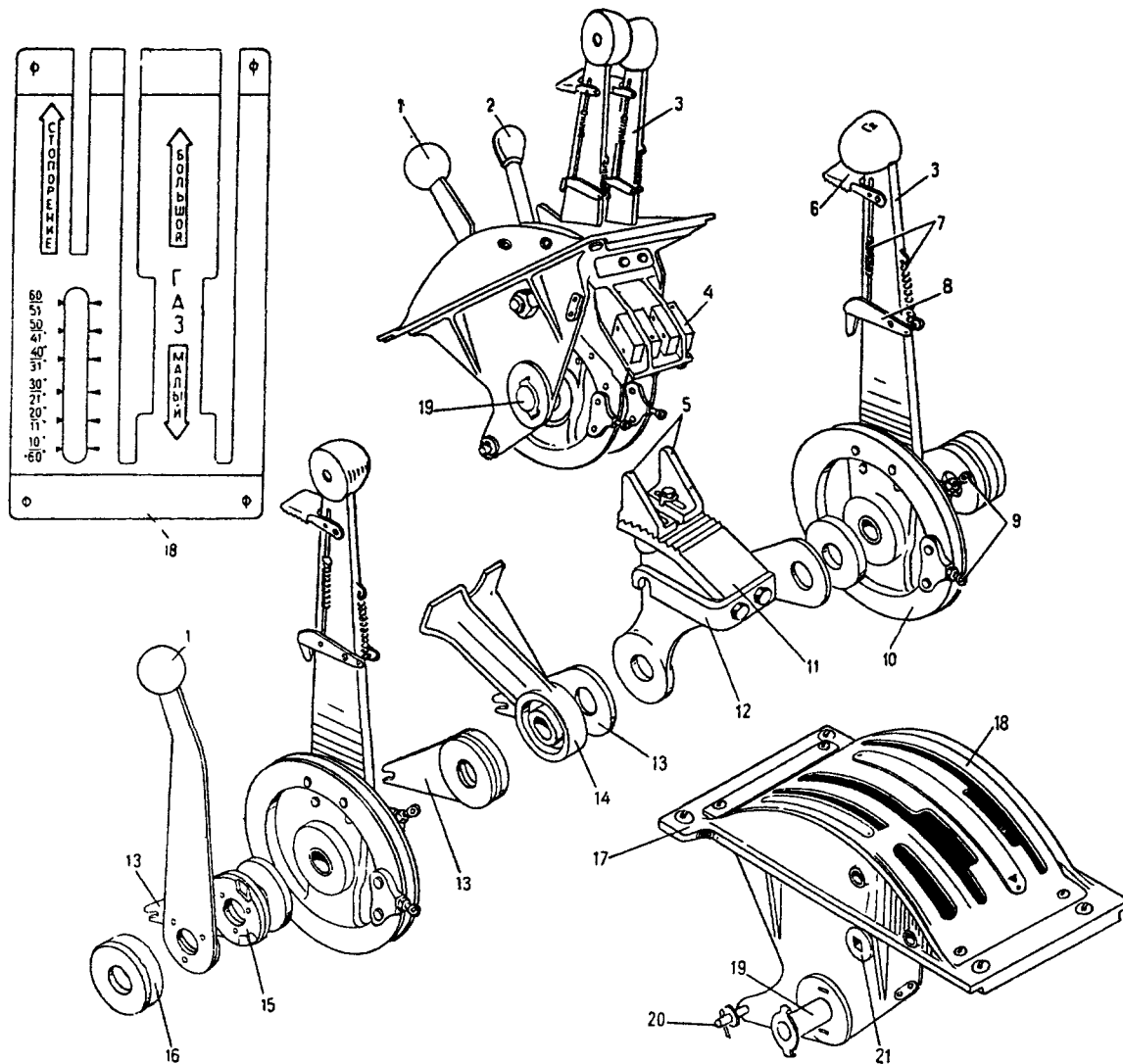
1 — указатель положения заслонок маслорадиаторов; 2 — рычаг тормоза рычагов управления двигателями; 3 — рычаги управления двигателями; 4 — выключатель снятия винтов с упора; 5 — рычаг перестановки упоров полетного малого газа; 6 — ручки аварийного флюгирования винтов; 7 — выключатель останова двигателей

Стержень 2 рычага вставлен внутрь основания 3 и в собранном виде отжимается вверх пружиной 8, удерживая фиксатор 6 в зацеплении с зубчатой рейкой 5. Рейка укреплена на левой щеке кронштейна пакета секторов.

Упоры полетного малого газа с помощью рукоятки 1 можно устанавливать в нужное положение в пределах 12—22° по УПРТ через каждые два градуса. Крайнее переднее положение рукоятки соответствует 22°, а крайнее заднее 12° по УПРТ. Упоры малого газа ставятся в положение, обеспечивающее на посадке минимальную тягу. Это положение зависит от температуры наружного воздуха.

Рычаги управления двигателями могут удерживаться в любом положении тормозным устройством. Затормаживание и растормаживание рычагов управления производится соответственно установкой рычага 1 (см. фиг. 76) в крайнее переднее или крайнее заднее положение.

В системе управления двигателями предусмотрены устройства, повышающие безопасность полетов. Для своевременной уборки закрылков после взлета



Фиг. 76. Пакет рычагов управления

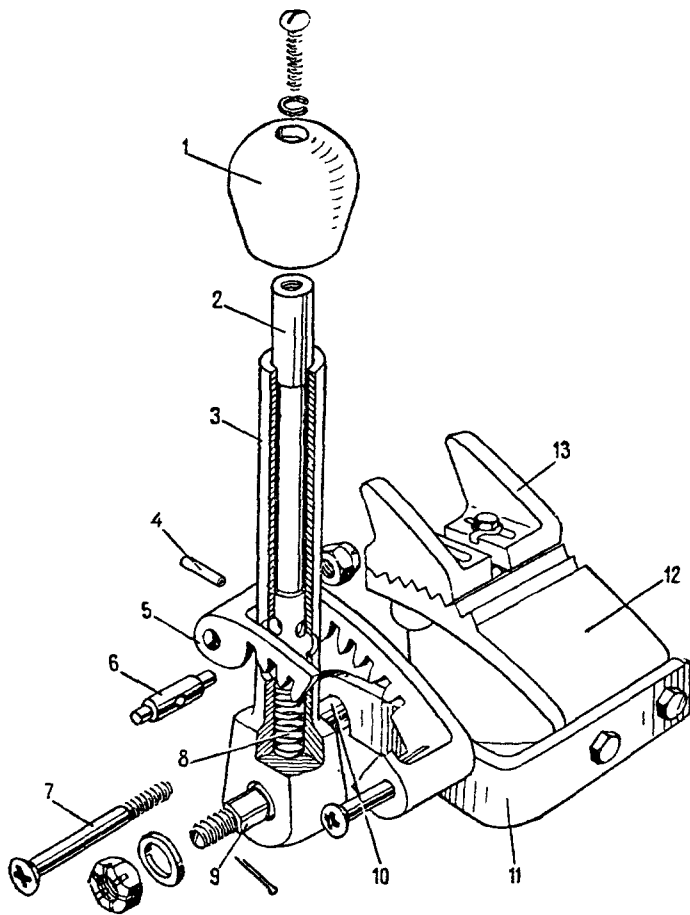
1 — рычаг тормоза секторов; 2 — рычаг перестановки упоров полетного малого газа; 3 — рычаг сектора управления двигателем; 4 — микровыключатель; 5 — упоры полетного малого газа; 6 — гашетка; 7 — пружины; 8 — защелка; 9 — толкателя включения сигнализации; 10 — ролик сектора управления двигателями; 11 — основание упоров полетного малого газа; 12 — тяга; 13 — фасонные шайбы; 14 — ограничитель; 15 — шайба с выступами; 16 — текстолитовая шайба; 17 — кронштейн; 18 — крышка; 19 — ось; 20 — палец стопорения фасонных шайб; 21 — отверстие для оси рычага перестановки упоров малого газа.

Рычаг тормозного устройства изготовлен из листового дуралюмина Д16-Т толщиной 4 мм. К верхнему концу рычага крепится рукоятка из черного этрола с буквой С. К нижнему концу рычага приклепана шайба с выступами. Рядом с рычагом 1 на оси 19 установлена шайба 15 с ответными выступами. Шайба 15 приклепана к фасонной шайбе 13, удерживаемой от проворачивания пальцем 20.

При перемещении рычага тормоза вперед до отказа шайба рычага 1 поворачивается и своими вы-

ступами, упираясь в выступы шайбы 15, сжимает текстолитовые шайбы 16, увеличивая трение между ними и роликами секторов управления двигателями.

Для включения микровыключателей 4 сигнализации на ролик каждого сектора управления двигателем установлены по два толкателя 9: передний (по ходу рычага) толкатель сигнализации положе-



ния закрылков, задний — сигнализации положения шасси. Микровыключатели установлены на том же кронштейне 17, где смонтированы секторы управления двигателями.

Система сигнализации работает следующим образом. При перемещении секторов управления двигателем вперед больше чем на $\frac{2}{3}$ хода, при убранном шасси и выпущенных закрылках на приборной доске летчиков загорается красное табло «Убери закрылки». При перемещении сектора назад меньше чем на $\frac{1}{3}$ хода, при выпущенных закрылках и убранном шасси загорается красное табло «Шасси убрано» и включается сирена.

Секторы управления двигателями стопорятся на стоянке в положении малого газа рычагом стопорения рулей самолета.

Рычаг стопорения рулей самолета кинематически связан с ограничителем 14, установленным на одной оси с секторами управления двигателями. При движении рычага стопорения назад ребро ограничителя упирается в рычаги секторов управления и перемещает их назад до упоров полетного малого газа.

Фиг. 77. Механизм ограничения полетного малого газа

1 — рукоятка; 2 — стержень рычага; 3 — основание с головкой; 4 — штифт; 5 — зубчатая рейка; 6 — фиксатор; 7 — винт крепления зубчатой рейки; 8 — пружина; 9 — ось рычага; 10 — палец; 11 — тяга; 12 — основание; 13 — упор.

СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ

17. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система запуска двигателей электрическая. Она обеспечивает запуск двигателей на земле и в полете, прекращение процесса запуска, холодную прокрутку.

Запуск двигателей на земле автоматизирован. Автоматизация процесса запуска обеспечивается системой питания и запуска СПЗ-27. В ней работу агрегатов по времени регламентирует автоматическая панель запуска АПД-27, а по оборотам двигателя — пневмоэлектрический выключатель ВС-1А, отключающий стартер-генератор при заданных оборотах. Электрическая схема запуска показана на фиг. 78.

В систему запуска двигателей входят агрегаты, установленные на двигателях и на самолете, элементы управления и приборы контроля.

На каждой двигателе установлены (см. фиг. 7): стартер-генератор СТГ-18ТМ, две пусковые катушки 1КНО-11 низкого напряжения, две свечи СПН-4-з, пневмоэлектрический выключатель стартера ВС-1А, электромагнитный клапан пускового топлива.

В кабине экипажа установлены следующие элементы управления и приборы контроля.

1. На левом пульте на щитке запуска находятся (фиг. 79): переключатель выбора двигателя, переключатель «Воздух — Земля», переключатель «Холодная прокрутка — Запуск», кнопка запуска, кнопка прекращения запуска, лампочка сигнализации работы панели АПД-27.

2. На вертикальной панели левого пульта установлены амперметр А-3 и вольтметр М-4200 для замера тока и напряжения на шине запуска.

Панель запуска АПД-27 установлена на потолке грузового помещения у шпангоута 9. Пусковая коробка ПСГ-1 стартер-генераторов расположена в центроплане, слева у переднего лонжерона.

18. АГРЕГАТЫ СИСТЕМЫ

СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОР СТГ-18ТМ

Стартер-генератор СТГ-18ТМ (фиг. 80) представляет собой шестиполюсную машину постоянного тока теплостойкого исполнения.

Стартер-генератор предназначен для работы в стартерном и генераторном режимах. При запуске двигателя стартер-генератор вступает в работу в стартерном режиме и обеспечивает раскрутку ротора двигателя до 5000—7350 об/мин (33—48%), после чего переключается на работу в генераторном режиме.

Основные данные

В генераторном режиме

| | |
|--------------------------|------------|
| Напряжение | 28,5 в |
| Отдаваемый ток | 600 а |
| Режим работы | длительный |

В стартерном режиме

| | |
|------------------------|--------------------------|
| Напряжение | до 60 в |
| Средний ток | 500—650 а |
| Режим работы | повторно-кратковременный |

КАТУШКА ЗАЖИГАНИЯ 1КНО-11

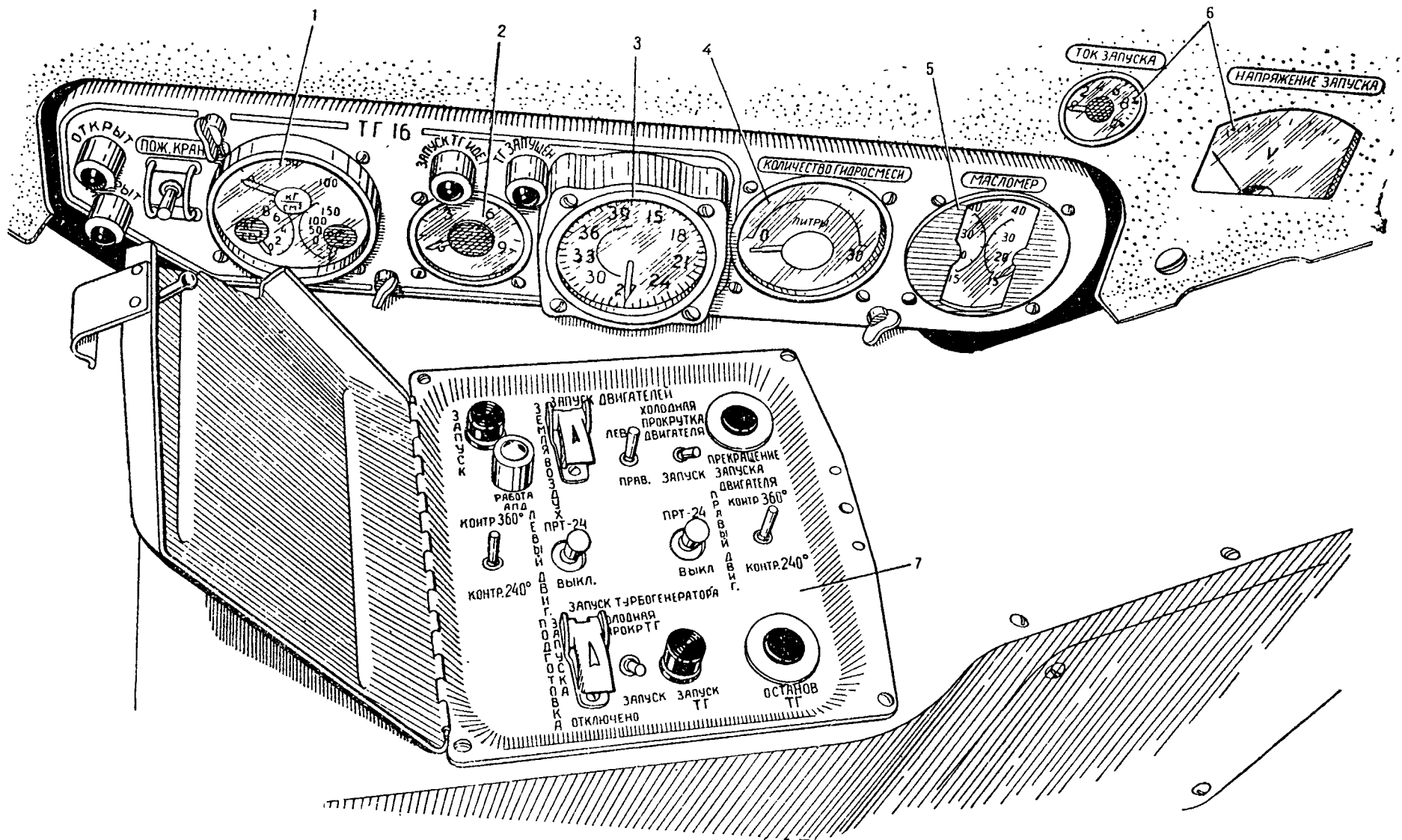
Катушка зажигания 1КНО-11 предназначена для воспламенения вместе с электроэрозионной свечой топливо-воздушной смеси при запуске двигателя.

Основным элементом агрегата 1КНО-11 является индукционная катушка с электромагнитным прерывателем. Электрическая схема и конструкция агрегата 1КНО-11 показаны на фиг. 81.

Агрегат 1КНО-11 работает следующим образом.

При подключении агрегата к источнику питания по первичной обмотке катушки через нормально замкнутые контакты прерывателя начинает протекать ток, возрастающий по величине. Сердечник намагничивается и притягивает к себе якорь прерывателя. При величине тока около 5 а сила притяжения преодолет сопротивление пружины якоря, контакты разомкнутся.

После размыкания контактов в обмотках катушки благодаря наличию двух взаимосвязанных контуров, состоящих из индуктивностей и емкостей (один из которых образуется индуктивностью первичной обмотки и емкостью первичного конденсатора, а второй — индуктивностью вторичной обмотки и общей емкостью вторичного конденсатора и экранированного провода), начинаются колебания элек-



Фиг. 79. Щиток запуска двигателей и турбогенератора и приборы контроля за работой турбогенератора

1 — трехстрелочный указатель давления топлива, давления и температуры масла; 2 — термометр газов; 3 — тахометр; 4 — указатель количества масла в баке гидросистемы самолета; 5 — двухстрелочный указатель масломеров двигателей; 6 — амперметр и вольтметр запуска ТГ-16; 7 — щиток запуска двигателей и турбогенератора.

троэнергии, запасенной в электромагнитном поле первичной обмотки до момента размыкания.

В результате колебаний энергии во вторичной обмотке катушки индуктируется э. д. с., достаточная для пробоя рабочего промежутка свечи, на электродах которой возникает искра.

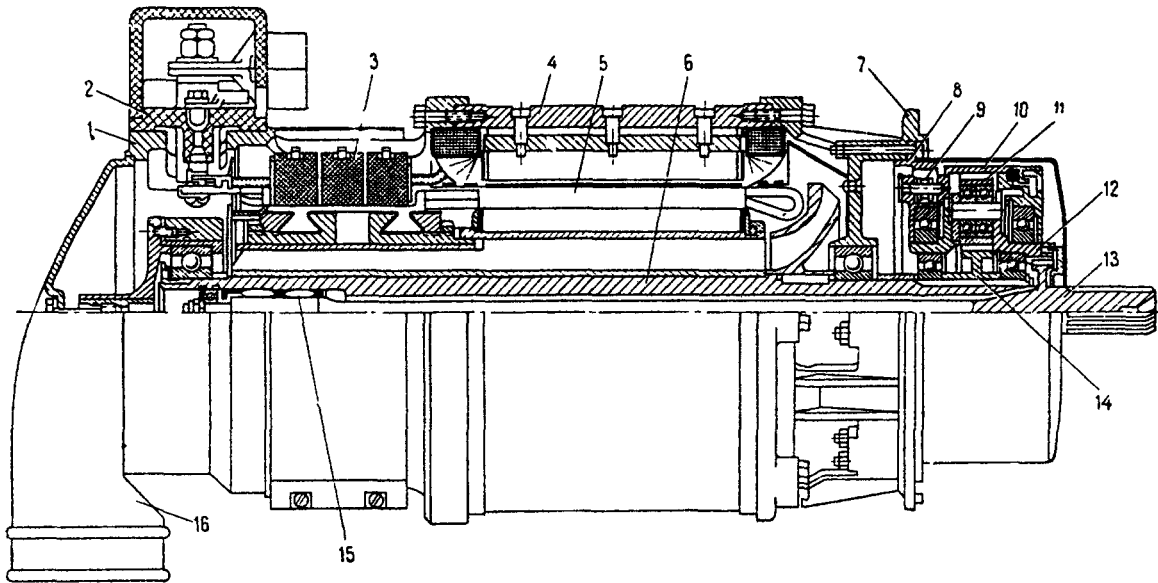
Колебания постепенно затухают, сила притяжения якоря к сердечнику уменьшается, и якорь возвращается в исходное положение, замыкая контакты прерывателя. Процесс начинается сначала. Периодичность процесса составляет 300—800 импульсов в секунду (в зависимости от напряжения питания агрегата).

В агрегате первичный конденсатор, являясь элементом первичного колебательного контура, служит

часть раньше момента подачи топлива (на 8 сек). При этом распыленное вследствие искровых разрядов между электродами серебро осаждается на рабочей кольцевой поверхности изолятора свечи (тренировка свечи).

Основные данные

| | |
|---|-------------------------|
| Искровой промежуток (ширина кольцевого пояса по керамике) | 0,9±0,1 мм |
| Давление в зоне электродов, при котором свеча обеспечивает бесперебойное искрообразование | до 5 кг/см ² |
| Максимальное значение пробивного напряжения рабочего зазора тренированной свечи в нормальных условиях | 1500 в |



Фиг. 80. Стартер-генератор СТГ-18ТМ

1 — щит; 2 — панель; 3 — щетки; 4 — корпус; 5 — якорь; 6 — вал якоря; 7 — щит; 8 — храповое колесо; 9 — собачки; 10 — зубчатое колесо внутреннего зацепления; 11 — сателлитное колесо; 12 — водило; 13 — гибкий вал; 14 — зубчатое колесо; 15 — обгонная муфта; 16 — патрубков обдува.

также в качестве дугогасителя, предупреждающего износ контактов прерывателя.

Вторичный конденсатор увеличивает емкостную составляющую разряда на свечи, что облегчает воспламенение топливо-воздушной смеси. Селеновый выпрямитель препятствует образованию обратных токов при работе агрегата на свечу с малым пробивным напряжением.

СВЕЧА СПН-4-з

Электроэрозионная свеча поверхностного разряда СПН-4-з предназначена для зажигания топливо-воздушной смеси при запуске двигателя на земле и в полете.

Свеча — неразборная, экранированная. Конструкция свечи показана на фиг. 82.

Искровым промежутком свечи служит поверхность керамического изолятора между центральным и боковым электродами, на которую методом электроэрозии наносится распыленный материал электродов (серебро). Во время работы с топливом эрозионный слой выгорает. Поэтому свечу нужно вклю-

ПНЕВМОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ВС-1А СТАРТЕРА ДВИГАТЕЛЯ

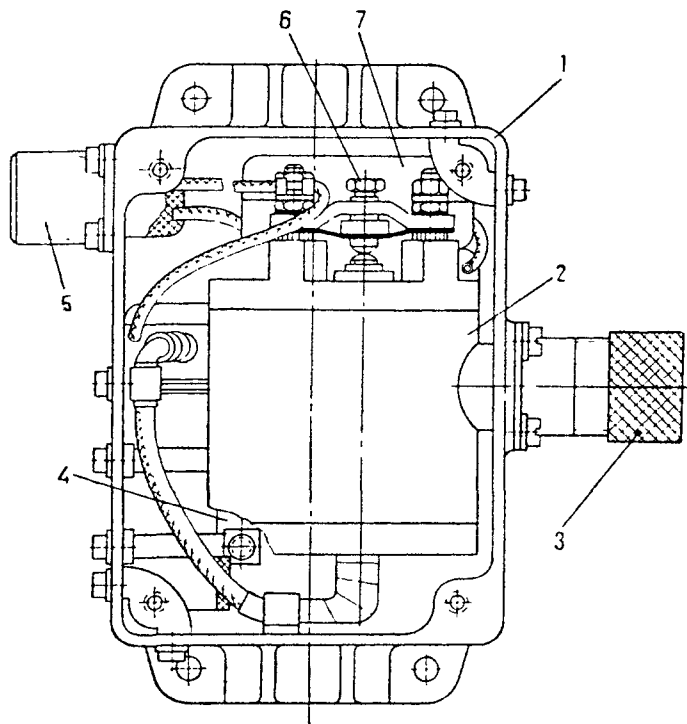
Пневмоэлектрический выключатель стартера двигателя предназначен для отключения стартер-генератора при достижении двигателем после запуска определенных оборотов.

Устройство выключателя ВС-1А показано на фиг. 83.

Основными элементами агрегата ВС-1А являются смонтированные в одном корпусе микровыключатель КВ1-20 и мембрана, разделяющая внутреннюю полость корпуса на полость А, в которую подводится давление воздуха за компрессором, и полость Б, сообщающуюся с атмосферой.

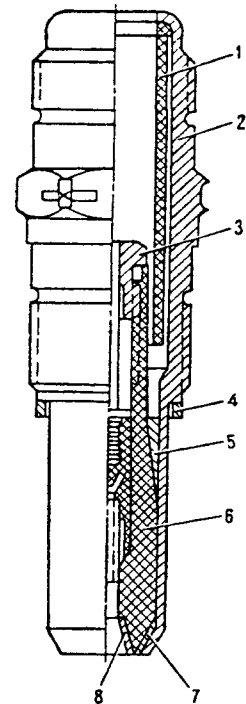
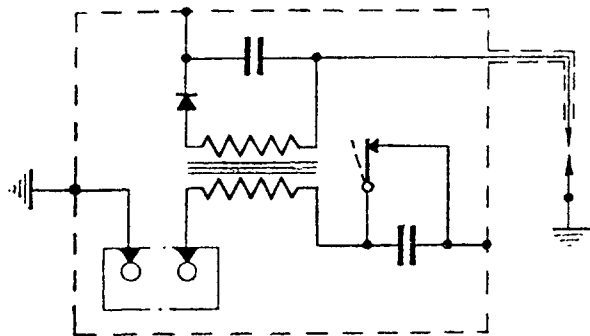
На неработающем двигателе мембрана под действием пружины своим верхним диском держит в нажатом состоянии кнопку микровыключателя, замыкая контакты 0 и НР.

При запуске двигателя по мере нарастания его оборотов давление воздуха за компрессором увеличивается, и при достижении им величины $0,5 \pm 0,1$ кг/см² мембрана отжимается, освобождая



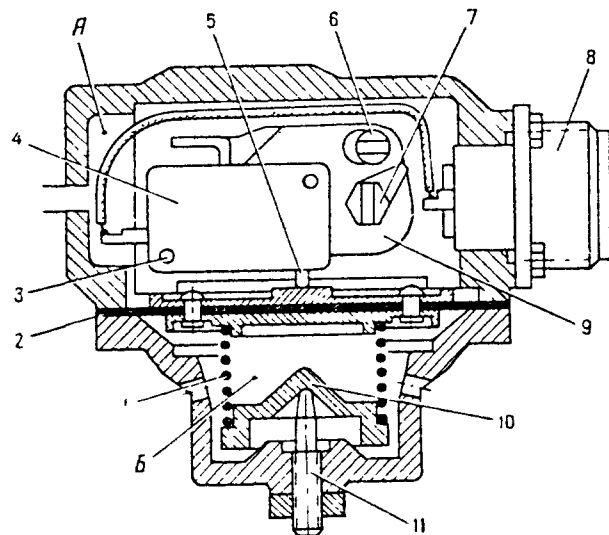
Фиг. 81. Катушка зажигания 1КНО-11

1 — корпус; 2 — катушка; 3 — контактное устройство; 4 — селеновый выпрямитель; 5 — штепсельный разъем; 6 — контактный винт; 7 — конденсатор.



Фиг. 82. Свеча СРН-4-з.

1 — керамическая трубка экрана; 2 — корпус; 3 — контактная головка; 4 — уплотнительное кольцо; 5 — медная втулка; 6 — изолятор; 7, 8 — электроды.



Фиг. 83. Пневмоэлектрический выключатель ВС-1А

1 — пружина; 2 — мембрана; 3 — ось; 4 — микроэлектровыключатель; 5 — кнопка; 6, 7 — винты; 8 — штепсельный разъем; 9 — пластина крепления выключателя; 10 — упор; 11 — регулировочный винт.

кнопку микровыключателя; при этом контакты 0 и НР электрической цепи стартера размыкаются.

Момент срабатывания выключателя может регулироваться изменением усилия пружины на 0,3—0,6 кг/см² давления воздуха за компрессором. Регулировочный винт ввернут в крышку корпуса.

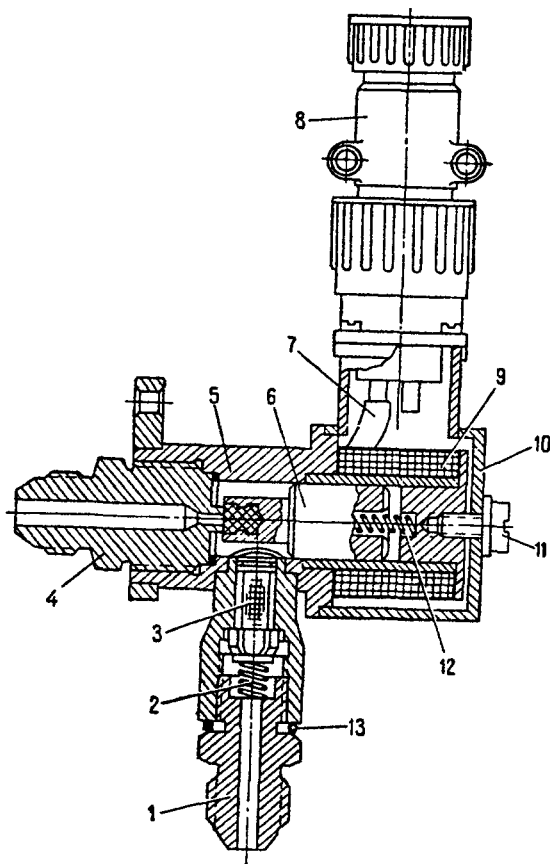
Микровыключатель установлен в корпусе на пластине, которая может смещаться эксцентриковым винтом при ослаблении крепежного винта

Основные данные

| | |
|--|--------------------------|
| Напряжение | 16—30 в |
| Давление срабатывания микровыключателя | 0,5±1 кг/см ² |
| Электрическая цепь | однопроводная |

ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЙ КЛАПАН ПУСКОВОГО ТОПЛИВА

Электромагнитный клапан пускового топлива управляет подачей топлива к пусковому блоку при



Фиг. 84. Клапан пускового топлива

1 — штуцер подвода топлива; 2 — пружина, 3 — фильтр; 4 — штуцер выхода топлива; 5 — корпус клапана; 6 — сердечник; 7 — вывод катушки на колодку ШР, 8 — штепсельный разъем; 9 — катушка электромагнита; 10 — корпус электромагнита; 11 — винт; 12 — пружина; 13 — уплотняющая шайба.

запуске двигателя. Включение и выключение клапана осуществляется автоматикой запуска. Устройство клапана показано на фиг. 84.

Во время работы двигателя и во время стоянки катушка 9 электромагнита обесточена. Пружина 12

прижимает сердечник 6 к торцу выходного штуцера 4 и резиновым уплотнением сердечника перекрывает канал штуцера. Топливо к пусковому блоку не подается.

Во время запуска двигателя на катушку электромагнита подается напряжение, сердечник втягивается в катушку, отходит от штуцера и пропускает подведенное через штуцер 1 топливо в пусковые блоки двигателя.

Основные данные

| | |
|---|--------------------------|
| Тип | электромагнитный |
| Ток | постоянный |
| Номинальное напряжение | 27 в±10% |
| Минимальное напряжение | 16 в |
| Потребляемый ток | не более 3 а |
| Давление жидкости на входе | 3 кг/см ² |
| Расход жидкости через клапан при перепаде давлений 2,5 кг/см ² | не менее 140 л/час |
| Режим работы | повторно-кратковременный |

АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПАНЕЛЬ ЗАПУСКА АПД-27

Автоматическая панель запуска АПД-27 регламентирует процесс запуска по времени.

Автоматическое управление процессом запуска двигателя осуществляется программным механизмом ПМД2-90У и реле, установленными на панели.

Программный механизм состоит из электродвигателя Д-2Р с центробежным регулятором оборотов и электромагнитной муфтой включения ускоренной доработки и восьми кулачковых шайб с концевыми выключателями.

ПУСКОВАЯ КОРОБКА ПСГ-1А

Пусковая коробка ПСГ-1А работает совместно с панелью АПД-27 и по ее команде управляет работой стартер-генератора в стартерном режиме.

В пусковой коробке находятся: регулятор тока РУТ-600Д-2; пусковое сопротивление, обеспечивающее малую начальную скорость вращения для выбора люфтов; контакторы для включения РУТ-600Д-2 и пускового сопротивления; промежуточные реле и реле переключения настройки.

19. РАБОТА СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ АЭРОДРОМНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Для запуска двигателей на земле к бортовой сети подключают аэродромные источники питания и устанавливают на щитке запуска переключатель 1086 (см. фиг. 78) на запускаемый двигатель, выключатель 1093 «Холодная прокрутка — Запуск» — в положение «Запуск», а выключатель 1092 «Воздух — Земля» — в положение «Земля».

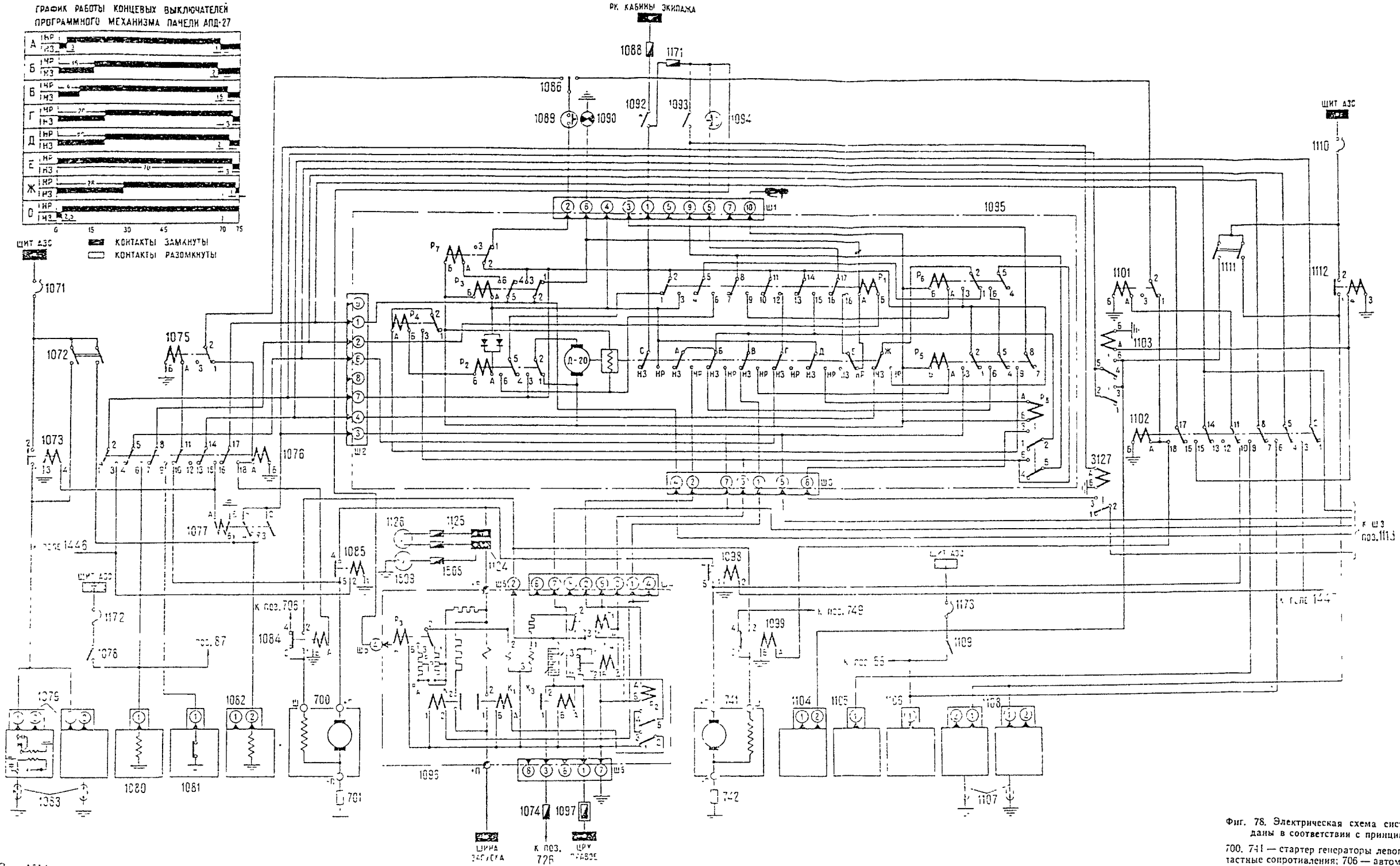
В положении «Земля» выключатель 1092 замыкает реле Р₃ в ПСГ-1А, подключающее к управляющей обмотке регулятора РУТ-600Д2 сопротивление R_А, которое при последующей работе системы определит режим работы стартер-генератора.

После подготовки к запуску кратковременно нажимают на кнопку запуска 1089. При этом питание бортсети поступает через клемму 1 ШР1 панели

ГРАФИК РАБОТЫ КОНЦЕВЫХ ВЫКЛЮЧАТЕЛЕЙ
ПРОГРАММНОГО МЕХАНИЗМА ПАЧЕЛИ АПД-27

| | | |
|---|-----|----|
| А | 1НР | 1 |
| Б | 1НР | 15 |
| В | 1НР | 15 |
| Г | 1НР | 70 |
| Д | 1НР | 1 |
| Е | 1НР | 70 |
| Ж | 1НР | 70 |
| З | 1НР | 1 |

ШИТ АЗС
 ■ КОНТАКТЫ ЗАМКНУТЫ
 □ КОНТАКТЫ РАЗОМКНУТЫ



Фиг. 78. Электрическая схема системы запуска двигателей (обозначения даны в соответствии с принципиальной электросхемой самолета)

700, 741 — стартер генераторы левого и правого двигателей, 701, 742 — балластные сопротивления; 706 — автомат защиты от перенапряжения АЗП 8М; 26 — переключатель 27-48 в; 1071 — автомат защиты сети; 1072, 1111 — выключатели запуска в полете левого и правого двигателей; 1073, 1112 — контакторы систем зажигания левого и правого двигателей; 1074 — предохранитель СП-15, 1075 — реле блокировки запуска при запущенном левом двигателе, 1076, 1102 — распределительные реле левого и правого двигателей; 1077, 1104 — реле электромагнитных клапанов пускового топлива левого и правого двигателей; 1078, 1109 — выключатели останова левого и правого двигателей; 1079, 1108 — катушки зажигания левого и правого двигателей; 1080, 1106 — клапаны останова левого и правого двигателей; 1081, 1105 — пневмоэлектрические выключатели левого и правого двигателей; 1082 — электрический клапан пускового топлива левого двигателя; 1083, 1107 — свечи зажигания левого и правого двигателей; 1084, 1099 — контакторы переключения шунтовых обмоток СТГ левого и правого двигателей; 1085, 1098 — контакторы включения питания запуска левого и правого двигателей; 1086 — переключатель выбора запуска двигателя; 1085 — предохранитель СП-20 в цепи питания АПД-27, 1089 — кнопка запуска двигателя; 1090 — сигнальная лампа работы АПД-27; 1092 — выключатель «Земля — Воздух»; 1093 — выключатель «Запуск — Холодная прокрутка»; 1094 — кнопка прекращения запуска, 1095 — автоматическая панель запуска; 1096 — пусковая коробка СТГ; 1097 — предохранительная панель запуска; 1098 — контакторы переключения шунтовых обмоток СТГ левого и правого двигателей; 1100 — автомат защиты сети; 1113 — пускорегулирующая коробка, 1124 — шунт амперметра для контроля тока запуска; 1125 — предохранитель СП-5 в цепи амперметра, 1126 — амперметр контроля тока запуска, 1171 — предохранитель СП-5 в цепи АПД-27, 1172, 1173 — автоматы защиты сети, 1146, 1147 — реле блокировки включения АЗП-8М и ДМР 600; 1508 — предохранитель СП-5 вольтметра, 1509 — вольтметр; 3127 — реле в цепи запуска от турбогенератора.

АПД-27 и замкнутые контакты блокировочного реле P_7 , через кнопку 1089, переключатель 1086 и контакты реле 1075 на обмотку реле 1076 и контактора 1084. Срабатывая, контактор 1084 отключает обмотку возбуждения стартер-генератора от регулятора напряжения РН-180 и подключает ее к регулятору мощности РУТ-600Д2, а через замкнувшиеся контакты реле 1076 питание поступает на обмотку контактора 1085 и на клемму 1 ШР2 панели АПД-27. От клеммы 1 ШР2 питание через замкнутые контакты реле P_3 подается на лампу сигнализации работы АПД и на обмотку командного реле P_1 , которое включается и, имея «минус» от пневмоэлектрического выключателя ВС-1А, становится на самоблокировку через кнопку 1094 и концевой выключатель кулачка E программного механизма.

Командное реле P_1 своими замкнувшимися контактами подает «плюс» бортсети на микровыключатели кулачков $A, B, B, Г, Д$ и E и включает:

— через реле P_2 — программный механизм, который начинает обрабатывать программу запуска по циклограмме;

— реле P_3 и через клемму 1 ШР1, контакты реле P_3 и клемму 1 ШР2 обеспечивает питание обмотки реле 1076 до конца цикла запуска. Одновременно реле P_3 включает реле P_7 , снимая напряжение с кнопки 1089, для предотвращения одновременного включения запуска второго двигателя;

— через контакты реле P_6 , концевой выключатель кулачка $Ж$ и реле 1076 — зажигание (включает контактор 1073) и реле 1077, подготавливая включение клапана пускового топлива;

— через микровыключатель $Г$ клапан останова 1080, обеспечивая отсечку топлива от рабочих форсунок;

— через микровыключатель B в ПСГ-1А контактор K_2 , который через гасящее сопротивление подает пусковое питание стартер-генератору СТГ-18ТМ. За счет этого уменьшается пусковой ток СТГ-18ТМ и обеспечивается плавный выбор люфтов редуктора.

Дальше процесс запуска регламентируется по времени кулачками программного механизма.

Так, через 3 сек от начала запуска при срабатывании кулачка A в коробке ПСГ включаются реле P_2 , контактор K_1 , шунтирующий гасящее сопротивление, подсоединяя якорь СТГ непосредственно к бортовой сети.

Через 9 сек от кулачка B срабатывает реле P_5 и подает питание на клапан пускового топлива и на контактор K_4 включения РУТ-600Д2 в ПСГ. Благодаря включению угольного столба последовательно с обмоткой возбуждения СТГ ослабляется поле возбуждения последнего, в результате чего возрастают обороты СТГ.

На 15-й сек от кулачка B обесточивается РУТ-600Д2 и срабатывает контактор K_3 в ПСГ, который через контакторы 726 переключает СТГ на 48 в.

На 20-й сек кулачком $Г$ обесточивается клапан останова (в двигатель начинает подаваться рабочее топливо) и одновременно кулачок $Д$ подает питание на реле P_8 панели АПД, которое вновь включает РУТ-600Д2.

На 28-й сек кулачком $Ж$ выключается зажигание и пусковое топливо.

По достижении двигателем 5000—7500 об/мин контакты выключателя ВС-1 разрывают «минус» реле P_1 в АПД-27. При этом через контакты реле P_1 и контакты реле P_2 («плюс» бортсети на обмотку реле P_2 подается через микровыключатель кулачка O и выпрямитель) питание подается на муфту ускоренной доработки программы и механизм ускоренно дорабатывает программу цикла.

Если до 68-й сек выключатель ВС-1А не сработает, то кулачок B на 68-й сек переключает источники запуска на 24 в.

На 69-й сек кулачок A снимает питание реле P_2 в ПСГ, которое обесточивает контактор K_1 питания якорной обмотки СТГ.

На 71,5-й сек кулачок B , включая контактор K_2 в ПСГ, подает питание на якорь стартера через гасящее сопротивление.

На 72-й сек кулачок $Д$ обесточивает реле P_8 панели АПД, которое обесточивает РУТ-600Д2.

На 73-й сек кулачок E снимает питание командного реле P_1 в АПД, прекращаются все команды АПД, лампа работы АПД-27 гаснет.

На 75-й сек кулачок O возвращается в исходное положение, выключая электродвигатель программного механизма, и снимается подпитка с реле выбора двигателя.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ ТУРБОГЕНЕРАТОРА ТГ-16

Запуск двигателей от турбогенератора ТГ-16 производится в той же последовательности, как и от аэродромных источников питания. При запуске переключатель «Борт — Аэродром» должен находиться в положении «Борт», а выключатель ГС-24А — в положении «ГС-24А».

ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ

Для срочного прекращения запуска двигателя переключатель останова двигателя устанавливаются в положение «Останов» и нажимают кнопку 1094 прекращения запуска. При этом обесточивается командное реле P_1 панели АПД-27, отключаются стартер-генератор и вся пусковая система. Программный механизм ускоренно дорабатывает программу, и система приходит в исходное положение.

ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЕЙ

При холодной прокрутке на земле включают выключатель останова на центральном пульте и устанавливают выключатель 1093 «Запуск — Холодная прокрутка» в положение «Холодная прокрутка». Остальные переключатели на щитке запуска устанавливают как и при запуске двигателя.

После нажатия кнопки запуска процессы включения и выключения агрегатов и работа схемы автоматического управления аналогичны процессам, происходящим при запуске двигателей.

При холодной прокрутке не включаются зажигание, подача пускового и рабочего топлива и регулятор мощности.

Цикл «Холодная прокрутка» длится не более 35 сек, так как на 28-й сек срабатывает микровыключатель кулачка Ж и через контакты реле Р₆ и Р₁ панели АПД-27 подается «плюс» на электромагнитную муфту, переключающую редуктор программного механизма на ускоренную доработку.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЕТЕ

При запуске двигателей в полете выключатель 1092 должен находиться в положении «Воздух», так как ротор двигателя в этом случае раскручивается не стартер-генератором, а от встречного потока воздуха.

Для осуществления запуска выключателем 1072 включают зажигание и подачу пускового топлива.

20. ТУРБОГЕНЕРАТОРНАЯ УСТАНОВКА ТГ-16

Турбогенераторная установка обеспечивает автономный запуск двигателей АИ-24, а также является бортовым источником постоянного тока.

Турбогенератор ТГ-16 установлен на самолете в хвостовой части гондолы правого двигателя на специальной платформе (фиг. 85). Для удобства эксплуатации турбогенератора в хвостовой части гондолы имеются люки, а обтекатель хвостовой части сделан откидывающимся (см. фиг. 30).

Турбогенератор ТГ-16 является автономным агрегатом и состоит из газотурбинного двигателя ГТД-16, редуктора с вентилятором, генератора постоянного тока ГС-24А и систем, обеспечивающих запуск и работу установки.

Двигатель и генератор расположены на одной оси по обе стороны корпуса редуктора, служащего одновременно силовым элементом установки. На корпусе редуктора расположены: маслобак, маслоотстойник, топливный насос-регулятор ТНР-ЗРА, маслонасос, центробежный датчик ЦД-ЗА-40, датчик тахометра ДТ-1М, маслоконтактор, сигнализатор давления СД-24А и две катушки зажигания КПП-4Л. Свечи СПН-4-з, датчики и термопара Т-9 установлены на двигателе. Крепление установки к элементам конструкции самолета осуществляется тремя узлами, два из которых крепятся к корпусу редуктора и один — к корпусу компрессора.

Турбогенератор оборудован системой автоматического запуска. Запуск осуществляется генератором ГС-24А, работающим в стартерном режиме, и коробкой ПТ-16А. В системе запуска предусмотрена холодная прокрутка установки от стартера. Стартер ГС-24А питается от бортовых аккумуляторных батарей самолета.

Рабочие обороты турбогенератора автоматически поддерживает насос-регулятор ТНР-ЗРА; максимальные обороты ограничивают центробежный датчик ЦД-ЗА-40. Турбогенератор оборудован автономной системой смазки, в которой установлен сигнализатор давления СД-24А.

Воздух поступает из атмосферы через предохранительную сетку в направляющий входной патрубок и далее в компрессор. Односторонняя крыльчатка компрессора полускрытого типа сжимает воздух и отбрасывает его в лопаточный диффузор, где давление воздуха повышается за счет уменьшения скорости. Далее сжатый воздух поступает в

вихревую камеру сгорания, куда через пять рабочих форсунок и две форсунки воспламенителей подается топливо. Непосредственно в горении участвует 25% воздуха, остальной воздух идет на охлаждение газа до рабочей температуры лопаток турбины. Горячий газ из камеры сгорания поступает в сопловой аппарат и дальше — на рабочие лопатки одноступенчатой газовой турбины, где кинетическая энергия газа преобразуется в механическую. Большая часть мощности двигателя расходуется на вращение компрессора двигателя, агрегатов и редуктора, а избыточная мощность используется на вращение генератора. Отработанный газ через выхлопную систему выбрасывается в атмосферу.

Редуктор через прямозубые шестерни приводит во вращение генератор ГС-24А и агрегаты, обслуживающие запуск и работу установки: топливный насос-регулятор ТНР-ЗРА, маслонасос, датчик тахометра ДТ-1М и центробежный датчик ЦД-ЗА-40. В редуктор вмонтирован вентилятор. Воздух из атмосферы через щели входного патрубка, закрытые предохранительной сеткой, идет к крыльчатке вентилятора, собирается в улитке и по внешней трубе подводится к генератору для охлаждения.

Основные данные турбогенератора

Общие данные

Максимальная выходная мощность на клеммах ГС-24А в диапазоне рабочих оборотов:

| | |
|--|--------|
| при температуре окружающей среды от -40 до +15°С | 60 кет |
| при температуре от +15 до +40°С | 59 кет |

В процессе эксплуатации допускаются ввиду ступенчатой загрузки кратковременные пиковые перегрузки ТГ-16 в диапазоне 60—82 кет (на клеммах ГС-24А) с падением мощности до 59—60 кет в течение не более 6 сек.

Сухой вес установки не более 160 кг

В сухой вес не входят: вес контрольно-измерительных приборов (тахометра ТЭ-40М, термопары Т-9) и аппаратуры запуска ТГ-16 (ПТ-16А, ПРК-8А, АПД-75А)

Габариты установки:

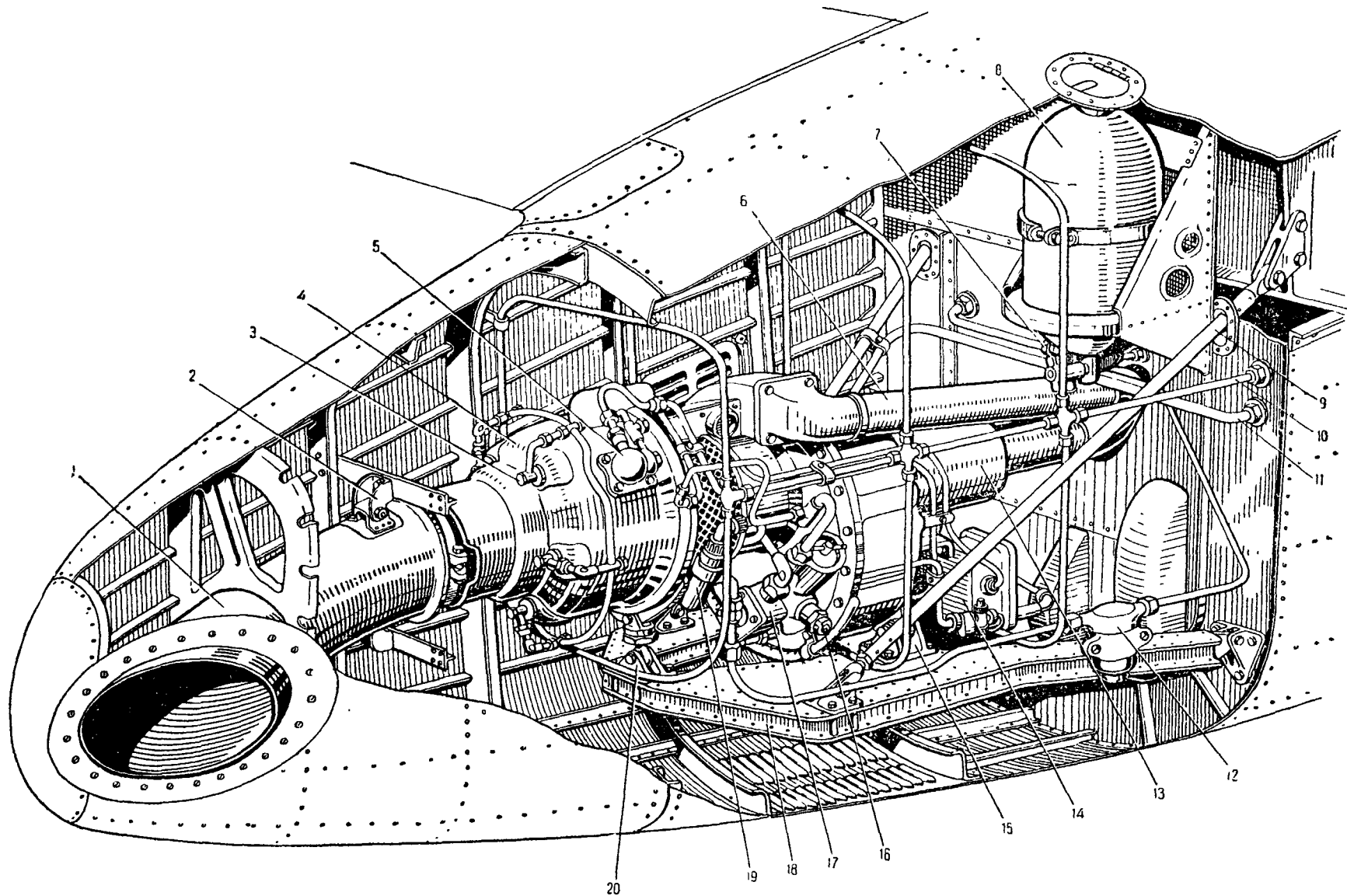
| | |
|--------------------------------------|---------|
| длина (до торца выхлопного патрубка) | 1573 мм |
| максимальный диаметр | 640 мм |
| ширина | 575 мм |
| высота | 575 мм |

Установочные размеры (по центрам):

| | |
|---|----------|
| расстояние между опорами редуктора | 330±3 мм |
| расстояние между передней опорой и плоскостью задних опор | 437±3 мм |

Двигатель установки

| | |
|--|--|
| Тип | газотурбинный с редуктором |
| Условное обозначение | ГТД-16 |
| Направление вращения ротора | правое, если смотреть со стороны выхлопного патрубка |
| Диапазон рабочих оборотов | 31 000—33 500 об/мин |
| Допускается просадка оборотов двигателя при пиковых нагрузках до 29 000 об/мин. В эксплуатации допускается снижение рабочих оборотов до 30 500 об/мин. | |
| Допустимый заброс оборотов при разгоне и резком сбросе нагрузки . . . не более 35 000 об/мин | |



Фиг. 85. Установка турбогенератора ТГ-16 в хвостовой части gondoly правого двигателя

1 — выхлопная труба; 2 — кронштейн крепления выхлопной трубы; 3 — рабочая форсунка; 4 — газотурбинный двигатель ГТД-16; 5 — воспламенитель; 6 — труба подвода охлаждающего воздуха к генератору ГС-24А; 7 — топливный переключатель электромагнитный; 8 — водяной бак; 9 — подкос; 10 — трубопровод противопожарной системы; 11 — трубопровод обогрева

ва турбогенератора; 12 — топливный фильтр; 13 — генератор ГС-24А; 14 — пусковая катушка; 15 — передняя точка крепления турбогенератора; 16 — сливная пробка маслосистемы; 17 — маслонасос; 18 — платформа; 19 — топливный электромагнитный кран; 20 — задняя точка крепления турбогенератора.

В эксплуатации допускается не более пяти забросов до 35 600 об/мин (по тахометру) за ресурс. После пяти забросов установка подлежит снятию с эксплуатации.

Допустимые колебания рабочих оборотов:

на холостом ходу ±1250 об/мин
при нагрузке на первой ступени включения ±550 об/мин с частотой колебаний не более 2 гц

Частота колебаний контролируется только на длительных испытаниях

Время выхода двигателя на рабочие обороты не более 28 сек

Температура наружного воздуха, при которой обеспечивается нормальный запуск (не более чем с трех попыток) ±60° С

При температуре окружающего ТГ-16 воздуха ниже минус 25° С производится подогрев согласно инструкции по эксплуатации установки ТГ-16

Расход топлива в режиме запуска двигателя АИ-24 не более 115 кг/час

Режим работы:

время непрерывной работы (продолжительность этапа) 12 мин.

Допускается продолжительность этапа до 15 мин. Число этапов, равных 15 мин, не должно превышать 10% от общего количества этапов.

количество запусков двигателя за один этап 6

продолжительность одного запуска не более 70 сек

перерыв между этапами 15 мин

перерыв после каждых двух этапов до полного охлаждения

Допускается непрерывная работа для питания бортсети 28,5 в в наземных условиях в течение 25 мин с нагрузкой не более 18 кВт, после чего необходим перерыв 15 мин. После перерыва разрешается повторная работа на бортсеть или запуск.

Максимальная температура газа:

в эксплуатации на рабочих оборотах 680—720° С

при разгоне не более 900° С с восстановлением до нормальной температуры в течение 3 сек

Ресурс работы 1000 запусков двигателей АИ-24, но не более 36 газочасов в течение трех лет с момента выпуска установки

Мощность двигателя на выходном валу редуктора при температуре окружающей среды от -40 до +40° С 100 л. с. +2%

В эксплуатации допускаются кратковременные перегрузки до 140 л. с. в соответствии с перегрузками ГС-24А

Выбег после отключения установки с рабочих оборотов (легкость хода) не менее 20 сек

Компрессор

Тип центробежный

Количество ступеней 1

Степень повышения давления 2,4

Расход воздуха на рабочем режиме при 33 000 об/мин 1,4 кг/сек

Давление воздуха в разгрузочной полости компрессора при холостом ходе установки не более 0,6 кг/см²

Турбина

Тип осевая

Количество ступеней 1

Камера сгорания кольцевая

Система смазки

Тип циркуляционная под давлением, автономная

Сорт масла ЛНМЗ 36/1 по ВТУ 595—56

Максимально допустимая температура масла:

на входе 150° С

на выходе 170° С

Давление масла 4,5—5,5 кг/см²

При запуске холодной установки, при отрицательных температурах окружающего воздуха давление масла допускается до 7 кг/см²

Расход масла не более 1,2 кг/час

Выброс масла в суфлер не более 200 г за этап

Выброс масла в дренаж выходного вала редуктора не более 7,5 г/час

Масляный насос

Тип шестеренчатый

Количество ступеней одна нагнетающая и одна откачивающая

Маслоконтактор 4013741

Сигнализатор давления СД-24А

Топливная система

Сорт топлива керосин Т-1 или ТС-1 (ГОСТ 10227—62)

Давление топлива на входе в топливный насос ТНР-ЗРА 0,06—0,1 кг/см²

Выброс топлива в дренаж ТНР-ЗРА не более 1,6 л за 12 мин

Топливный насос

Тип шестеренчатый

Условное обозначение ТНР-ЗРА

Количество 1

Назначение автоматическое поддержание оборотов ГТД-16

Передаточное отношение 0,139

Давление топлива перед рабочими форсунками не более 22 кг/см²

Рабочие форсунки

Тип центробежные

Количество 5

Пусковые форсунки

Тип центробежные

Количество 2

Электромагнитные топливные краны

Тип 2512853

Количество 3

Назначение для управления подачей топлива в ТНР-ЗРА и форсунки и для отсечки топлива при забросе оборотов

Центробежный датчик

| | |
|----------------------------------|---|
| Условное обозначение | ЦД-ЗА-40 |
| Назначение | ограничение заброса оборотов ГТД-16 совместно с электромагнитным краном |
| Передаточное отношение | 0,139 |

Система запуска

| | |
|--|---|
| Тип | автоматическая, состоящая из генератора ГС-24А и панели запуска ПТ-16А |
| Питание | от аккумуляторных батарей 12САМ28, или от аэродромного источника тока 27 в +10% типа АПА-2М, или от генератора запущенного двигателя самолета |
| Режим работы аппаратуры запуска и ГС-24А в стартерном режиме | пять включений подряд с последующим охлаждением в течение 15 мин |

Панель запуска

| | |
|----------------------|---|
| Тип | ПТ-16А |
| Назначение | автоматическое управление запуском по времени |

Пусковая катушка

| | |
|----------------------|---------|
| Тип | 1КНО-11 |
| Количество | 2 |

Свечи

| | |
|----------------------|---|
| Тип | СПН-4-э |
| Количество | 2 |
| Назначение | обеспечение воспламенения топлива при запуске |

Генератор

| | |
|--|--|
| Тип | ГС-24А |
| Направление вращения | левое, если смотреть со стороны хвостовика |
| Число оборотов | 6500±500 об/мин |
| Максимально допустимое число оборотов | 7200 об/мин |
| Напряжение | до 60 в |
| Установившийся ток при напряжении 60 в | до 1000 а |
| Напор охлаждающего воздуха у входного патрубка | не менее 400 мм вод. ст. |
| Передаточное отношение привода | 0,194 |

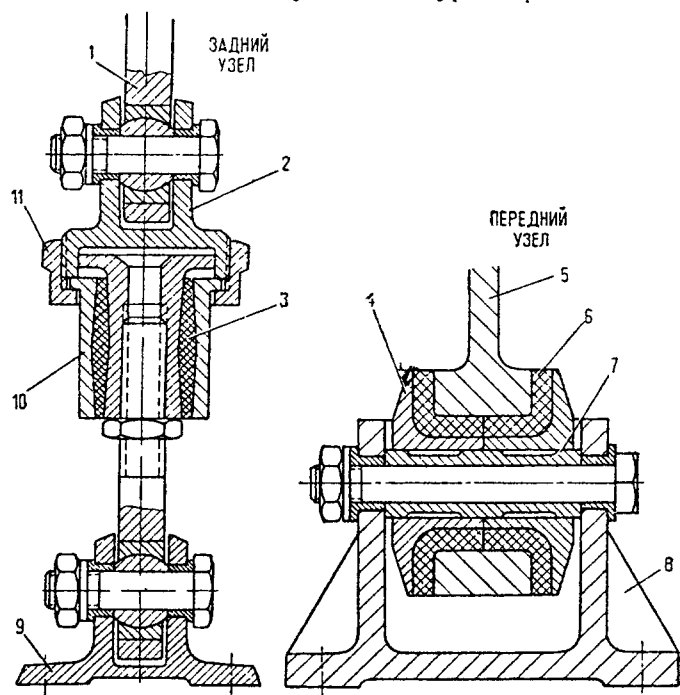
Самолетное оборудование

| | |
|--|--------------------------|
| Тахометр | ТЭ-40М |
| Термометр | ТСТ-29Д |
| Пусковая регулирующая аппаратура | ПТ-16А, ПРК-8А и АПД-75А |

КРЕПЛЕНИЕ ТУРБОГЕНЕРАТОРА НА САМОЛЕТЕ

Турбогенератор ТГ-16 установлен на платформе 18 (см. фиг. 85) на трех резиновых амортизаторах (фиг. 86), прикрепленных к трем кронштейнам платформы. Платформа расположена горизонтально и крепится спереди к двум кронштейнам заднего си-

лового шпангоута, а сзади двумя подкосами к полкам заднего лонжерона центроплана. Платформа — клепаной конструкции, изготовлена из прессованных и гнутых профилей, листов и косынок из дуралюмина Д16-Т. Спереди к платформе прикреплены два стальных кронштейна для крепления к шпангоуту gondoly. Сверху на болтах установлены два стальных кронштейна для крепления подкосов и три кронштейна из АК6 для крепления турбоагрегата.



Фиг. 86. Узлы крепления турбогенератора

1 — фланец турбогенератора; 2 — крышка заднего амортизатора; 3 — резиновый вкладыш; 4 — корпус переднего амортизатора; 5 — фланец турбогенератора; 6 — резиновый вкладыш; 7 — валик; 8, 9 — передний и задний кронштейны крепления турбогенератора; 10 — корпус заднего амортизатора; 11 — гайка.

Подкосы изготовлены из дуралюминовых труб 25×2 мм. К верхним концам подкосов прикреплены стальные наконечники с шаровыми подшипниками в проушинах, а в нижние ввернуты стальные вилки, позволяющие регулировать длину подкосов. Для крепления подкосов к полкам лонжерона центроплана в районе нервюр 5 и 6 на болтах закреплены два кронштейна из АК6.

ЭЖЕКТОРНО-ВЫХЛОПНОЕ УСТРОЙСТВО

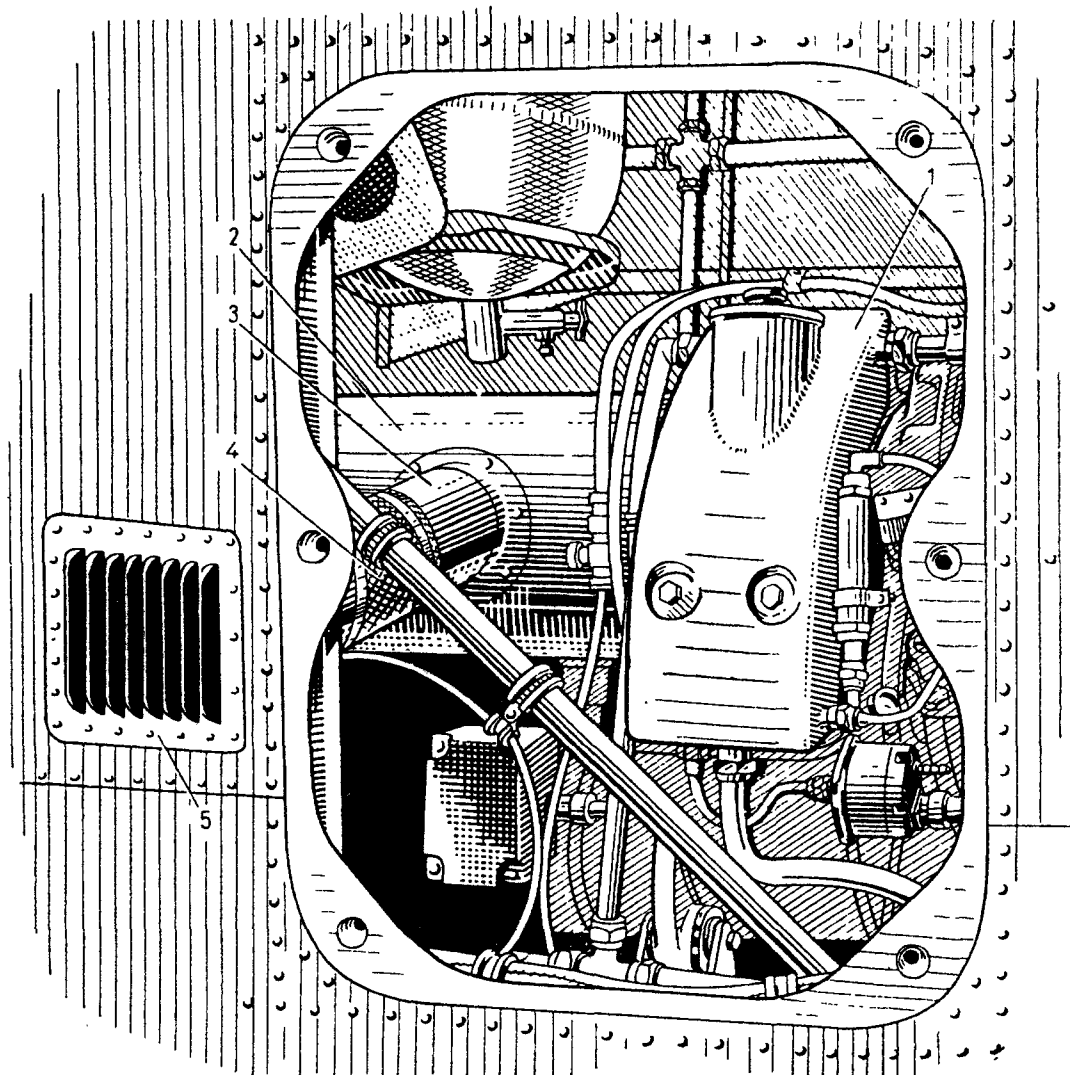
Эжекторно-выхлопное устройство служит для отвода выхлопных газов газотурбинного двигателя ГТД-16 за борт gondoly, а также для вентиляции и охлаждения отсека хвостовой части gondoly при работе ТГ-16. Эжекторно-выхлопное устройство состоит из короткого патрубка, установленного непосредственно на реактивном сопле ТГ-16, и выхлопной трубы. Патрубок закреплен на реактивном сопле стяжным хомутом. Между выхлопным патрубком и выхлопной трубой имеется кольцевой зазор, обеспечивающий эжекторный эффект. Выхлопные газы, выходя из патрубка в выхлопную трубу, с большой скоростью увлекают воз-

дух через щель из отсека гондолы. Выхлопной патрубок имеет наружный диаметр 227 мм и изготовлен из листовой стали 1X18Н9Т толщиной 1 мм. К патрубку приварен фланец из того же материала под стяжной хомут. Выхлопная труба имеет внутренний диаметр 288 мм и сварена роликовой сваркой из двух листов ОТ4 толщиной 1 мм. На выходе из гондолы труба заканчивается косым срезом, окантованным лентой из ОТ4, приваренной точечной

ОТВОД ОХЛАЖДАЮЩЕГО ВОЗДУХА ОТ ГЕНЕРАТОРА ГС-24А

Для отвода охлаждающего воздуха от генератора за борт гондолы на генераторе установлен кожух 2 (фиг. 87) из листов АМц-М толщиной 1 мм.

Кожух состоит из двух половин, соединенных двумя стяжными хомутами: одним — ленточным и вторым — из стальной проволоки.



Фиг. 87. Отвод воздуха, обдувающего генератор ГС-24А, и установка маслобака турбогенератора (вид через люк на левом борту гондолы)

1 — маслобак; 2 — кожух обдува генератора; 3 — отводной патрубок; 4 — соединительная муфта; 5 — жалюзи для выхода воздуха.

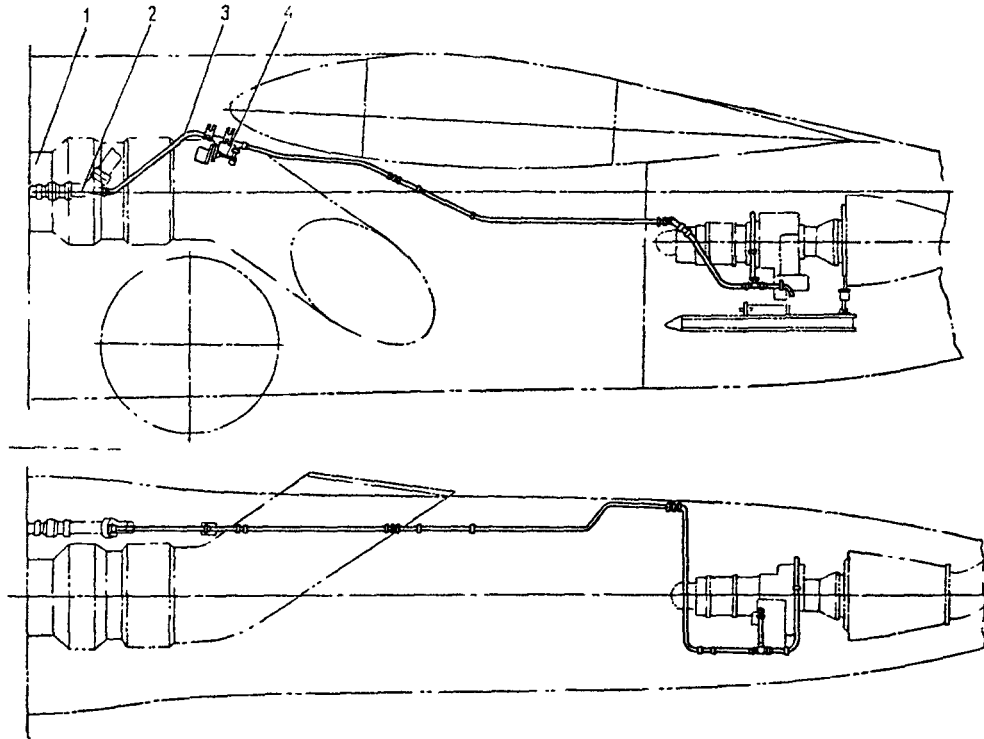
электросваркой. К передней части трубы приварен раструб для входа эжектируемого воздуха. На трубе сверху и снизу приклепаны два П-образных профиля, при помощи которых труба на болтах подвешена к кронштейнам гондолы. Кронштейны крепятся болтами к тавровым профилям из Д16Т, приклепанным к шпангоуту обтекателя хвостовой части гондолы. При открытии обтекателя выхлопная труба откидывается вместе с ним.

К левой половине кожуха винтами с анкерными гайками прикреплен сваренный из листов АМц толщиной 1,5 мм отводной патрубок 3, соединяющийся с патрубком, приклепанным к краям люка на левом борту гондолы. Люк имеет выходное жалюзи 5.

Патрубки соединены между собой мягкой муфтой 4 на хомутах. Муфта состоит из двух слоев резины НО-68-1 и одного слоя ткани АХКР.

СИСТЕМА ПОДОГРЕВА ТГ-16

Для обеспечения запуска турбогенераторной установки после длительного полета и посадки на самолете установлена система подогрева турбоагрегата горячим воздухом (фиг. 88). Система включается в полете и обеспечивает непрерывный подогрев установки вплоть до остановки двигателей АИ-24.



Фиг. 88. Система подогрева турбогенератора

1 — корпус камеры сгорания двигателя АИ-24; 2 — труба отбора воздуха в систему наддува гермокабины; 3 — труба подвода воздуха на подогрев турбогенератора; 4 — перекрывной кран с электромеханизмом МП-5.

Воздух для подогрева ТГ-16 подается через штуцер на трубопроводе отбора воздуха из двигателя в противообледенительную систему самолета у переднего силового шпангоута гондолы. Трубопровод подачи воздуха выполнен из труб АМг-М 22×2 мм с ниппельными соединениями. Трубопровод теплоизолирован стеклотканью АСИМ-5 и обмотан лентой ЛАС-35. На турбогенераторе трубопровод заканчивается в виде кольца, в котором просверлено 100 отверстий диаметром 1,5 мм для выхода воздуха.

С самолета, имеющего заводской номер 0401, горячий воздух через ответвления подводится непосредственно к агрегатам и узлам турбогенераторной установки, требующим подогрева: к маслобаку, маслонуасосу, топливному насосу-регулятору ТНР-ЗРА и корпусу редуктора. Для включения подогрева в трубопроводе установлен перекрывной кран заслоночного типа с электромеханизмом управления МП-5. На кране смонтирован концевой выключатель для сигнализации открытого положения крана.

Переключатель управления краном и лампа сигнализации его положения расположены на правом пульте летчиков.

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА ТУРБОГЕНЕРАТОРА

Турбогенератор оборудован автономной замкнутой циркуляционной системой смазки под давлением. Система работает следующим образом.

Из масляного бака 1 (фиг. 89) масло поступает в нагнетающую секцию 16 маслонуасоса, которая подает его через фильтр 14 с обратным клапаном 15 на смазку подшипников турбины, компрессора и ведущего вала редуктора и к маслораспределительной колонке 8, в которой расположен датчик П-1 замера температуры масла. Из колонки масло подводится к топливному насосу-регулятору 7 (ТНР-ЗРА), через фильтр 11 к центробежному датчику 12 (ЦД-ЗА-40) и к датчику 4 (ИДТ-8) давления масла. Давление масла в системе регулируется редуцирующим клапаном 17 маслонуасоса.

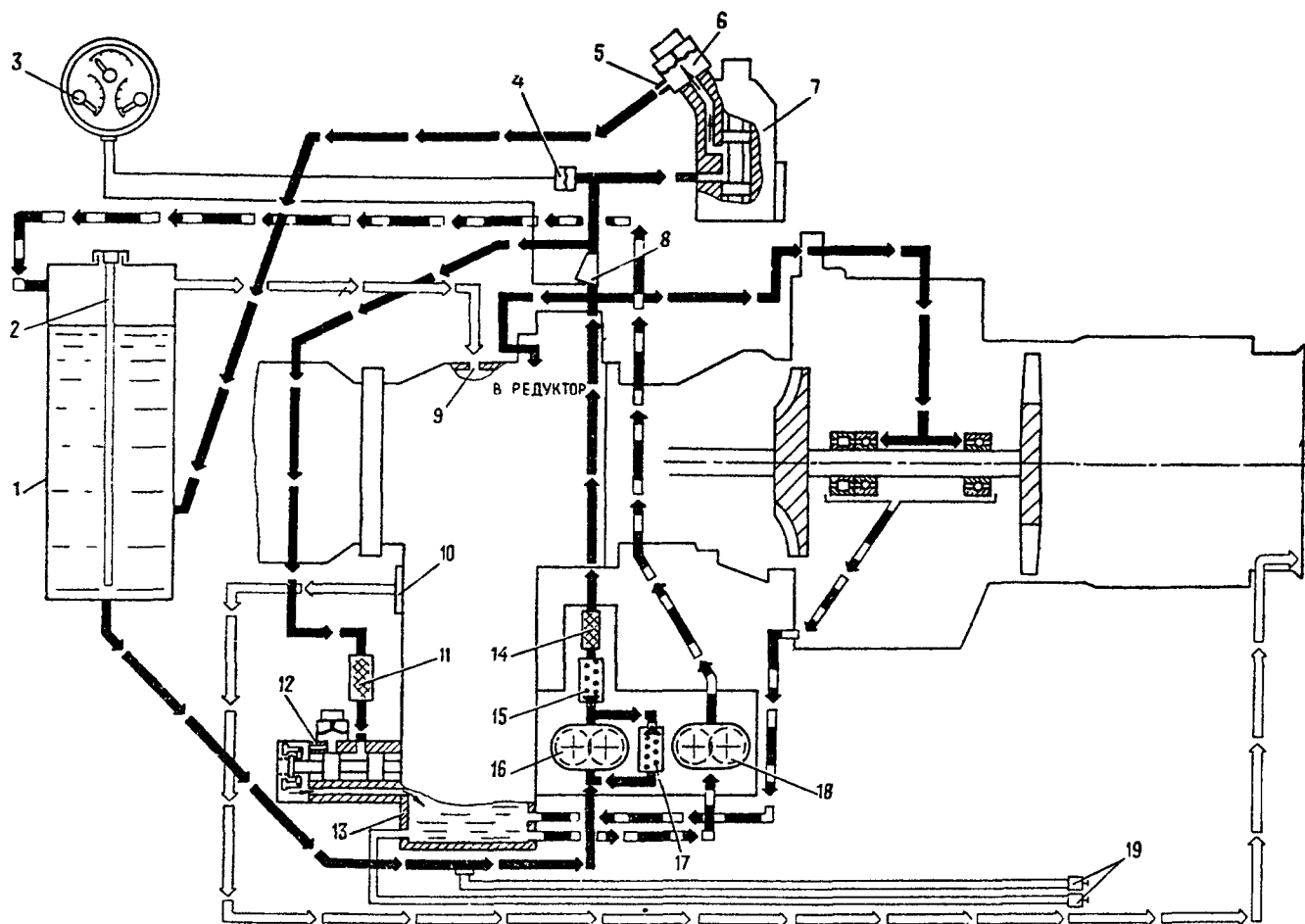
При достижении ротором двигателя ГТД-16 рабочих оборотов 29 000 в минуту золотник топливного насоса-регулятора 7 открывает масляный канал к маслоконтактору 6, мембрана которого прогибается и нажимает на шток электрического выключателя КВ-9. При этом к генератору ГС-24А подключается электроцепь запуска двигателей и загорается сигнальная лампа «ТГ запущен». Из подмембранной полости масло сливается в маслобак через жиклер 5.

При забросе оборотов ротора выше допустимых (35 000 об/мин) золотник центробежного датчика 12 обеспечивает подвод масла к мембране, которая прогибается и нажимает на шток электрического выключателя. В таком положении прекращается подача топлива к рабочим форсункам двигателя ГТД-16.

Шестерни редуктора смазываются разбрызгиванием. Отработанное масло сливается в картер редуктора: из корпуса компрессора — по гибкому

В системе имеются две точки слива: одна на картере редуктора, другая на трубке подвода масла из бака к маслонуасосу. От обеих точек сливные трубки подведены к сливным кранам 19 (см. фиг. 89), расположенным под выхлопным патрубком турбогенератора. Доступ к сливным кранам обеспечивается при открытии обтекателя хвостовой части гондолы.

Сообщение двигателя ГТД-16 с атмосферой осуществляется через суфлер маслосистемы и дренаж



Фиг. 89. Схема маслосистемы турбогенератора

1 — маслябак; 2 — черная линейка; 3 — указатель УИЗ-3 давления и температуры масла; 4 — датчик давления масла; 5 — жиклер; 6 — маслосеконтактор; 7 — топливный насос-регулятор ТНР-ЗРА; 8 — маслораспределительная колонка с датчиком П-1 температуры масла; 9 — дренаж маслябака; 10 — суфлирование двигателя; 11 — фильтр; 12 — центробежный датчик ЦД-ЗА-40; 13 — картер редуктора; 14 — фильтр; 15 — обратный клапан; 16 — нагнетающая секция маслососа; 17 — редукционный клапан; 18 — откачивающая секция маслососа; 19 — сливные краны.

шлангу, из полостей топливного насоса, центробежного датчика и подшипников ведущего вала редуктора — по каналам. В картере редуктора установлена сетка-пеногаситель. Из картера масло откачивается откачивающей секцией 18 маслососа в масляный бак.

Масляный бак емкостью 2,5 л — металлический, сварной конструкции, внутри имеет две перегородки для уменьшения вспенивания масла. Вверху расположена заливная горловина, закрытая пробкой с маслямерной линейкой. Бак установлен слева на турбоагрегате (см. фиг. 87).

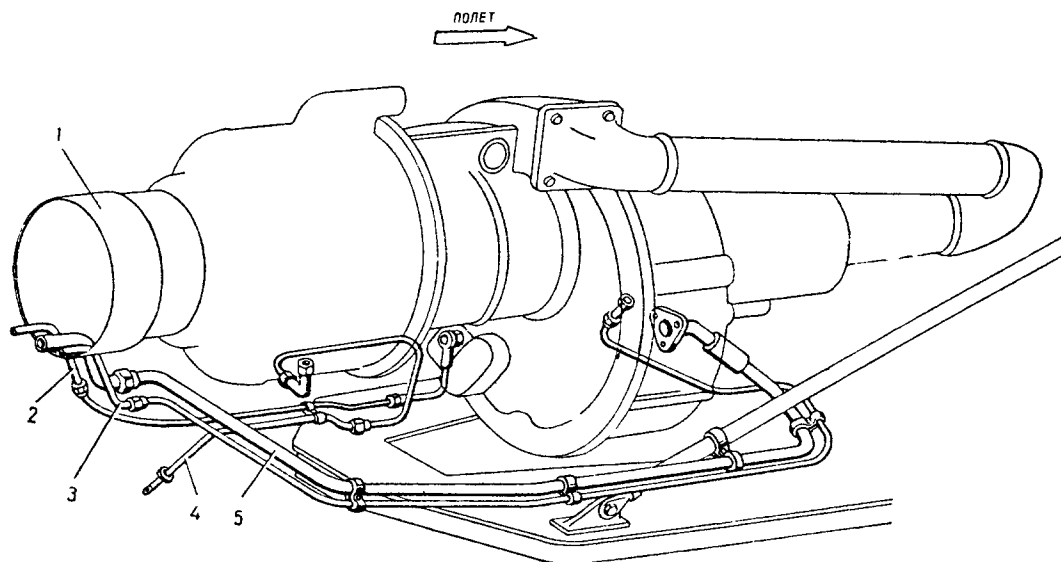
топливной системы из ТНР-ЗРА, от которых выведены две трубки к выхлопному патрубку ГТ-16 (фиг. 90). Туда же подведена трубка из полости сальника герметизации вала ГС-24А. Дренажирование маслосистемы осуществляется трубкой 22×1 мм, дренаж из ТНР-ЗРА и дренаж сальника вала ГС-24А — трубкой 6×1 мм. Трубки подсоединены к резьбовым наконечникам стальных (из 1Х18Н9Т) трубок, вваренных в выхлопной патрубок.

При запуске агрегата выбрасываемые через трубки масло и топливо, а также масло, просочившееся

в случае нарушения герметичности сальника ГС-24А, сгорают в выхлопной трубе.

От штуцера камеры сгорания дренажная трубка выведена за обшивку gondолы

Топливо поступает самотеком в насос 24, фильтруется фильтром 26 и подается в топливный коллектор. Одновременно топливо по каналам в корпусе насоса-регулятора поступает к клапану запус-



Фиг. 90. Схема дренажа турбогенератора

1 — выхлопной патрубок ТГ-16, 2 — трубка дренажа ТНР ЗРА, 3 — трубка дренажа полости сальника вала ГС 24А, 4 — трубка дренажа камеры сгорания, 5 — трубка суфлирования двигателя

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ТУРБОГЕНЕРАТОРА

Топливная система обеспечивает подачу топлива в газотурбинный двигатель в количествах, необходимых для его работы при запуске и на режиме рабочих оборотов.

В топливную систему (фиг. 91) включены: самолетный перекрывной кран 10 (24-6100-150), фильтр 25 (11Ф-30СН), три топливных электромагнитных крана 6 и 22 (2512853), топливный насос-регулятор 23 (ТНР-ЗРА), топливный коллектор 2 с форсунками 3 и воспламенителями 1.

Топливо подается в камеру сгорания газотурбинного двигателя следующим образом. Из самолетной топливной системы топливо самотеком поступает к перекрывному крану 10. При открытии крана топливо через фильтр 25 подается к электромагнитному крану 22, который, после подачи в него тока, открывает доступ топлива к насосу-регулятору 23 (ТНР-ЗРА). Насос-регулятор нагнетает топливо и, дозируя его в нужном количестве, через краны 6 подает в коллектор 2 газотурбинного двигателя. Из коллектора топливо через воспламенители 1 и рабочие форсунки 3 попадает в камеру сгорания.

Электромагнитные краны 6 и 22 управляются от автоматической панели запуска 18 (ПТ-16А).

Топливный насос-регулятор ТНР-ЗРА состоит из шестерчатого насоса 24, сетчатого фильтра 26, центробежного регулятора 30, клапана запуска 28 и редукционного клапана 29. Регулирующими элементами являются винт 27 клапана запуска, винт редукционного клапана и винт центробежного регулятора.

ка 28, к редукционному клапану 29 и к гильзе центробежного регулятора 30.

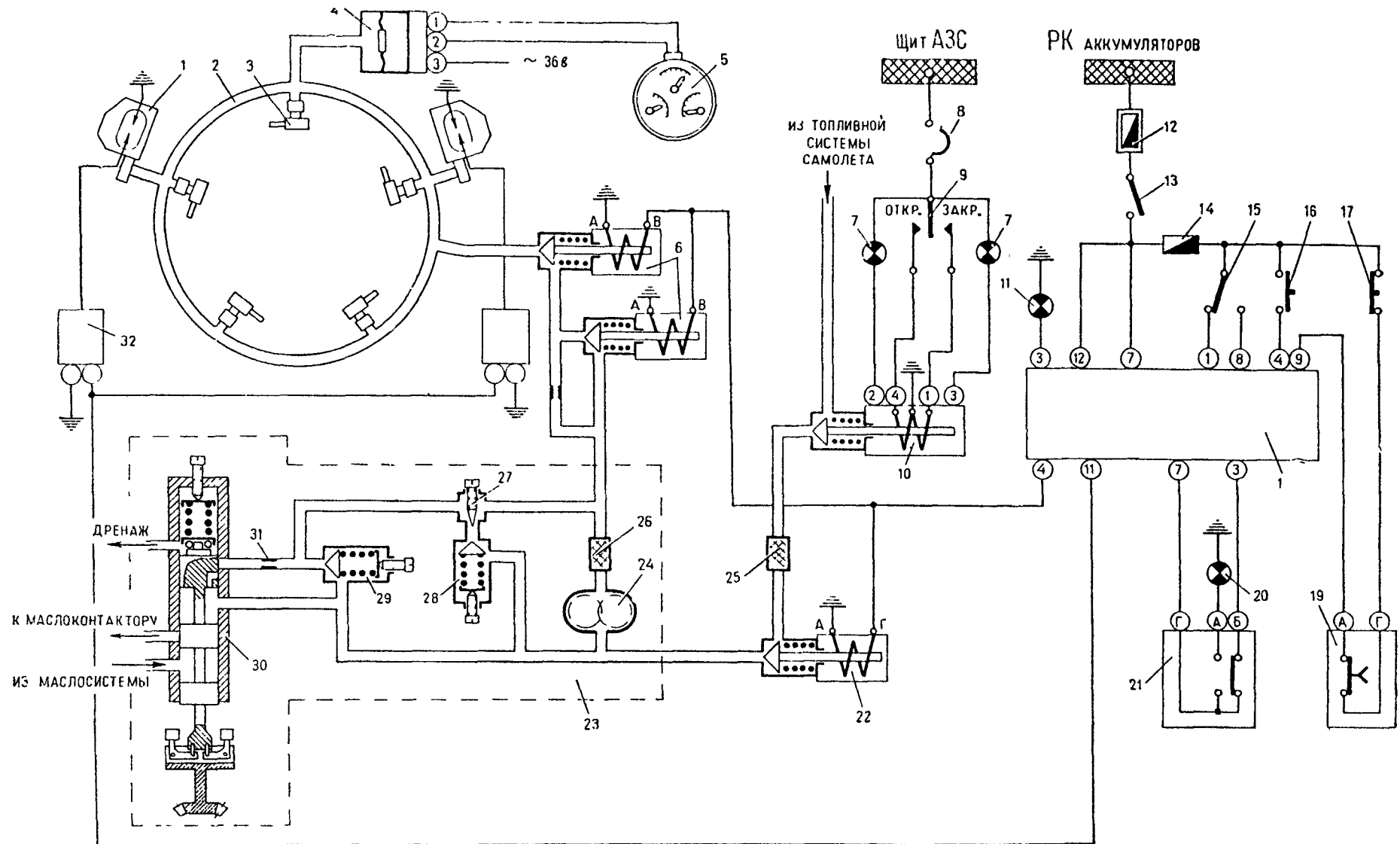
В начале запуска все нагнетаемое насосом топливо поступает в коллектор. По мере нарастания давления топлива часть его начинает перепускаться через клапан запуска. Количество сливаемого топлива, а следовательно, и время выхода на рабочие обороты, регулируется винтом 27.

Для снижения температуры газов при запуске и получения запаса по топливу перед выходом двигателя на рабочие обороты часть нагнетаемого топлива сливается через отверстия на верхнем пояске плунжера центробежного регулятора 30 в диапазоне 7000—28 000 об/мин. По достижении 26 000—28 000 об/мин слив топлива прекращается. Газотурбинный двигатель выходит на рабочие обороты, установленные регулировочным винтом центробежного регулятора.

Расход топлива на рабочих оборотах устанавливается регулировочным винтом редукционного клапана.

При увеличении оборотов кромка плунжера центробежного регулятора открывает сливное окно и перепускает часть топлива на слив, уменьшая обороты до заданных.

В случае, если обороты двигателя по какой-либо причине превысят максимально допустимые (35 000 об/мин), центробежный датчик 19 (ЦД-ЗА-40), отрегулированный на число оборотов, несколько ниже максимально допустимых, сработает и через панель ПТ-16А подаст импульс на закрытие электромагнитных кранов 6 и 22.



Фиг. 91. Схема топливной системы турбогенератора

1 — воспламенитель со свечой СПН-4-з; 2 — топливный коллектор; 3 — рабочая форсунка; 4 — датчик П-100 давления топлива; 5 — указатель УИЗ-3; 6 (1934) — электромагнитные краны 2512853; 7 (692, 693) — сигнальные лампы открытого и закрытого положений перекрывного крана; 8 (600) — автомат защиты сети АЗС-5; 9 (640) — переключатель перекрывного крана; 10 (599) — перекрывной кран 24-6100-150; 11 (1938) — сигнальная лампа «Запуск ТГ идет»; 12 (1680) — предохранитель ИП-15; 13 (1714) — выключатель запуска; 14 (1990) — предохранитель СП-10; 15 (1116) — переключатель «Запуск — Холодная прокрутка»; 16 (1115) — кнопка запуска турбогенератора; 17 (1174) — кнопка останова тур-

богенератора; 18 (1117) — автоматическая панель запуска ПТ-16А; 19 (1935) — центробежный датчик ЦД-ЗА-40; 20 (1983) — сигнальная лампа «ТГ запущен»; 21 (1921) — маслоконтактор; 22 (1934) — электромагнитный кран 2512853; 23 — топливный насос-регулятор ТНР-ЗРА; 24 — шестеренчатый насос; 25 — топливный фильтр 11ТФ-30СН; 26 — топливный фильтр насоса-регулятора; 27 — регулируемый винт; 28 — клапан запуска; 29 — редукционный клапан; 30 — центробежный регулятор; 31 — жиклер; 32 — катушка зажигания 1КНО-11.
(В скобках указаны позиции по принципиальной электросхеме самолета.)

УПРАВЛЕНИЕ ТУРБОАГРЕГАТОМ И КОНТРОЛЬ ЗА ЕГО РАБОТОЙ

Запуск турбоагрегата и управление его работой осуществляются со щитка запуска на левом пульте. На щитке установлены кнопки запуска и останова ТГ и переключатель «Запуск ТГ — Холодная прокрутка» (см. фиг. 79).

Для контроля за работой турбоагрегата ТГ-16 на щитке вертикальной панели левого пульта установлены: тахометр ТЭ-40М для замера оборотов турбины; термометр ТСТ-29 для замера температуры газов за турбиной; трехстрелочный указатель из комплекта ЭМИ-ЗРТИ для замера давления топлива перед форсунками, давления масла за нагнетающей ступенью насоса и температуры масла на входе в агрегат и сигнальные лампы «Запуск ТГ идет» и «ТГ запущен».

Рядом с трехстрелочным указателем расположен выключатель крана подачи топлива к турбогенератору и сигнальные лампы «Открыт», «Закрыт».

Датчиком тахометра является генератор трехфазного тока ДТ-1М, указателем — магнитоиндукцион-

ный измеритель ТЭ-40М. Датчиком термометра ТСТ-29 служит термометр Т-9, измерителем — электрический указатель температуры ТСТ-2.

В комплект трехстрелочного индикатора ЭМИ-ЗРТИ входят два индукционных датчика манометров ИДТ-100 и ИДТ-8, датчик термометра П-1 и трехстрелочный указатель УИЗ-3. Датчик тахометра и датчики термометров установлены на агрегате. Датчики манометров топлива ИДТ-100 и масла ИДТ-8 установлены на кронштейнах, приклепанных к шпангоуту gondoly, и соединены трубками со штуцерами на турбоагрегате.

Впереди щитка контроля за работой турбогенератора на вертикальной панели левого пульта установлены амперметр и вольтметр системы запуска ТГ-16.

Примечание. В дальнейшем контроль за работой турбогенератора на самолетах будет осуществляться только по сигнальной лампе давления масла, срабатывающей от сигнализатора давления СД-24А, включенного в нагнетающую магистраль маслосистемы. На этих самолетах комплект моторного индикатора ЭМИ-ЗРТИ устанавливаться не будет

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

21. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Топливная система самолета питает топливом двигатели и турбогенератор.

Топливные емкости самолета состоят из четырех мягких баков* и двух баков-отсеков. Баки расположены симметрично в крыле (фиг. 92, 93). Мягкие баки № 1 и 2 размещены в межлонжеронном пространстве центроплана, по два между нервюрами 3—5. Баками-отсеками (баки № 3) являются кессоны средних частей крыла. Баки каждого полукрыла образуют две группы. В первую группу входит бак-отсек, во вторую — соединенные между собой первый и второй мягкие баки. Ниже приведены емкости групп баков.

| | Теоретическая емкость группы л | Эксплуатационная заправка л |
|-----------------------------------|--------------------------------|-----------------------------|
| I группа (бак-отсек) | 1950 | 1840 |
| II группа (мягкие баки) | 778 | 710 |
| Всего на один двигатель | 2728 | 2550 |
| Всего на самолет | 5456 _{-2%} | 5100 _{-2%} |

Вес полного теоретического запаса топлива на самолете при удельном весе 0,775 кг/л составляет 4228 кг, а вес эксплуатационной заправки 3950 кг. Несливаемый остаток топлива 32 л.

Питание двигателей топливом раздельное: левый двигатель питается из баков левого полукрыла, правый — из баков правого полукрыла. Двигатель турбогенератора питается топливом из баков правого полукрыла.

Для повышения надежности топливная система самолета имеет линию кольцевания, сообщающую магистрали питания двигателей между собой с помощью крана кольцевания. В нормальных условиях полета кран кольцевания должен быть закрыт.

По конструкции и расположению топливные системы левого и правого двигателей аналогичны.

* Возможна дополнительная установка еще четырех мягких баков, см. разд. 31.

Топливо из баков к насосам двигателей подается подкачивающими насосами самолета по трубопроводам с внутренним диаметром 25 мм. При обесточенных подкачивающих насосах топливо поступает к насосам двигателей самотеком.

Места установки подкачивающих насосов и остальных агрегатов топливной системы указаны в табл. 1.

22. ПИТАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ТОПЛИВОМ

На самолете установлена следующая очередность в расходовании топлива из групп: первая очередь — группа I (бак-отсек), вторая очередь — группа II (баки № 1 и 2).

При работе топливной системы одновременно включаются подкачивающие насосы обеих групп баков. Очередность выработки топлива из групп баков обеспечивается электросхемой подключения подкачивающих насосов (фиг. 94), предусматривающей работу насосов обеих групп баков на различных режимах. Насосы ЭЦН-14А первых групп работают на номинальном режиме, а насосы 463 вторых групп — на ослабленном режиме. Производительность насосов ЭЦН-14А и давление, создаваемое ими на номинальном режиме, больше, чем те же параметры насосов 463 на ослабленном режиме. Поэтому топливо вырабатывается вначале из первых групп. Во избежание перекачки топлива из группы в группу за подкачивающими насосами установлены обратные клапаны. Вторые группы являются дежурными, из них топливо подается после окончания выработки из первых групп или в случае падения давления за насосами первых групп. Для обеспечения бесперебойного питания двигателей топливом при эволюциях самолета дежурные группы баков имеют по два подкачивающих насоса: один — на передней стенке бака, другой — на задней.

Для контроля за работой подкачивающих насосов в трубопроводах после насосов ЭЦН-14А подключены сигнализаторы давления СДУЗА-0,6, а после насосов 463 — сигнализаторы давления СДУЗА-0,18, которые при достижении за насосами давления соответственно 0,6 и 0,18 кг/см² включают на щитке управления топливной системой зеле-

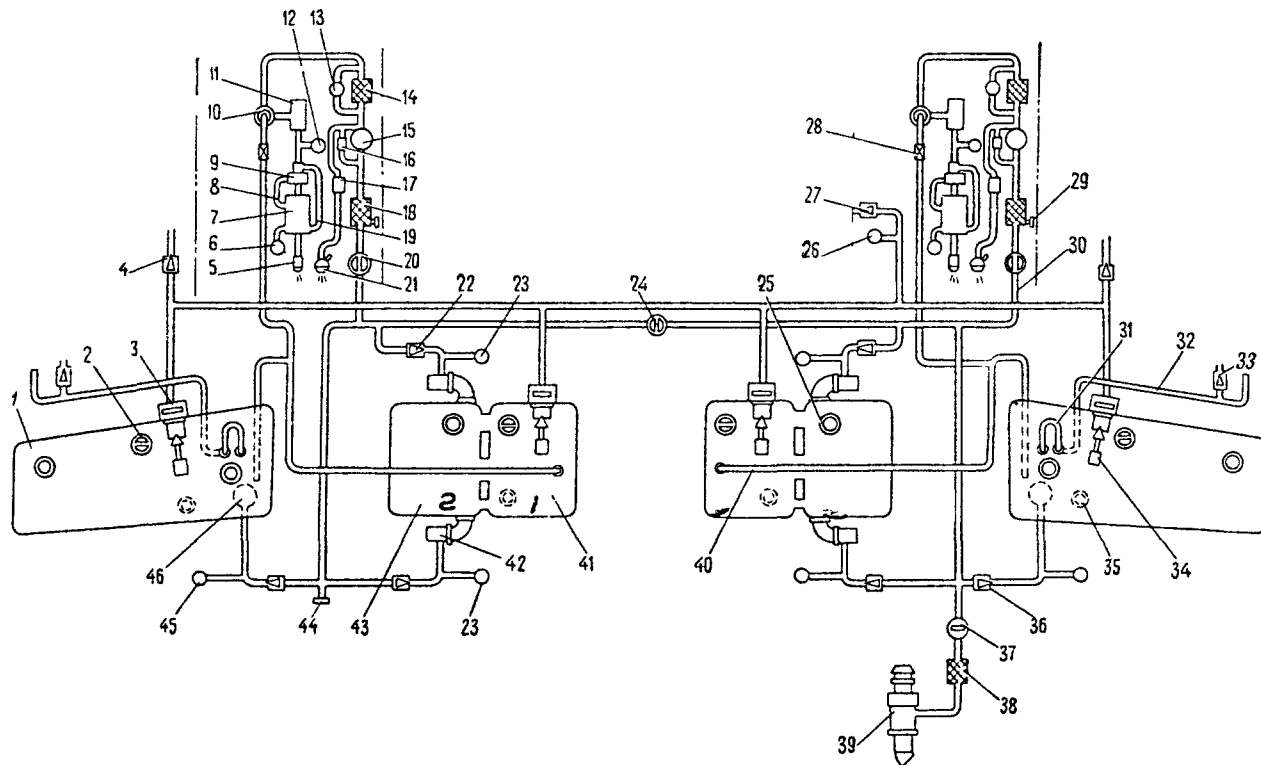
ные лампы. Сигнализаторы давления подключены к трубопроводам топливной системы до обратных клапанов при помощи трубок с внутренним диаметром 4 мм.

Подкачивающие насосы создают давление топлива 0,6—1,2 кг/см².

Трубопроводы от подкачивающих насосов первых групп баков и от задних подкачивающих насосов

проходному штуцеру, установленному справа на противопожарной перегородке.

В магистралях между шпангоутами 13—14 гондол установлены перекрывные краны с электромеханизмами МЗК-2, отключающие при необходимости поступление топлива к двигателям. Управление кранами дистанционное, из кабины летчиков. Топливо подается к двигателям следующим образом.



Фиг. 92. Принципиальная схема топливной системы

1 — бак-отсек; 2 — заливная горловина; 3 — заправочный кран 24-6102-40; 4 — обратный клапан 24-6102-15; 5 — рабочая форсунка; 6 — датчик ИДТ-100 манометра; 7 — автомат дозирования топлива АДТ-24М; 8 — трубопровод подачи топлива на управление сервопоршнем НД-24М; 9 — насос-датчик НД-24М; 10 — воздухоотделитель; 11 — датчик расходомера РТМС-0,85-Б1; 12 — сигнализатор давления СДУ5А-1,8; 13 — дифференциальный сигнализатор давления СгДФР-1Т; 14 — топливный фильтр 12ТФ-15СН тонкой очистки; 15 — топливный насос БНК-10И; 16 — редукционный клапан насоса БНК-10И; 17 — электромагнитный клапан пускового топлива; 18 — топливный фильтр 8Д2 966005 грубой очистки; 19 — трубопровод слива топлива из АДТ-24М; 20 — перекрывной кран 24-6100-20; 21 — пусковая форсунка; 22 — обратный клапан 24-6100-180; 23 — сигнализатор давления

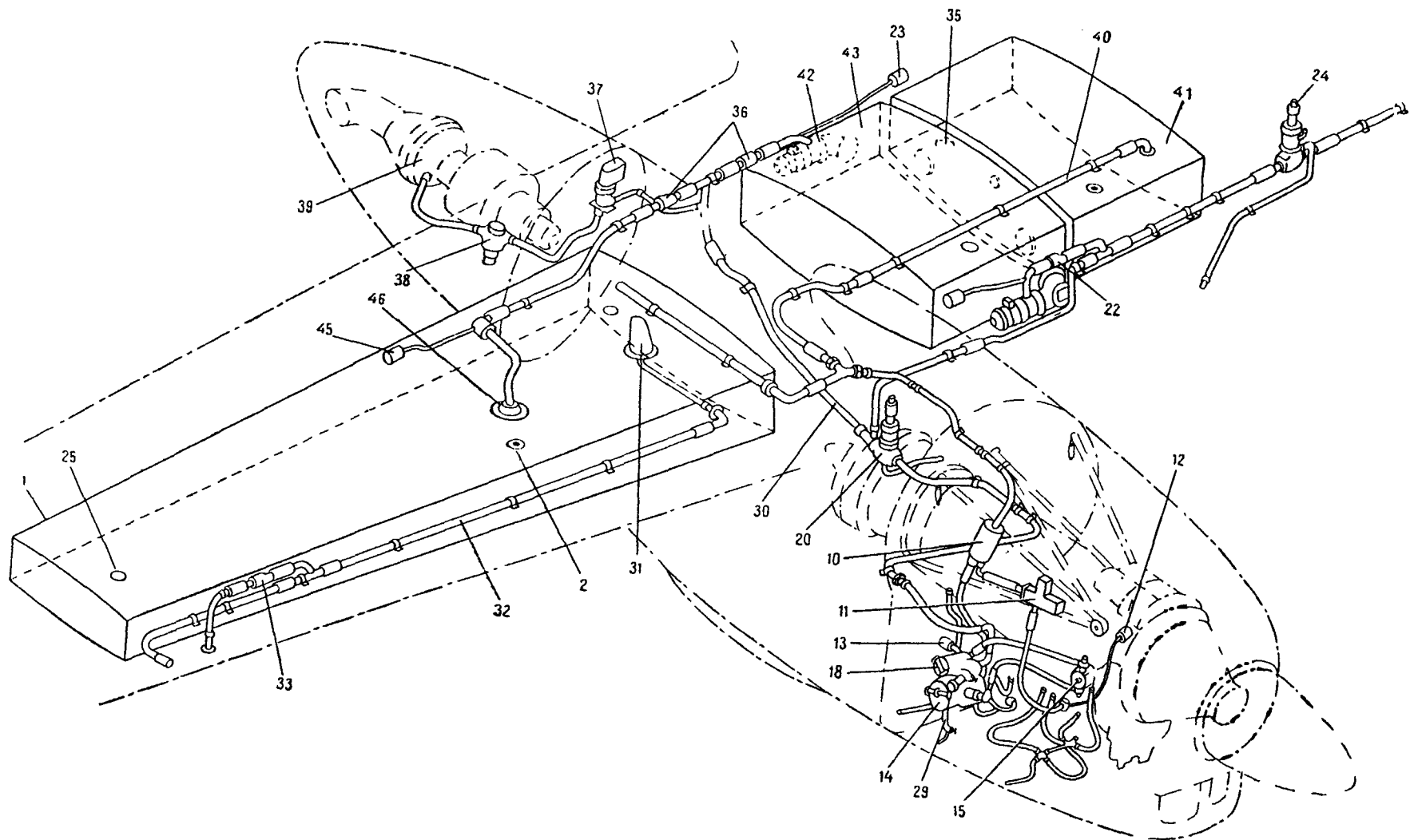
СДУ2А-0,18; 24 — кран кольцевания 24-6100-20; 25 — датчик топливомера; 26 — сигнализатор давления СД-24А; 27 — бортовой заправочный штуцер 2334А; 28 — жиклер; 29 — сливной кран; 30 — магистраль питания правого двигателя; 31 — дренажная мачта; 32 — дренажный трубопровод; 33 — обратный клапан 24А-6100-90; 34 — гидравлический клапан 24-6102-30; 35 — сливной кран 24-6110-20; 36 — обратный клапан 24А-6100-90; 37 — перекрывной электромагнитный кран 24-6100-510; 38 — топливный фильтр 11ТФ-30СН; 39 — турбогенератор ТГ-16; 40 — дренажный трубопровод; 41 — мягкий топливный бак № 1; 42 — подкачивающий насос 463; 43 — мягкий топливный бак № 2; 44 — отвод топлива для гидросистемы; 45 — сигнализатор давления СДУ3А-0,6; 46 — подкачивающий насос ЭЦН-14А.

вторых групп баков проложены в хвостовой части крыла по заднему лонжерону и подсоединены к магистралям питания двигателей. Трубопроводы от передних подкачивающих насосов проходят в носке крыла по переднему лонжерону и подсоединены к трубопроводу кольцевания, проложенному там же.

Трубопровод кольцевания соединяет магистрали питания двигателей перед перекрывными кранами. По этому трубопроводу топливо от передних подкачивающих насосов поступает в магистрали питания двигателей.

Магистраль питания каждого двигателя проложена в гондole по внутренней ее стенке и подходит к

При открытом перекрывном кране топливо по трубопроводу поступает в фильтр пружинной очистки 8Д2 966005 и от него в подкачивающий насос БНК-10И двигателя. Насос БНК-10И подает топливо под давлением 2,5—3 кг/см² в фильтр тонкой очистки 12ТФ-15СН, вход и выход которого соединены трубопроводами с сигнализатором СгДФР-1Т максимального перепада давления топлива на фильтре. При перепаде давления топлива 0,4 кг/см² сигнализатор срабатывает и включает на щитке управления топливной системой красную лампу, сигнализируя о засорении или обледенении фильтрующего элемента.



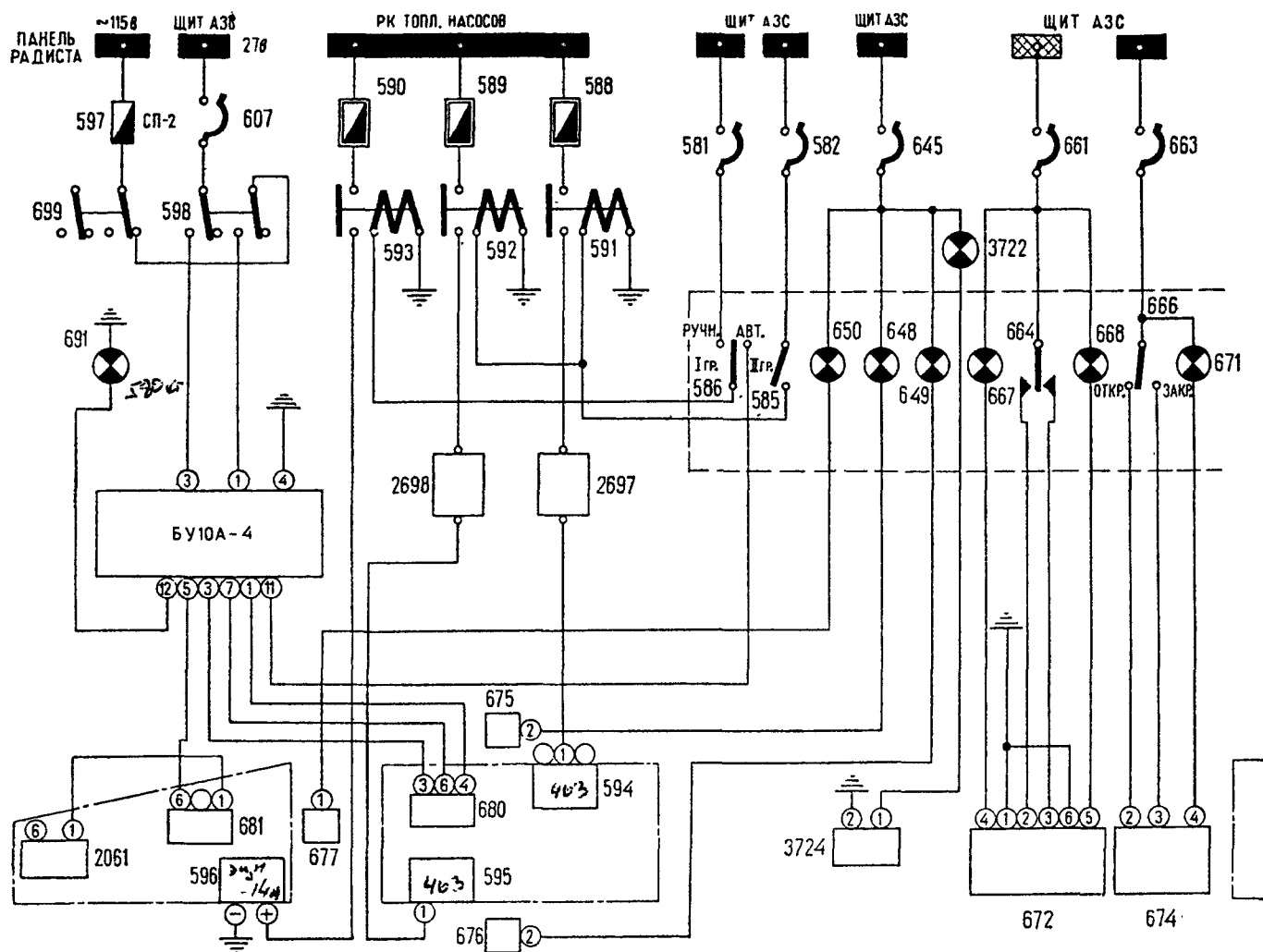
Фиг. 93. Полумонтажная схема топливной системы

1 — бак-отсек; 2 — заливная горловина; 10 — воздухоотделитель; 11 — датчик расходомера РТМС-0,85-Б1; 12 — сигнализатор давления СДУ5А-1,8; 13 — дифференциальный сигнализатор давления СгДФР-1Т; 14 — топливный фильтр 12ТФ-15СН тонкой очистки; 15 — топливный насос БНК-10И; 18 — топливный фильтр 8Д2 966005 грубой очистки; 20 — перекрывной кран 24-6100-20; 22 — обратный клапан 24-6100-180; 24 — кран кольцевания 24-6100-20; 25 — датчик топливомера; 28 — жиклер; 29 — сливной кран; 30 — магистраль питания правого дви-

гателя; 31 — дренажная мачта; 32 — дренажный трубопровод; 33 — обратный клапан 24А-6100-90; 35 — сливной кран 24-6110-20; 36 — обратный клапан 24А-6100-90; 37 — перекрывной электромагнитный кран 24-6100-510; 38 — топливный фильтр 11ТФ-30СН; 39 — турбогенератор ТГ-16; 40 — дренажный трубопровод; 41 — мягкий топливный бак № 1; 42 — подкачивающий насос 463; 43 — мягкий топливный бак № 2; 45 — сигнализатор давления СДУЗА-0,6; 46 — подкачивающий насос ЭЦН-14А

Таблица 1

| Тип агрегата | Количество на самолете | Место установки | Тип агрегата | Количество на самолете | Место установки |
|--|------------------------|---|---|------------------------|--|
| Подкачивающие насосы ЭЦН-14А | 2 | По одному внутри каждого бака-отсека | Расходомер РТМС-0,85-Б1: | | |
| Подкачивающие насосы агр. 463 | 4 | На переднем и заднем лонжеронах на мягких баках № 2, по два на один бак. Насосы подсоединены к фланцам баков | Датчики | 2 | На нижних подкосах рам крепления двигателей с правой стороны |
| Топливомер СПУТ1-5А: | 1 комплект | | Показывающие приборы | 2 | На средней панели приборной доски |
| Датчики-измерители | | В мягких баках № 2 и в баках-отсеках | Подкачивающие насосы БНК-10И | 2 | На двигателях |
| Датчики-компенсаторы | | На угольниках крепления насосов 463 | Насосы-датчики НД-24М | 2 | На двигателях |
| Показывающий прибор 2ППТ1-4 и переключатель ПГ-42 | | На средней панели приборной доски летчиков | Автоматы дозирования топлива АДТ-24М | 2 | На двигателях |
| Заливные горловины | 4 | В мягких баках № 1 и баках-отсеках | Датчики ИДТ-100 давления топлива перед форсунками | 2 | На нижних подкосах рам крепления двигателей |
| Сливные краны 24-6100-40 и 24-6100-50 | 4 | В мягких баках № 1 и баках-отсеках | Указатели давления топлива УИ1-3 | 2 | На приборной доске летчиков справа |
| Топливные фильтры 8Д2 966005 грубой очистки | 2 | На нижних крышках капотов | Обратные клапаны | 2 | В трубопроводах дренажа на переднем лонжероне крыла |
| Топливные фильтры 12ТФ-15СН тонкой очистки | 2 | На нижних крышках капотов вместе с фильтрами грубой очистки | Бортовой штуцер 2334А централизованной заправки | 1 | На левом борту gondoly правого двигателя |
| Обратные клапаны 24А-6100-90 и 24-6100-180 | 6 | В трубопроводах за подкачивающими насосами | Сигнализатор давления СД-24А | 1 | В gondole правого двигателя |
| Сигнализаторы СДУ2А-0,18 давления топлива | 4 | За подкачивающими насосами 463 (перед обратными клапанами) | Заправочные краны 24-6102-40 | 4 | На переднем лонжероне крыла на стенках баков № 1 и баков-отсеков |
| Сигнализаторы СДУ3А-0,35 | 2 | За подкачивающими насосами ЭЦН-14А (перед обратными клапанами) | Гидравлические поплавковые клапаны 24-6102-30 | 4 | В баках № 1 и в баках-отсеках |
| Сигнализаторы СДУ5А-1,8 минимального давления топлива на входе в насос-датчик НД-24М | 2 | На нижних подкосах рам крепления двигателей с правой стороны | Обратные клапаны 24-6102-15 | 2 | В носке крыла у заправочных кранов баков-отсеков |
| Дифференциальные сигнализаторы СгДФР-1Т перепада давлений на фильтрах тонкой очистки | 2 | На подкосах рам крепления двигателей, около топливных фильтров | Перекрывной электромагнитный кран 24-6100-150 | 1 | На заднем силовом шпангоуте gondoly правого двигателя |
| Перекрывные топливные краны 24-6100-20-2 | 2 | На подкосах силовых ферм | Перекрывной электромагнитный кран | 1 | На заднем силовом шпангоуте в отсеке турбогенератора |
| Кран кольцевания 24-6100-20-1 | 1 | На переднем лонжероне центроплана, справа от нервюры 1 | Топливный фильтр 11ТФ-30СН тонкой очистки | 1 | На правом борту, в отсеке турбогенератора |
| Воздухоотделительные бачки Э24-61-330 | 2 | На боковых подкосах рам крепления двигателей с правой стороны | Система трубопроводов и арматура | — | В крыле и gondолах двигателей |



Фиг. 94. Электросхема выработки топлива из баков левого полукрыла (для баков правого полукрыла электросхема аналогична, обозначения даны в соответствии с принципиальной электросхемой самолета)

581, 582 — автоматы защиты сети; 585, 586 — выключатели ручного управления выработкой топлива из второй и первой групп баков; 588, 589 — предохранители ИП-20; 590 — предохранитель ИП-15; 591, 592 — контакторы включения насосов второй группы баков; 593 — контактор включения насоса первой группы; 594, 595 — электродвигатели насосов второй группы; 596 — электродвигатель насоса первой группы; 597 — предохранитель СП-2; 598 — выключатель блока автоматики; 607, 645 — автоматы защиты сети; 648, 649 — лампы сигнализации наличия давления за насосами второй группы баков; 650 — лампа сигнализации наличия давления за насосом первой группы; 661, 663 — автоматы защиты сети; 664 — переключатель управления перекрытным краном левого двигателя; 666 — переключатель управления краном

кольцевания; 667, 668 — лампы сигнализации открытого и закрытого положений перекрытного крана; 671 — лампа сигнализации открытого положения крана кольцевания; 672 — перекрытный кран левого двигателя; 674 — кран кольцевания; 675, 676 — сигнализаторы давления топлива за насосами второй группы баков; 677 — сигнализатор давления за насосом первой группы; 680, 681 — датчики топливомера второй и первой групп баков; 699 — выключатель питания системы заправки топливом; 2061 — датчик топливомера первой группы; 2697, 2698 — фильтры подавления радиопомех; 3722 — лампа сигнализации засорения топливного фильтра тонкой очистки левого двигателя; 3724 — дифференциальный сигнализатор давления

За фильтром тонкой очистки топливо проходит через воздухоотделитель, очищаясь в нем от воздуха. Из воздухоотделителя топливо по трубопроводу идет в насос-датчик НД-24М, а воздух через жиклер диаметром 2 мм по трубке сечением 6 мм, соединенной в носке центроплана у нервюры 6 с трубопроводом дренажной системы, отводится в атмосферу.

Для контроля за расходом топлива двигателем и сигнализации минимального давления топлива на входе в насос НД-24М перед ним подключены датчики мгновенного и суммарного расходов топлива РТМС-0,85-Б1 и сигнализатор давления СДУ5А-1,8. Датчик РТМС-0,85-Б1 установлен непосредственно в трубопроводе подачи топлива, а сигнализатор давления СДУ5А-1,8 подключен к трубопроводу при помощи гибкого шланга. Сигнализатор давления при повышении давления до $1,8 \text{ кг/см}^2$ включает на щитке управления топливной системой зеленую лампу «Давление топлива перед двигателем».

Насос-датчик через автомат дозировки топлива АДТ-24М под давлением $11-80 \text{ кг/см}^2$ (в зависимости от режима работы двигателя) подает топливо на рабочие форсунки. Давление топлива перед форсунками контролируется манометром из комплекта ЭМИ-ЗРТИ.

23. АВТОМАТИКА УПРАВЛЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМОЙ

Автоматика управления топливной системой обеспечивает отключение подкачивающих насосов первых групп баков и выдачу сигнала аварийного остатка топлива 580 кг.

Автоматическое управление осуществляется топливометром СПУТ1-5А при включенных блоках автоматики и при установке переключателей насосов первых групп баков на щитке управления топливной системой в положение «Автомат». Насосы вторых групп баков включаются в работу летчиком непосредственно переключателями, установленными на щитке управления. При включенных подкачивающих насосах топливо из групп вырабатывается следующим образом. После полной выработки топлива из первой группы и при остатке 560 л топлива во второй группе оголится сигнал на датчике топливометра второй группы, который выключит насос ЭЦН-14А первой группы. При остатке 380 л топлива во второй группе сигнал датчика топливометра этой группы включит на приборной доске летчиков красную сигнальную лампу «Остаток топлива 580 кг».

Автоматическое отключение подкачивающего насоса ЭЦН-14А первой группы при остатке 560 л во второй группе обеспечивает полную выработку топлива из первой группы, за исключением невырабатываемого остатка.

При ручном управлении выработкой топлива, т. е. при устачовке переключателя насоса первой группы баков в положение «Ручное», необходимо внимательно контролировать по указателю топливометра количество топлива в этой группе и при полной выработке топлива из нее выключить подкачивающий насос, переведя переключатель насоса первой группы в нейтральное положение. Следует помнить, что насосы ЭЦН-14А могут работать на холостом ходу

(т. е. без прокачки топлива) ограниченное время, не более 30 мин.

Во избежание преждевременного отключения подкачивающих насосов первых групп в полете при кренах со скольжениями команда на отключение насосов выдается от топливометра СПУТ1-5А только в случае оголения сигналов датчиков топливометра вторых групп на левой и правой частях крыла. Однако красная лампа аварийного остатка топлива включается по команде оголенного сигнала любого датчика топливометра второй группы.

24. УПРАВЛЕНИЕ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМОЙ И КОНТРОЛЬ ЗА ЕЕ РАБОТОЙ

Управление топливной системой и контроль за ее работой осуществляются из кабины экипажа. На средней панели приборной доски (фиг. 95) расположены следующие приборы контроля и управления:

- два указателя УИЗ-3 (из комплекта ЭМИ-ЗРТИ). В корпусе указателя имеется манометр давления топлива перед форсунками;
- два указателя расходомера РТМС-0,85-Б1. По счетчику суммарного расхода топлива определяется количество оставшегося на каждый двигатель топлива в кг, а по шкале часового расхода определяется расход топлива двигателем в кг/час;
- красная лампа сигнализации остатка топлива 580 кг;

- две красные лампы опасного перепада давлений на фильтрах тонкой очистки;

- щиток управления топливной системой;

- указатель и переключатель топливометра (из комплекта СПУТ1-5А);

- выключатели блоков измерения топливометра;

- выключатель блоков автоматики топливометра;

- выключатель расходомера.

На щитке управления топливной системой расположены:

- два выключателя перекрывных топливных кранов;

- два выключателя подкачивающих насосов вторых групп;

- два трехпозиционных переключателя («Автомат», «Выключено», «Ручное») подкачивающих насосов первых групп;

- выключатель крана кольцевания;

- шесть зеленых ламп, сигнализирующих работу подкачивающих насосов;

- две зеленые лампы сигнализации давления топлива на входе в агрегат НД-24М;

- зеленая лампа, сигнализирующая открытое положение крана кольцевания;

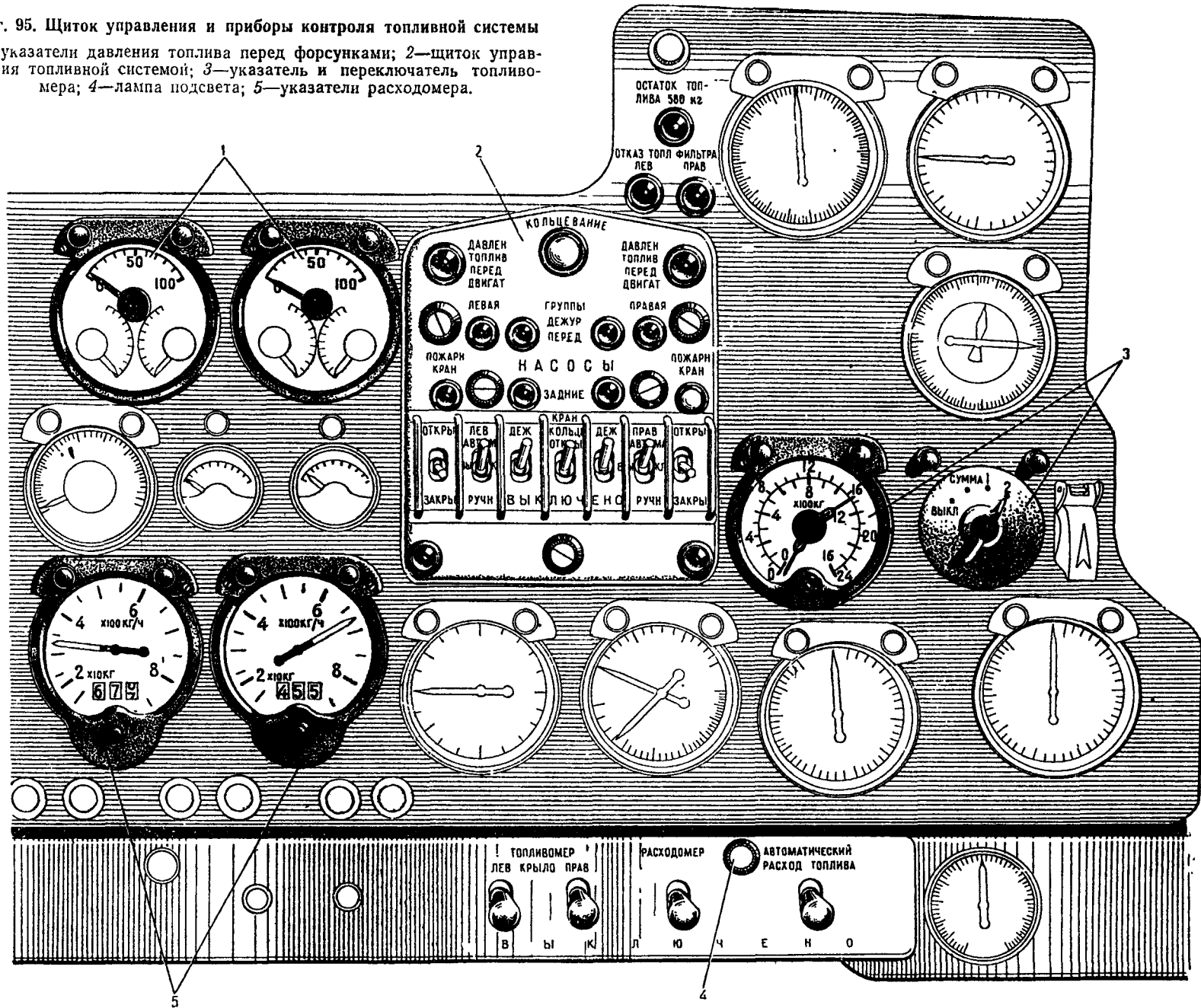
- две зеленые и две красные лампы сигнализации, соответственно открытого и закрытого положений перекрывных топливных кранов.

25. РАБОТА ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ОБЕСТОЧЕННЫХ НАСОСАХ

При обесточенных подкачивающих насосах топливо к двигателям подается самотеком под давлением столба топлива, находящегося в баках, и разрежения, создаваемого насосами БНК-10И двигателей. В этом случае топливо вырабатывается не пол-

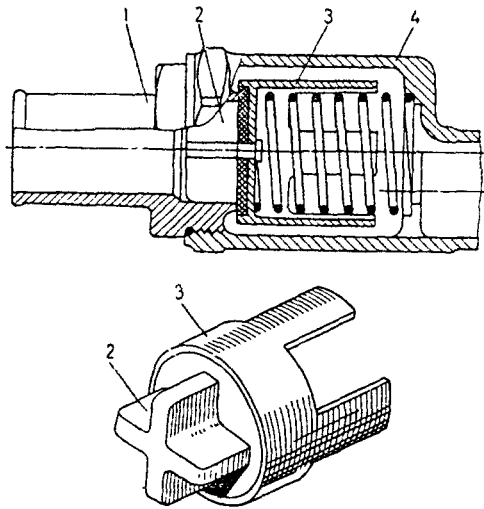
Фиг. 95. Щиток управления и приборы контроля топливной системы

1—указатели давления топлива перед форсунками; 2—щиток управления топливной системой; 3—указатель и переключатель топливомера; 4—лампа подсвета; 5—указатели расходомера.



ностью и несколько изменяется установленный порядок выработки топлива из групп баков.

Для обеспечения наибольшей выработки топлива и надежности питания двигателей при обесточенных подкачивающих насосах в трубопроводах си-

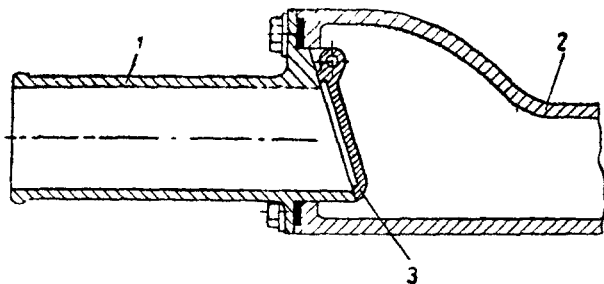


Фиг. 96. Обратный клапан 24-6100-180 поршневого типа

1 — входной штуцер; 2 — направляющая; 3 — поршень с резиновой прокладкой; 4 — корпус.

стемы питания двигателей за подкачивающими насосами установлены обратные клапаны различной конструкции.

В трубопроводах за передними подкачивающими насосами вторых групп установлены обратные клапаны поршневого типа (фиг. 96), затяжка пружин которых рассчитана на перепад давлений $0,45 \text{ кг/см}^2$, и при падении давления за передними насосами 463 эти клапаны закрываются.



Фиг. 97. Обратный клапан 24А-6100-90 тарельчатого типа

1 — входной штуцер; 2 — корпус; 3 — тарелка.

В трубопроводах, проложенных по заднему лонжерону, за подкачивающими насосами первых и вторых групп установлены обратные клапаны тарельчатого типа (фиг. 97). Причем в обратных клапанах за насосами вторых групп на осях тарелочек установлены пружины, которые закрывают клапаны при разности уровней в группах баков, меньшей $200\text{—}220 \text{ мм}$ керосинового столба. Обратные клапаны за насосами первых групп пружин не имеют.

В момент обесточивания самолета подкачивающие насосы перестают создавать давление, обратные клапаны за передними подкачивающими насосами закрываются, и питание двигателей осуществляется через трубопроводы, проложенные по заднему лонжерону. При этом топливо сначала поступает только из первых групп баков, а при достижении разности уровней между вторыми и первыми группами, равной $200\text{—}220 \text{ мм}$, топливо начнет вырабатываться одновременно из первых и вторых групп баков.

При обесточенных подкачивающих насосах невырабатываемый остаток топлива составляет около 700 л .

26. ПИТАНИЕ ТОПЛИВОМ ТУРБОГЕНЕРАТОРА ТГ-16

Топливо для турбогенератора отбирается из магистрали питания правого двигателя.

Трубопровод питания турбогенератора подключен к магистрали питания правого двигателя в районе gondoly и введен в отсек турбогенератора. На шпангоуте 10 gondoly в трубопроводе установлен перекрывной электромагнитный кран. Управление краном — дистанционное, из кабины летчиков. В отсеке турбогенератора трубопровод подходит к фильтру ИТФ-30СН тонкой очистки топлива.

Фильтр расположен в нижней точке топливной системы турбогенератора и укреплен на правом борту gondoly. От фильтра топливо подается в топливный насос турбогенератора. Для замера давления топлива перед форсунками двигателя турбогенератора ТГ-16 применяется датчик ИДТ-100 из комплекта ЭМИ-РТИ.

Трубопровод питания топливом турбогенератора до фильтра выполнен из труб АМг-М размером $12 \times 1 \text{ мм}$, после фильтра — гибким шлангом с внутренним диаметром 10 мм .

27. СИСТЕМА ДРЕНАЖА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

На самолете применена дренажная система открытого типа. Она обеспечивает заполнение воздухом освобождаемых от топлива объемов на всех режимах полета, в том числе и при аварийном снижении.

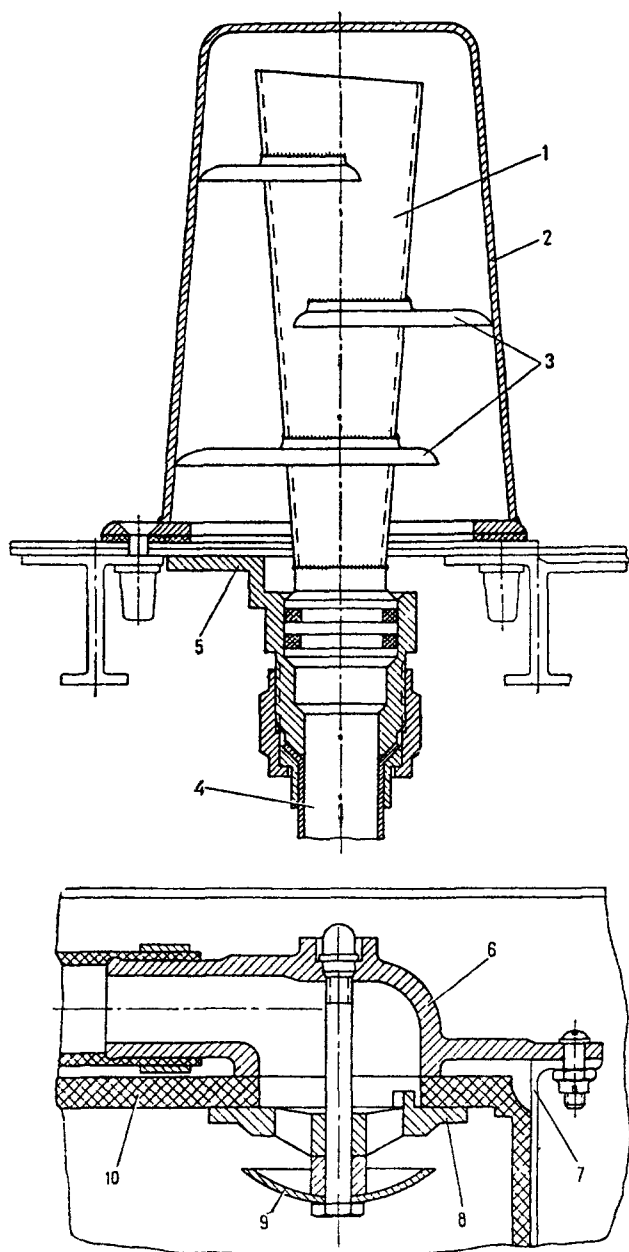
Для групп левой и правой частей крыла система выполнена отдельно (см. фиг. 92, 93).

Дренажная система состоит из трубопроводов, соединяющих первую и вторую группы баков между собой и бак-отсек с заборником дренажа. Мягкие баки в группе объединены внутренними дренажными соединениями.

В баке № 1 второй группы имеется фланец, на который установлен дренажный угольник, прикрепленный к стенке нервюры 3. К этому угольнику подсоединен трубопровод. Трубопровод проходит над мягкими баками между стрингерами 3 и 4 центроплана до нервюры 7 и через отверстие в стенке переднего лонжерона выходит в носок крыла, затем через загерметизированное отверстие в лонжероне входит в бак-отсек. В бак-отсеке трубопровод проложен эквидистантно верхнему контуру нервюры 7

и заканчивается, не доходя до заднего лонжерона на 40% расстояния между лонжеронами.

Бак-отсек сообщается с атмосферой трубопроводом, проложенным в носке вдоль переднего лонжерона и подведенным у нервюры 12 к заборнику. Заборник выходит за обшивку носка крыла и направлен против потока.



Фиг. 98. Дренажная мачта и дренажный угольник

1 — раструб дренажной мачты; 2 — обтекатель; 3 — отражающие пластины; 4 — дренажный трубопровод; 5 — фланец со штуцером; 6 — дренажный угольник; 7 — нервюра 3; 8 — фланец; 9 — чашка; 10 — стсика мягкого бака.

Заборник дренажа специального обогрева не имеет, но благодаря большому диаметру и установке его вблизи труб системы противообледенения крыла полное обледенение заборника дренажа исключено.

Для предотвращения выбрасывания топлива через дренаж трубопровод дренажа у нервюры 7 вы-

веден над обшивкой крыла в виде раструба, прикрытого обтекателем и образующего дренажную мачту (фиг. 98). Выплескиваемое из бака топливо отражается пластинами, приваренными к раструбу.

На случай засорения заборников дренажа топливные баки сообщаются с атмосферой через обратные клапаны, установленные в ответвлениях дренажных трубопроводов (фиг. 99). Концы ответвлений выведены за нижнюю обшивку носка крыла у заборников дренажа.

Обратные клапаны срабатывают при падении давления в баках до 0,85 ата.

Трубопровод дренажной системы выполнен из труб АМг-М сечением 22×11 мм.

28. ЗАПРАВКА БАКОВ ТОПЛИВОМ

Баки можно заправлять топливом сверху через заправочные горловины и централизованно, снизу, под давлением.

Заправка сверху производится через четыре горловины. Горловины установлены по одной на каждом баке № 1 и на баке-отсеке и прикреплены к обшивке верхней части крыла. Установка горловины в баке-отсеке показана на фиг. 100.

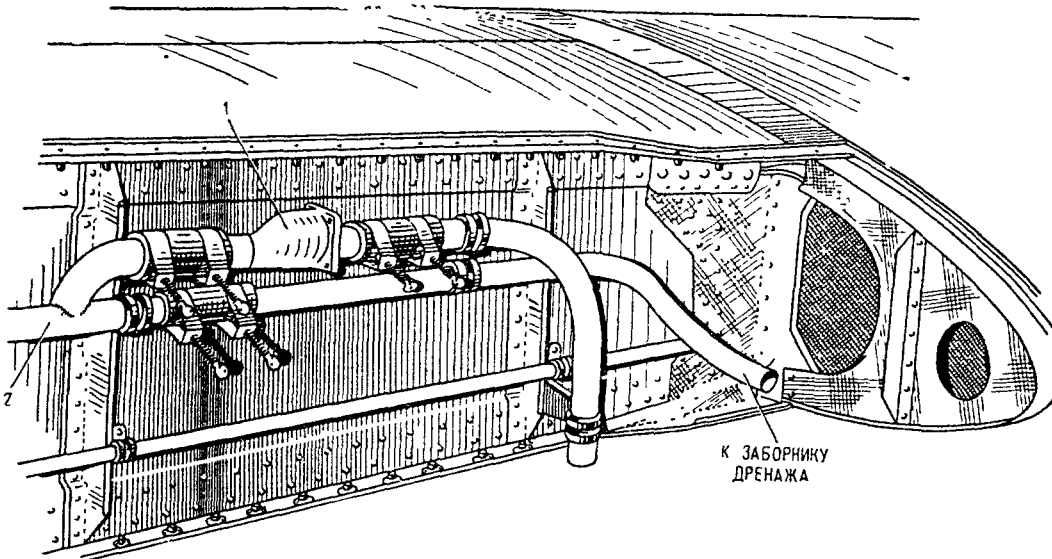
Горловины закрыты пробками нажимного типа. При нажатии на кнопку 4 шарики 2 выходят из паза корпуса 6 и пробка 3 на одну треть выталкивается пружиной 12, а затем вынимается рукой. Пробка прикреплена цепочкой 11 к стрингеру крыла. В нижней точке корпуса горловины имеется штуцер 9, соединенный трубкой со сливным штуцером 13 корпуса горловины. По трубке излишне залитое топливо и конденсат сливаются за обшивку крыла.

Установка заливной горловины в мягком баке показана на фиг. 101. По конструкции горловина такая же, как в баке-отсеке.

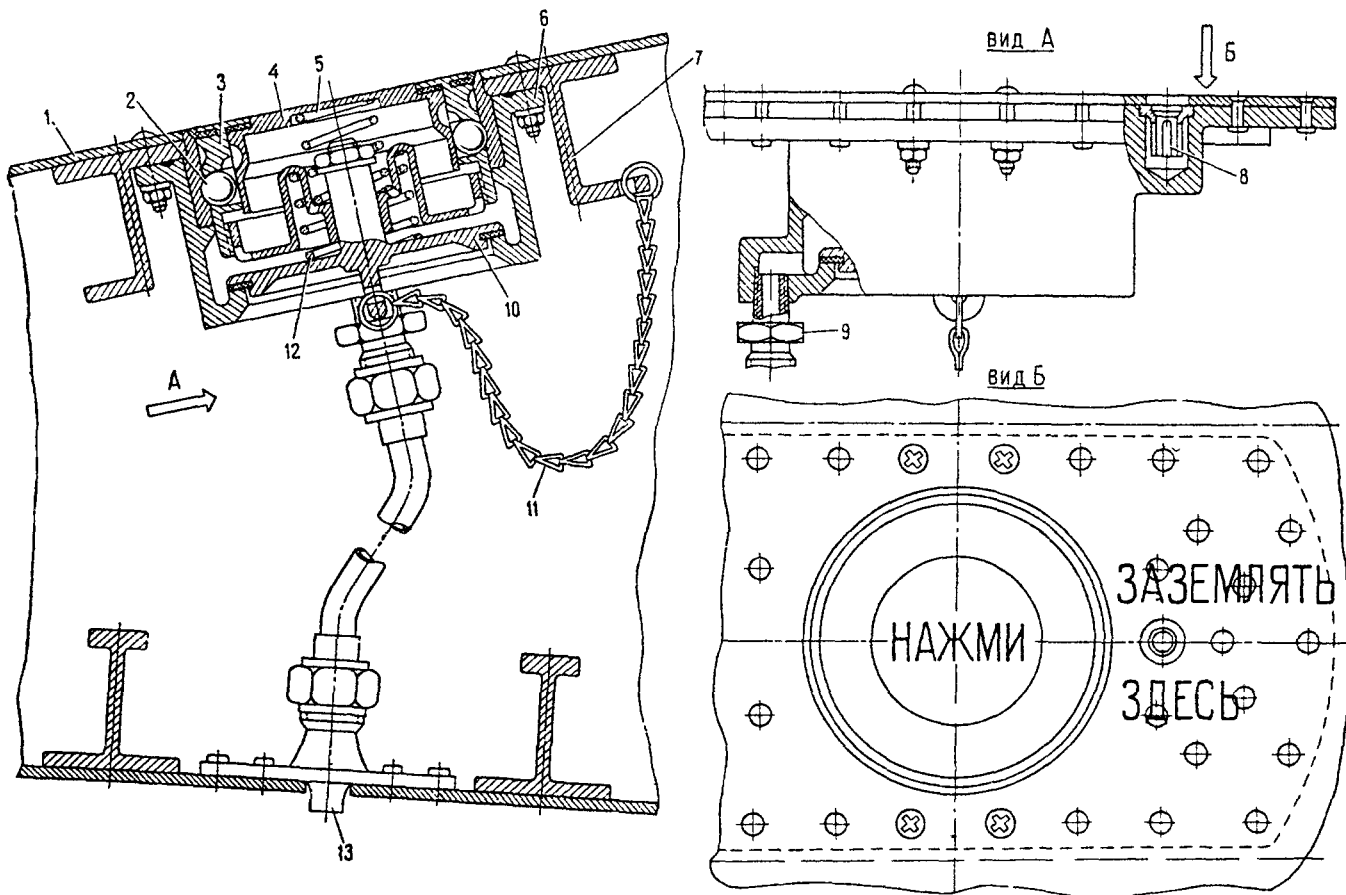
Система централизованной заправки обеспечивает заправку топливом всех баков через один заправочный штуцер. Централизованная заправка более удобна, чем заправка сверху, и занимает меньше времени. Система позволяет производить заправку самолета топливом с расходом до 500 л/мин при давлении в заправочной магистрали до 3,5 кг/см².

Схема централизованной заправки изображена на фиг. 102. Система состоит из заправочного штуцера 11, четырех заправочных электромеханических кранов 1, четырех гидравлических клапанов 2, двух обратных клапанов 8, сигнализатора давления 10 (СД-24А), щитка 9 управления заправкой, трубопроводов и арматуры.

Заправка производится через штуцер 11, установленный в отсеке шасси гондолы правого двигателя (фиг. 103). Штуцер выполнен по международному стандарту. Рядом со штуцером установлен щиток управления заправкой (фиг. 104). На щитке установлены: выключатель питания системы заправки, желтая лампа сигнализации включения питания, два выключателя кранов правой и левой групп баков, выключатель сигнализации критического давления, красная лампа сигнализации критического давления, четыре синие лампы сигнализации закрытого положения заправочных кранов, четыре нажимных переключателя управления заправочными кра-



Фиг. 99. Установка обратного клапана в дренажном трубопроводе
1 — обратный клапан; 2 — дренажный трубопровод.

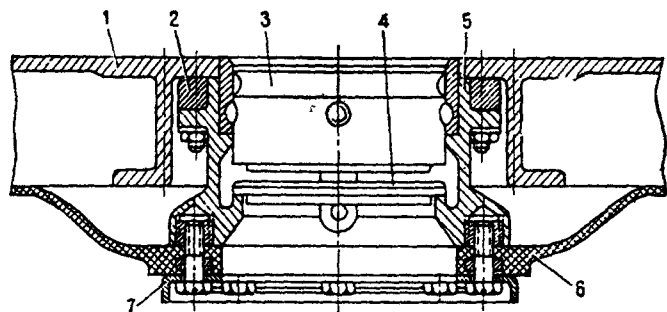


Фиг. 100. Установка заливной горловины в баке-отсеке

1 — верхняя обшивка крыла; 2 — шарик; 3 — пробка; 4 — кнопка; 5 — пружина; 6 — корпус; 7 — стрингер панели крыла; 8 — гнездо для штыря заправочного пистолета; 9 — сливной штуцер горловины; 10 — крышка; 11 — цепочка; 12 — пружина; 13 — сливной штуцер на нижней обшивке крыла.

нами, четыре желтые лампы сигнализации полной заправки каждой группы баков.

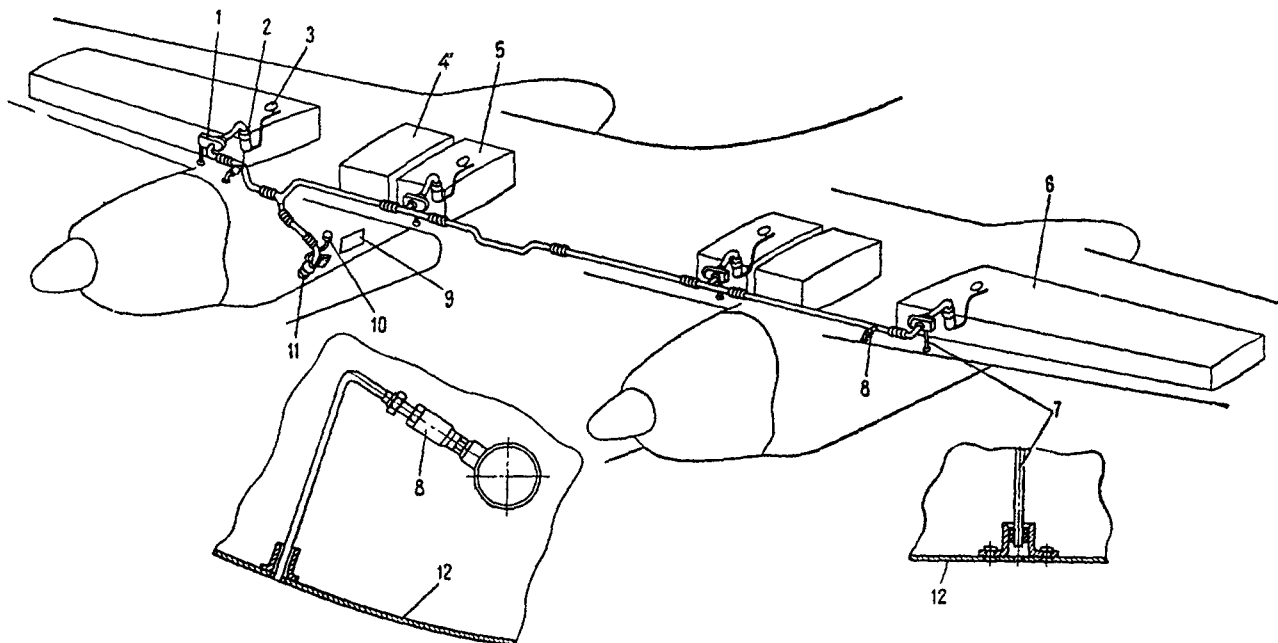
От штуцера 11 (см. фиг. 102) идет трубопровод 50×1 мм к заправочным кранам 1. Трубопровод в гондоле проходит по левой боковой панели, а в носке крыла — по переднему лонжерону. Заправочные



Фиг. 101. Установка заливной горловины в мягком баке

1 — верхняя панель центроплана; 2 — окантовка; 3 — пробка; 4 — крышка; 5 — корпус; 6 — стенка бака; 7 — шайба.

краны установлены на стенке переднего лонжерона крыла. Краны подводят топливо в баки-отсеки и в первые баки вторых групп. Вторые баки этих групп наполняются из первых баков через отверстия соединительных фланцев.



Фиг. 102. Система централизованной заправки топливом

1 — заправочный кран; 2 — гидравлический поплавковый клапан; 3 — поплавок; 4, 5 — мягкие топливные баки № 1 и 2; 6 — бак-отсек; 7 — трубка отвода топлива из уплотнения валика заправочного крана; 8 — обратный клапан; 9 — щиток заправки; 10 — сигнализатор давления; 11 — заправочный штуцер; 12 — нижняя обшивка крыла.

Электромеханизмы кранов имеют связь с топливомером СПУТ1-5А, который контролирует наполнение баков и при полной заправке очередного бака автоматически включает кран этого бака на закрытие. Электросхема централизованной заправки показана на фиг. 105.

На случай отказа какого-нибудь крана на конце каждого выходного патрубка заправки установлен

гидравлический поплавковый клапан 2 (см. фиг. 102), который при определенном уровне топлива в баке прекращает дальнейшее его поступление в бак независимо от положения заправочного крана.

Установка гидравлических поплавковых клапанов в мягких баках и баках-отсеках показана на фиг. 106, 107.

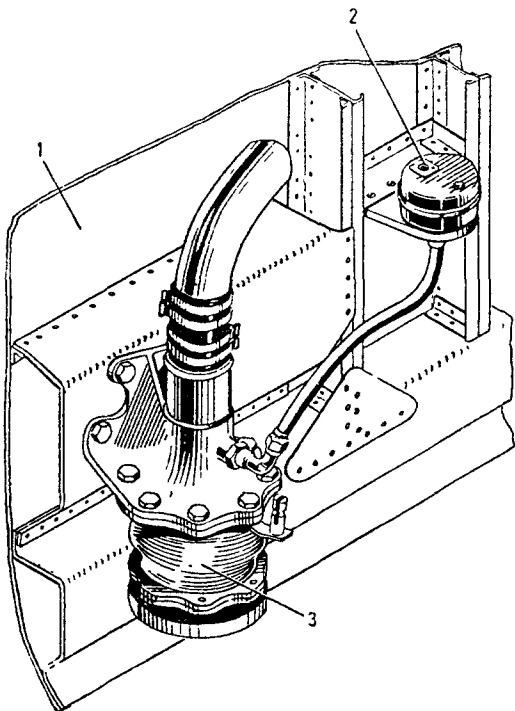
Для слива топлива из трубопроводов после окончания заправки в конце каждой ветви трубопровода установлены обратные клапаны, сообщающие магистраль заправки с атмосферой.

Топливо может заправляться как во все группы баков одновременно, так и отдельно в любую из групп. В первом случае должны быть открыты все заправочные краны, во втором — только кран группы, которую нужно заправить. Краны открываются нажимными переключателями, установленными на щитке заправки. Так как краны не имеют сигнализации открытого положения, а лампы сигнализации закрытого положения гаснут сразу же, как только электромеханизмы начинают открывать их, то для полного открытия кранов переключатели нужно держать нажатыми в течение 13—15 сек. Краны при наполнении групп баков закрываются автоматически по сигналам топливомера. По этим же сигналам включаются желтые сигнальные лампы «Полная заправка». Если группа должна быть за-

правлена не полностью, то кран закрывают вручную, нажимая на соответствующий переключатель.

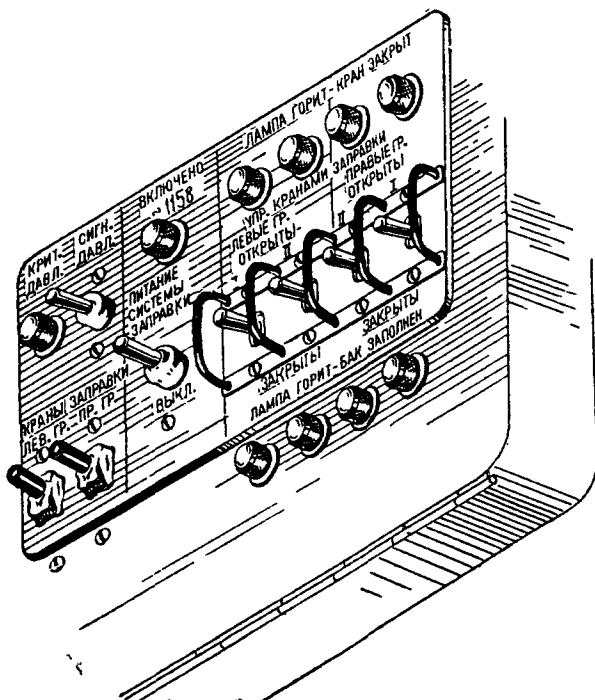
При заправке самолета топливом наконечник топливозаправщика подсоединяется к бортовому штуцеру централизованной заправки. Контроль за критическим давлением в заправочной магистрали осуществляется по сигнальной лампе, включаемой при давлении 3,5 кг/см² сигнализатором

давления СД-24А. Сигнализатор трубкой сечением 6×1 мм подсоединен к корпусу заправочного штуцера.



Фиг. 103. Установка штуцера централизованной заправки
1 — боковая панель гондолы; 2 — сигнализатор давления; 3 — заправочный штуцер

Топливо нужно заправлять в порядке, обратном выработке, т. е. сначала заправляется вторая группа баков, затем первая. Во избежание нарушения



Фиг. 104. Щиток централизованной заправки

автоматики управления топливной системой во всех случаях заправки вторая группа баков должна заправляться полностью.

При заправке мягких баков необходимо оставлять незаполненный объем, рассчитанный на тепловое расширение топлива; для этого уровень топлива должен быть на 30—40 мм ниже обреза заливной горловины. В бак-отсек топливо заправляют по обреш заливной горловины, при этом остается необходимый объем на расширение.

Через 15 мин после заправки баков топливом сливают отстой по 0,5—1 л из каждой точки слива.

29. СЛИВ ТОПЛИВА

Топливо из топливной системы сливается через два сливных крана, установленных на корпусах фильтров грубой очистки в гондолах двигателей. Через эти краны топливо можно слить частично самотеком или полностью с помощью самолетных подкачивающих насосов.

Топливо из баков можно сливать: из первых групп — через сливные краны на баках-отсеках (фиг. 108), из вторых групп — через краны на мягких баках № 2 (фиг. 109). Сливные краны на мягких баках и на баках-отсеках установлены в нижних точках у нервюр 4 и 7 а. В баках № 2, в местах установки сливных кранов, сделаны отстойники в виде подсечки глубиной 40—50 мм для сбора и отстоя конденсата.

При сливе топлива из баков самотеком или с помощью подкачивающих насосов должны быть открыты заборники дренажа. В случае слива топлива с помощью самолетных подкачивающих насосов и откачивающего насоса топливозаправщика, кроме заборника дренажа, необходимо открыть пробки заливных горловин.

После слива в топливной системе самолета остается около 32 л топлива. Отстой топлива из групп баков и из фильтров сливается через их краны.

30. ПОЛЬЗОВАНИЕ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМОЙ В ПОЛЕТЕ

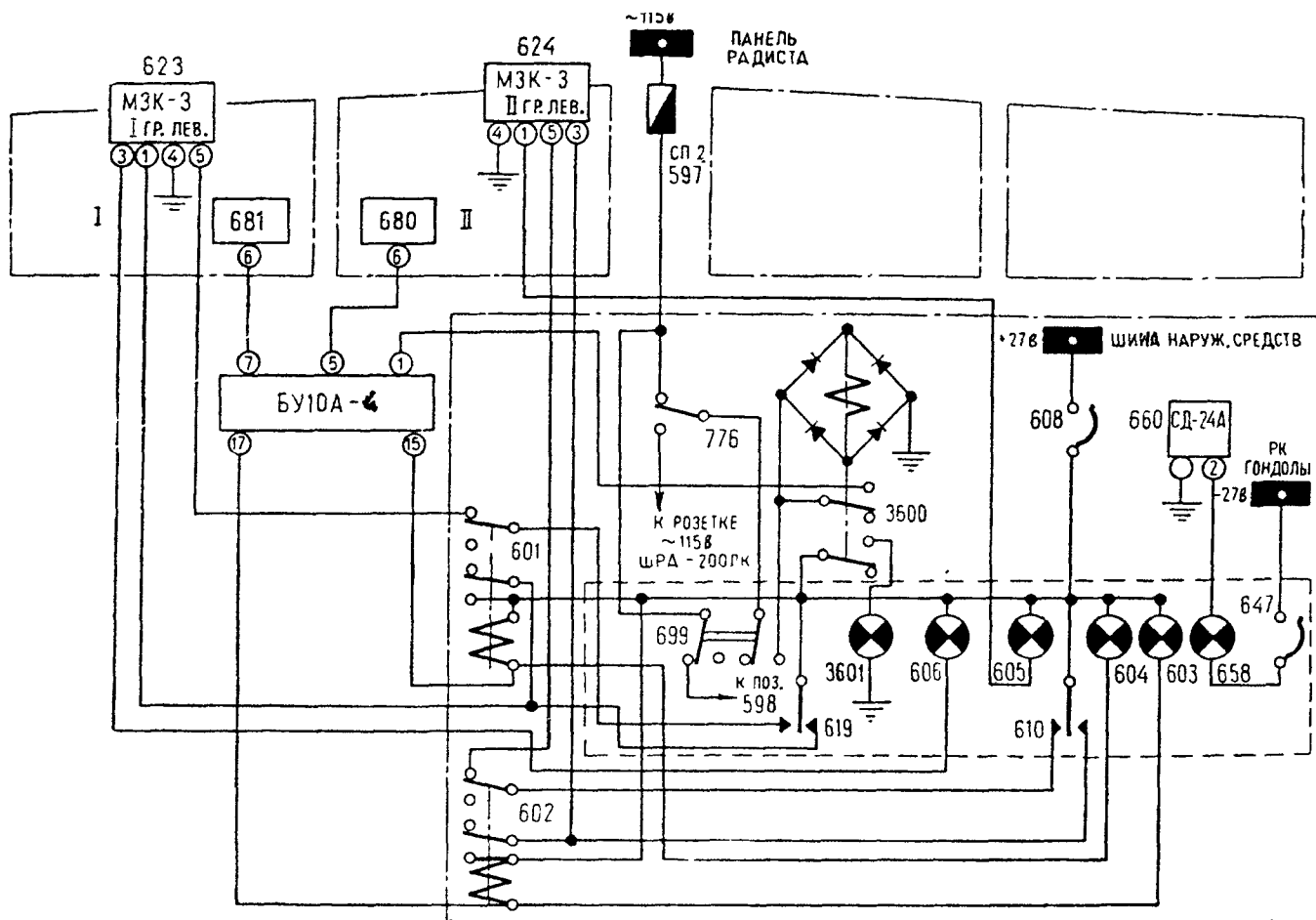
1. Подкачивающие насосы вторых групп включаются двумя переключателями из кабины летчиков перед запуском двигателей и работают в течение всего полета.

2. Подкачивающие насосы первых групп баков также включаются до запуска двигателей. Насосы включаются топливометром СПУТ1-5А при установке переключателей насосов в положение «Автомат».

3. Кран кольцевания должен быть закрыт. Правые двигатели питаются топливом из баков правой половины крыла, левые — из баков левой половины крыла.

4. Выработка топлива из баков не требует управления: система действует автоматически.

5. При отказе одного двигателя необходимо открыть кран кольцевания и закрыть перекрывной кран неработающего двигателя. Для выравнивания выработки топлива из баков правой и левой половин крыла следует выключить подкачивающие насосы баков топливной системы работающего двигателя и следить за равномерностью выработки топлива из обеих половин крыла, не допуская разницы в количестве топлива более чем на 500—600 кг.



Фиг. 105. Электросхема левой половины системы централизованной заправки (электросхема правой половины аналогична, обозначения даны в соответствии с принципиальной электросхемой самолета).

597 — предохранитель СП-2; 601, 602 — реле автоматического закрытия заправочных кранов первой и второй групп баков; 603, 604 — лампы сигнализации полной заправки второй и первой групп баков; 605, 606 — лампы сигнализации закрытого положения заправочных кранов второй и первой групп баков; 619, 620 — переключатели управления заправочными кранами первой и второй групп баков; 623, 624 — заправочные краны первой и второй групп баков; 647 — автомат защиты сети; 658 — лампа сигнализации критиче-

ского давления при заправке; 660 — сигнализатор критического давления при заправке; 680, 681 — датчики топливамера второй и первой групп баков; 699 — выключатель питания системы централизованной заправки; 776 — реле переключения питания блока заправки с аэродромного источника на бортовую; 3600 — реле включения сигнализации наличия питания 115 в; 3601 — лампа сигнализации наличия питания 115 в

6. В полете необходимо внимательно следить за приборами и сигнализацией контроля за работой топливной системы:

— давление топлива перед форсунками по индикаторам ЭМИ-ЗРТИ должно быть в пределах 11—80 кг/см²;

— при давлении топлива перед агрегатом НД-24М менее 1,8 кг/см² на щитке управления топливной системой гаснут зеленые сигнальные лампы «Давление перед двигателем»;

— при работе подкачивающих насосов горят зеленые лампы «Подкачивающие насосы» на щитке управления топливной системой;

— при остатке топлива 580 кг загорается красная лампа «Остаток топлива 580 кг»;

— количество топлива в баках в кг определяется по указателю топливомера СПУТ1-5А;

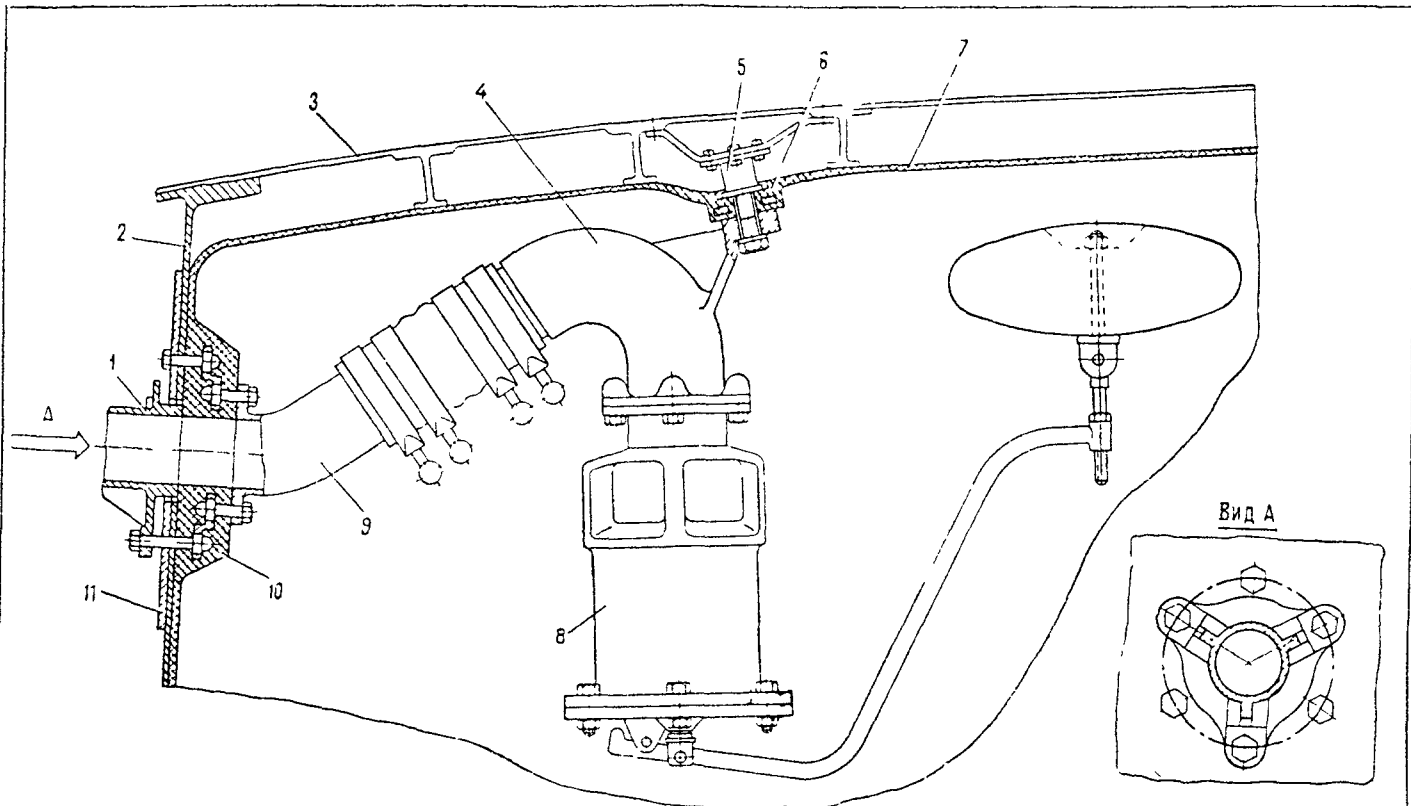
— количество оставшегося топлива в кг на каждый двигатель определяется по счетчикам суммарного расхода топлива, расход топлива в кг/час оп-

ределяется по шкалам мгновенного расхода на указателях расхода топлива РТМС-0,85-Б1.

31. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТА С ДЕСЯТЬЮ БАКАМИ

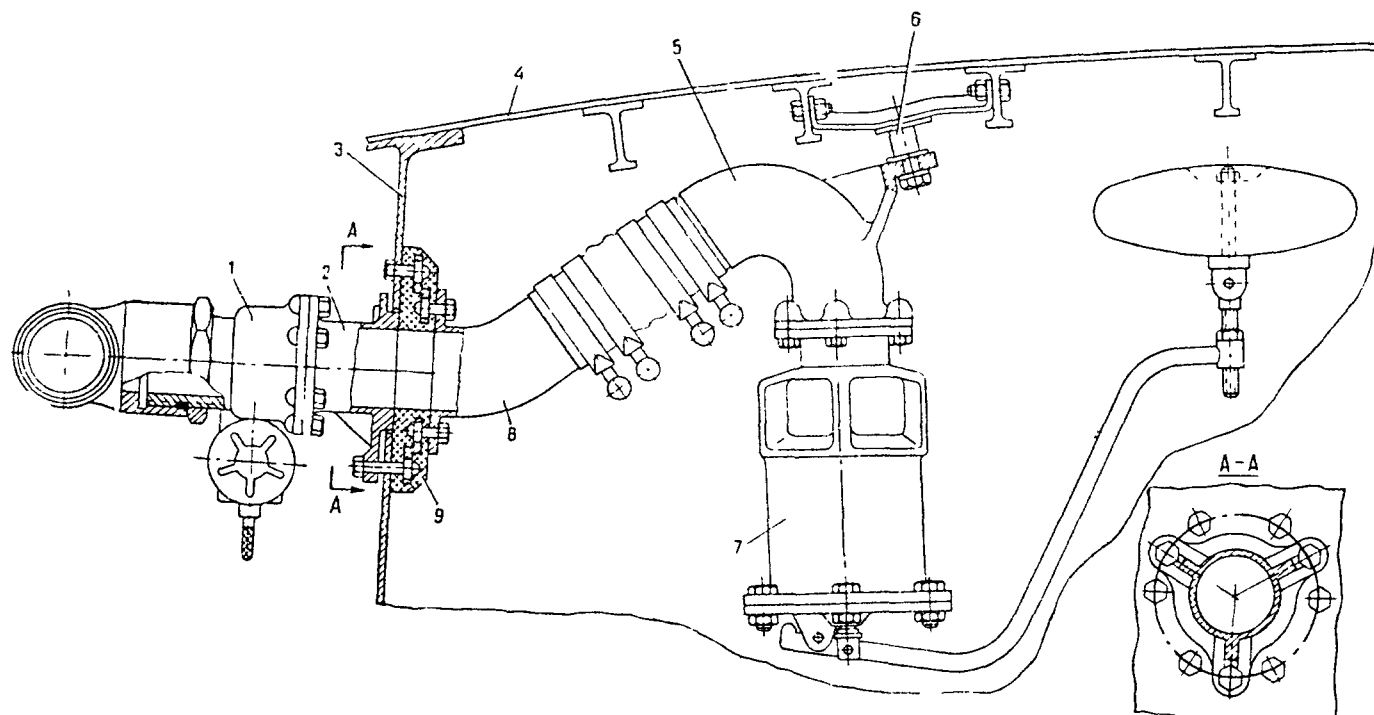
Для увеличения дальности полета на самолете может быть увеличена емкость вторых групп баков за счет дополнительной установки четырех мягких топливных баков № 4 и 5 (фиг. 110). Баки установлены по два в каждом полукрыле между нервюрами 1 и 3 и соединены в группу фланцами.

Полная емкость десяти топливных баков самолета составляет 6365 л. Эксплуатационная заправка топлива с учетом недозаправки 3% объема баков на температурное расширение равна 6180 л. В первую группу каждого полукрыла заправляется по 1840 л, а во вторую — по 1250 л. Несливаемый остаток топлива — не более 32 л, невырабатываемый остаток — не более 58 л.



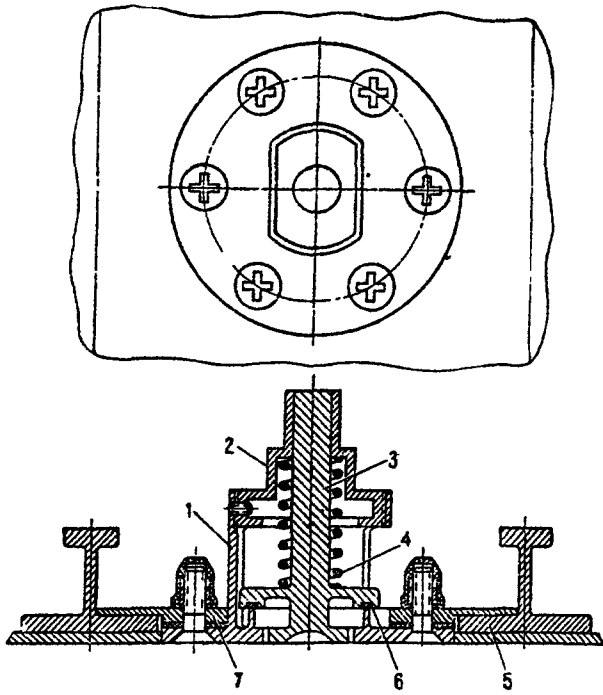
Фиг. 106. Установка поплавкового клапана в мягком топливном баке

1 — патрубок для установки заправочного крана; 2 — передний лонжерон крыла; 3 — верхняя панель центроплана; 4 — переходник; 5 — кронштейн; 6 — фланец бака; 7 — верхняя стенка бака; 8 — гидравлический поплавокый клапан; 9 — патрубок с фланцем; 10 — фланец бака; 11 — накладка.

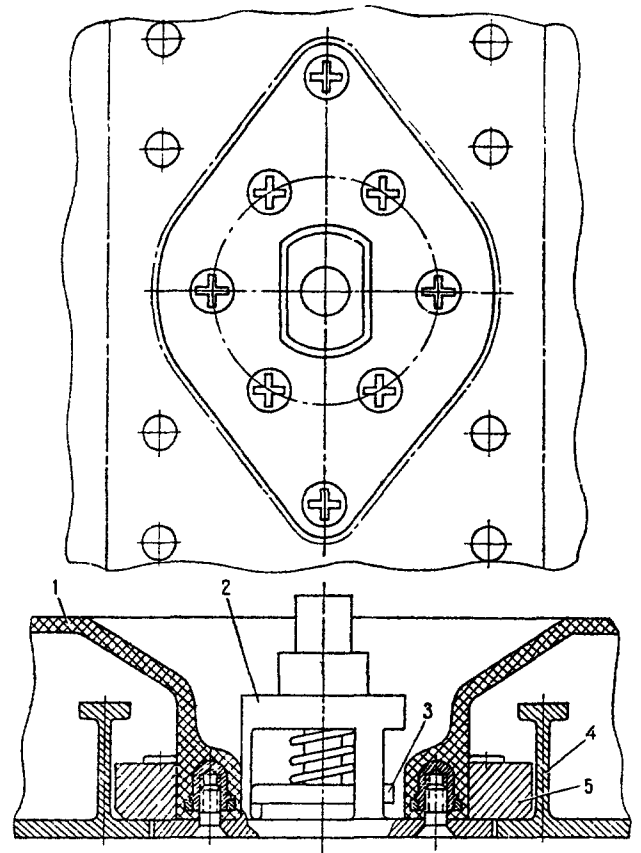


Фиг. 107. Установка поплавкового клапана в баке-отсеке

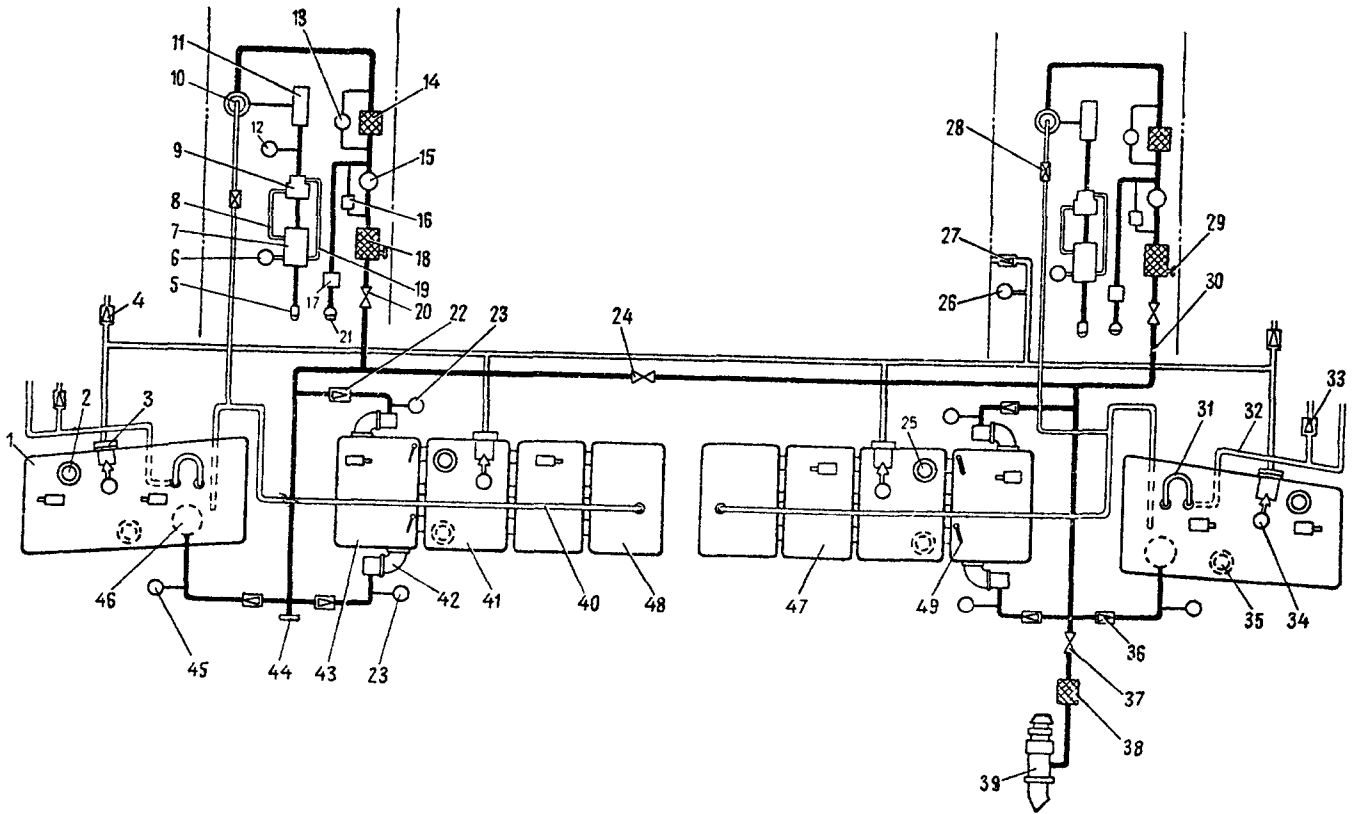
1 — заправочный кран; 2 — патрубок с фланцами; 3 — передний лонжерон крыла; 4 — верхняя обшивка крыла; 5 — переходник; 6 — кронштейн; 7 — поплавокый клапан; 8 — патрубок с фланцем; 9 — фланец бака.



Фиг. 108. Установка сливного крана в баке-отсеке
 1 — корпус; 2 — крышка; 3 — клапан; 4 — пружина;
 5 — стрингер; 6 — уплотнительное кольцо; 7 — окантовка.



Фиг. 109. Установка сливного крана в мягком баке
 1 — стенка бака; 2 — корпус; 3 — клапан; 4 — стрингер,
 5 — окантовка.



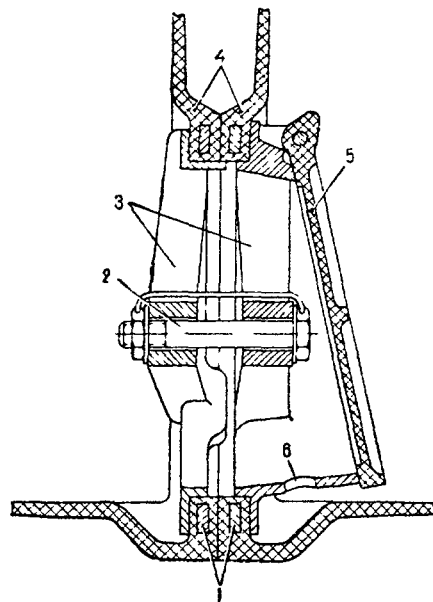
В связи с установкой баков № 4 и 5 несколько изменена конструкция баков № 1 и 2. На боковых стенках баков № 1 для подсоединения баков № 5 и перетекания топлива устанавливаются два нижних фланца и для дренажа — один верхний дренажный фланец. Для предотвращения отлива топлива из расходных баков № 2 при кренах самолета на нижних соединительных фланцах баков № 2 устанавливаются обратные клапаны (фиг. 111).

Дренаж вторых групп баков осуществляется через баки № 4, к которым подсоединяются трубопроводы дренажа. Фланцы для подсоединения трубопроводов дренажа на баках № 1 заглушаются.

На самолетах с десятью топливными баками устанавливается топливомер СПУТ1-5Б.

32. АГРЕГАТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ТОПЛИВНЫЕ БАКИ

Топливные баки № 1, 2, 4 и 5 (фиг. 112, 113, 114, 115) — мягкие, вулканизированные, изготовлены из керосиностойкой листовой резины 203Б толщиной 0,7 мм. Во фланцы баков завулканизирована металлическая арматура, выполненная в виде металли-

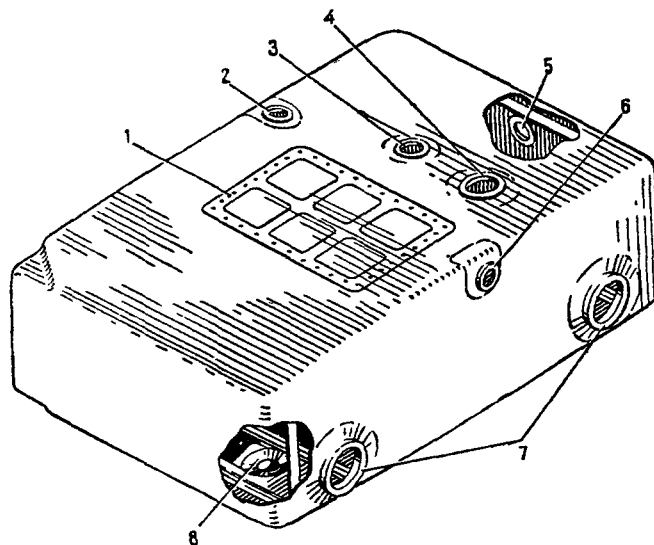


Фиг. 111. Межбаковое соединение с обратным клапаном

1 — арматура; 2 — стяжной болт; 3 — фланцы; 4 — стенки баков; 5 — обратный клапан; 6 — отверстие для перетекания топлива при его сливе.

Фиг. 110. Принципиальная схема топливной системы с десятью баками

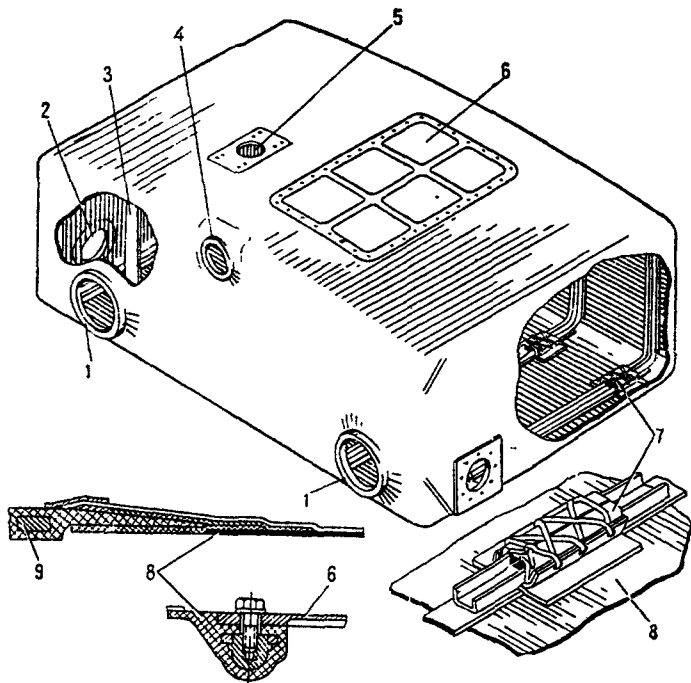
1 — бак-отсек; 2 — заливная горловина; 3 — заправочный кран 24-6102-40; 4 — обратный клапан 24-6102-15; 5 — рабочая форсунка; 6 — датчик ИДТ-100 манометра; 7 — автомат дозирования топлива АДТ-24М; 8 — трубопровод подачи топлива на управление сервопоршнем НД-24М; 9 — насос-датчик НД-24М; 10 — воздухоотделитель; 11 — датчик расходомера РТМС-0,85-Б1; 12 — сигнализатор давления СДУ5А-1,8; 13 — дифференциальный сигнализатор давления СгДфР-1Т; 14 — топливный фильтр 12ТФ-15СН тонкой очистки; 15 — топливный насос БНК-10И; 16 — редукционный клапан насоса БНК-10И; 17 — электромагнитный клапан пускового топлива; 18 — топливный фильтр 8Д2 966005 грубой очистки; 19 — трубопровод слива топлива из АДТ-24М; 20 — перекрывной кран 24-6100-20; 21 — пусковая форсунка; 22 — обратный клапан 24-6100-180; 23 — сигнализатор давления СДУ2А-0,18; 24 — кран кольцевания 24-6100-20; 25 — датчик топливомера; 26 — сигнализатор давления СД-24А; 27 — бортовой заправочный штуцер 2334А; 28 — жиклер; 29 — сливной кран; 30 — магистраль питания правого двигателя; 31 — дренажная мачта; 32 — дренажный трубопровод; 33 — обратный клапан 24А-6100-90; 34 — гидравлический клапан 24-6102-30; 35 — сливной кран 24-6100-20; 36 — обратный клапан 24А-6100-90; 37 — перекрывной электромагнитный кран 24-6100-510; 38 — топливный фильтр 11ТФ-30СН; 39 — турбогенератор ТГ-16; 40 — дренажный трубопровод; 41 — мягкий топливный бак № 1; 42 — подкачивающий насос 463; 43 — мягкий топливный бак № 2; 44 — отвод топлива для гидросистемы; 45 — сигнализатор давления СДУ3А-0,6; 46 — подкачивающий насос ЭЦН-14А; 47 — топливный бак № 5; 48 — топливный бак № 4; 49 — межбаковое соединение с обратным клапаном.



Фиг. 112. Мягкий топливный бак № 1

1 — крышка монтажного люка; 2 — фланец дренажа; 3 — фланец крепления поплавкового клапана; 4 — фланец заливной горловины; 5 — фланец крепления заправочного крана; 6 — фланец дренажа; 7 — соединительные фланцы; 8 — фланец для установки сливного крана.

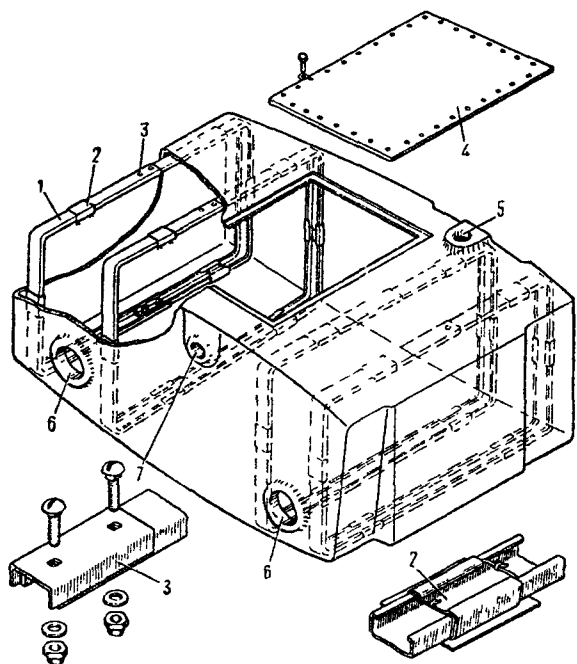
ческого кольца или рамки. Соединение фланцев со стенками баков усилено резиновыми и тканевыми



Фиг. 113. Мягкий топливный бак № 2

1 — соединительные фланцы; 2 — фланец для установки подкачивающего насоса; 3 — обруч; 4 — фланец дренажа; 5 — фланец для установки датчика топливомера; 6 — крышка монтажного люка; 7 — крепление обруча; 8 — стенка бака; 9 — завулканизированный фланец

шайбами. Фланцы вклеены в баки в местах установки заливных горловин, межбачковых соединений, датчиков топливомера и других агрегатов топлив-



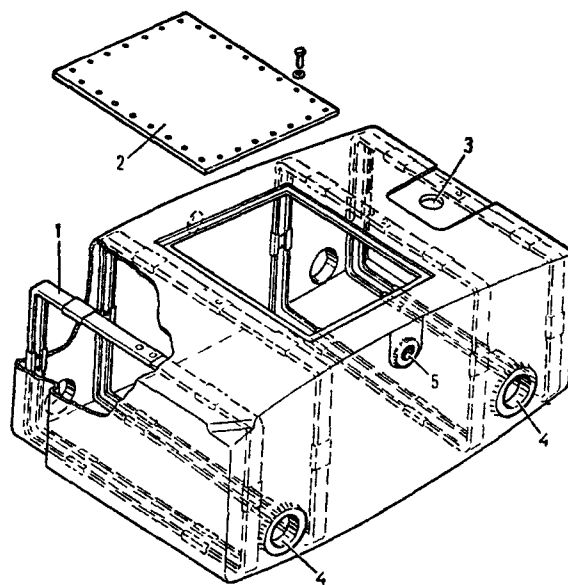
Фиг. 114. Мягкий топливный бак № 4

1 — обруч; 2 — крепление обруча к баку; 3 — соединение обруча; 4 — крышка люка; 5, 7 — фланцы дренажа; 6 — соединительные фланцы.

ной системы. Сверху баки оклеены капроновым полотном.

Баки устанавливаются в отсеки центроплана. Бачковые отсеки располагаются в межлонжеронном пространстве от нервюры 1 до нервюры 5 (фиг. 116). Отсеки облицованы стеклопластом КАСТ. Установка баков производится при снятых панелях центроплана. Чтобы предотвратить перемещение баков в отсеках, баки крепятся своими фланцами под заливные горловины, датчики топливомера, подкачивающие насосы и краны к элементам конструкции центроплана.

Форма баков поддерживается установленными внутри металлическими обручами из Д16Т. Обручи ставятся на прокладки из киперной ленты, приклеенной к стенкам баков, и прикреплены к ним завязками из такой же киперной ленты.



Фиг. 115. Мягкий топливный бак № 5

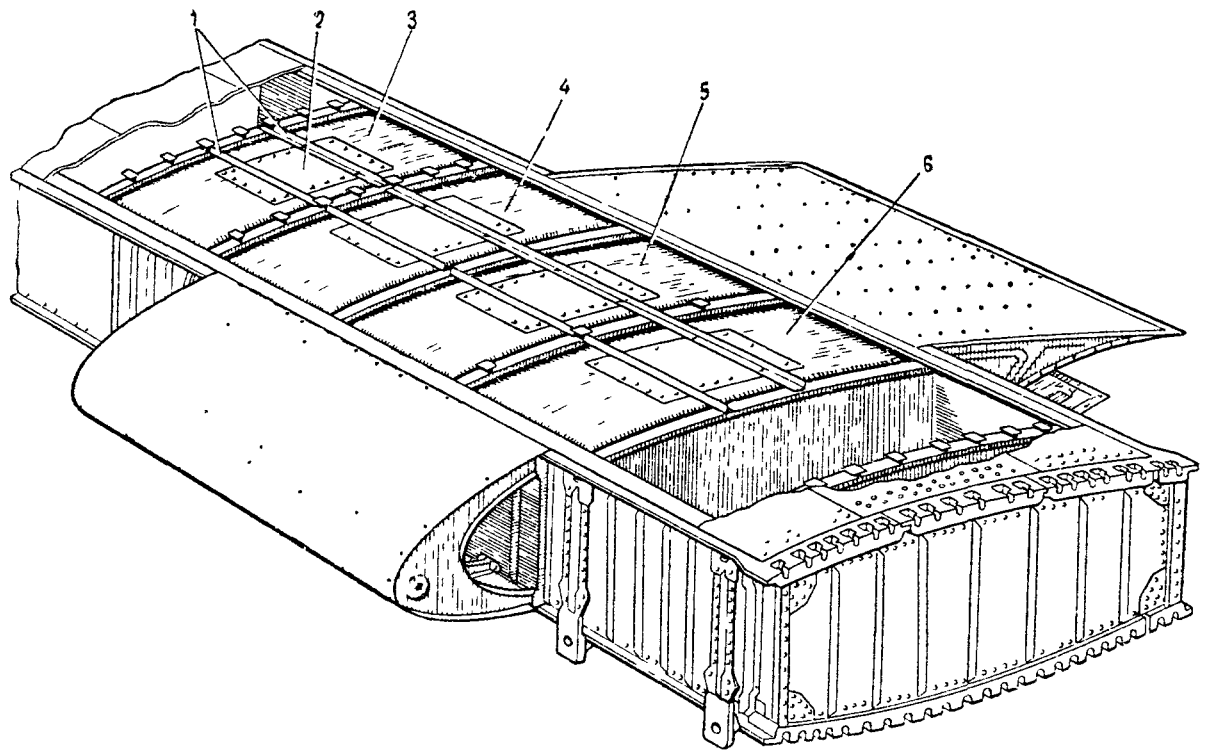
1 — обруч; 2 — крышка люка; 3 — фланец под датчик топливомера; 4 — соединительные фланцы; 5 — дренажный фланец.

На боковых стенках баков имеются межбачковые соединения: в верхней части для дренажа, в нижней — для перетекания топлива. Каждое межбачковое соединение выполнено при помощи двух штампованных из АК6 переходников, стягиваемых болтом (фиг. 117).

Для выполнения монтажных работ внутри баки имеют по одному монтажному люку размером 456×306 мм. Люки расположены на верхних стенках баков и закрываются крышками. Чтобы предотвратить провисания верхних стенок баков, фланцы их люков крепятся к двум съемным профилям. Крепление профилей к нервюрам показано на фиг. 118.

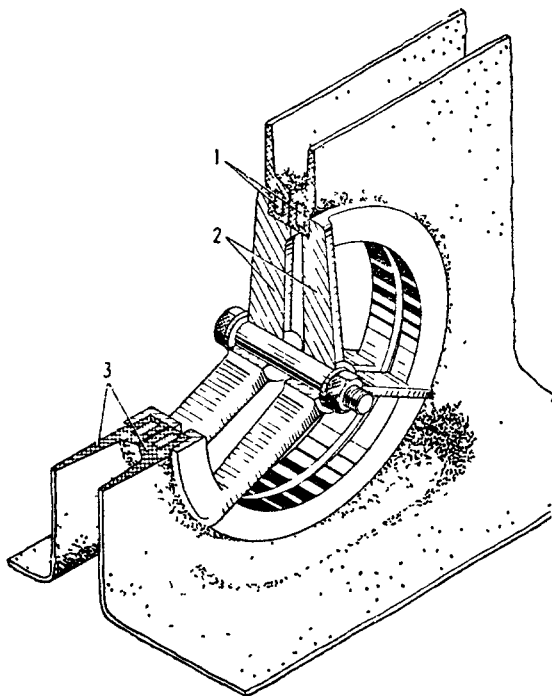
На каждом мягком баке приклеена табличка с указанием номера бака, даты изготовления и веса бака, подписанная представителями приемки баков.

На баках установлены следующие агрегаты: заливная горловина на верхней стенке бака № 1, сливной кран на нижней стенке бака № 1, датчики топливомера на верхних стенках баков № 2 и 5, дре-



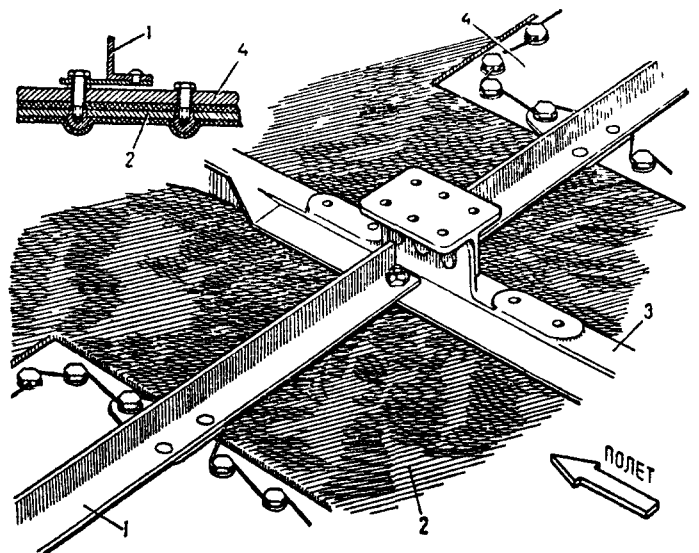
Фиг. 116. Размещение мягких баков в центроплане

1 — съемные профили, 2 — крышка люка; 3 — бак № 4, 4 — бак № 5, 5 — бак № 1, 6 — бак № 2



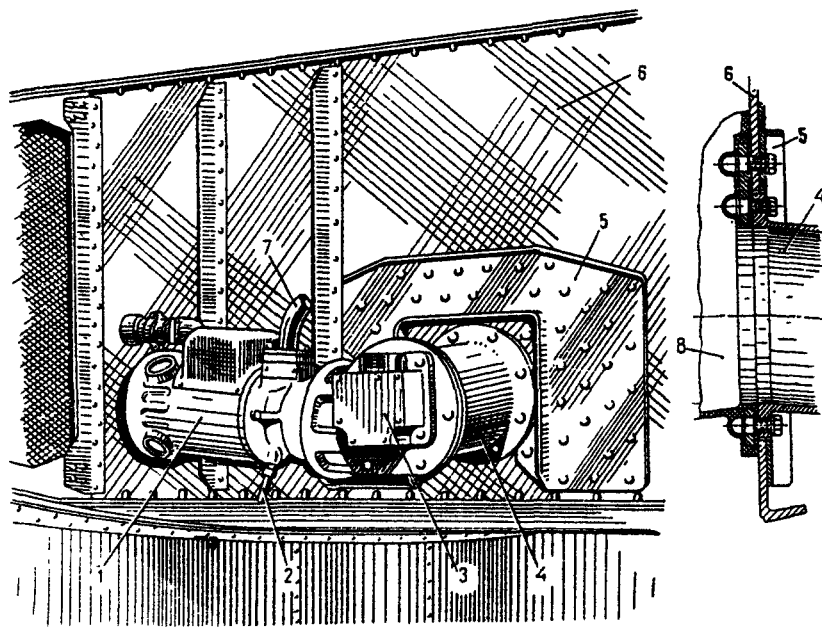
Фиг. 117. Межбаковое соединение

1 — арматура баков; 2 — штампованные переходники; 3 — фланцы баков.



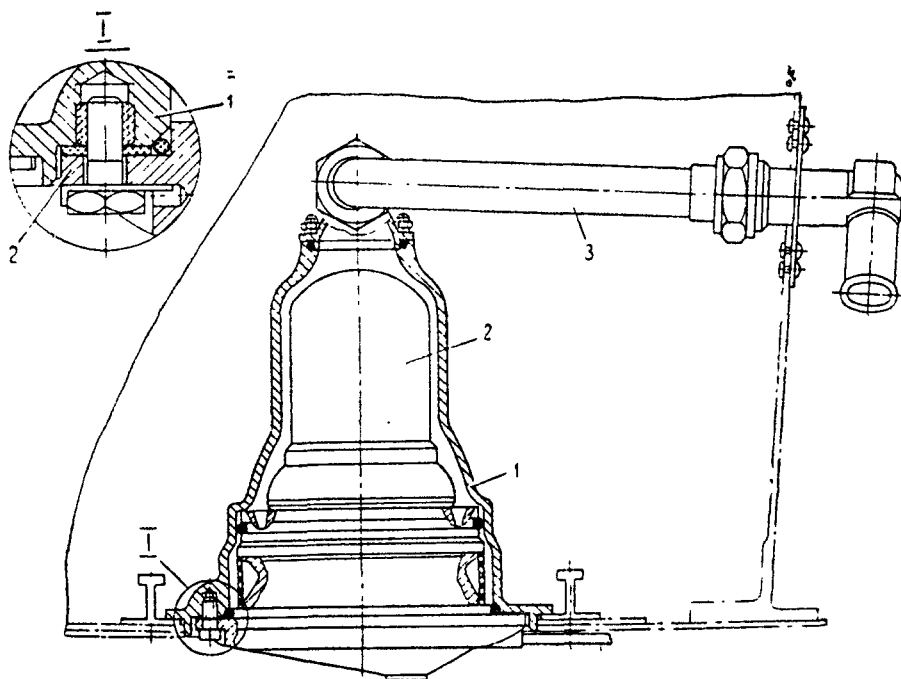
Фиг. 118. Крепление мягких баков к полкам нервюр центроплана

1 — съемный профиль; 2 — бак; 3 — полка нервюры, 4 — крышка люка.



Фиг. 119. Установка подкачивающего насоса 463 на переднем лонжероне центроплана

1 — насос 463; 2 — трубка дренажа сальника насоса; 3 — датчик-компенсатор ДК-2; 4 — литой переходник; 5 — окантовка; 6 — стенка переднего лонжерона; 7 — трубопровод отвода топлива от насоса; 8 — топливный бак.



Фиг. 120. Установка подкачивающего насоса ЭЦН-14А в баке-отсеке

1 — колпак; 2 — корпус электродвигателя; 3 — трубопровод отвода топлива от насоса.

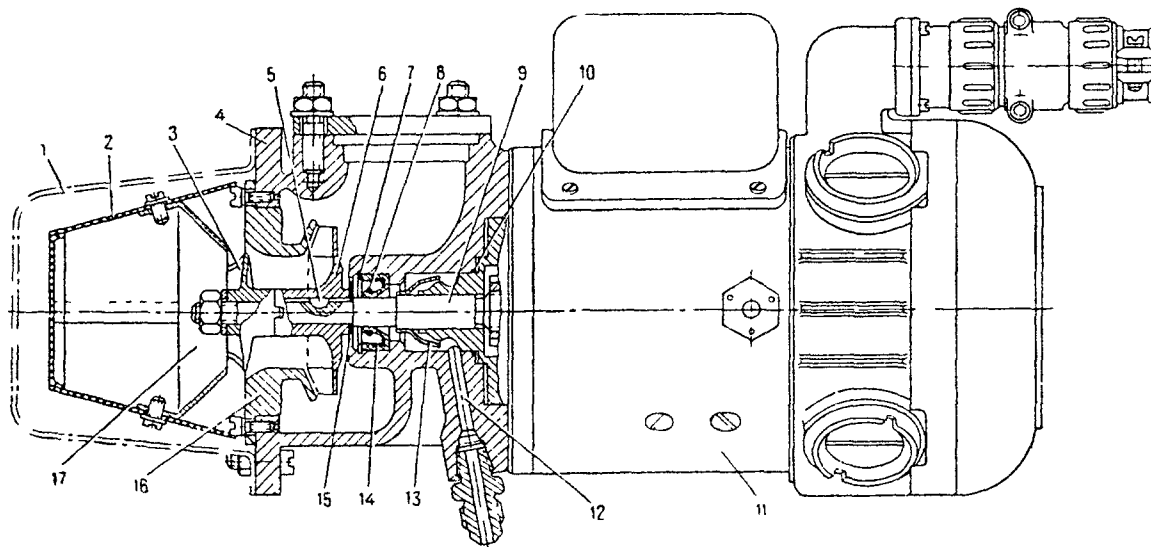
нажный угольник на верхней стенке бака № 1*, подкачивающие насосы (агр. 463) на передней и задней стенках бака № 2; крепление насосов 463 к баку осуществляется при помощи литых переходников (фиг. 119).

Бак-отсек занимает межлонжеронное пространство средней части крыла от нервюры 7 до нервюры 12. Описание конструкции бака-отсека приведено в описании крыла.

В баке-отсеке установлены следующие агрегаты: заливная горловина на верхней панели крыла, сливной кран на нижней панели крыла, датчики топли-

насоса посажена на вал 9 электродвигателя 11. Вход топлива в насос осуществляется через горловину, защищенную сетчатым колпаком 2, выполняющим роль грубого фильтра.

На конце вала 9, перед горловиной, укреплен четырехлопастный пропеллер 3, создающий подпор топлива перед крыльчаткой 6 и отбрасывающий в радиальном направлении излишек топлива, пузырьки воздуха и пары топлива. Для разделения потоков топлива, поступающего в насос к крыльчатке и отбрасываемого пропеллером на вход, служит дефлектор 17, расположенный перед горловиной.



Фиг. 121 Подкачивающий насос 463

1 — транспортировочный колпак, 2 — сетка, 3 — пропеллер; 4 — корпус, 5 — шпонка, 6 — крыльчатка, 7 — кольцо; 8 — пружина; 9 — вал двигателя; 10 — уплотнительное кольцо; 11 — электродвигатель; 12 — дренажный канал; 13 — отражатель; 14 — манжета, 15 — регулировочная шайба; 16 — горловина, 17 — дефлектор.

вомера по стрингеру 5 верхней панели крыла у нервюры 7а и 11, подкачивающий насос ЭЦН-14А на нижней панели крыла у нервюры 7а.

Для установки датчиков топливомера на стрингере № 5 предусмотрены специальные площадки и вырезы, обеспечивающие доступ к головкам датчиков.

Подкачивающий насос ЭЦН-14А вставлен в бак-отсек снизу и крепится к обшивке фланцем с помощью винтов с потайными головками.

Насос ЭЦН-14А внутри бака-отсека закрыт колпаком. Стенки колпака и корпус электродвигателя насоса ЭЦН-14А образуют профилированный канал для создания организованного потока топлива за крыльчаткой насоса. Установка подкачивающего насоса ЭЦН-14А показана на фиг. 120

ПОДКАЧИВАЮЩИЙ НАСОС 463

Подкачивающий насос 463 (фиг. 121) — центробежного типа, с приводом от электродвигателя МВ-280 постоянного тока.

Рабочая полость насоса образована сборником-улиткой корпуса 4 и горловиной 16. Крыльчатка 6

В каналах крыльчатки при ее вращении под действием центробежных сил давление и скорость топлива повышаются, в результате чего топливо выбрасывается в улитку и из нее нагнетается в трубопровод. Электродвигатель от проникновения в него топлива из насоса по валу защищен резиновой манжетой 14, центробежным отражателем 13 и дренажным каналом 12. Резиновая манжета плотно охватывает вал, но допускает свободное его вращение. Для большей надежности уплотнения по валу манжета имеет кольцевую пружину 8. Насос фланцем корпуса 4 крепится к переходнику

Основные данные

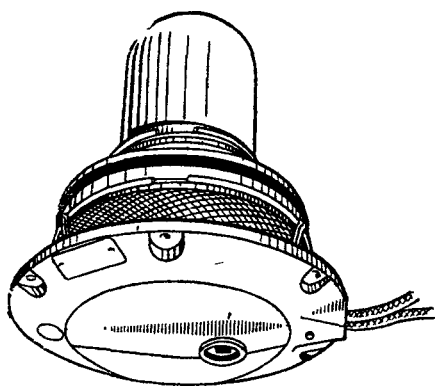
| | |
|---|---------------------------------|
| Перепад давлений, создаваемый насосом при производительности 4000 л/час при работе на ослабленном режиме в диапазоне высот 0—17 000 м | не менее 0,4 кг/см ² |
| Сила тока, потребляемого электродвигателем насоса | не более 10 а |
| Время непрерывной работы насоса | не ограничено |
| Скорость вращения двигателя: | |
| при моменте на валу 2 кг·см | не менее 5000 об/мин |
| при моменте на валу 0,6 кг·см | не более 5600 об/мин |

* На самолетах с десятью топливными баками дренажный угольник устанавливается на баке № 4

Гидравлическое сопротивление неработающего насоса при проходе через него топлива с расходом 4000 л/час не более 90 мм рт. ст.
 Вес сухого насоса не более 5,25 кг

ПОДКАЧИВАЮЩИЙ НАСОС ЭЦН-14А

Агрегат ЭЦН-14А — электроприводной центробежный топливный насос внутрибакового исполнения. Внешний вид насоса показан на фиг. 122. Агрегат состоит из центробежного насоса и электродвигателя МГП-180И.



Фиг. 122. Подкачивающий насос ЭЦН-14А

Насосная часть агрегата (фиг. 123) представляет собой одноступенчатый центробежный насос. Корпус 14 и направляющий аппарат 11 образуют рабочую полость насоса, в которой расположена крыльчатка 10, имеющая восемь лопаток.

Крыльчатка установлена на валу 16 электродвигателя МГП-180И, укрепленного на корпусе насоса. Для предотвращения просачивания топлива из насоса в электродвигатель на валу двигателя поставлена резиновая манжета 17 с кольцевой пружиной. Манжета плотно охватывает вал, но допускает свободное его вращение. Просочившееся топливо отводится через дренажный канал 13 за обшивку крыла. Рабочая полость электродвигателя продувается воздухом через вентиляционный и дренажный каналы. Снизу корпус насоса закрыт крышкой 8 на винтах.

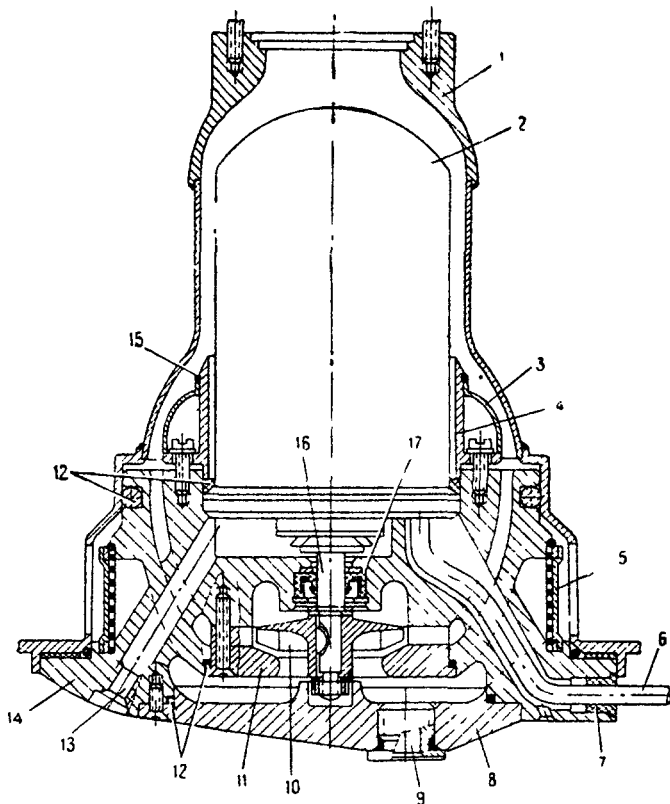
Вход топлива в насос осуществляется через боковые каналы в корпусе и каналы, образованные крышкой 8 и направляющим аппаратом 11. Боковые каналы закрыты сетчатым фильтром 5.

Топливо непосредственно из бака через фильтр и каналы в корпусе поступает к крыльчатке. Крыльчатка повышает давление и скорость топлива и подает его по расширяющимся каналам, образованным направляющим аппаратом, корпусом насоса, электродвигателем и колпаком 1 в трубопроводы. В каналах происходит дальнейшее повышение давления топлива.

Электропровод 6 подсоединения электродвигателя к самолетной сети выведен через вентиляционный канал корпуса насоса. В канале установлена резиновая втулка 7.

Основные данные

| | |
|---|---------------------------------|
| Перепад давлений, создаваемый насосом при производительности 4000 л/мин | не менее 0,6 кг/см ² |
| Сила тока, потребляемого электродвигателем | не более 11,5 а |
| Обороты электродвигателя | 7200 об/мин |
| Момент на валу двигателя | 2,5 кг см |
| Время непрерывной работы: | |
| при полностью заполненном фильтре топливозаборника | не ограничено |
| при частичном оголении фильтра топливозаборника | не более 5 мин |
| Вес сухого насоса | не более 4,8 кг |



Фиг. 123 Разрез подкачивающего насоса ЭЦН-14А

1 — колпак; 2 — электродвигатель; 3 — обтекатель, 4 — крепежное кольцо; 5 — сетка; 6 — электропровод; 7 — втулка; 8 — крышка; 9 — заглушка; 10 — крыльчатка; 11 — направляющий аппарат; 12 — уплотнительные кольца; 13 — дренажный канал; 14 — корпус; 15 — пружинное кольцо; 16 — вал электродвигателя; 17 — манжета

ПОДКАЧИВАЮЩИЙ НАСОС БНК-10И

Топливный подкачивающий насос двигателя БНК-10И создает постоянное избыточное давление на входе в насос-датчик НД-24М, а при запуске двигателя обеспечивает питание системы пускового топлива.

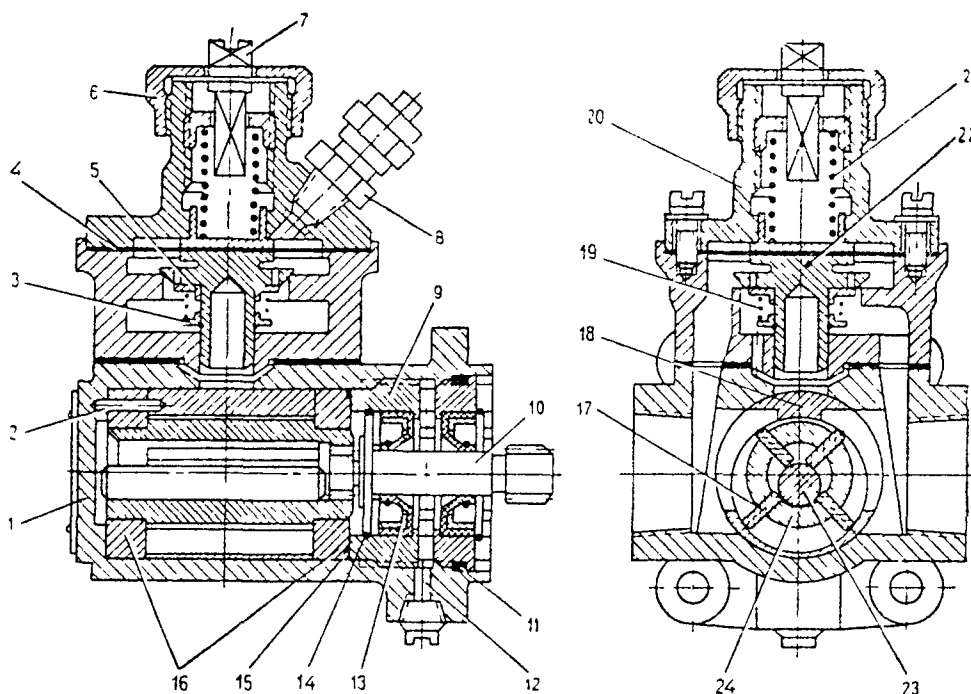
Насос (фиг. 124) — коловратного типа, с четырьмя взаимно перпендикулярными лопастями 17. Лопастни входят в пазы полого ротора 24 и опираются в нем на плавающий палец 23.

Ротор установлен эксцентрично в стакане 18 качающего узла и своими цапфами опирается на передний и задний подпятники 16.

Качающий узел монтируется в расточке корпуса 1 и фиксируется в нем штифтом 2. Узел уплотнен резиновым кольцом 15. Чтобы топливо из полости качающего узла не попадало в привод, а масло из полости привода — в качающий узел, со стороны приводного хвостовика в корпусе насоса установлено сальниковое уплотнение. Уплотнение по приводному хвостовику состоит из гаек 9 с резиновыми армированными манжетами 13. Между манжетами расположены дренажные каналы 12. Для уплотнения по резьбе между корпусом и гайкой проложено резиновое кольцо 11.

Клапан 5 прижат к грибку редукционного клапана пружиной 19, опирающейся на шайбу 3, и прикрывает перепускные отверстия в грибке.

Ротор 9 (фиг. 125) насоса с лопастями 8 делит внутреннюю полость стакана 6 на четыре части. Так как ротор в стакане расположен эксцентрично, то при его вращении объемы этих частей непрерывно изменяются и в полости с увеличивающимся объемом топливо всасывается, а из полостей, объем которых уменьшается, вытесняется в магистраль питания двигателя.



Фиг. 124. Подкачивающий насос БНК-10И

1 — корпус, 2 — штифт; 3 — упорная шайба; 4 — мембрана, 5 — заливочный клапан, 6 — колпачок; 7 — регулировочный винт; 8 — штуцер; 9 — гайка; 10 — валик с хвостовиком; 11 — уплотнительное кольцо; 12 — дренажный канал; 13 — манжета; 14 — стопорное кольцо; 15 — уплотнительное кольцо; 16 — подпятники; 17 — лопасть; 18 — стакан, 19 — пружина; 20 — крышка насоса; 21 — пружина; 22 — редукционный клапан; 23 — палец; 24 — ротор.

Насос имеет редукционный и заливочный клапаны 22 и 5, объединенные в один узел, расположенный в редукционной камере. Редукционный клапан поддерживает постоянное давление на выходе из насоса.

Заливочный клапан пропускает топливо при заливке магистрали перед запуском двигателя и при подаче топлива самолетными подкачивающими насосами для питания двигателя в случае отказа в работе насоса БНК-10И.

Между крышкой и корпусом редукционной камеры зажата резиновая мембрана 4. Надмембранное пространство через отверстие в пробке, ввернутой в крышку 20, сообщено с атмосферой. К мембране прикреплен редукционный клапан, прижатый к седлу корпуса пружиной 21. Натяжение пружины регулируется винтом 7, который стопорится колпачком 6.

Заливочный клапан 5 установлен на штоке редук-

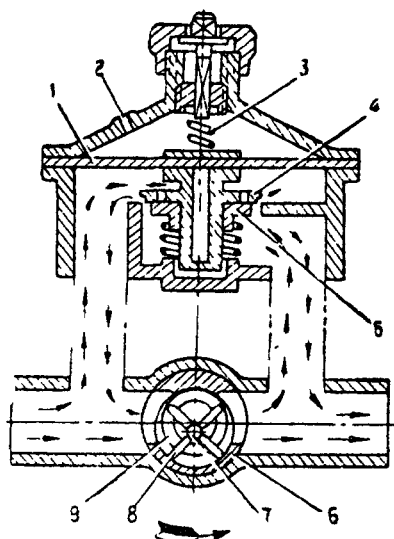
Давление топлива в нагнетающей полости насоса зависит от затяжки пружины 3 редукционного клапана. Насос имеет запас производительности, поэтому при его работе, когда давление топлива на выходе начнет возрастать свыше отрегулированного редукционным клапаном 4, последний, сжимая пружину 3, отойдет от седла и пропустит излишек топлива на вход в качающий узел. Это обеспечивает постоянное давление на выходе.

Редукционный клапан также обеспечивает постоянное давление в линии нагнетания при изменении давления топлива на входе в насос из-за колебаний атмосферного давления или понижении уровня топлива в баках.

При падении давления топлива на входе в насос мембрана 1 прижимает редукционный клапан к седлу, а при повышении давления на входе — сжимает пружину 3 редукционного клапана, сохраняя постоянное давление на выходе из насоса.

Основные данные

| | |
|--|-------------------|
| Направление вращения | правое |
| Число оборотов насоса: | |
| на режиме малого газа | 1960 об/мин |
| на прочих режимах | 2260 об/мин |
| Производительность при 2260 об/мин, абсолютном давлении на входе 0,9— 2,05 кг/см ² , давлении на выходе 2,5+0,5 кг/см ² | не менее 20 л/мин |
| Сухой вес (масса) | 2,5 кг |



Фиг. 125. Схема работы насоса БНК-10И

1 — мембрана; 2 — отверстие, сообщающее надмембранную полость с атмосферой; 3 — пружина редукционного клапана; 4 — редукционный клапан; 5 — заливной клапан; 6 — сталева; 7 — палец; 8 — лопасть; 9 — ротор.

ТОПЛИВНЫЕ КРАНЫ 24-6100-20-1 и 24-6100-20-2

В основной топливной системе установлено три крана: два перекрывных (пожарных) и один кран кольцевания. Все краны аналогичны по конструкции.

Кран кольцевания 24-6100-20-1 (фиг. 126) — клапанного типа, приводится в действие реверсивным электромеханизмом МЗК-2. Кран состоит из литого дуралюминового корпуса 2, двух штуцеров 9 и 10, валика 4, тарелочки 8, рычага 5, гайки сальника 3 и уплотнительных колец.

Валик 4 имеет с одной стороны шлицы для соединения с электромеханизмом, а с другой — квадрат, на который надет рычаг 5. К рычагу прикреплена тарелочка 8 с привулканизированной резиновой прокладкой. При повороте валика электромеханизма поворачивается рычаг 5 с тарелочкой.

Уплотнение валика 4 осуществляется резиновыми кольцами, вставленными в гайку сальника 3. Просочившееся через уплотнительные кольца топливо отводится за борт через дренажный штуцер 11 и присоединенную к нему трубку.

Перекрывной кран 24-6100-20-2 отличается тем, что в его тарелке смонтирован обратный клапан 6 с пружиной. Обратный клапан предназначен

для срабатывания давления из трубопроводов гондолы в баки при температурных расширениях. Клапан срабатывает при перепаде давления 0,5 кг/см².

ПЕРЕКРЫВНОЙ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЙ КРАН 24-6100-150

В топливной системе турбогенератора установлен перекрывной кран клапанного типа с приводом от электромагнита ЭВ-37А (фиг. 127). Клапан крана открывается электромагнитом, а закрывается пружиной.

На штоке 7 электромагнита установлены пружина 4, седло 6 и клапан 2. Весь пакет закреплен на штоке гайкой 8. Усилием пружины седло 6 прижимается к клапану 2, а клапан — к своему посадочному месту в корпусе 5.

При включении электромагнита его сердечник со штоком 7 втягивается и седло 6 отходит от клапана 2, сжимая пружину 4. При этом открывается выход жидкости из полости клапана 2 через канавки в отверстии клапана. При дальнейшем поднятии штока 7 гайка 8 упрется в клапан 2 и откроет его.

КРАНЫ 24-6110-40 и 24-6110-50 СЛИВА ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ

В нижних точках мягких баков № 1 и баков-отсеков установлены четыре сливных крана клапанного типа, аналогичных по конструкции.

Сливной кран (см. фиг. 108) состоит из корпуса 1, клапана 3 и пружины 4. Корпус крана крепится фланцем к нижней обшивке крыла. В проточке клапана 3 привулканизировано резиновое уплотнительное кольцо 6.

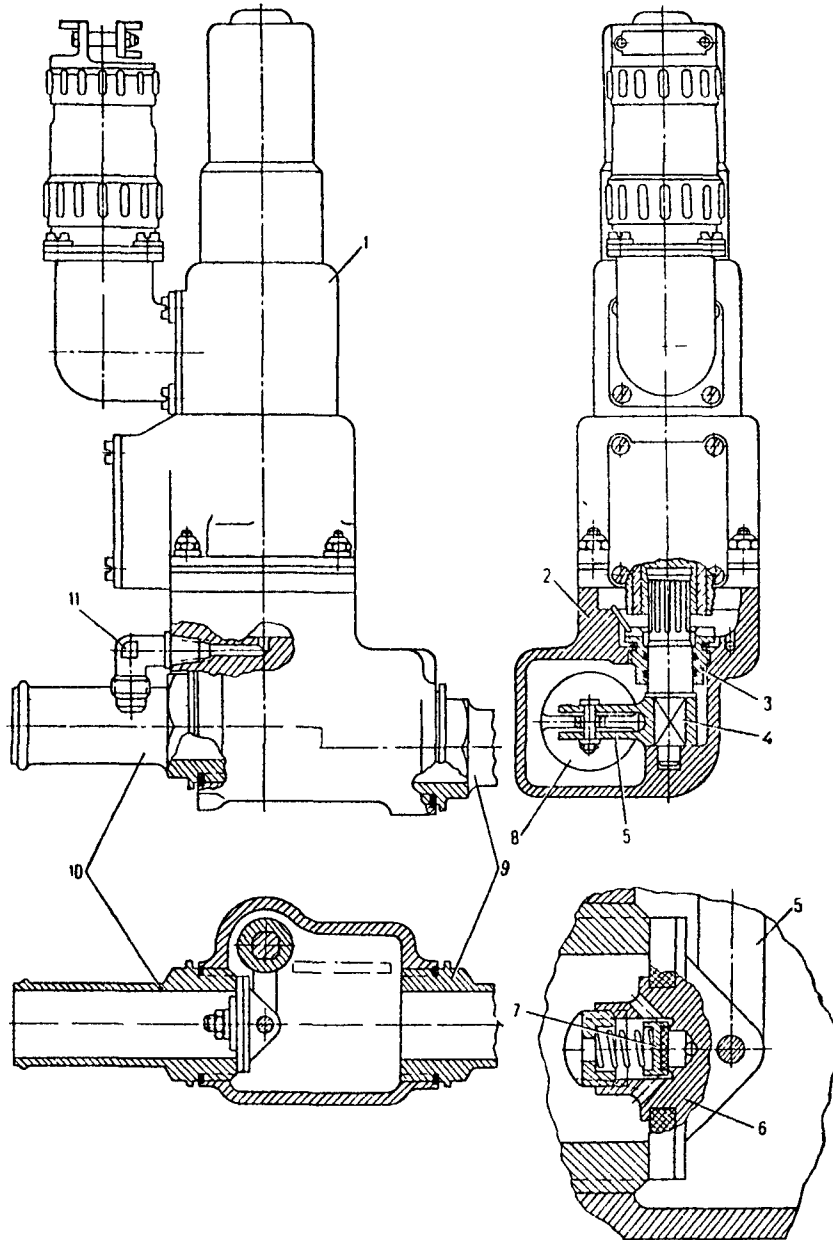
Для открытия крана необходимо нажать на грибок клапана штырем-лейкой из комплекта наземного оборудования. Клапан отойдет от седла, и топливо через окна в корпусе вытекает через штырь-лейку в емкость. В случае длительного слива топлива штырь-лейку можно повернуть на 90°. В этом случае грибок клапана своими заплечиками упрется изнутри во фланец корпуса крана, и штырь-лейка повиснет на резьбе в грибке клапана.

ШТУЦЕР 2331А ЦЕНТРАЛИЗОВАННОЙ ЗАПРАВКИ

Заправочный штуцер (фиг. 128) — клапанного типа, состоит из корпуса 6, клапана 2, прижатого пружиной 3 к укрепленному винтами на корпусе фланцу 7, крышек 1 и 8. Корпус штуцера болтами прикреплен к переходнику 4. Соединение корпуса с переходником и с фланцем уплотняется резиновыми кольцами. Резиновые кольца установлены также в проточках на фаске клапана и буртике крышки.

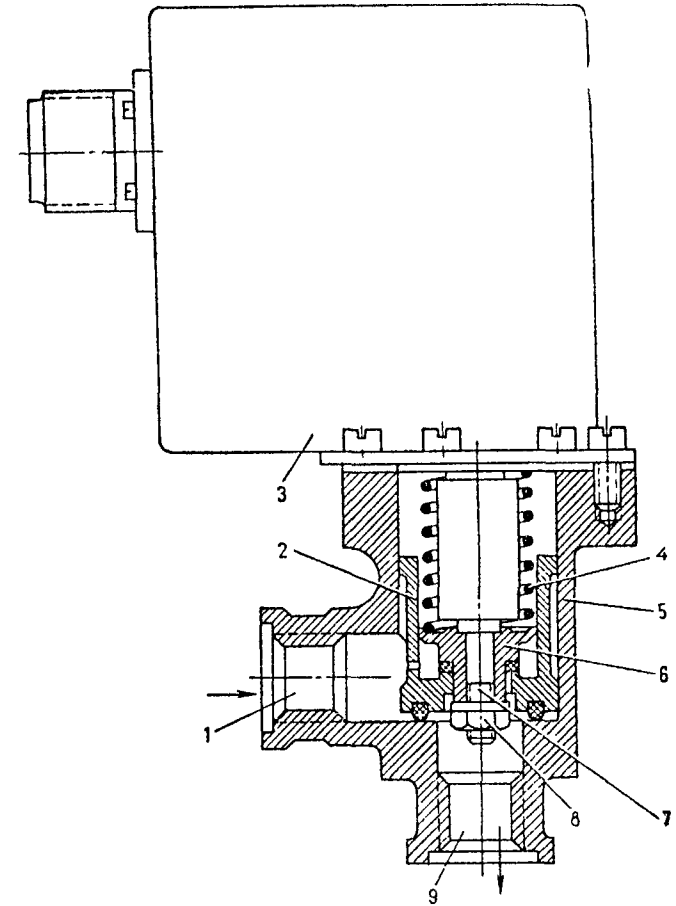
Переходник 4 имеет кронштейн для крепления штуцера к самолету, патрубок для подсоединения трубопровода и нарезное отверстие для подключения сигнализатора давления.

При заправке самолета крышки 1 и 8 снимаются с входного отверстия фланца 7 и удерживаются цепочкой, прикрепленной к гнезду 5. Пистолет топливозаправщика соединяется с заправочным штуцером через специальный переходник, входящий в комплект наземного оборудования, штырь пистолета вставляется в гнездо 5



Фиг. 126. Топливный кран 24-6100-20

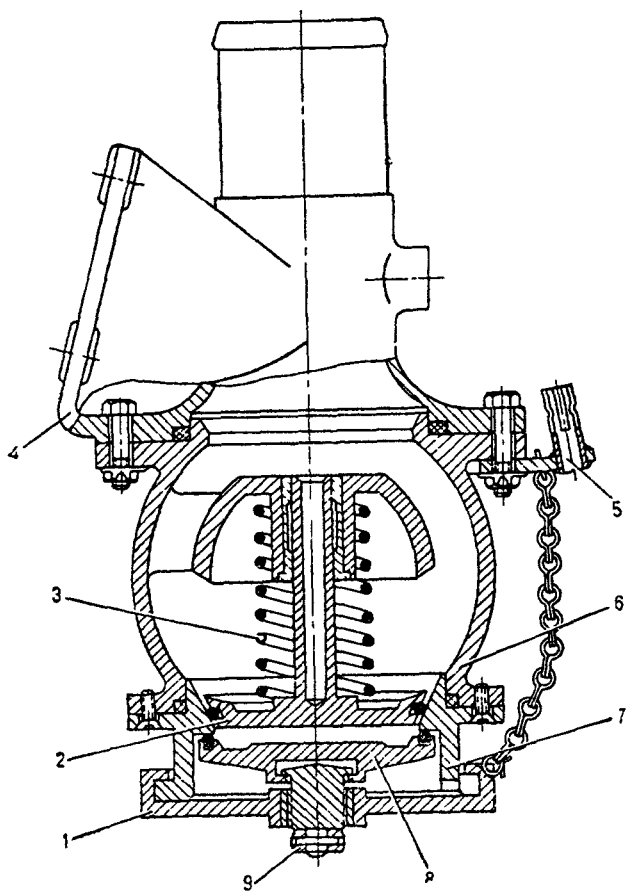
1 — электромеханизм МЗК-2; 2 — корпус крана; 3 — гайка сальника; 4 — валик; 5 — рычаг; 6 — тарелка перекрывного крана; 7 — обратный клапан, 8 — тарелка крана кольцевания; 9 — выходной штуцер; 10 — входной штуцер; 11 — дренажный штуцер



Фиг. 127. Перекрывной кран 24-6100-150

1 — входной штуцер; 2 — клапан; 3 — электромеханизм ЭВ-37А; 4 — пружина; 5 — корпус крана; 6 — седло; 7 — шток электромеханизма; 8 — гайка; 9 — выходной штуцер.

При подаче топлива клапан 2 штуцера отжимается от седла давлением топлива, а после прекращения заправки закрывается пружиной 3



Фиг. 128. Заправочная горловина 24-6102-350

1 — наружная крышка; 2 — клапан; 3 — пружина, 4 — переходник; 5 — гнездо; 6 — корпус заправочного штуцера 2334А; 7 — фланец; 8 — внутренняя крышка; 9 — ручка.

ЗАПРАВОЧНЫЙ КРАН 24-6102-40

Заправочный кран (фиг. 129) — заслоночного типа с приводом от электромеханизма МЗК-3. Электромеханизм МЗК-3 прикрепляется к фланцу корпуса 1 крана и шлицами соединяется с ходовым винтом 4, установленным вместе с заслонкой 5 в корпусе крана. Ходовой винт, вращаясь, перемещает траверсу 7 и установленную на ней заслонку. При этом заслонка скользит по притертой поверхности крышки 8 крана и открывает или закрывает выходные отверстия во фланце крышки. Заслонка к притертой поверхности крышки прижимается двумя пружинами 6, укрепленными на траверсе.

ПОПЛАВКОВЫЙ КЛАПАН 24-6102-30

Поплавковые клапаны устанавливаются на концах выходных патрубков системы централизованной заправки. Клапан состоит из корпуса 7 (фиг. 130), в который запрессована бронзовая гильза 2, поршня 1, пружины 6, крышки 5 и рычага 3 с клапаном 4 и поплавком. Корпус сверху имеет фланец для подсоединения к патрубку централизованной заправки и окна для выхода топлива. Снизу корпус

закрывает крышкой 5, в центре которой находится сливное отверстие. Под крышку ставится уплотнительная прокладка.

Поршень — пустотелый, имеет на боковой поверхности четыре канавки, куда устанавливаются войлочные и чугунные уплотнительные кольца. В головку поршня ввернут жиклер 8. Поршень поджимается вверх пружиной, перекрывая входное отверстие корпуса. Рычаг 3 шарнирно крепится к крышке 5.

Клапан работает следующим образом (фиг. 131). В начале заправки при подаче топлива топливозаправщиком клапан отжимается вниз и пропускает топливо в бак. Одновременно топливо через жиклер поступает внутрь поршня и через отверстие в крышке также сливается в бак. Жиклер обеспечивает необходимое гидравлическое сопротивление для создания перепада давлений на днище поршня. По мере наполнения бака поплавки, следуя за уровнем топлива, поднимаются вверх, и клапан закрывает сливное отверстие в крышке. Теперь топливо начинает заполнять пространство под поршнем. Вследствие разности площадей внутренней части поршня и его головки создается усилие на поршень снизу, которое поднимает поршень. Доступ топлива в бак прекращается. Закрытие поршня также способствует пружина

ОБРАТНЫЕ КЛАПАНЫ

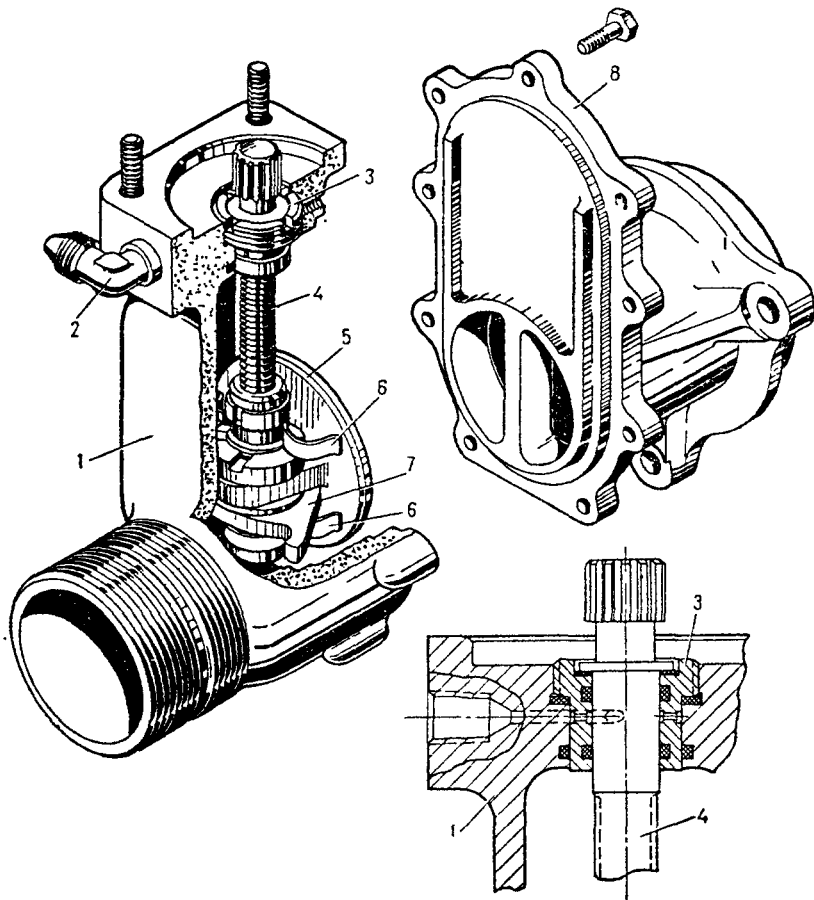
В топливной системе самолета установлены обратные клапаны тарельчатого (24А-6100-90) и поршневого (24-6100-180 и 24-6102-15) типов.

Клапан 24А-6100-90 (см. фиг. 97) состоит из штуцера 1, тарелки 3 и корпуса 2. Один конец штуцера выполнен под дюритовое соединение, а второй обработан, как седло тарелки 3, и имеет узлы для крепления ее оси и фланец для соединения с корпусом 2. Тарелка свободно поворачивается на оси и в закрытом положении лежит на седле. Герметичность прилегания достигается индивидуальной притиркой латунной тарелки к седлу основания. Корпус клапана имеет ответный соединительный фланец и патрубков под дюритовую муфту. Основание клапана крепится к корпусу болтами. Соединение уплотняется резиновой прокладкой.

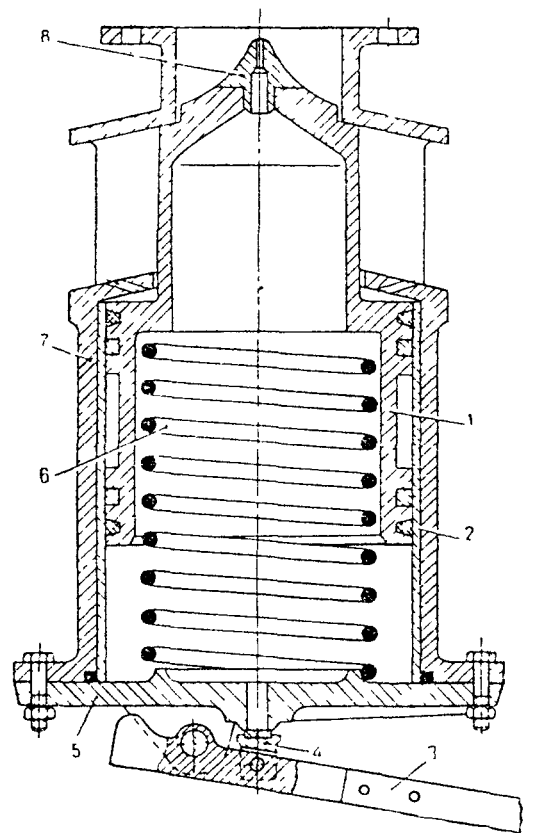
Обратные клапаны этого типа устанавливаются в трубопроводах подачи топлива за подкачивающими насосами ЭЦН-14А и в трубопроводах дренажа топливных баков. За задними подкачивающими насосами вторых групп баков также установлены обратные клапаны тарельчатого типа, несколько отличающиеся от клапана, описанного выше. Отличие состоит в том, что клапаны, установленные за насосами вторых групп баков, имеют пружину, заделанную на оси тарелочки, и отверстие диаметром 0,3 мм в центре тарелочки для стравливания давления топлива из магистрали в бак при изменении температуры.

Обратный клапан 24-6100-180 (см. фиг. 96) состоит из штуцера 1, поршня 3 с направляющей 2 и резиновой прокладкой корпуса 4 и пружины.

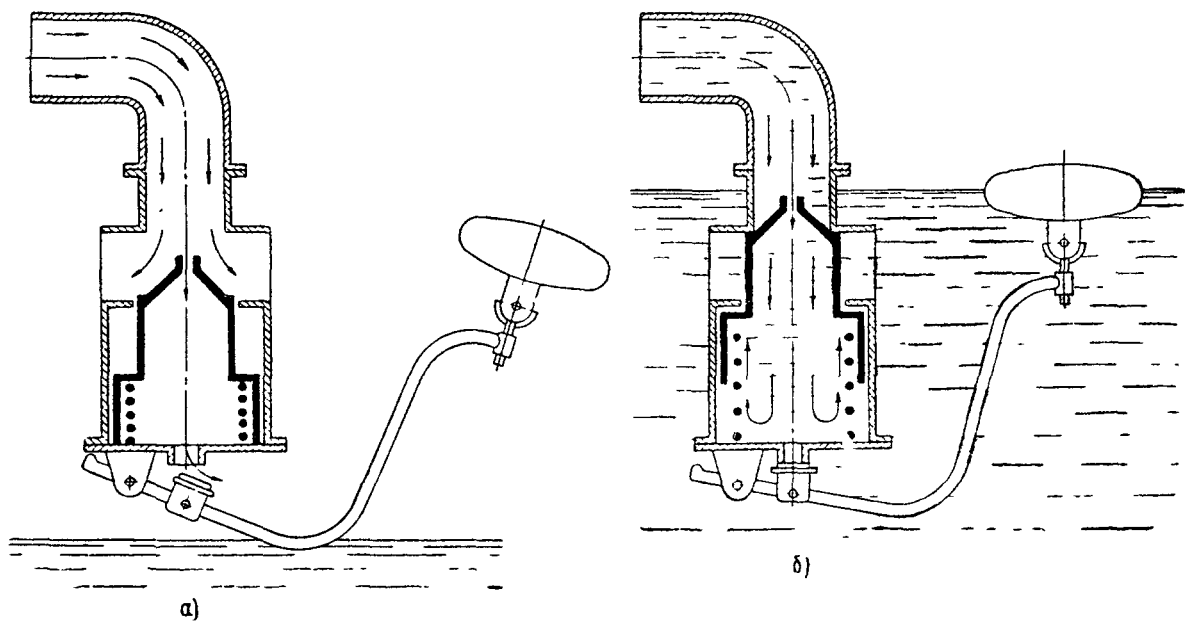
Штуцер соединяется с корпусом на резьбе, соединение уплотняется резиновым кольцом. Для уста-



Фиг. 129. Заправочный кран 24-6102-40 (электромеханизм не показан)
 1 — корпус; 2 — дренажный угольник; 3 — уплотнительная втулка; 4 —
 ходовой винт; 5 — заслонка; 6 — пружины; 7 — траверса; 8 — крышка.

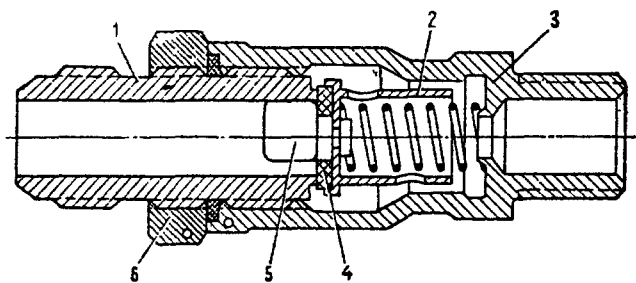


Фиг. 130. Поплавковый клапан 24-6102-30
 1 — поршень; 2 — бронзовая гильза; 3 —
 рычаг поплавка; 4 — клапан; 5 — крышка;
 6 — пружина; 7 — корпус; 8 — жиклер.



Фиг. 131. Схема работы поплавкового клапана при заправке
 а — бак не заполнен; б — бак заполнен.

новки в трубопровод штуцер и корпус имеют патрубki под дюритовые соединительные муфты.



Фиг. 132. Обратный клапан 24-6102-15

1 — штуцер; 2 — поршень; 3 — корпус; 4 — резиновая прокладка; 5 — направляющая; 6 — контргайка.

Поршень с привулканизированной резиновой прокладкой прижимается к седлу штуцера пружиной. Затяжка пружины рассчитана на открытие клапана при давлении на поршень больше $0,45 \text{ кг/см}^2$.

Клапан 24-6100-180 устанавливается в трубопроводе подачи топлива за передним подкачивающим насосом.

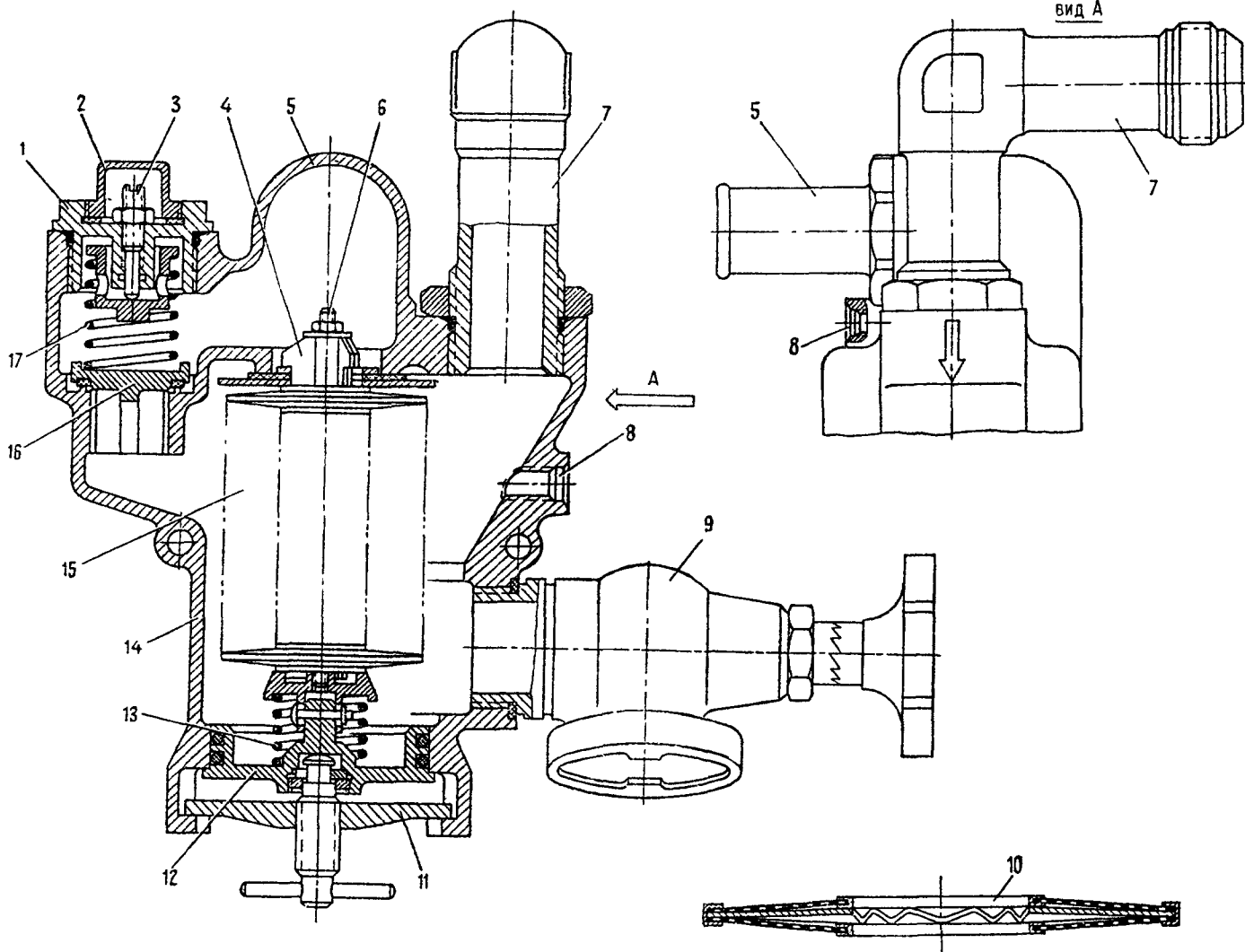
Обратный клапан 24-6102-15 (фиг. 126) по конструкции отличается от обратного клапана 24-6100-180 наличием контргайки 6 в соединении штуцера 1 с корпусом 3 и обработкой патрубков штуцера и корпуса под ниппельное соединение с трубопроводом.

Клапаны 24-6100-180 устанавливаются в трубопроводах подачи топлива за передними подкачивающими насосами, клапаны 24-6102-15 — в системе централизованной заправки у заправочных кранов.

ФИЛЬТР 8Д2 966005 ГРУБОЙ ОЧИСТКИ

Фильтр 8Д2 966005 грубой очистки топлива устанавливается на самолетах с заводского номера 22-01.

Фильтр (фиг. 133) состоит из корпуса 14, фильтрующего пакета 15, крышки 12, входного и выходного штуцеров 7 и 5, предохранительного клапана, сливного крана 9 и уплотнительных колец.



Фиг. 133. Фильтр 8Д2 966005 грубой очистки

1 — заглушка; 2 — колпачок; 3 — регулировочный винт; 4 — стойка; 5 — выходной штуцер; 6 — шпилька; 7 — входной штуцер; 8 — отверстия для подключения сигнализатора давления (на самолете не используются); 9 — сливной кран; 10 — диск; 11 — граверса; 12 — крышка; 13 — пружина; 14 — корпус фильтра; 15 — фильтрующий пакет; 16 — тарелка предохранительного клапана; 17 — пружина

Корпус фильтра отлит из алюминиевого сплава. Во внутреннюю полость корпуса помещен фильтрующий пакет, соединенный подвижно с крышкой корпуса. Пакет пружиной 13 прижимается к бурту центральной проточки корпуса, сообщенной с каналом выхода.

Фильтрующий пакет состоит из фильтрующих дисков, собранных на трехлопастной стойке 4 и стянутых шпилькой 6, ввернутой во фланец пакета. Гайка шпильки контрится проволокой.

Для устранения перетекания топлива в зазор между буртом корпуса и фильтрующим пакетом установлено резиновое кольцо, зажатое между шайбами.

Фильтрующий диск 10 собран из двух шайб с гофрированным диском между ними. Шайбы вырезаны из фильтрующей сетки. Края отверстий шайб завальцованы в кольца, внешние края шайб завальцованы в одно кольцо.

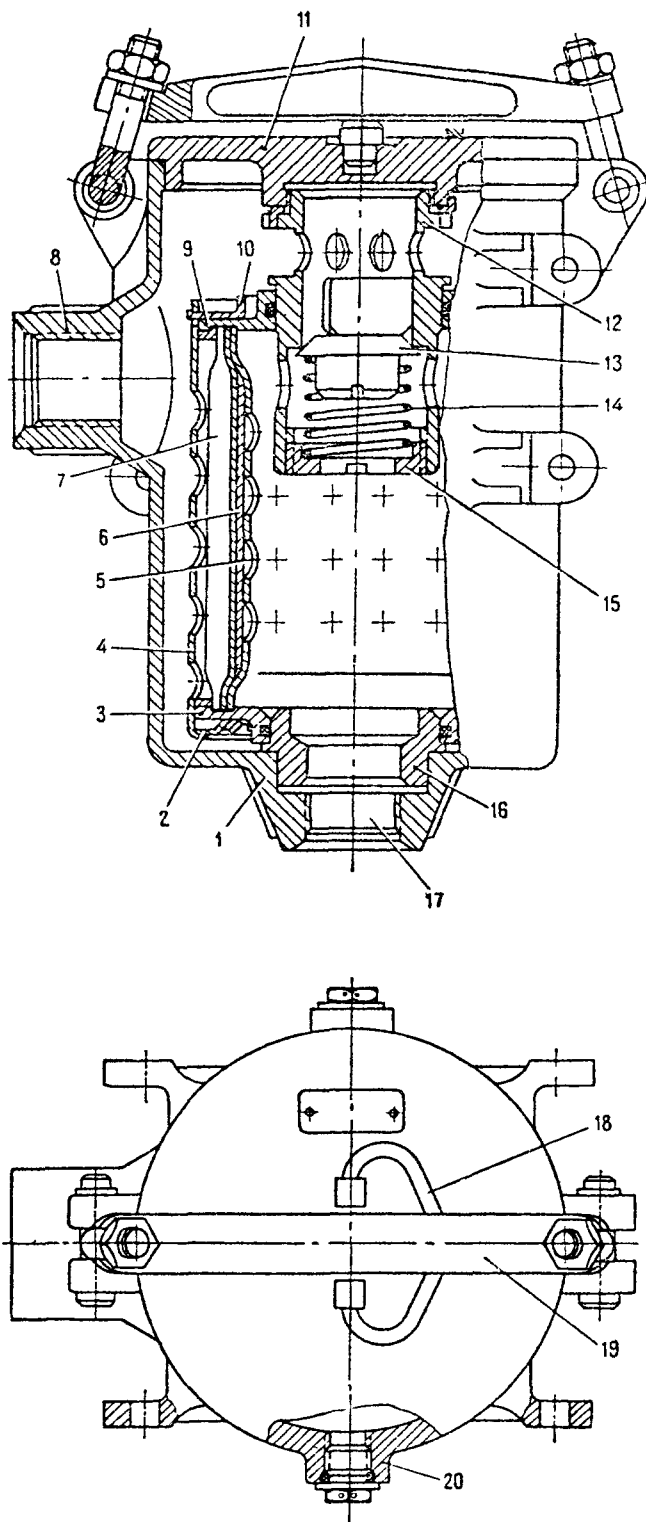
Крышка 12 фильтра изготовлена из алюминиевого сплава и имеет две канавки для резиновых уплотнительных колец, обеспечивающих герметичность между корпусом и крышкой. Крышка корпуса при сборке фильтра прижимается к посадочному гнезду корпуса винтом, ввернутым в стальную траверсу 11. Траверса концами упирается в упоры на корпусе.

Входной штуцер 7 ввернут в головку корпуса и выходит непосредственно в его внутреннюю полость. Выходной штуцер ввернут в нарезное отверстие выходного канала. Герметичность угольника и штуцера по резьбе обеспечивается резиновыми уплотнительными кольцами.

Предохранительный клапан установлен в канале, соединяющем внутреннюю полость корпуса фильтра с выходным каналом. Клапан срабатывает в случае засорения фильтрующего пакета и увеличения перепада давлений на фильтре более $0,3^{+0,1}$ кг/см². Предохранительный клапан состоит из тарелки 16 с направляющей и привулканизированным резиновым кольцом, пружины 17, заглушки 1, регулировочного винта 3 с контргайкой и колпачка 2.

В нижнюю часть корпуса фильтра ввернут сливной кран 9.

Фильтр (фиг. 134) состоит из корпуса 1 и фильтрующего узла с перепускным клапаном 13. Корпус



Фиг. 134. Фильтр 12ТФ-15СН тонкой очистки

1 — корпус; 2 — пружинное кольцо; 3 — нижнее основание фильтрующего узла; 4 — перфорированный стакан; 5 — перфорированный цилиндр; 6 — сетка саржевого плетения; 7 — латунная сетка; 8 — отверстие для входного штуцера; 9 — верхнее основание фильтрующего узла; 10 — зажим; 11 — крышка корпуса; 12 — корпус перепускного клапана; 13 — клапан; 14 — пружина; 15 — седло пружины; 16 — втулка; 17 — отверстие для выходного штуцера; 18 — ручка; 19 — траверса; 20 — гнездо для сливного крана

Основные данные

| | |
|---|---|
| Тонкость фильтрации | соответствует сетке 0,1 мм ГОСТ 6613—53 |
| Максимальная пропускная способность | 1500 л/час |
| Рабочее давление | 2 кг/см ² |
| Гидравлическое сопротивление чистого фильтра при максимальном расходе, температуре окружающей среды и температуре рабочей жидкости +25° С ± 10° С | 0,03 кг/см ² |
| Перепад давлений, при котором открывается предохранительный клапан | 0,3 ^{+0,1} кг/см ² |

ФИЛЬТР 12ТФ-15СН ТОНКОЙ ОЧИСТКИ

Фильтр тонкой очистки установлен в основной магистрали питания двигателя и предназначен для очистки топлива, поступающего в насос-датчик.

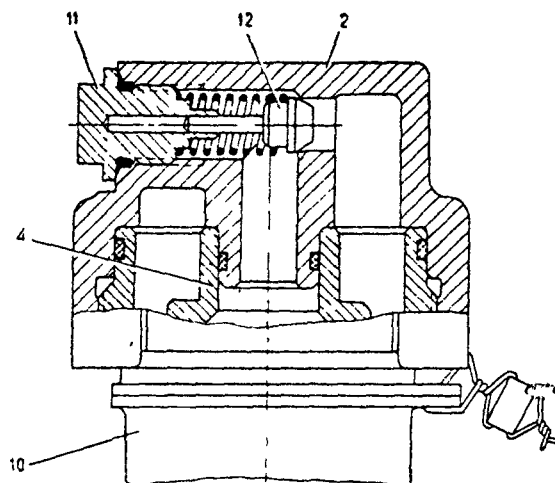
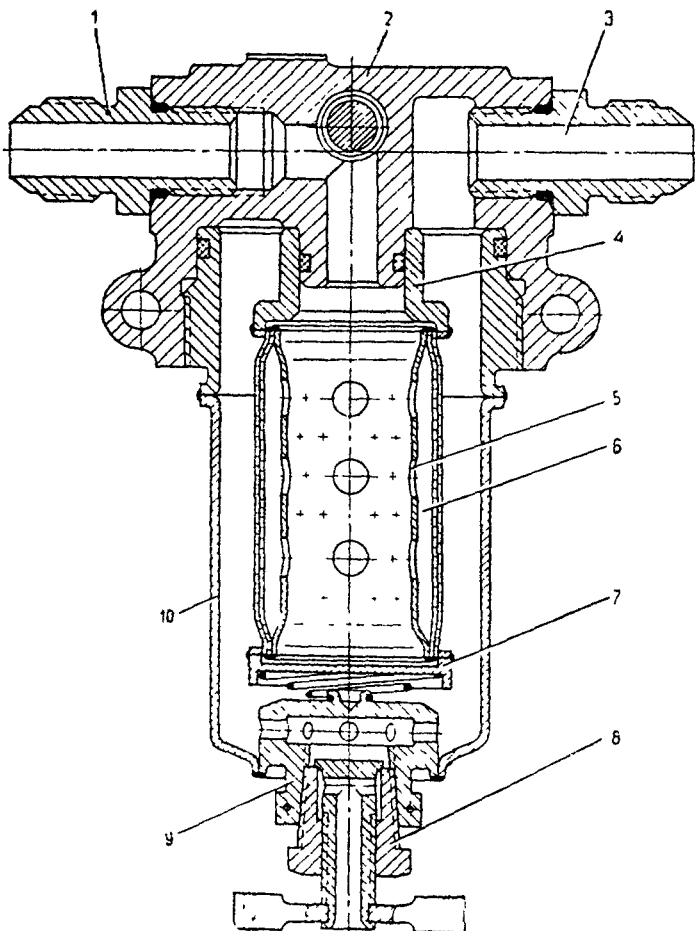
отлит из алюминиевого сплава. В стенке корпуса находится нарезное отверстие 8 для входного штуцера, а в дне корпуса — отверстие 17 для выходного штуцера. Корпус сверху закрыт крышкой 11, прижатой к нему траверсой 19. Под крышку устанавливается резиновое уплотнительное кольцо. На корпусе установлен кран для слива конденсата.

Фильтрующий элемент состоит из гофрированного каркаса из крупной латунной сетки 7, покрытого сеткой 6 саржевого плетения. Внутри каркаса для

| | |
|--|---------------------------------|
| Гидравлическое сопротивление при расходе 28 л/мин | не более 0,1 кг/см ² |
| Тонкость фильтрации | 12—16 мк |
| Перепад давления, при котором открывается перепускной клапан . . . | 0,5—0,6 кг/см ² |
| Вес (масса) сухого фильтра | не более 5 кг |

ФИЛЬТР 11ТФ-30СН ТОНКОЙ ОЧИСТКИ

Фильтр тонкой очистки 11ТФ-30СН (фиг. 135) установлен в системе питания турбогенератора и



Фиг. 135. Фильтр 11ТФ-30СН тонкой очистки

1 — выходной штуцер; 2 — головка корпуса; 3 — входной штуцер; 4 — направляющая втулка; 5 — перфорированный цилиндр; 6 — гофрированный цилиндр; 7 — колпачок; 8 — сливной кран; 9 — гнездо для сливного крана; 10 — стакан; 11 — заглушка; 12 — перепускной клапан.

жесткости вставлен перфорированный цилиндр 5. По торцам к цилиндру и сеткам приварены два основания 3 и 9 с отверстиями в центре. Фильтрующий элемент помещен в перфорированный стакан 4 и крепится в нем при помощи пружинного кольца 2 и зажима 10. Собранный таким образом фильтрующий узел в корпусе фильтра нижним основанием 3 устанавливается на втулку 16, запрессованную в расточку выходного отверстия 17, а верхним основанием 9 — на корпус 12 перепускного клапана, ввернутый в крышку 11 корпуса.

Перепускной клапан фильтра отрегулирован на давление 0,5—0,6 кг/см². При засорении фильтра, когда перепад давлений на нем превысит 0,5—0,6 кг/см², клапан срабатывает и пропускает нефилтрованное топливо.

Основные данные

| | |
|-------------------------------|------------------------|
| Рабочее давление | 3,2 кг/см ² |
| Максимальный расход | 28 л/мин |

предназначен для очистки топлива от частиц, больших 12 мк.

Фильтр состоит из головки 2, стакана 10, фильтрующего элемента и сливного крана 8. Головка отлита из алюминиевого сплава и имеет внизу расточку, в которую ввернут стакан 10. Внутри головки просверлены качалы, заканчивающиеся нарезными отверстиями для заглушки 11 перепускного клапана и для входного и выходного штуцеров 1 и 3. В канале, соединяющем входной и выходной каналы головки, установлен перепускной клапан 12. Клапан срабатывает при засорении фильтра, когда перепад давлений на фильтрующем элементе возрастет до 0,5^{+0,2} кг/см², и пропускает нефилтрованное топливо к двигателю турбоагрегата.

Стакан 10 фильтра сварной: сверху приварена нарезная часть, а в дно вварено гнездо 9 для сливного крана.

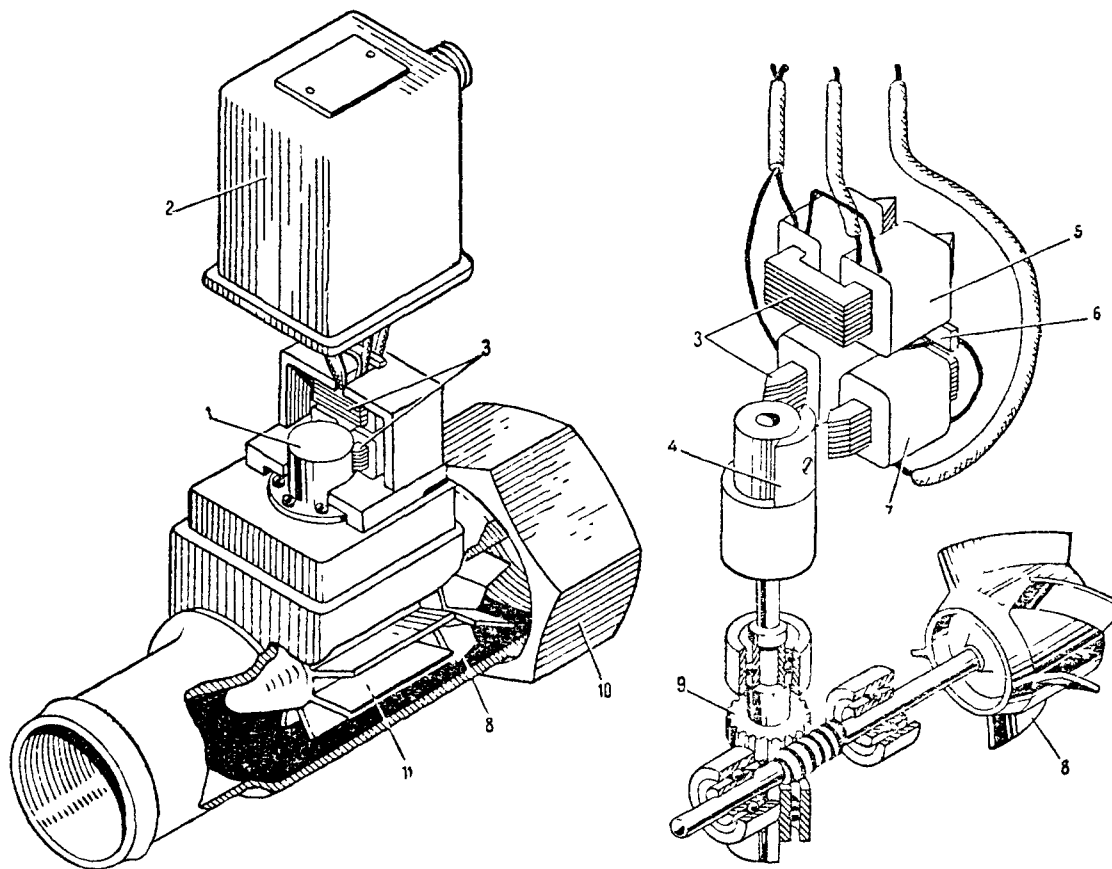
Фильтрующий элемент представляет собой гофрированный цилиндр 6 с перфорированным цилиндром

5 для жесткости внутри, к которым по торцам приварены направляющая втулка 4 и колпачок 7.

Гофрированный цилиндр состоит из фильтрующей никелевой сетки саржевого плетения, каркасной сетки и двух обоек. Фильтрующий элемент направляющей втулкой устанавливается на центральной бобышке головки и снизу поджимается пружиной.

марного и часового расходов топлива, показывающий прибор, тиратронный прерыватель ПТ-56, трансформатор ТРП-52, запасной тиратрон ТГ1-0.1/1,3

Принцип действия датчика прибора основан на том, что обороты чувствительного элемента датчика пропорциональны скорости потока топлива и, следовательно, пропорциональны как часовому расходу,



Фиг. 136. Датчик суммарного расхода топлива

1 — колпачок; 2 — кожух; 3 — сердечники катушек; 4 — стальной сердечник; 5 — катушка постоянной индуктивности; 6 — магнитный шунт; 7 — катушка переменной индуктивности; 8 — крыльчатка; 9 — червячная передача; 10 — соединительная гайка; 11 — направляющий аппарат.

Основные данные

| | |
|---|----------------------------------|
| Рабочее давление | 3 кг/см ² |
| Гидравлическое сопротивление чистого фильтра при температуре окружающей среды и рабочей жидкости +20° С ± 5° С и расходе 10 л/мин | не более 0,15 кг/см ² |
| Перепад давлений, при котором срабатывает клапан | 0,5 ± 0,2 кг/см ² |
| Тонкость фильтрации | 12—16 мк |
| Сухой вес (масса) | 0,75 кг |

РАСХОДОМЕР ТОПЛИВА РТМС-0,85-Б1

Расходомер топлива РТМС-0,85-Б1, установленный в топливной системе самолета, предназначен для измерения часового расхода топлива двигателем (в кг/час) в каждый данный момент времени и оставшегося запаса топлива (в кг), приходящегося на один двигатель.

На самолете установлены два комплекта расходомера. В каждый комплект входят: датчик сум-

ду, так и количеству протекающего через датчик топлива.

Чувствительным элементом датчика расходомера являются две спиральные крыльчатки, одна из которых измеряет суммарный расход, а другая — часовой расход. Каждая крыльчатка помещена в отдельный корпус так, что датчик расходомера состоит из датчика суммарного расхода и датчика часового расхода. Оба датчика соединены гайкой.

Датчик суммарного расхода

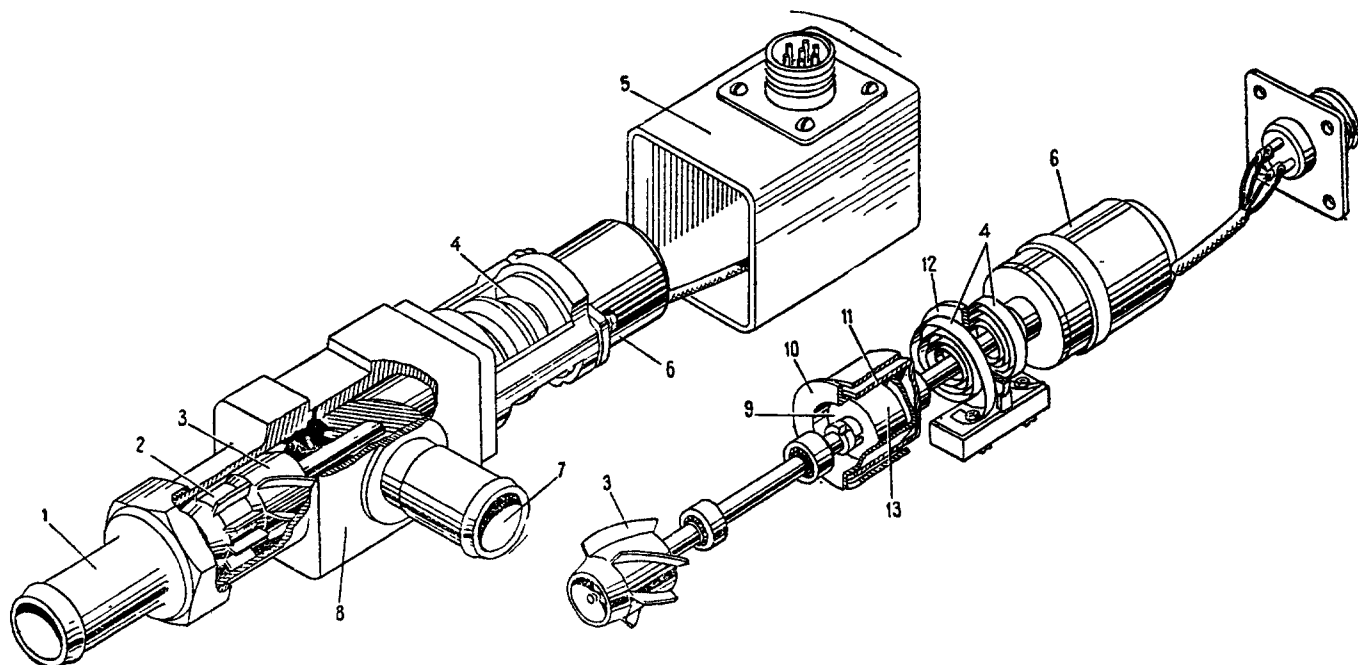
Крыльчатка 8 (фиг. 136) через редуктор вращает сердечник 4 индуктивно-импульсного устройства, которое представляет собой мост переменного тока.

Два плеча моста, образованных обмоткой трансформатора с выводом от средней точки, находятся в тиратронном прерывателе и имеют постоянную индуктивность. Два других плеча в виде катушек индуктивности 5 и 7 находятся в датчике. Катушка 5 имеет постоянную индуктивность, катушка 7 —

переменную. Переменная индуктивность возникает в результате вращения в магнитном поле катушки стального сердечника 4, связанного с крыльчаткой суммарного расхода.

При вращении этот сердечник, приближаясь к сердечнику индуктивной катушки 7, изменяет ее магнитный поток, а следовательно, и ее индуктивность, благодаря чему нарушается равновесие моста. При этом на диагоналях моста появляется напряжение с частотой, равной частоте питающего

вращения магнита в стенках чашки появляются вихревые токи. Взаимодействуя с магнитным полем, эти токи создают вращающий момент, пропорциональный скорости вращения магнита. Под действием вращающего момента чашка поворачивается на определенный угол. Две спиральные пружины 4 создают противодействующий момент на оси чашки. Чашка, отклоняясь, поворачивает ротор сельсина-датчика; синхронно с ним поворачивается ротор сельсина-приемника, на оси которого укреплена



Фиг. 137. Датчик часового расхода топлива

1 — съемный патрубок; 2 — направляющий аппарат; 3 — крыльчатка; 4 — пружины; 5 — кожух; 6 — сельсин-датчик; 7 — патрубок; 8 — корпус; 9 — термомангнитный шунт; 10 — марганцевый колпачок; 11 — чашка; 12 — диск; 13 — постоянный магнит.

напряжения. Это напряжение через выпрямитель и фильтр подается в блок тириatronного прерывателя ПТ-56, где оно преобразовывается и усиливается, а затем подается на электромагнит показывающего прибора.

За каждые 30 оборотов крыльчатки индуктивно-импульсное устройство посылает один импульс напряжения на сетку тиратрона ТГ1-0,1/1,3. Тиратрон усиливает мощность сигнала и, зажигаясь, замыкает цепь обмотки электромагнита показывающего прибора. Электромагнит, срабатывая, поворачивает храповое колесо, которое через редуктор соединено с цифровым барабанчиковым счетчиком. Счетчик показывает запас топлива как разность между залитым количеством и количеством топлива, прошедшим через датчик расходомера.

Датчик часового расхода

Крыльчатка 3 (фиг. 137) приводит во вращение постоянный магнит 13, закрепленный на ее оси. Во вращающемся магнитном поле магнита расположена чашка 11 из сплава АМц, укрепленная на оси ротора сельсина-датчика 6. Магнит и чашка представляют собой индукционный механизм датчика. При

стрелка, показывающая на шкале указателя часовой расход топлива.

Датчик часового расхода градуируется при температуре топлива $+20^{+50}$ С. Если температура среды изменится, это приведет к погрешности в показаниях расходомера. Чтобы уменьшить эту погрешность, в датчиках применяют температурную компенсацию, которая обеспечивается термомангнитным шунтом 9 из материала с отрицательным коэффициентом магнитной проницаемости, включенным параллельно постоянному магниту.

Основные данные расходомера

Пределы измерения:

запаса топлива 9990 кг
расход топлива 850 кг

Гидравлическое сопротивление на датчиках при максимальном расходе:

при вращающейся крыльчатке 0,3 кг/см²
при заторможенной крыльчатке 0,5 кг/см²

Мощность, потребляемая комплектом по переменному току

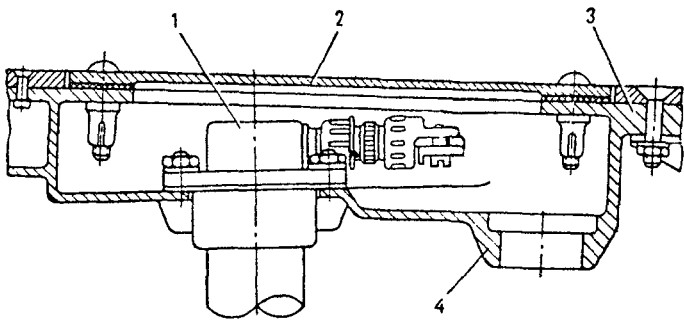
не превышает 80 вa

Вес (масса) комплекта (на самолет) не превышает 9,5 кг

ТОПЛИВОМЕР СПУТ1-5А

Электроемкостный топливомер СПУТ1-5А предназначен для измерения суммарного запаса топлива в обеих группах одной половины крыла, измерения запаса топлива в каждой группе баков, автоматического отключения подкачивающего насоса первой группы, выдачи сигнала при остатке аварийного запаса топлива 580 кг и автоматического закрытия заправочных кранов. Эти функции выполняются блоками измерения и управления топливомера.

Измерение запаса топлива в баках самолета основано на измерении электрической емкости датчика-конденсатора, изменяющейся при изменении уровня топлива в баке. Для преобразования неэлектрической величины в электрическую служат датчики топливомера. Датчики установлены в каждой группе баков. В баках-отсеках установлено по два датчика, в мягких баках — по одному. Крепление



Фиг. 138. Крепление головки датчика топливомера в баке-отсеке

1 — головка датчика; 2 — крышка лючка; 3 — окантовка; 4 — окно для электропроводов.

датчиков в баках-отсеках показано на фиг. 138. Измерение емкости датчика производится при помощи самоуравновешивающегося моста переменного тока, одним плечом которого является переменная емкость датчика. При изменении количества топлива изменяется уровень топлива и нарушается равновесие моста. За счет разности потенциалов на диагоналях моста появляется напряжение, которое преобразуется и усиливается блоком, а затем передается в показывающий прибор 2ППТ1-4 на средней панели приборной доски. Там же установлен переключатель топливомера.

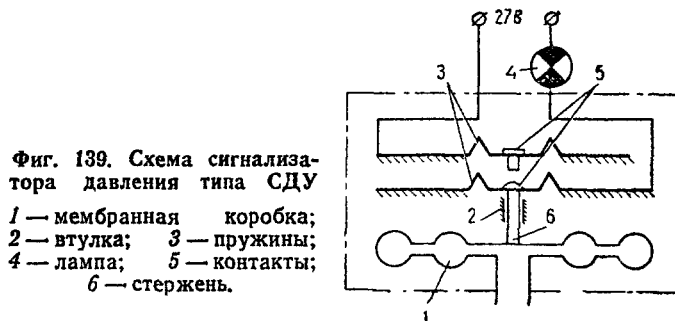
Комплект топливомера СПУТ1-5А автоматически учитывает изменение плотности топлива при изменении температуры за счет установки дополнительных датчиков-компенсаторов. Датчики-компенсаторы выдают постоянный сигнал «ошибки», который суммируется с сигналами датчиков-измерителей. Суммарный сигнал усиливается в блоке и выдается в показывающий прибор.

Автоматическое управление порядком расхода топлива и сигнализация остатка топлива осуществляется также с помощью мостов переменного тока. Три плеча каждого моста размещены в блоке, а четвертое, переменное, плечо находится в датчике. Все мосты автоматической части сосредоточены в двух блоках автоматики.

При определенном уровне топлива в магнитное поле катушки сигнализатора вводится железный сердечник на поплавке, который нарушает равновесие моста. Появившееся в результате разности потенциалов напряжение воздействует на обмотку чувствительного реле. Реле срабатывает и своими контактами включает или выключает питание обмотки реле подкачивающих насосов и замыкает цепь сигнальной лампы.

СИГНАЛИЗАТОР ДАВЛЕНИЯ ТИПА СДУ

Сигнализатор давления типа СДУ является унифицированным сигнализатором, предназначенным для замыкания электрической цепи при достижении в системе давления, на которое он отрегулирован.



Фиг. 139. Схема сигнализатора давления типа СДУ

1 — мембранная коробка; 2 — втулка; 3 — пружины; 4 — лампа; 5 — контакты; 6 — стержень.

Принцип действия сигнализатора СДУ основан на зависимости между изменяющимся давлением и упругими деформациями чувствительного элемента. Чувствительным элементом сигнализатора давления является упругая гофрированная мембранная коробка 1 (фиг. 139), внутрь которой подается давление. При возрастании давления коробка деформируется и перемещает стержень 6 с подвижным контактом в сторону неподвижного контакта.

Когда давление в системе достигнет величины, соответствующей давлению срабатывания сигнализатора, контакты 5 замкнутся, при этом загорится сигнальная лампа 4. При уменьшении давления в системе ниже давления срабатывания сигнализатора контакты сигнализатора разомкнутся и сигнальная лампа погаснет.

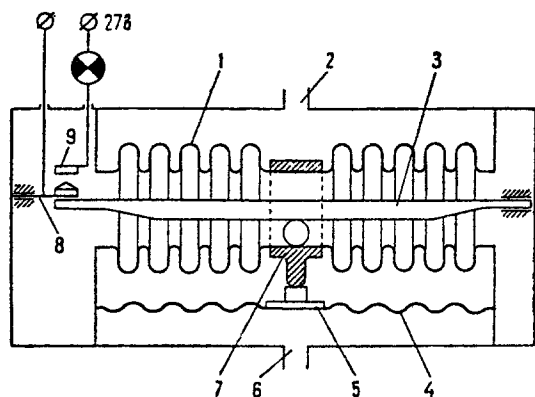
Для предохранения коробки сигнализатора давления от разрушения при перегрузочном давлении в приборе имеется упор.

ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЙ СИГНАЛИЗАТОР ДАВЛЕНИЯ СГДФР-1Т

Дифференциальный сигнализатор СГДФР-1Т предназначен для контроля за состоянием фильтра тонкой очистки топлива. При засорении фильтрующего элемента и увеличении перепада давлений на нем до определенной величины контакты сигнализатора замыкают электрическую цепь сигнальной лампы.

Принципиальная схема сигнализатора показана на фиг. 140. Изменение разности давлений, подаваемых в сигнализатор через штуцера 2 и 6, вызывает деформацию мембраны 4, которая в свою очередь через центр 5 и втулку 7 со штифтом перемещает пружину 3. Перемещение пружины 3 вызывает пе-

ремещение пружины 8 с подвижным контактом, и при перепаде давлений $0,4 \pm_{-0,05}^{+0,075}$ кг/см² контакты замыкаются.



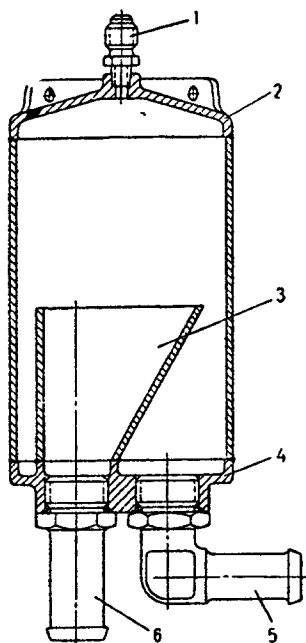
Фиг. 140. Схема дифференциального сигнализатора давления СгДФР-1Т

1 — разделительный сильфон; 2, 6 — штуцера; 3 — пружина; 4 — мембрана; 5 — центр; 7 — втулка; 8 — пружина с подвижным контактом; 9 — неподвижный контакт.

Благодаря цельносварной конструкции дифференциального сигнализатора СгДФР-1Т обеспечивается полная герметизация его внутренних полостей друг от друга.

ВОЗДУХООТДЕЛИТЕЛЬ Э24-61-330

Для удаления воздуха, попадающего в топливную систему от подкачивающих насосов после полной выработки топлива из баков-отсеков, во время заправки баков топливом или при промывке топливных фильтров, в питающую магистраль каждого двигателя между фильтром тонкой очистки 12ТФ-15СН и датчиком расходомера РТМС-0,85-Б1 установлен воздухоотделитель.



Фиг. 141. Воздухоотделитель Э24-61-330

1 — штуцер с жиклером; 2 — верхнее днище; 3 — растроб; 4 — нижнее днище; 5 — выходной штуцер; 6 — входной штуцер.

Воздухоотделитель (фиг. 141) представляет собой цилиндрический бачок емкостью 2 л. В нижнее днище бачка снаружи ввернуты два штуцера, а внутри приварен растроб высотой 90 мм. Топливо из фильтра по трубопроводу через штуцер подается в растроб и далее в бачок, откуда через второй штуцер и трубопровод идет к датчику расходомера.

Выделившийся из топлива воздух отводится через штуцер, ввернутый в верхнее днище бачка, и по трубопроводу 8×

×1 мм направляется в дренаж. В штуцере имеется жиклер диаметром 1,8–0,2 мм. При работающем двигателе из воздухоотделителя через жиклер происходит постоянный возврат топлива в баки с расходом 95–100 л/час. Поэтому при питании обоих двигателей топливом из баков одного полукрыла, при открытом кране кольцевания, другая половина топливной системы будет также пополняться с этим же расходом.

Воздухоотделитель установлен на подкосе рамы крепления двигателя с помощью кронштейна.

ТРУБОПРОВОДЫ И СОЕДИНЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Для соединения агрегатов топливной системы применяются трубопроводы, гибкие рукава и муфты. Трубопроводы изготовлены из магниевого сплава АМг-М, стали X18H10 и X18H10T сечением 50×1, 27×1, 22×1, 12×1, 8×1 и 6×1 мм. Из стали выполнены трубопроводы подачи топлива к двигателям, проложенные в гондолах.

Трубопроводы соединяются дюритовыми муфтами из керосиностойкой резины с хомутами по нормали 1598А (см. фиг. 63). Гибкие рукава 24-6100-206 установлены на следующих участках: силовой шпангоут — фильтр грубой очистки, насос НД-24А — сигнализатор давления СДУ5А-1,8, автомат дозирования топлива — датчик ИД-100, воздухоотделитель — дренажный трубопровод. Подвод топлива от фильтра к турбоагрегату выполнен рукавом 1663А-2У10-15-700. Воздухоотделитель с датчиком расходомера соединен муфтой 24-6100-200-5.

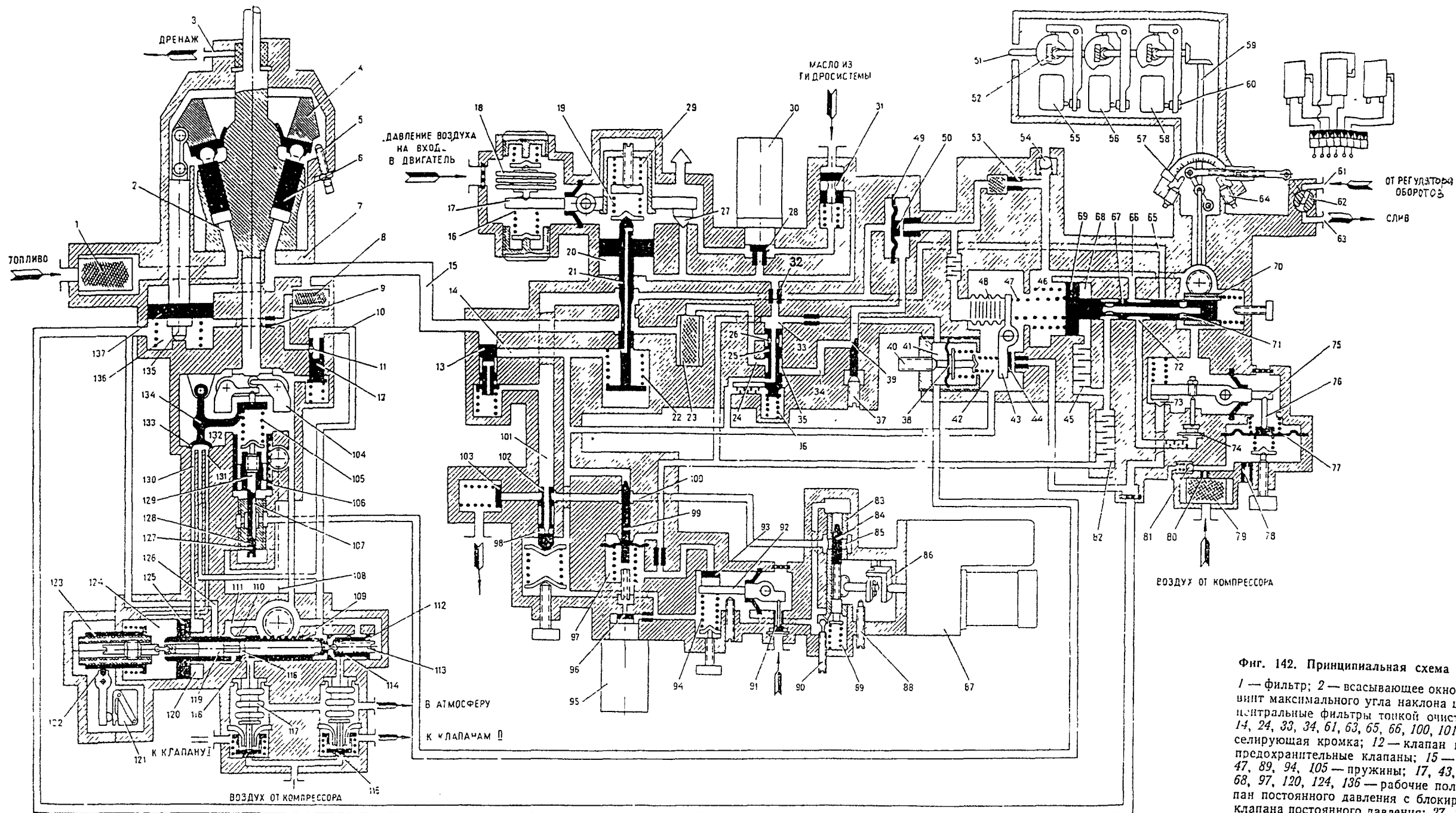
Трубопроводы крепятся к элементам конструкции металлическими хомутами по нормали 1677с52.

33. ТОПЛИВЕРЕГУЛИРУЮЩАЯ АППАРАТУРА

Комплект топливерегулирующей аппаратуры двигателя состоит из насоса-датчика НД-24М, автомата дозирования топлива АДТ-24М и системы предельного регулятора температуры ПРТ. Принципиальная схема работы агрегатов НД-24М и АДТ-24М показана на фиг. 142.

Топливерегулирующая аппаратура выполняет на двигателе следующие функции:

1. Регулирование подачи топлива на рабочих режимах двигателя.
2. Ограничение максимальных оборотов двигателя и максимальных температур газов за турбиной.
3. Обеспечение подачи топлива на режиме малого газа.
4. Замедленное изменение топливоподачи при изменении режимов.
5. Управление подачей топлива при запуске двигателя.
6. Обеспечение подачи топлива на промежуточных оборотах.
7. Прекращение подачи топлива при выключении двигателя и при флюгировании винта.
8. Управление клапанами перепуска воздуха из компрессора.
9. Подача в двигатель топлива под высоким давлением.



Фиг. 142. Принципиальная схема работы агрегатов НД-24М и АДТ-24М

1 — фильтр; 2 — всасывающее окно; 3 — дренаж; 4 — наклонная шайба; 5 — винт максимального угла наклона шайбы; 6 — плунжер; 7 — ротор; 8, 23 — центральные фильтры тонкой очистки; 9, 32, 39, 53, 78, 80 — жиклеры; 10, 14, 24, 33, 34, 61, 63, 65, 66, 100, 101, 111, 126, 130, 131 — каналы; 11 — дросселирующая кромка; 12 — клапан постоянного давления (КПД); 13, 81 — предохранительные клапаны; 15 — трубопровод; 16, 19, 22, 29, 36, 42, 46, 47, 89, 94, 105 — пружины; 17, 43, 75, 92 — рычаги; 18 — анероид; 20, 41, 68, 97, 120, 124, 136 — рабочие полости; 21 — дозирующая игла; 25 — клапан постоянного давления с блокирующим устройством; 26, 35 — проходной клапан постоянного давления; 27, 28, 44, 50, 54, 73, 93, 96 — клапаны; 30 — электромагнит клапана МКТ-5; 31 — поршень гидроостанова; 37 — винт регулировки проходного сечения жиклера; 38 — диафрагма; 40 — упор; 45, 82 — дроссельные пакеты; 48, 117 — сильфоны; 49, 77 — мембраны; 51 — валик коробки контактов; 52, 60, 90 — винты; 55 — электроконтакт № 1 перенастройки регулятора температуры с режима запуска на номинальный режим; 56 — электроконтакт № 2 перенастройки регулятора температуры с номинального режима на максимальный; 57 — упор «Малый газ»; 58 — электроконтакт № 3 блокировки электроцепи автоматического флюгирования по крутящему моменту; 59 — валик рычага управления двигателем; 62 — золотник блокировки автоматического флюгирования; 64 — упор «Взлет»; 67 — шток замедлителя; 69 — сервопоршень замедлителя; 70 — рейка замедлителя; 71 — отверстие в штоке замедлителя; 72 — проточка на штоке замедлителя; 74, 91 — сухари с мембранами датчиков давлений; 76, 84, 99 — иглы; 79 — воздушный фильтр; 83, 123, 128 — втулки; 85 — отверстие во втулке; 86 — поводок; 87 — исполнительный механизм регулятора температуры ИМ-24М; 88 — упор «Максимальный перепуск»; 95 — электромагнит корректора оборотов МКТ-4; 98 — отверстие в распределительном клапане; 102 — распределительный клапан (РК); 103 — обратный клапан; 104 — центробежные грузики; 106 — рейка; 107 — вырез в игле; 108 — валик; 109 — рейка датчика оборотов; 110 — лыска рейки датчика оборотов; 112 — золотник переключателя клапанов II перепуска воздуха; 113 — винт настройки переключателя клапанов II перепуска воздуха; 114, 116 — пояски золотников; 115 — клапан переключения подачи воздуха; 118 — отверстие золотника; 119 — золотник переключателя клапанов I перепуска воздуха; 121 — электроконтакт флюгирования по предельным оборотам; 122 — винт настройки переключателей клапанов I; 125 — сервопоршень рейки датчика оборотов; 127 — игла регулятора оборотов малого газа; 129 — винт ограничителя максимальных оборотов; 132, 133 — перемычки маятника; 134 — маятник; 135 — упор минимального угла наклона шайбы; 137 — сервопоршень наклонной шайбы.

НАСОС-ДАТЧИК НД-24М

Насос-датчик НД-24М включает в себя следующие основные элементы: плунжерный насос переменной производительности, датчик оборотов с ограничителем максимальных оборотов и переключателями клапанов перепуска воздуха из компрессора, датчик регулятора оборотов малого газа, датчик автоматического флюгирования по предельным оборотам.

Насос НД-24М имеет привод от двигателя через рессору. При вращении ротора 7 насоса, благодаря наклонному положению шайбы 4 (на схеме шайба показана в нейтральном положении, соответствующем нулевой производительности), плунжеры 6, прижатые к поверхности наклонной шайбы, совершают возвратно-поступательное движение в своих гнездах, расположенных в роторе. При движении плунжеров топливо засасывается через всасывающее окно 2 золотника ротора и выталкивается через нагнетательное окно в магистраль 15 высокого давления.

Количество подаваемого насосом топлива определяется числом оборотов ротора, давлением в магистрали 15 и наклоном шайбы 4. Основным из указанных факторов является наклон шайбы 4.

Наклонная шайба 4 удерживается в определенном положении при равновесии всех сил, действующих на сервопоршень 137. Такими силами, действующими сверху (по схеме), являются сила от штока, зависящая в основном от величины угла наклона шайбы 4 и величины давления топлива в магистрали 15, и сила от давления топлива в полости поршня со стороны штока (давление топлива равно давлению в магистрали 15).

Снизу действуют силы от пружины и сила от давления топлива в полости 136.

При нарушении равновесия сил сервопоршень 137 перемещает наклонную шайбу штоком, шарнирно соединенным с корпусом подшипника шайбы. Управление перемещением наклонной шайбы осуществляется изменением силы давления топлива в полости 136.

При увеличении этого давления сервопоршень перемещается вверх, увеличивая угол наклона шайбы, т. е. увеличивая подачу топлива. Ограничителем максимального угла наклона шайбы 4 служит винт 5. При уменьшении давления сервопоршень перемещается вниз на уменьшение подачи топлива. Ограничителем минимального угла наклона шайбы служит упор 135.

Величина давления в полости 136 и в связанных с ней каналах зависит от давления на входе в эту полость (перед жиклером 9), равного давлению в магистрали 15, и от соотношения проходных сечений на входе в полость 136 и на выходе из нее (входным является сечение жиклера 9, выходным — сечение канала 126, открываемое кромкой лыски 110 рейки 109, или в АДТ — сечение в клапане 73 или 44).

Изменение давления в полости 136, а следовательно, и управление сервопоршнем топливного насоса контролируется одним из трех элементов: на рабочих режимах и при даче приемистости — клапаном 44 дифференциального клапана АДТ-24М; при запуске — клапаном 73 автомата запуска;

при достижении максимальных оборотов двигателя — кромкой лыски 110 ограничителя максимальных оборотов.

Схема включения указанных элементов такова, что любой из них будет уменьшать подачу топлива, если этого требует его настройка, независимо от работы других элементов.

Топливо от плунжерного насоса идет на питание двигателя и в качестве рабочей жидкости для сервомеханизмов обоих агрегатов топливрегулирующей аппаратуры и клапанов, управляющих клапанами перепуска воздуха.

В связи с тем, что работа регулирующих элементов и сервомеханизмов основана на проходе топлива через отверстия малого сечения (жиклеры, клапаны и т. п.), в агрегатах НД-24М и АДТ-24М установлены фильтры тонкой очистки, через которые топливо поступает к указанным элементам. Внутри фильтров смонтированы шариковые клапаны, которые в случае загрязнения фильтров пропускают неочищенное топливо в систему.

В агрегатах НД-24М и АДТ-24М также имеются клапаны постоянного давления (КПД), обеспечивающие вспомогательные сервомеханизмы постоянным давлением топлива. Благодаря этому характеристики указанных механизмов не зависят от изменения давления топлива на выходе из насоса.

Работа агрегата НД-24М

Топливо от подкачивающего насоса БНК-10И под давлением 2,5—3,0 кг/см² через фильтр 1 поступает к плунжеру 6 насоса. Повышая давление в пределах 10—85 кг/см², плунжерный насос подает топливо в канал 15 высокого давления. Из канала 15 топливо идет в агрегат АДТ-24М и одновременно через фильтр тонкой очистки 8 — к клапану постоянного давления 12 и в полость сервопоршня 137.

Клапан 12 устроен так, что, пропуская топливо по своим внутренним каналам в канал 10, он при увеличении давления в этом канале перемещается вниз, а при уменьшении давления в нем перемещается вверх. Кромка 11 клапана соответственно уменьшает или увеличивает входное сечение, поддерживая таким образом постоянное давление в канале 10.

От клапана постоянного давления топливо идет к маятнику датчика оборотов и к переключателям клапанов перепуска воздуха из компрессора двигателя.

Датчик оборотов связан с механизмом ограничителя максимальных оборотов, с датчиком автофлюгера и переключателями клапанов перепуска воздуха и управляет ими. Силовой орган датчика — сервопоршень 125 с рейкой 109 устанавливается в определенное положение, соответствующее оборотам двигателя; в нужные моменты рейка 109 проточками и отверстиями открывает путь топливу к указанным выше механизмам.

Из магистрали 10 постоянного давления топливо подводится к глухой выемке на торце маятника 134.

Выемка ограничена перемычками 133 и 132, прикрывающими верхние (по схеме) отверстия каналов 130 и 131, диаметр которых больше ширины перемычек. Поэтому в среднем положении маятника 134 каналы 130 и 131 одновременно сообщаются с выемкой маятника и со сливом. Вследствие этого давле-

ние в полостях 124 и 120, связанных соответственно с каналами 131 и 130, становится меньше, чем давление на подводе к маятнику.

При смещении маятника 134 от среднего положения изменяется соотношение проходных сечений верхних отверстий каналов 130 и 131; в результате этого изменяется перепад давлений на сервопоршне 125, который начнет перемещаться.

Положение маятника 134 контролируется грузиками 104, центробежная сила которых при увеличении оборотов смещает маятник влево, преодолевая натяжение пружины 105. При этом площадь сечения, соединяющего канал 130 с выемкой маятника, становится больше, чем сечение канала 131. И, наоборот, площадь сечения, соединяющего канал 130 со сливом, будет меньше, чем сечение канала 131. Поэтому давление в полости 120 возрастет и станет больше, чем в полости 124. Сервопоршень 125 с рейкой 109 начнет перемещаться влево, рейка 106 будет двигаться вверх на затяжку пружины 105. Рейка 106 с рейкой 109 сочленяется шестернями и валликом 108.

Рейки 106 и 109 будут перемещаться до тех пор, пока не уравнивается сила натяжения пружины 105 и центробежные силы грузиков 104 и маятник 134 не займет нейтрального положения.

При уменьшении оборотов процесс происходит в обратном порядке.

Максимальные обороты двигателя ограничиваются следующим образом.

При максимальных оборотах двигателя сервопоршень 125 с рейкой 109, смещаясь влево, придет в такое положение, при котором лыска 110 на рейке 109 соединит каналы 126 и 111. Таким образом, полость 136 под сервопоршнем 137 насоса будет сообщена со сливом и давление в ней упадет.

Падение давления в полости 136 приведет к уменьшению подачи топлива, а следовательно, и к уменьшению оборотов двигателя.

Подача топлива может уменьшиться только до минимального расхода, соответствующего углу установки наклонной шайбы на упоре 135. Ограничитель максимальных оборотов настраивается винтом 129. Если при уменьшении подачи топлива обороты двигателя будут расти, сервопоршень 125, продолжая перемещаться влево, сместит втулку 123, которая через рычаг нажмет на кнопку электроконтактора 121 электрической цепи флюгирования винта.

Переключателем клапанов перепуска воздуха I (из VIII ступени компрессора) является пояска 116 на золотнике 119, а переключателем клапанов перепуска воздуха II (из V ступени) — пояска 114 золотника 112.

На определенных оборотах пояска 116 золотника 119 станет в такое положение, при котором отверстие 118 через полость рейки 109 соединит внутреннюю полость сильфона 117 с каналом 10 постоянно высокого давления. Шток сильфона 117 под действием давления топлива прижмет клапан 115 к седлу и сообщит полости сервопоршней клапанов перепуска воздуха I, находящихся на двигателе, с атмосферой. Клапаны I откроются.

При увеличении оборотов двигателя рейка 109 переместится влево, подача топлива в сильфон пре-

кратится, полость сильфона 117 через отверстие в рейке 109 и проточку золотника 119 сообщится со сливом (при дальнейшем движении рейки влево отверстие 118 непосредственно сообщится с каналом слива 111), клапан 115 пружиной прижмется к верхнему седлу, и в полости сервопоршней клапанов перепуска воздуха I будет подаваться давление воздуха за компрессором. Клапаны I закроются.

Аналогично работает переключатель клапанов II. Для переключателя клапанов II функции пояска 116 и отверстия 118 выполняют пояска 114 и отверстие рейки 112.

Клапан II срабатывает при больших оборотах двигателя, чем клапан I.

Настройка переключателей клапанов I и II производится соответственно винтами 122 и 113.

АВТОМАТ ДОЗИРОВКИ ТОПЛИВА АДТ-24М

Автомат дозировки топлива включает в себя следующие элементы:

— баростат с дозирующей иглой и предохранительным клапаном; дозирующая игла служит также запорным краном, прекращающим подачу топлива в двигатель;

— дифференциальный клапан (клапан перепада), поддерживающий заданный перепад давления топлива на дозирующей игле;

— рычаг управления с гидрозамедлителем, воздействующим на пружину дифференциального клапана;

— распределительный клапан РК, служащий для получения необходимой зависимости расхода топлива от давления перед РК;

— автомат запуска АЗ;

— исполнительный механизм ограничителя крутящего момента;

— исполнительный механизм ограничителя температуры газов в сопле;

— электромагнитный клапан МКТ-5 прекращения и начала подачи топлива (останов, автоматическое флюгирование, начало подачи топлива на запуске); клапан управляет дозирующей иглой баростата;

— гидроннемоостанов для аварийного прекращения подачи топлива в двигатель;

— кран, блокирующий систему автоматического флюгирования по отрицательной тяге по углу поворота рычага управления двигателем;

— клапан стравливания воздуха из агрегата АДТ-24М;

— электроконтакторы (№ 1 и 2), перенастраивающие регулятор температуры газов в сопле при запуске и переходе с номинального режима на максимальный и обратно;

— электроконтактор (№ 3), блокирующий электроцепь автоматического флюгирования по углу поворота рычага управления в системе флюгирования по крутящему моменту;

— привод к датчику УПРТ-2 (указателя положения рычага топлива);

— обратный клапан на выходе топлива из АДТ к рабочим форсункам;

— электромагнитный клапан корректора оборотов МКТ-4.

Работа АДТ-24М

Подача топлива в двигатель

От насоса-датчика НД-24М топливо под высоким давлением и с заданным расходом поступает по трубопроводу 15 к дозирующей игле 21 агрегата АДТ-24М. При открытой дозирующей игле топливо по каналу 101 поступает к распределительному клапану 102 (РК), отжимает его и затем через топливный коллектор подается к форсункам двигателя. Распределительный клапан 102 обеспечивает заданный расход топлива двигателем в зависимости от давления перед распределительным клапаном.

Для ограничения максимального давления в канале 101 служит отверстие 98 в клапане 102. С увеличением давления в канале 101 клапан смещается и открывает путь топливу через отверстие 98 из канала 101 на слив. Течь топлива из АДТ в камеру сгорания при остановке двигателя и при неработающем двигателе предотвращается обратным клапаном 103, введенным в штуцер подачи рабочего топлива. Клапан обеспечивает герметичность до давления $1,6 \text{ кг/см}^2$ перед клапаном.

Прекращение (начало) подачи топлива в двигатель производится закрытием (началом открытия) дозирующей иглы 21, которой в этом случае управляет клапан 28 электромагнита 30.

При срабатывании электромагнита клапан 28 сощасает между собой полости иглы 21 над поршнем и под поршнем. Под давлением пружины игла опускается на седло, перекрывая путь топливу в канал 101.

Аварийное прекращение подачи топлива в двигатель осуществляется поршнем 31 гидроостанова, который дает команду на закрытие дозирующей иглы 21 при подводе к нему гидросмеси под давлением $30\text{--}70 \text{ кг/см}^2$. Для устранения заброса давления при резком закрытии дозирующей иглы 21 в агрегате установлен предохранительный клапан 13. Клапан срабатывает при перепаде давлений, превышающем на $3\text{--}4 \text{ кг/см}^2$ максимальный перепад на дозирующей игле, устанавливаемый дифференциальным клапаном. В этом случае топливо пропускается из магистрали 15 на слив через канал 14

Регулирование подачи топлива на заданном режиме работы двигателя

На установившихся режимах работы двигателя дозирование расхода топлива осуществляется в зависимости от проходного сечения дозирующей иглы 21 и перепада давления в полостях перед этой иглой и после нее (разность давлений в каналах 15 и 101).

Положение дозирующей иглы 21 устанавливается баростатом в зависимости от величины давления воздуха на входе в двигатель. Чем больше это давление, тем больше проходное сечение, открываемое дозирующей иглой, и больше расход топлива при неизменном перепаде давлений.

Перепад давлений перед дозирующей иглой и после нее пропорционален давлению внутри сиффона 48 дифференциального клапана (вернее, пропорционален разности давления в сиффоне 48 и

давления слива). Изменение давления в сиффоне, а следовательно, и величины перепада перед дозирующей иглой 21 и после нее производится изменением затяжки пружины 47. Регулирование заданной величины перепада производится клапаном 44, воздействующим на сервопоршень 137 насоса НД-24М

Затяжка пружины 47 меняется при перемещении сервопоршня 69. Перемещение сервопоршня пропорционально углу поворота рычага управления двигателем. Следовательно, на установившихся режимах количество топлива, поступающего в двигатель, определяется давлением воздуха на входе в двигатель и положением рычага управления.

На режиме «Малый газ» постоянные обороты двигателя поддерживаются регулятором оборотов малого газа, который при уменьшении оборотов увеличивает, а при увеличении оборотов уменьшает подачу топлива.

При достижении предельных оборотов, предельного крутящего момента двигателя или предельной температуры газов в сопле подачи топлива начинают управлять соответствующие ограничители.

На неустановившихся режимах (запуск, приемистость) подача топлива регулируется автоматом запуска и замедлителем.

Работа узлов автомата дозировки топлива

Клапан постоянного давления

За фильтром 23 тонкой очистки топливо, поступающее к сервомеханизмам топливорегулирующей аппаратуры, подходит к клапану 25 постоянного давления (КПД). Клапан кромкой проточки 26 регулирует сечение и перепускает топливо по внутренним каналам клапана в канал 33. При увеличении давления в канале 33 клапан 25, преодолевая силу затяжки пружины 36, уменьшает кромкой проточки 26 дросселируемое сечение. При падении давления в канале 33 дросселируемое сечение увеличивается.

Кроме поддержания постоянного давления, клапан 25 обеспечивает открытие дозирующей иглы при запуске. Пока давление в канале 33 не достигнет при запуске заданной величины, пружина 36 будет удерживать клапан 25 в верхнем положении и проточка 35 разобшит каналы 24 и 34.

При этом через жиклер 39 топливо протекать не будет, давление внутри сиффона 48 станет равным давлению слива, клапан 44 будет закрыт и перестанет воздействовать на сервопоршень 137 топливного насоса в сторону уменьшения подачи топлива. В этом случае давление в канале 15 будет достаточным для открытия дозирующей иглы 21.

Баростат с дозирующей иглой

Основными элементами баростата являются анероид 18, рычаг 17, пружины 22, 16, 19 и 29, дозирующая игла 21 с сервопоршнем, клапан 27 и жиклер 32.

Баростат служит для корректирования подачи топлива по давлению на входе в двигатель при изменении высоты и скорости полета. Каждому значению этого давления соответствует определенное по-

ложение дозирующей иглы, а следовательно, и открываемое проходное сечение.

При изменении давления на входе в двигатель изменяется сила, создаваемая анероидом 18. С уменьшением давления сила действия анероида 18 на рычаг 17 увеличится, равновесие рычага нарушится, и клапан 27 начнет увеличивать проходное сечение на слив топлива из полости 20. В результате этого давление в полости 20 уменьшится.

Уменьшение давления в полости 20 заставит сервопоршень перемещаться вниз, уменьшая затяжку пружин 19 и 29, что приведет к перемещению рычага 17 и прикрытию клапана 27. Дозирующая игла 21 перемещается до тех пор, пока не наступит равновесие сил, действующих на рычаг и иглу.

При увеличении давления на входе в двигатель процесс протекает в обратном порядке.

Дифференциальный клапан

Дифференциальный клапан поддерживает заданный перепад давлений в полостях перед дозирующей иглой 21 и после нее. Клапан состоит из сильфона 48, пружины 47, клапана 44, рычага 43, пружины 42, жиклеров 53 и 39, мембраны 49 и клапана 50.

Мембрана 49 поддерживает давление в правой мембранной полости (между жиклером 39 и клапаном 50), равным давлению в левой мембранной полости. В левую полость подводится давление после дозирующей иглы 21, а так как давление перед жиклером 39 равно давлению перед дозирующей иглой, то в этом случае мембрана 49 уравнивает перепад давлений, действующих на жиклер 39 и иглу 21.

При повышении давления топлива в правой полости мембрана смещается влево и увеличивает проходное сечение клапана 50. В результате изменения проходного сечения клапана 50 давление в обеих полостях уравнивается.

Перепад давлений, действующих на жиклер 39 и на дозирующую иглу 21, можно менять как изменением перепада давления на жиклере 53, так и изменением соотношений сечений жиклеров 53 и 39.

Проходное сечение жиклера 39 регулируется винтом 37, перепад давлений на сильфоне 48 и на жиклере 39 изменяется затяжкой пружин 47 и 42.

В случае отклонения перепада на сильфоне 48 от настроенного пружинами 47 и 42 нарушается равновесие рычага 43, что приводит к изменению проходного сечения клапана 44. Изменение сечения клапана 44 меняет соотношение входного сечения (жиклера 9) и выходного сечения (клапана 44) из полости 136. Это приводит к изменению давления в полости 136 и благодаря перемещению сервопоршня 137 топливного насоса к изменению подачи топлива.

Гидрозамедлитель

Гидрозамедлитель предупреждает помпаж, обеспечивая плавную перестройку режима работы двигателя при резком перемещении рычага управления двигателем. Основные элементы гидрозамедлителя:

пружина 46, сервопоршень 69, рейка 70, шток 67 и дроссельные пакеты 82 и 45.

Давление в полости 68 при равновесии сервопоршня 69 будет равно давлению в канале между дроссельными пакетами 82 и 45. Величина этого давления зависит от соотношения проходных сечений на входе (пакет 82) и на выходе (отверстие 71, дросселируемое кромкой рейки 70).

На установившихся режимах сервопоршень 69 устанавливает относительно рейки 70 сечение выходного отверстия 71 нужной величины.

При повороте рычага управления рейка 70 смещается, открывая или закрывая отверстие 71. Равновесие сервопоршня 69 нарушается, и он будет перемещаться до тех пор, пока отверстие 71, дросселируемое кромкой рейки 70, не достигнет нужной величины.

Скорость перемещения сервопоршня 69 влево (на увеличение режима) определяется сопротивлением дроссельных пакетов 82 и 45, включенных последовательно.

Скорость перемещения сервопоршня вправо определяется сопротивлением дроссельного пакета 45. На штоке 67 имеется проточка 72, отключающая подвод топлива высокого давления к автомату запуска при переходе на большие режимы работы двигателя.

Автомат запуска

Автомат запуска дозирует подачу топлива в двигатель в процессе запуска (до выхода на режим малого газа) в зависимости от атмосферного давления воздуха и давления за компрессором.

Автомат запуска состоит из клапана 73, сухаря 74 с мембраной, пружин, мембраны 77, рычага 75, иглы 76 и воздушного фильтра 79 с шариковым клапаном 81 и жиклерами 80 и 78.

На рычаг 75 действует сила давления топлива под сухарем 74, а с другой стороны — сила давления воздуха на мембрану 77. В нижнюю полость мембраны 77 подводится давление воздуха за компрессором, скорректированное жиклерами 80 и 78. Игла 76 воспринимает усилие от мембраны, зависящее от разности давления за компрессором и атмосферного давления и затяжки пружин, действующих на мембрану. Для равновесия рычага 75 необходимо, чтобы изменению усилия на рычаг от иглы 76 соответствовало изменение усилия под сухарем 74.

Запуск производится при положении рычага управления двигателем на упоре 57. В этом случае полость перед сухарем 74 отключается проточкой 72 штока 67 от канала 66 (от слива) и соединяется с каналом 65, который соединен с каналом 101. Давление в канале 101 однозначно связано с расходом топлива через распределительный клапан. Следовательно, в процессе запуска давление перед сухарем 74 характеризует расход топлива.

При нарушении равновесия сил, действующих на рычаг 75, клапан 73 изменяет свое проходное сечение, что в свою очередь изменяет давление в полости 136 и приводит к изменению подачи топлива.

На режиме выше режима малого газа автомат запуска выключается; при этом канал 65 отсекается, а полость под сухарем 74 сообщается проточкой

72 со сливом через канал 66; при увеличении давления за компрессором выше заданного вступает в действие предохранительный клапан 81.

Выключение автомата запуска проточкой 72 исключает возможное вмешательство его в работу основного агрегата на больших режимах, а клапан $\delta 1$ предохраняет детали автомата от лишних нагрузок.

Исполнительный механизм ограничителя максимальной температуры газов в реактивном сопле

Исполнительный механизм ограничителя максимальной температуры газов в реактивном сопле является частью электронного ограничителя температуры ПРТ. Исполнительный механизм ограничителя температуры состоит из перепускной иглы 84, втулки 83, пружины 89, винта 90, электромеханизма 87 с поводком 86 и упора 88.

На двигателе установлен комплект термодпар, которые замеряют температуру газов в сопле и подают сигнал, пропорциональный замеренной температуре газов, на усилитель регулятора температуры УРТ-24А. Преобразованный в усилителе сигнал при увеличении температуры газов выше заданной поступает на электромеханизм 87 (ИМ-24А) в АДТ-24М. Электромеханизм 87 через поводок 86 перемещает перепускную иглу 84 вниз. При этом часть дозированного автоматом АДТ-24М топлива сливается через отверстие 85. Уменьшение количества топлива, поступающего в двигатель, уменьшает температуру газов.

Настройка регулятора температуры на заданную величину производится в электронном устройстве в зависимости от режима работы двигателя (запуск, номинал, взлет), а команда на перестройку регулятора температуры подается от электроконтакторов (№ 1 и 2) 55 и 56 в зависимости от положения рычага управления двигателем.

Исполнительный механизм ограничителя максимального крутящего момента

Исполнительный механизм ограничителя крутящего момента представляет собой, по существу, ограничитель давления масла в системе измерителя крутящего момента (ИКМ) и состоит из следующих основных элементов: клапана 93, пружины 94, рычага 92 и сухаря с мембраной 91.

Давление масла в ИКМ передается в агрегат АДТ-24М от датчика, установленного на двигателе. Величина давления масла пропорциональна крутящему моменту. Настройка ограничителя на предельное значение давления масла производится пружиной 94.

При увеличении давления масла выше настроенного нарушается равновесие рычага 92, клапан 93 открывается и уменьшает давление в полости 97, что приводит к перемещению мембраны с перепускной иглой 99 вниз (по схеме). Перепускная игла 99

при этом открывает канал 100 и часть дозированного топлива перепускается на слив. Уменьшение количества топлива, поступающего в двигатель, приводит к уменьшению крутящего момента и давления масла в ИКМ.

Электроконтакторы

Электроконтакторы 55 и 56 предназначены для перенастройки регулятора температуры газов в сопле по углу поворота рычага управления двигателем, а электроконтактор 58 — для блокировки электроцепи автоматического флюгирования по крутящему моменту.

Электроконтакторы размещены в коробке и срабатывают (замыкают или размыкают цепь) от кулачков на валике 51, поворачиваемом вместе с валиком 59 рычага управления двигателем. Момент срабатывания электроконтакторов по углу поворота рычага управления регулируется винтами 52. Винты 60 служат для регулировки зазора между кулачками и штифтами электроконтакторов.

Кран автофлюгера

Кран автофлюгера служит для выключения системы автофлюгера по отрицательной тяге на малых режимах работы двигателя (на углах, меньших $24-28^\circ$ по УПРТ).

При повороте рычага управления двигателем на увеличение режима кран автофлюгера на углах $24-28^\circ$ по УПРТ запирает полость регулятора оборотов, связанную трубкой с золотником 62. Давление масла в этой полости повышается до 15 кг/см^2 , что соответствует включению системы автофлюгера.

На углах, меньших $24-28^\circ$ по УПРТ, золотник 62 сообщает полость регулятора оборотов через канал 63 со сливом, что приводит к выключению системы автофлюгера по отрицательной тяге.

Регулятор оборотов малого газа

Регулятор оборотов малого газа поддерживает обороты двигателя на режиме «Малый газ». Датчик регулятора оборотов малого газа расположен на агрегате НД-24М и состоит из иглы регулятора 127 и втулки 128. Исполнительный механизм регулятора размещен на агрегате АДТ-24М и включает в себя диафрагму с упором 38, пружину 42 и клапан 44. Датчик и исполнительный механизм соединены между собой трубопроводом.

Регулятор оборотов поддерживает обороты двигателя на режиме малого газа за счет изменения подачи топлива в двигатель.

В процессе запуска, пока обороты двигателя ниже настроенных оборотов малого газа, вырез 107 в игле 127 перекрыт втулкой 128, поэтому давление топлива в полости 41 равно давлению за клапаном постоянного давления 25. Этим давлением диафраг-

ма установлена на крайний правый (по схеме) упор. Это соответствует дополнительному натяжению пружины 42, что увеличивает расход топлива и тем самым обеспечивается интенсивный набор оборотов в конце запуска.

При достижении настроенных оборотов малого газа игла 127, перемещаясь вверх, открывает через вырез 107 слив топлива из полости 41. Давление в этой полости падает, диафрагма 38, перемещаясь влево, расслабляет пружину 42, расход топлива уменьшается до величины, соответствующей режиму малого газа.

При уменьшении оборотов ниже настроенных расход топлива будет увеличиваться.

При перемещении рычага управления в сторону увеличения режима увеличивается натяжение пружины 47. Одновременно регулятор оборотов малого газа, поддерживая настроенное число оборотов, снижает давление в полости 41 и расслабляет пружину 42. Поэтому при перемещении рычага управления в диапазоне 0—6° по УПРТ-2 расход топлива практически не меняется.

После того как диафрагма сядет на упор 40, регулятор оборотов малого газа будет выключен из работы и расход топлива будет меняться только в соответствии с натяжением пружины 47.

Клапан выпуска воздуха

Для выпуска воздуха или паров топлива из внутренних полостей агрегата АДТ-24М, которые могут нарушить нормальную работу агрегата, предусмотрен специальный клапан 54.

Выпуск воздуха производится нажатием на шарик клапана специальным приспособлением.

Исполнительный механизм электрического корректора оборотов

Для повышения устойчивости оборотов двигателя при работе ограничителей температуры газов и крутящего момента, а также для уменьшения заброса оборотов (выше равновесных) при приемистости на двигателе имеется электронное устройство. Это устройство замеряет обороты двигателя и преобразует их в электрический сигнал (напряжение), который подается в исполнительный механизм корректора.

Исполнительный механизм корректора состоит из электромагнита 95 и клапана 96.

При отклонении равновесных оборотов в сторону увеличения электронное устройство подает в виде отдельных импульсов напряжение на электромагнит 95, клапан 96 открывается и давление в полости 97 перепускной иглы падает. В результате этого игла 99 перемещается вниз и перепускает часть дозированного автоматом топлива на слив. Уменьшение подачи топлива в двигатель приводит к уменьшению оборотов.

При восстановлении равновесных оборотов напряжение с электромагнита снимается, клапан 96 закрывается, перепускная игла возвращается в прежнее положение.

СИСТЕМА ПРЕДЕЛЬНОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ (ПРТ) И КОРРЕКЦИИ ОБОРОТОВ

Система предельного регулирования температуры (ПРТ) предназначена для ограничения заданных значений температуры газов за турбиной в зависимости от положения рычага управления двигателем и статического давления окружающей среды.

Ограничение температуры газов за турбиной осуществляется путем уменьшения подачи топлива в двигатель исполнительным механизмом ИМ-24А системы ПРТ.

При давлении окружающего воздуха 760 мм рт. ст. система ПРТ ограничивает следующие температуры газов за турбиной: —

| | |
|--|--------|
| при запуске (0—7°±1° по УПРТ) | 720° С |
| на режимах от малого газа до номинального (7±1°—72,5±1° по УПРТ) | 435° С |
| на максимальном режиме (72,5±1°—100° по УПРТ) | 485° С |

Система ограничения температуры включает в себя следующие элементы: шесть двояных термопар Т-80 с соединительной колодкой К-80 и компенсационными проводами; усилитель системы ограничения температуры УРТ-24А; датчик высотной коррекции ДДП1-1000А; исполнительный механизм ИМ-24А; усилитель корректора оборотов УКО-24Б; датчик корректора оборотов ДТЭ-1; исполнительный механизм корректора оборотов МКТ-4; выключатели системы ПРТ и ее контроля.

Термопары Т-80 и датчик ДТЭ-1 устанавливаются на двигателе, исполнительные механизмы ИМ-24А и МКТ-4 — на АДТ-24М, агрегаты УРТ-24А, ДДП1-1000А и УКО-24Б — на переднем силовом шпангоуте gondoly двигателя, выключатели — на щитке запуска.

Сдвоенные термопары Т-80 служат для выдачи сигналов, пропорциональных температуре газов за турбиной, на усилитель регулятора температуры и на измеритель температуры газов.

Усилитель регулятора температуры УРТ-24А является сравнительным и усилительным органом системы регулирования температуры. В усилителе выдаваемая блоком термопар термоэлектродвижущая сила (соответствующая осредненной температуре заторможенного газового потока за турбиной) «сравнивается» со стабилизированным опорным напряжением задатчика, которое по характеристике термопар соответствует температуре ограничения на данном режиме.

При разности ЭДС термопар и напряжения задатчика, равной нулю, исполнительный механизм системы ИМ-24А не включается. Если ЭДС термопар превышает напряжение задатчика, то УРТ-24А включает исполнительный механизм ИМ-24А, который перемещает перепускную иглу в АДТ-24М на слив части дозированного топлива.

Если ЭДС термопар меньше напряжения задатчика, то УРТ-24А включает исполнительный механизм ИМ-24А, который перемещает перепускную иглу в сторону прекращения перепуска топлива.

Усилитель УРТ-24А комплектуется совместно с датчиком высотной коррекции ДДП1-1000А, который корректирует напряжение задатчика в усили-

теле регулятора температуры в зависимости от высоты полета.

Исполнительный механизм ИМ-24А представляет собой двигатель переменного тока, получающий питание от усилителя УРТ-24А. Двигатель через редуктор вращает поводок 86, который перемещает перепускную иглу 84 регулятора температуры в АДТ-24М.

Электрический корректор оборотов

Электрический корректор оборотов стабилизирует обороты двигателя на установившихся и переменных режимах.

В систему электрического корректора оборотов входят датчик корректора оборотов ДТЭ-1, усилитель корректора оборотов УКО-24Б, исполнительный механизм корректора оборотов — электромагнитный клапан МКТ-4.

В случае превышения режимных оборотов на $0,5 \pm 0,15\%$ усилитель корректора оборотов УКО-24Б, получив сигнал от ДТЭ-1, подает в виде импульсов команду на электромагнитный клапан МКТ-4. Клапан, открываясь, уменьшает давление в полости 97 под мембраной иглы 99. В этом случае игла перемещается на уменьшение подачи топлива в двигатель и двигатель снижает обороты до равновесных.

ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

34. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Противопожарное оборудование самолета состоит из стационарной противопожарной системы и ручных переносных огнетушителей.

В качестве огнегасящего состава в огнетушителях стационарной противопожарной системы применен состав «3,5». Переносные огнетушители заряжаются углекислотой. Стационарная противопожарная система самолета предназначена для обнаружения и ликвидации пожара в наиболее пожароопасных местах: в гондолах двигателей, в двигателях и в крыле — в местах расположения топливных баков. Принципиальная схема стационарной противопожарной системы показана на фиг. 143.

Стационарная противопожарная система состоит из противопожарной системы самолета и противопожарной системы двигателей. Обе системы имеют общие электросистему (фиг. 144) и щиток пожаротушения.

35. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТА

Противопожарная система самолета (см. фиг. 143, фиг. 145) служит для обнаружения и ликвидации пожара в любом из четырех отсеков: в отсеке левой части крыла; в отсеке гондолы левого двигателя; в отсеке правой части крыла; в отсеке гондолы правого двигателя.

Система включает в себя шесть огнетушителей ОС-8М, два блока электромагнитных кранов 781100, обратные клапаны, систему сигнализации пожара ССП-2А, распылительные коллекторы и трубопроводы с арматурой.

Огнетушители ОС-8М установлены на специальной платформе в хвостовой части гондолы левого двигателя и закреплены в гнездах платформы хомутами. Огнетушители развернуты циферблатами манометров к лючку в обшивке правого борта гондолы. На внутренней поверхности крышки лючка укреплена табличка, указывающая величины давления состава внутри заряженных огнетушителей при различных температурах наружного воздуха.

Управление огнетушителями ОС-8М — электрическое, осуществляется из кабины летчиков со щитка пожаротушения кнопками и автоматически — от датчиков системы сигнализации. Огнетушители срабатывают в две очереди, по три в каждой очереди. Автоматически срабатывает только первая очередь огнетушителей.

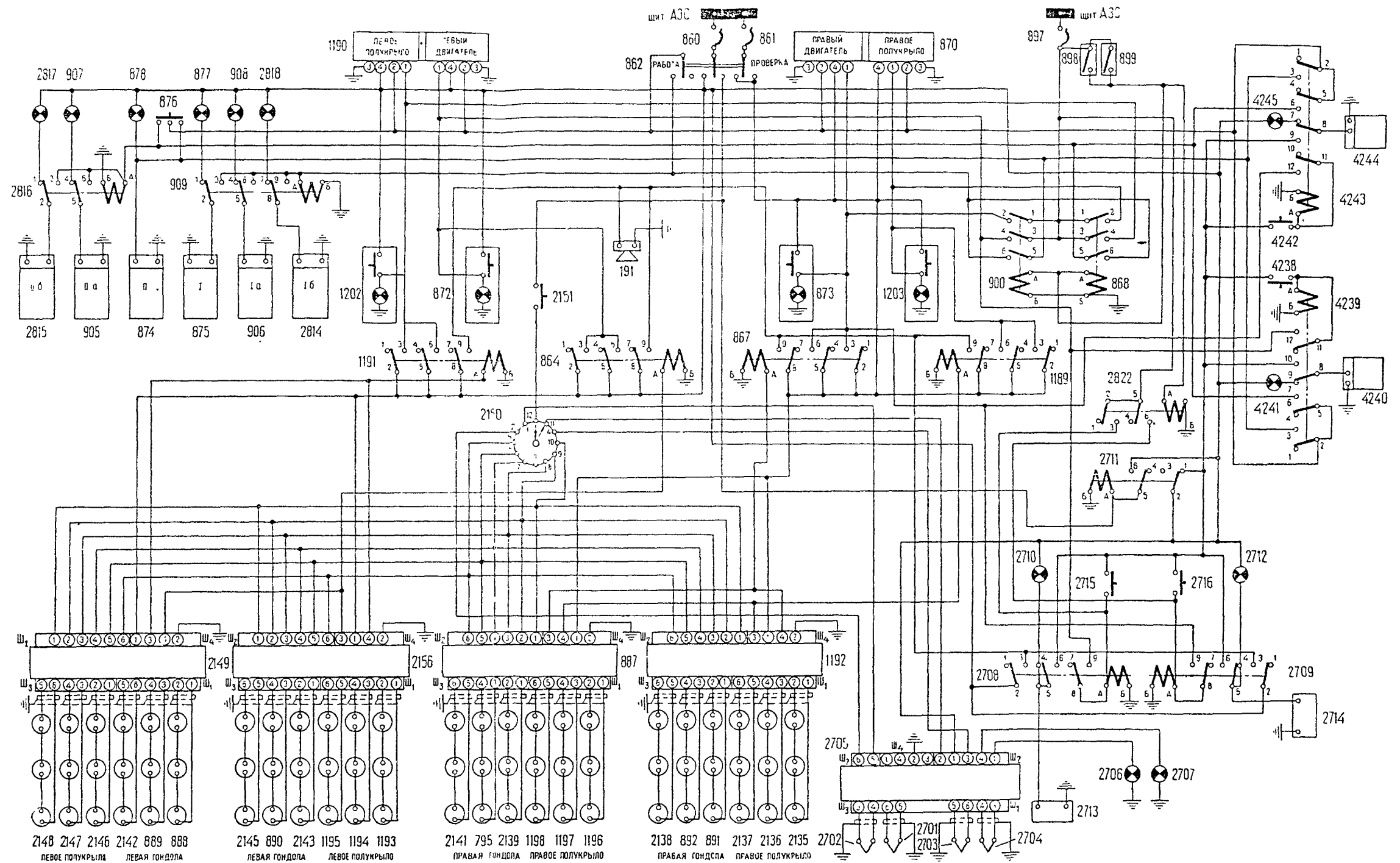
Каждая очередь огнетушителей ОС-8М через обратные клапаны включена в общий трубопровод сечением $20 \times 0,5$ мм, по которому огнегасящий состав подводится к двум блокам электромагнитных пожарных кранов 781100. Блоки пожарных кранов установлены в гондолах двигателей на стенках шпангоутов 10. Общий трубопровод от огнетушителей проходит по правой стенке левой гондолы и подходит к тройнику на левом блоке пожарных кранов. От тройника трубопровод по заднему лонжерону центроплана подведен к блоку пожарных кранов в гондоле правого двигателя.

Блоки пожарных кранов имеют по два электромагнитных крана. От каждого электромагнитного крана трубопровод идет в один из отсеков к распылительным коллекторам. Левый блок пожарных кранов подводит состав «3,5» в отсек гондолы левого двигателя и в отсек левой части крыла, правый блок пожарных кранов — в отсек гондолы правого двигателя и в отсек правой части крыла.

Управление электромагнитными кранами, как и огнетушителями, дистанционное, осуществляется со щитка пожаротушения вручную или автоматически — от датчиков системы сигнализации.

При аварийных посадках самолета с убраным шасси управление огнетушителями ОС-8М и пожарными кранами осуществляется от двух концевых выключателей, расположенных на нижней обшивке фюзеляжа между шпангоутами 14—15 и 30—31. При замыкании одного из них открываются все пожарные краны, срабатывают все огнетушители стационарной системы и огнегасящий состав подается одновременно во все четыре отсека.

Каждый механизм аварийного включения противопожарной системы (фиг. 146) состоит из концевого выключателя 2, пружинной пластины 3 и нажимного штыря 4. Нажимной штырь имеет отверстие,



Фиг. 144. Электросхема противопожарной системы (обозначения даны в соответствии с принципиальной электросхемой самолета)

795, 888 — 891, 1193 — 1198, 2135 — 2139, 2141 — 2143, 2145 — 2148 — датчики ДПС-1АГ системы сигнализации пожара системы ССП-2А; 860, 861 — автоматы защиты сети; 862 — выключатель противопожарной системы; 864, 867 — реле включения противопожарной системы при пожаре в отсеках левого и правого двигателей; 868 — контактор аварийного включения противопожарной системы; 870, 1190 — блок пожарных кранов; 872, 873, 1202, 1203 — лампы-кнопки сигнализации о пожаре в левой и правой gondолах и в крыле; 874, 905, 2815 — пиропатроны огнетушителей ОС-8М второй очереди; 875, 906, 2814 — пиропатроны огнетушителей ОС-8М первой очереди; 877, 908, 2818 — лампы сигнализации срабатывания огнетушителей первой очереди; 878, 907, 2817 — лампы сигнализации срабатывания огнетушителей второй очереди; 887, 2156 — исполнительные блоки правого и левого двигателей; 897 — автомат защиты сети; 898, 899 — концевые выключатели аварийного включения системы пожаротушения; 900 — контактор аварийного включения противопожарной системы; 909, 2816 — реле включения пиропатронов огнетушителей ОС-8М; 1189, 1191 — реле включения противопожарной системы при пожаре в отсеках крыла; 1192, 2149 — исполнительные блоки крыла; 2150 — переключатель проверки датчиков; 2151 — кнопка проверки; 2701 — 2704 — датчики ДТБ-2 сигнализации пожара в двигателях; 2705 — исполнительный блок системы ССП-7; 2706, 2707 — лампы сигнализации пожара в левом и правом двигателях; 2708, 2709, 4239, 4243 — реле включения пиропатронов огнетушителей 24-6600-210; 2710, 2712 — лампы сигнализации исправности пиропатронов огнетушителей 24-6600-210 первой очереди; 2713, 2714 — пиропатроны огнетушителей 24-6600-210 первой очереди; 2715, 2716 — кнопки взрыва пиропатронов огнетушителей 24-6600-210 первой очереди; 2822 — реле аварийного включения системы ССП-7; 4238, 4242 — кнопки взрыва пиропатронов огнетушителей 24-6600-210 второй очереди; 4240, 4244 — пиропатроны огнетушителей 24-6600-210 второй очереди; 4241, 4245 — лампы сигнализации исправности пиропатронов огнетушителей 24-6600-210 второй очереди.

патронов огнетушителей ОС-8М; 1189, 1191 — реле включения противопожарной системы при пожаре в отсеках крыла; 1192, 2149 — исполнительные блоки крыла; 2150 — переключатель проверки датчиков; 2151 — кнопка проверки; 2701 — 2704 — датчики ДТБ-2 сигнализации пожара в двигателях; 2705 — исполнительный блок системы ССП-7; 2706, 2707 — лампы сигнализации пожара в левом и правом двигателях; 2708, 2709, 4239, 4243 — реле включения пиропатронов огнетушителей 24-6600-210; 2710, 2712 — лампы сигнализации исправности пиропатронов огнетушителей 24-6600-210 первой очереди; 2713, 2714 — пиропатроны огнетушителей 24-6600-210 первой очереди; 2715, 2716 — кнопки взрыва пиропатронов огнетушителей 24-6600-210 первой очереди; 2822 — реле аварийного включения системы ССП-7; 4238, 4242 — кнопки взрыва пиропатронов огнетушителей 24-6600-210 второй очереди; 4240, 4244 — пиропатроны огнетушителей 24-6600-210 второй очереди; 4241, 4245 — лампы сигнализации исправности пиропатронов огнетушителей 24-6600-210 второй очереди.

через которое проверяется исправность концевого выключателя. Снаружи механизм закрыт обтекателем 5. При ударе о землю обтекатель разрушается, нажимной штырь перемещается и через пластину 3 замыкает концевой выключатель.

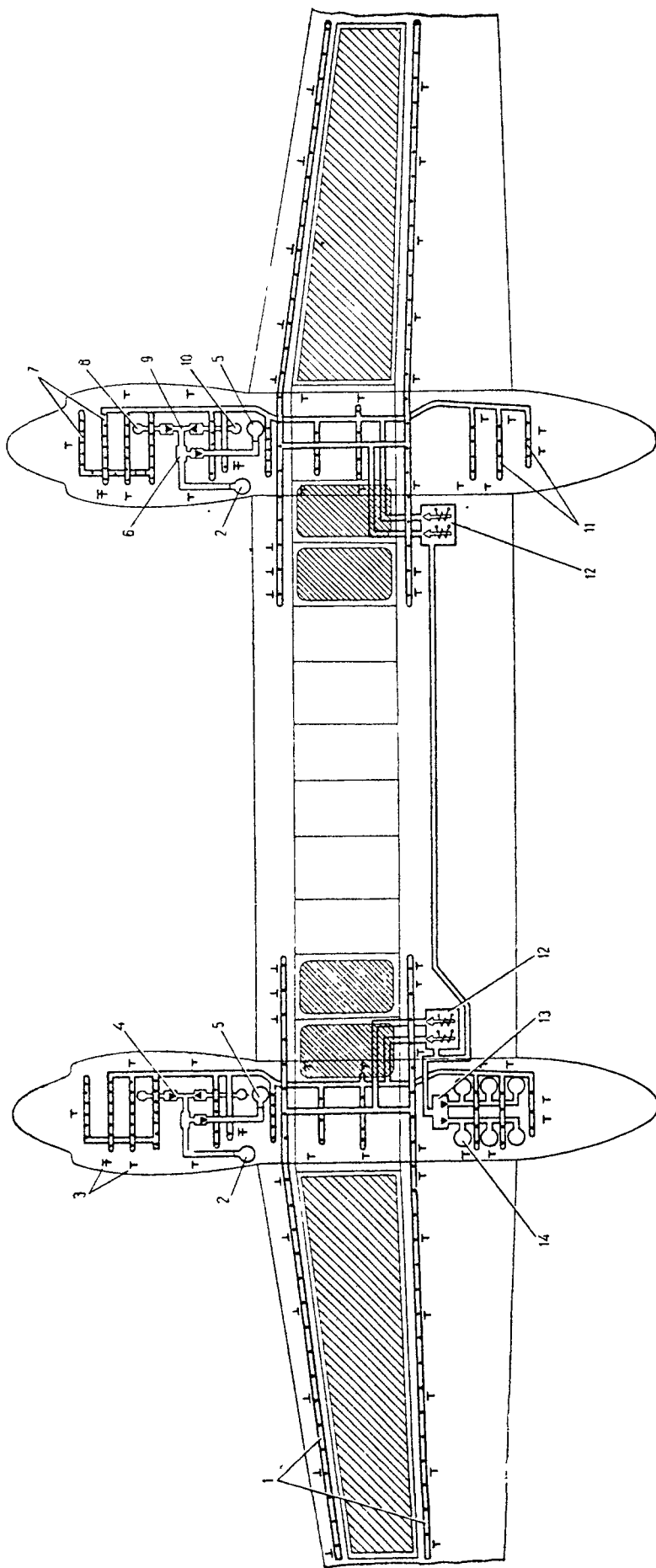
Распылительные коллекторы представляют собой трубы сечением $14 \times 0,5$ мм, в стенках которых в шахматном порядке с шагом 60 мм расположены отверстия диаметром 0,8 мм, через которые огнегасящий состав выходит в отсеки.

В отсеках, кроме распылительных коллекторов, размещаются датчики системы сигнализации. В каждом отсеке крыла установлены: распылительный коллектор и девять датчиков ДПС-1АГ системы сигнализации пожара — в носке крыла по переднему лонжерону; распылительный коллектор и девять датчиков ДПС-1АГ — в хвостовой части крыла по заднему лонжерону.

В отсеке каждого двигателя смонтированы: распылительный кольцевой коллектор — на шпангоуте воздухозаборника; распылительный кольцевой коллектор — в районе перепускных клапанов двигателя; распылительный кольцевой коллектор — в районе топливных агрегатов — с отводом под двигатель и двумя отводами к воздухо-воздушному и воздушно-масляному радиаторам; шесть датчиков ДПС-1АГ системы сигнализации пожара.

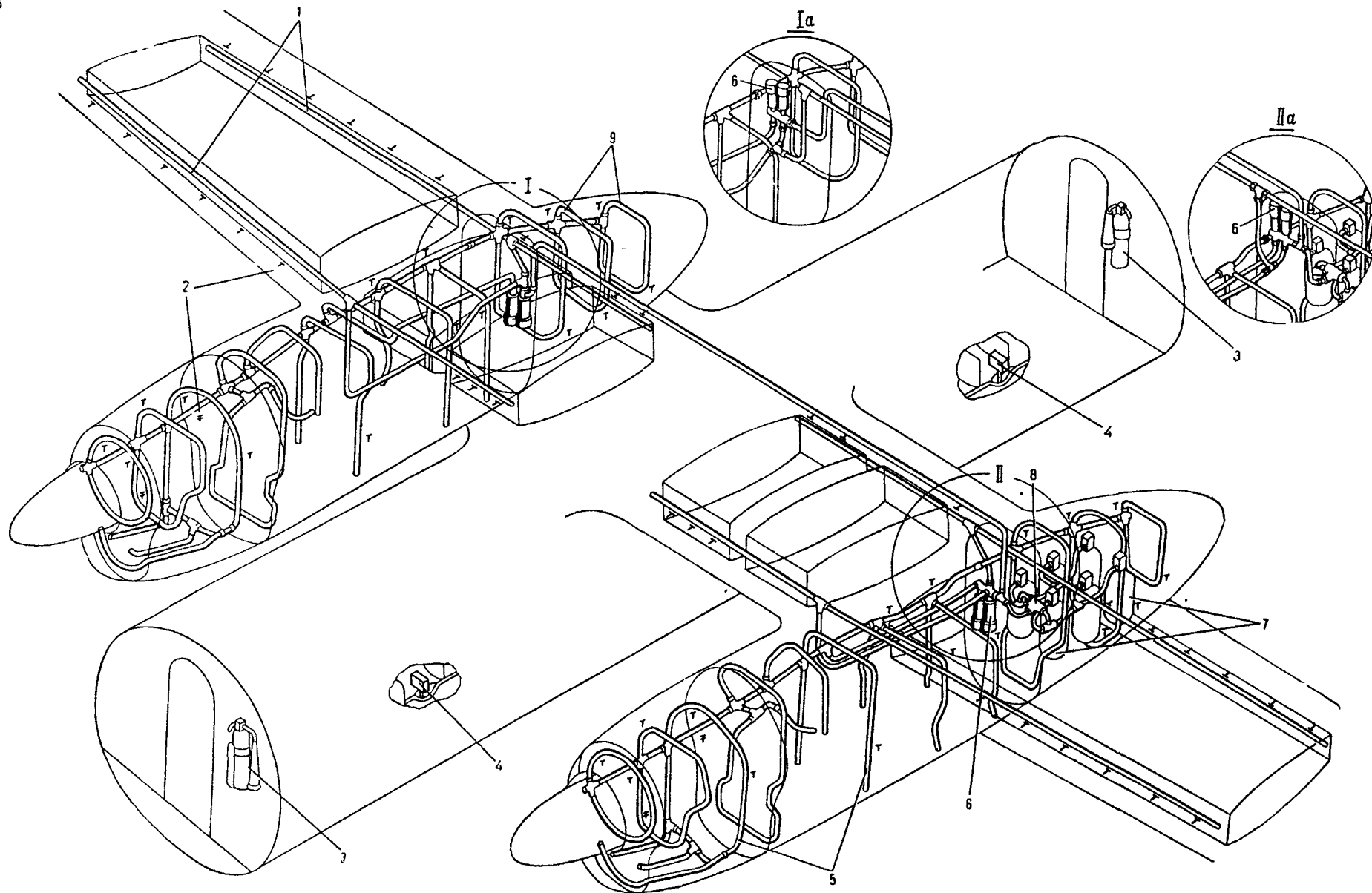
В отсеке каждой главной ноги шасси смонтированы: распылительный кольцевой коллектор — за противопожарной перегородкой в районе камеры сгорания — с отводами под экран колес шасси; распылительный полукольцевой коллектор — в районе соединения выхлопной трубы с двигателем — с отводом под камеру сгорания; распылительный полукольцевой коллектор — в районе переднего лонжерона центроплана; распылительный полукольцевой коллектор — в районе между передним и задним лонжеронами; распылительный полукольцевой коллектор — в районе заднего лонжерона; шесть датчиков ДПС-1АГ системы сигнализации пожара.

В хвостовой части гондолы левого двигателя установлены три



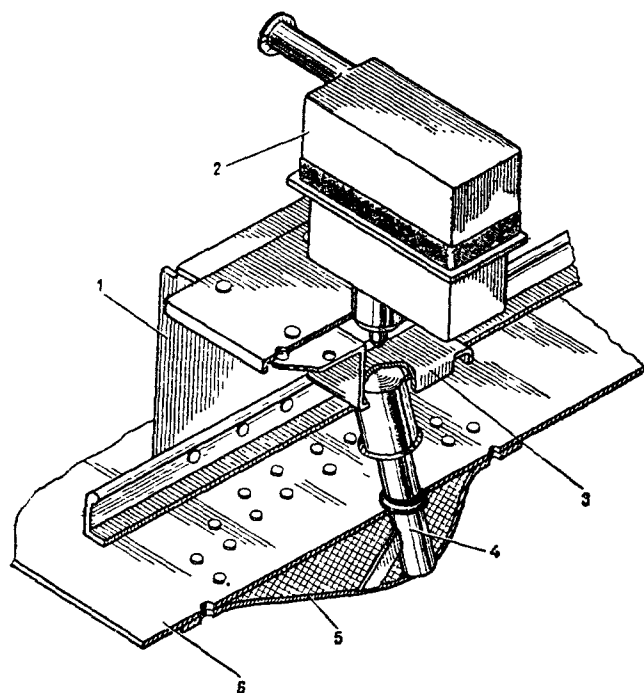
Фиг. 143. Принципиальная схема стационарной противопожарной системы

1 — распылительные коллекторы в крыле; 2 — огнегаситель первой очереди противопожарной системы двигателя; 3 — датчик системы сигнализации пожара; 4 — обратный клапан; 5 — огнегаситель второй очереди противопожарной системы двигателя; 6 — тройник с обратным клапаном; 7 — распылительные коллекторы в отсеке двигателя; 8 — штуцер на лобовом картере двигателя; 9 — тройник с дроссельными отверстиями; 10 — штуцер отсека клапана на двигателе; 11 — распылительные коллекторы в отсеке турбогенератора; 12 — блоки пожарных кранов; 13 — блок обратных клапанов; 14 — огнегасители противопожарной системы самолета.



Фиг. 145. Полумонтажная схема противопожарной системы самолета (Ia и IIa — новые варианты установки блока пожарных кранов)
 1 — распылительные коллекторы в крыле; 2 — датчики ДПС-1АГ сигнализации пожара; 3 — ручные переносные огнетушители; 4 — механизмы аварийного включения противопожарной системы; 5 — распылительные коллекторы в отсеке двигателя; 6 — блок пожарных электромагнитных кранов 781100; 7 — огнетушители ОС-8М; 8 — блок обратных клапанов 24-6600-50; 9 — распылительные коллекторы в отсеке турбогенератора

распылительных коллектора и пять датчиков ДПС-1АГ. В хвостовой части gondолы правого двигателя в отсеке турбогенератора установлены: распылительный кольцевой коллектор — в районе генератора; распылительный кольцевой коллектор — в районе топливных форсунок двигателя турбогенератора; распылительный кольцевой коллектор — в районе камеры сгорания двигателя; шесть датчиков ДПС-1АГ.



Фиг. 146. Механизм аварийного включения противопожарной системы

1 — кронштейн; 2 — концевой выключатель ВК2-140Р; 3 — пластина; 4 — штырь; 5 — обтекатель; 6 — обшивка нижней части фюзеляжа.

Датчики ДПС-1АГ системы сигнализации пожара ССП-2А соединены последовательно по три в одну группу. Каждая группа датчиков соединяется со своим поляризованным реле в исполнительном блоке БИ-2АУ. В блоке смонтировано шесть реле. На самолете установлены четыре блока БИ-2АУ, размещенных в фюзеляже между шпангоутами 25—27 под потолком пассажирской кабины.

РАБОТА СИСТЕМЫ

В случае возникновения пожара в каком-либо из отсеков срабатывает система сигнализации пожара ССП-2А и замыкает цепи включения sireны, пожарного крана и лампы-кнопки соответствующего отсека. В открытом положении пожарный кран замыкает концевые выключатели, размещенные в кране, и устанавливается на самоблокировку. Одновременно через замкнутые концевые выключатели подается питание на реле для включения первой очереди огнетушителей.

Строгая последовательность срабатывания агрегатов предусмотрена для того, чтобы не произошло включения огнетушителей до открытия кранов.

Если огнетушители включаются раньше, чем откроются краны, то клапаны кранов будут прижаты к своим седлам высоким давлением и не смогут открыться.

При срабатывании пиропатронов желтые лампы сигнализации огнетушителей гаснут, клапаны затворов открываются и огнетушители разряжаются. Огнегасящий состав из огнетушителей идет по трубопроводу и через открытый распределительный кран поступает в распылительные коллекторы. Состав «3,5», выходя с большой скоростью через отверстия коллекторов в противопожарный отсек и испаряясь, резко снижает температуру воздуха в отсеке и, смешиваясь с воздухом, образует среду, не поддерживающую горение.

Для того чтобы проверить, ликвидирован ли пожар, главный выключатель кратковременно устанавливают в положение «Выключено» и вновь включают. Если при этом лампа-кнопка не загорелась, значит пожар ликвидирован. Если лампа-кнопка опять загорелась — пожар не потушен; тогда нажатием на кнопку включения огнетушителей второй очереди разряжают оставшиеся три огнетушителя в отсек пожара.

В случае, если пожар обнаружен визуально, а система сигнализации пожара ССП-2А не сработала, противопожарную систему включают в действие вручную нажатием лампы-кнопки соответствующего отсека. При этом открывается электромагнитный кран и срабатывает первая очередь огнетушителей. После разрядки огнетушителей первой очереди необходимо проверить, продолжается ли пожар. Проверку производят таким же образом, как при автоматическом тушении пожара.

36. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЕЙ

Противопожарная система двигателей предназначена для обнаружения пожара в двигателях и подачи в их внутренние полости огнегасящего состава.

Противопожарная система включает четыре огнетушителя 24-6600-210, систему сигнализации пожара ССП-7, обратные клапаны, тройники и трубопроводы с арматурой.

Противопожарная система двигателей (фиг. 147) представляет собой две автономные, аналогичные по устройству системы, смонтированные в отсеках gondол левого и правого двигателей.

В каждой gondоле установлено по два огнетушителя 1 и 8 (24-6600-210). Огнетушители закреплены в гнездах кронштейнов стяжными хомутами. Кронштейны огнетушителей установлены: один в нижней части противопожарной перегородки, с правой стороны, второй на кронштейне крепления верхней балки капота. Управление огнетушителями — электрическое, со щитка пожаротушения. Огнетушители срабатывают в две очереди. Каждая очередь включается отдельной кнопкой.

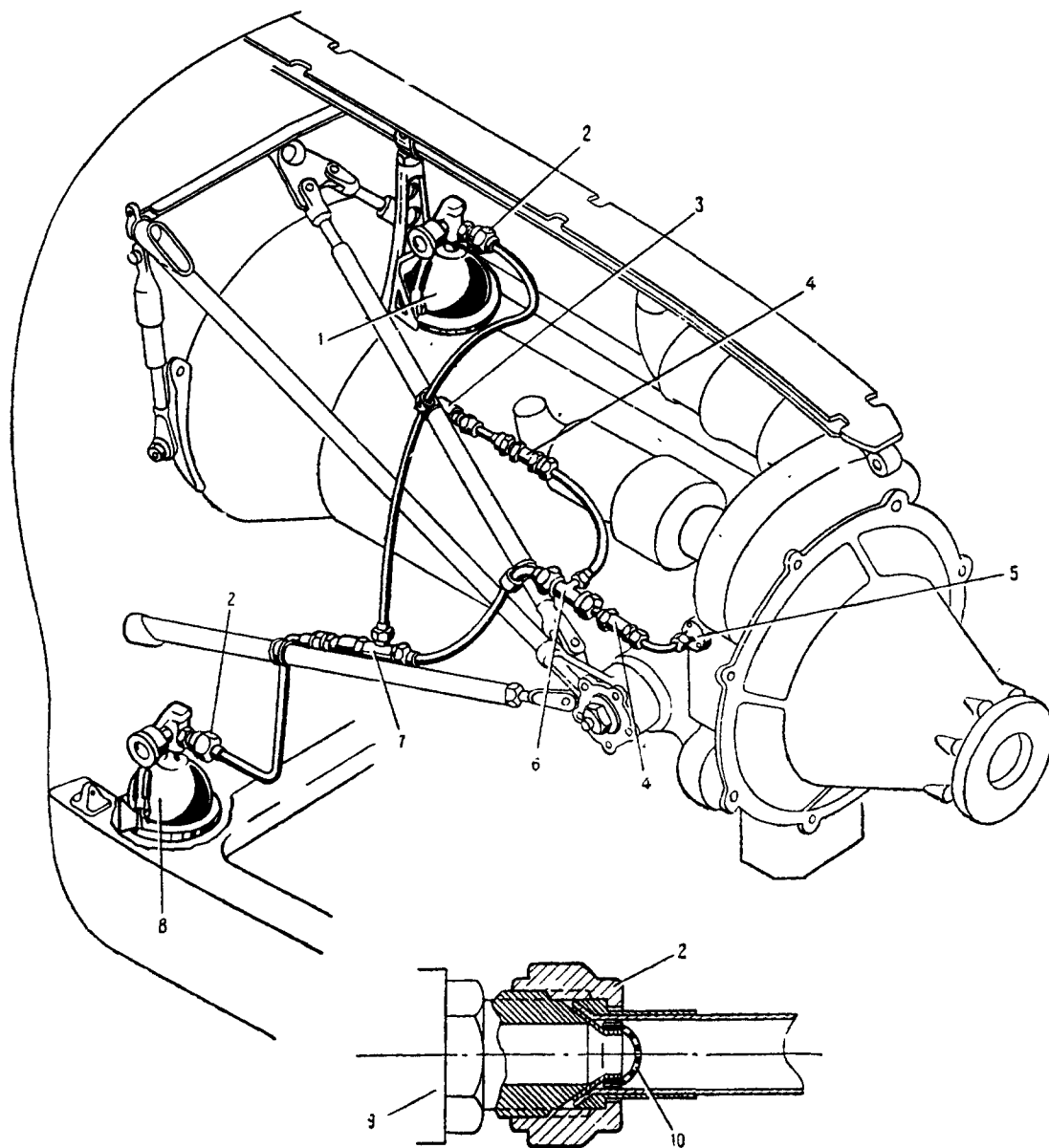
От штуцеров головок огнетушителей трубопроводы сечением 14×0,5 мм подходят к тройнику 7 (24-6600-270) на нижнем подкосе рамы двигателя. От тройника 7 идет один общий трубопровод к тройнику 6 (24-6600-295). Для равномерного исте-

чения огнегасящего состава из огнетушителей в тройнике имеются дроссельные отверстия.

От тройника 6 один трубопровод подведен к штуцеру 5 на лобовом картере, второй — к штуцеру 3 отсечного клапана в трубопроводе суфлирования

РАБОТА СИСТЕМЫ

При нажатии на кнопку включения огнетушителя первой очереди какого-нибудь двигателя огнетушитель 8 срабатывает и на щитке пожаротушения гас-



Фиг. 147. Полумонтажная схема противопожарной системы двигателя

1 — огнетушитель 24-6600-210 второй очереди; 2 — накидные гайки; 3 — штуцер отсечного клапана на двигателе; 4 — обратные клапаны 24-6600-260; 5 — штуцер на лобовом картере; 6 — тройник с дроссельными отверстиями; 7 — тройник с обратным клапаном; 8 — огнетушитель 22-6600-210 первой очереди; 9 — головка огнетушителя; 10 — фильтр.

масляных полостей лобового картера и подшипников компрессора. В трубопроводах за тройником 6 установлены обратные клапаны 4 (24-6600-260).

Датчики ДТБ-2 системы сигнализации пожара ССП-7 расположены на двигателе: один датчик — на лобовом картере, другой — на корпусе камеры сгорания.

нет соответствующая желтая сигнальная лампа. Огнегасящий состав через фильтр 10 и обратный клапан тройника 7 поступает к тройнику 6. Проходя через дросселирующее отверстие тройника, огнегасящий состав поступает по одному трубопроводу через обратный клапан 4 к штуцеру 5 и через него — в масляные полости лобового картера и редуктора.

По другому трубопроводу огнегасящий состав через обратный клапан 4 поступает к штуцеру 3 отсекаемого клапана. Под давлением огнегасящего состава поршень отсекаемого клапана разобщает масляные полости камеры сгорания и центробежный суфлер и открывает канал в полость подшипников компрессора и турбины. По трубопроводам суфлирования двигателя от отсекаемого клапана огнегасящий состав поступает в полость подшипников компрессора и турбины.

При включении огнетушителя 1 второй очереди система работает так же, как и при включении огнетушителя первой очереди. Огнегасящий состав от огнетушителя 1 проходит тройник 7, минуя его обратный клапан.

37. ТУШЕНИЕ ПОЖАРА В КАБИНАХ САМОЛЕТА

Для тушения пожара внутри кабины самолета предусмотрены два ручных переносных огнетушителя типа ОУ. Один огнетушитель расположен на стенке перегородки по шпангоуту 7 фюзеляжа, со стороны буфета, второй — на перегородке по шпангоуту 34. Нижнее донышко огнетушителя вставляется в гнездо, закрепленное на стенке, а шейка фиксируется держателем.

Емкость каждого огнетушителя 2,3 л, заряд углекислоты — 1,7 кг.

При возникновении пожара необходимо снять огнетушитель с кронштейна, направить раструб выводной трубки на очаг огня и нажать спусковой крючок до отказа.

38. УПРАВЛЕНИЕ СИСТЕМОЙ ПОЖАРОТУШЕНИЯ И КОНТРОЛЬ ЗА ЕЕ СОСТОЯНИЕМ И РАБОТОЙ

Контроль за состоянием и работой системы пожаротушения, а также управление системой осуществляются со щитка пожаротушения и щитка контроля. Щиток пожаротушения расположен на передней панели верхнего щитка летчиков рядом со щитком флюгирования. Щиток контроля расположен слева на потолке кабины летчиков.

На щитке пожаротушения (см. фиг. 10) установлены: главный выключатель системы пожаротушения, имеющий три положения: «Работа», «Выключено», «Проверка»; четыре красные лампы-кнопки управления пожарными кранами; две красные лампы сигнализации пожара в двигателях; десять желтых контрольных ламп широпатронов огнетушителей ОС-8М и 24-6600-210; кнопка включения огнетушителей ОС-8М второй очереди; четыре кнопки включения огнетушителей 24-6600-210.

На щитке контроля (фиг. 148) установлены галетный переключатель ИППН и кнопка проверки исправности цепей групп датчиков ДПС-1АГ.

Для проверки систем ССП-2А и ССП-7 главный выключатель системы пожаротушения устанавливается в положение «Проверка». В этом случае отключится электроцепь автоматического срабатывания первой очереди огнетушителей ОС-8М, включатся система сигнализации ССП-2А и ССП-7 и зажгутся

желтые лампы сигнализации огнетушителей. Исправность цепей групп датчиков проверяется при помощи галетного переключателя и кнопки, установленных на щитке управления системой пожаротушения. Галетный переключатель поочередно ус-



Фиг. 148. Щиток контроля системы пожаротушения

танавливают в положения «1—2—3», «4—5—6» и т. д. и нажимают на кнопку проверки исправности цепей групп датчиков; при этом замыкаются реле проверки в исполнительных блоках и загорается сигнальная лампа соответствующего отсека или двигателя.

39. СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ ПОЖАРА ССП-2А

Система сигнализации пожара ССП-2А состоит из датчиков ДПС-1АГ с розетками ССП-2И-Р, исполнительных блоков БИ-2АУ и электропроводки.

Принцип работы системы ССП-2А основан на явлении возникновения термоэлектродвижущей силы в датчиках при изменении температуры окружающей их среды.

Чувствительным элементом датчика ДПС-1АГ является дифференциальная термобатарея, собранная из восьми хромель-копелевых термопар, сваренных последовательно. Рабочими спаями служат расклеванные диски толщиной 0,16 мм, а нерабочими спаями — место сварки двух других концов. Диаметр электродов 0,7 мм. Термобатарея припаивается к штырям, укрепленным на основании датчика. Сверху термобатарея закрывается защитным чехлом с прорезями. Датчик штырями соединяется с розеткой ССП-2И-Р.

Исполнительный блок БИ-2АУ принимает сигналы от датчиков и подает питание на реле противопожарной системы того отсека, из которого получен сигнал о пожаре. Блок обеспечивает проверку исправности и готовности к действию системы сигнализации.

Исполнительный блок представляет собой коробку, в которой установлены: поляризованные низкоомные реле типа РПС-5, контакты которых замыкают цепи реле противопожарной системы самолета; сопротивления типа УЛИ-0,1, служащие для тарировки общего сопротивления цепи датчиков при выборе той или иной температуры срабатывания си-

стемы сигнализации; сопротивления типа УЛИ-0,5 и МЛТ-2 для ограничения тока в поляризованном реле при контроле; искрогасительный контур, состоящий из сопротивлений типа МЛТ-0,5 и конденсаторов типа МБМ; штепсельные разъемы для подключения блока к датчикам, переключателю проверки, к источнику питания и к противопожарной системе самолета.

Система сигнализации пожара работает следующим образом.

При изменении температуры среды, окружающей датчики, со скоростью не менее $2^\circ\text{C}/\text{сек}$ и одновременном нагреве датчиков до температуры 150°C возникающая ЭДС датчиков вызывает в обмотке поляризованного реле ток, достаточный для срабатывания этого реле. Реле срабатывает и замыкает цепь реле противопожарной системы самолета; последнее включает световой и звуковой сигналы, включает соответствующий пожарный кран, и автоматически срабатывает первая очередь огнетушителей.

После ликвидации пожара, при резком снижении температуры среды до $+130^\circ\text{C}$, сигнал о пожаре снимается и система возвращается в состояние готовности к действию.

Проверка исправности и готовности сигнализации к действию осуществляется путем подключения переключателем контроля цепи датчиков и реле РПС-5 к бортовой сети. В этом случае через цепь каждой группы датчиков пропускается ток, достаточный для срабатывания реле РПС-5. Если все элементы системы исправны, то лампа, сигнализирующая о пожаре, должна загореться. Проверка системы осуществляется только при выключенном автоматическом пуске противопожарной системы.

40. СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ ПОЖАРА ССП-7

Система сигнализации пожара ССП-7 состоит из четырех датчиков ДТБ-2 и исполнительного блока БИ-7. Для работы системы ССП-7 использован такой же принцип, как и для системы ССП-2А.

Датчик ДТБ-2 представляет собой дифференциальную термобатарей, собранную из семи последовательно соединенных термопар из проволок НЖ и СК диаметром $0,7\text{ мм}$. Концы термобатареи привариваются к контактным шпилькам, запрессованным во втулку. Втулка является корпусом для сборки элементов термобатареи.

Термобатарея с втулкой вставляется в металлический корпус, посредством которого датчик крепится к двигателю на резьбе. Спаи термобатареи и контактные шпильки снаружи закрыты крышкой с прорезями. Рабочие спаи термобатареи располагаются внутри двигателя, нерабочие спаи — с внешней стороны двигателя.

Исполнительный блок БИ-7 представляет собой коробку, в которой установлены: четыре поляризованных низкоомных реле типа РПС-5, контакты которых при срабатывании реле подают напряжение бортовой сети на систему сигнализации и пожаротушения; два реле ТКЕ52ПД, предназначенных для контроля за исправностью системы и готовностью ее к действию; два сопротивления УЛИ, предназна-

ченных для тарировки сопротивления цепи датчиков при выборе температуры срабатывания системы сигнализации; четыре сопротивления типа МЛТ и четыре сопротивления типа ПЭВ-10, предназначенных для ограничения тока в поляризованных реле при контроле за исправностью системы; штепсельные разъемы для подсоединения проводов от датчиков, проводов к переключателям, подключения питания от бортовой сети и подсоединения к противопожарной системе самолета.

Система сигнализации пожара ССП-7 работает следующим образом. В случае охвата спаев датчика пламенем или при достижении окружающей средой температуры срабатывания датчика электродвижущая сила термобатареи вызывает в обмотках поляризованного реле ток, достаточный для срабатывания этого реле. Реле срабатывает и подает команду на включение красной лампы, сигнализирующей о пожаре в двигателе.

Проверка системы сигнализации пожара ССП-7 аналогична проверке системы ССП-2А.

41. АГРЕГАТЫ СИСТЕМЫ

ОГНЕТУШИТЕЛЬ ОС-8М

Огнетушитель представляет собой стальной баллон типа АРХ-8 с ввернутой в него головкой-затвором ГЗСМ. От головки к доньшку баллона опущена стальная трубка, по которой в головку при разрядке огнетушителя подается огнегасящий состав.

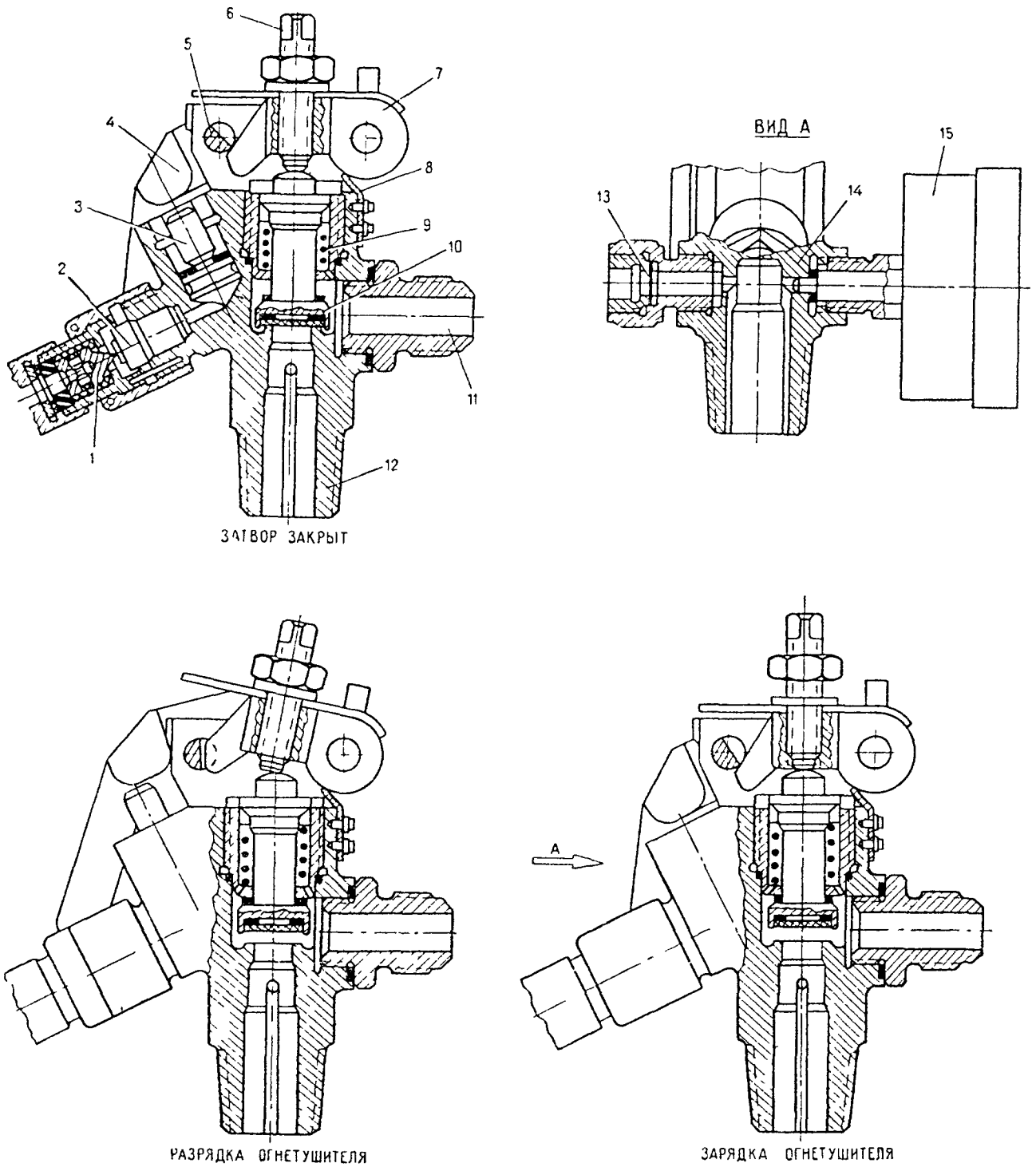
Для предохранения от осколков в случае разрыва огнетушителя цилиндрическая часть баллона обмотана проволокой.

Основные данные

| | |
|--|---------------------------|
| Высота огнетушителя с закрытым затвором | 615 мм |
| Диаметр баллона | 172 мм |
| Вес (масса) огнетушителя с зарядом | не более 17,8 кг |
| Вес (масса) заряда (состав «3,5») | 6+0,4 кг |
| Рабочее давление | до 125 кг/см ² |
| Емкость баллона | 8 л |
| Время выброса состава из огнетушителя | 6 сек |
| Состав заряда огнетушителя: | |
| бромэтил с присадкой хлороформа | 4 ^{+0,1} кг |
| обезвоженная углекислота | 1,7 ^{+0,2} кг |
| воздух, сжатый до суммарного давления $85 \pm 5\text{ кг/см}^2$ при температуре 15°C | 0,3 ^{+0,1} кг |
| Включение огнетушителя в действие | от пиропатрона ППЗ |
| Напряжение в цепи пиропатрона | 27 в $\pm 10\%$ |
| Минимально допустимое напряжение для взрыва пиропатрона | 12—14 в |

ОГНЕТУШИТЕЛЬ 24-6600-210

Огнетушитель 24-6600-210 представляет собой стальной шаровой баллон с ввернутой в него головкой-затвором ГЗСМ. От головки к доньшку баллона опущена стальная трубка, по которой подается огнегасящий состав.

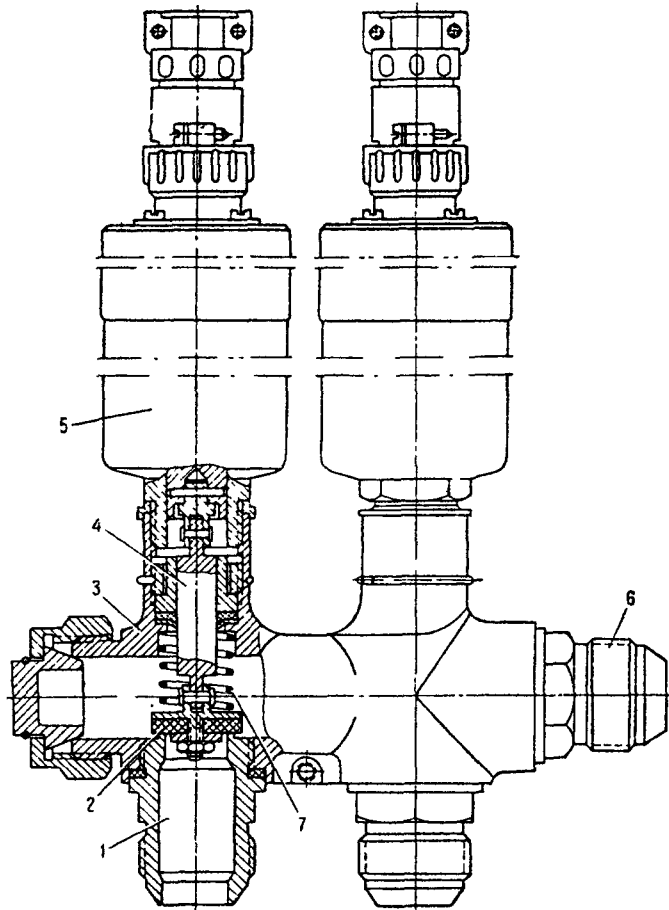


Фиг. 149. Головка-затвор ГЗСМ

1 — запал; 2 — пиропатрон; 3 — шток; 4 — рычаг; 5 — ось; 6 — регулировочный винт; 7 — рычаг; 8 — ограничитель; 9 — пружина; 10 — клапан; 11 — штуцер; 12 — хвостовик; 13 — предохранительная мембрана; 14 — корпус головки; 15 — манометр.

Основные данные

| | |
|---|--------------------------|
| Вес (масса) огнетушителя с зарядом | не более 5,2 кг |
| Вес (масса) заряда (состав «3,5») | $1,5 \pm 0,046$ кг |
| Рабочее давление | до 125 кг/см^2 |
| Емкость баллона | 2 л |
| Состав заряда огнетушителя: | |
| бромэтил | $0,96 \pm 0,005$ кг |
| хлороформ | $0,04 \pm 0,001$ кг |
| углекислота | $0,425 \pm 0,015$ кг |
| воздух, сжатый до давления 85 кг/см^2 | $0,075 \pm 0,025$ кг |



Фиг. 150. Блок пожарных кранов 781100

1 — выходной штуцер; 2 — клапан; 3 — корпус; 4 — шток; 5 — электромагнит; 6 — входной штуцер; 7 — пружина.

ГОЛОВКА-ЗАТВОР ГЗСМ

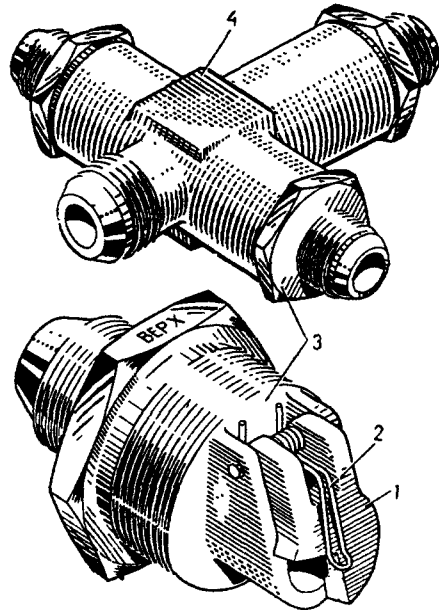
Головка-затвор (фиг. 149) служит для зарядки, запираания и выпуска огнегасящего вещества из баллона огнетушителя.

Основные данные

| | |
|--|------------------------------|
| Рабочая среда | огнегасящее вещество «3,5» |
| Рабочее давление | до 125 кг/см^2 |
| Давление разрыва предохранительной мембраны | $200 \pm 20 \text{ кг/см}^2$ |
| Усилие на пусковом рычаге затвора при ручном пуске | до 35 кг |
| Напряжение в цепи пиропатрона | $27 \text{ в} \pm 10\%$ |
| Диаметр отверстия выходного штуцера | 12 мм |
| Вес (масса) сухой головки затвора | не более 1450 г |

Головка-затвор состоит из корпуса 14, клапана 10 с пружиной и запорного механизма.

Корпус имеет хвостовик 12 с конической резьбой, который ввертывается в баллон, и четыре штуцера для подсоединения трубопровода, манометра, пирозапала и сигнально-предохранительного устройства.



Фиг. 151. Блок обратных клапанов 24-6600-50

1 — тарелка клапана; 2 — пружина; 3 — основание клапана со штуцером; 4 — корпус.

При подаче тока к запалу 1 пиропатрон 2 (ППЗ) взрывается, силой пороховых газов шток 3 поворачивает рычаг 4 и ось 5, которая освобождает рычаг 7 запорного устройства. Давлением смеси клапан 10 отжимается, и огнетушитель разряжается.

БЛОК ПОЖАРНЫХ КРАНОВ 781100

Блок кранов (фиг. 150) (781100) состоит из корпуса 3, в который ввернуты один входной и два выходных штуцера с проходными отверстиями диаметром 18 мм. Каждый выходной штуцер 1 закрыт клапаном 2, который прижат пружиной 7. Клапан соединен со штоком 4 электромагнита 5. Электромагниты корпусами ввернуты в корпус блока.

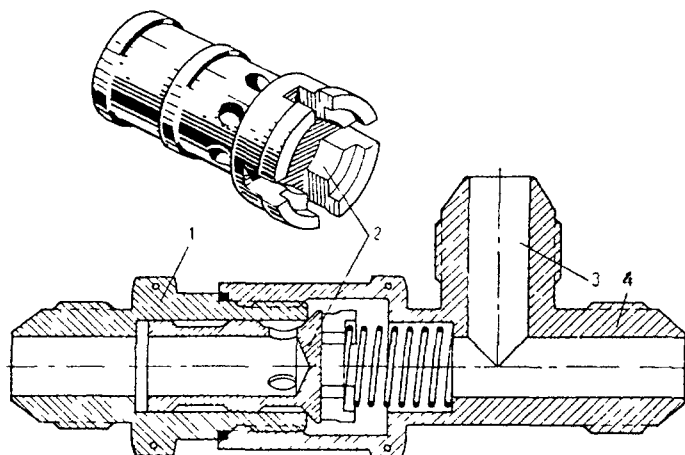
Основные данные

| | |
|---|-------------------------|
| Рабочее давление | 60 кг/см^2 |
| Номинальное напряжение срабатывания крана | $27 \text{ в} \pm 10\%$ |
| Минимальное напряжение срабатывания крана | 18 в |
| Время открытия крана | не более 1 сек |
| Вес (масса) блока кранов | 4,0 кг |

ОБРАТНЫЕ КЛАПАНЫ И ТРОЙНИКИ

Огнетушители ОС-8М включены в противопожарную систему самолета через обратные клапаны, смонтированные в блок в общем корпусе. Блок об-

ратных клапанов 24-6600-50 состоит из трех обратных клапанов тарельчатого типа, установленных на выходе, и одного входного штуцера. Тарелки клапа-



Фиг. 152. Тройник 24-6600-270 с обратным клапаном

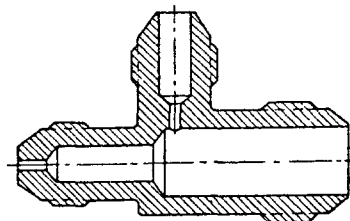
1 — штуцер, к которому подключается трубопровод от огнетушителя первой очереди; 2 — поршень; 3 — штуцер, к которому подключается трубопровод от огнетушителя второй очереди; 4 — выходной штуцер.

нов прижимаются к седлам пружинами. Конструкция блока обратных клапанов показана на фиг. 151. На самолете к боковым обратным клапанам подсое-

динены трубопроводы от огнетушителей первой и второй очередей; на штуцер среднего клапана ставится заглушка.

В противопожарной системе двигателей установлены обратные клапаны 24-6600-260 и тройники 24-6600-270 и 24-6600-295.

Тройник 24-6600-270 вместо третьего штуцера имеет патрубок, в который ввернут обратный клапан поршневого типа, конструкция которого показана на фиг. 152.



Фиг. 153. Тройник 24-6600-295

Обратный клапан 24-6600-260 по конструкции аналогичен обратному клапану тройника 24-6600-270.

Тройник 24-6600-295 (фиг. 153) в каждом выходном штуцере имеет калиброванное отверстие диаметром 1,5 мм.

ОГЛАВЛЕНИЕ

| | <i>Стр.</i> | | <i>Стр.</i> |
|--|-------------|---|-------------|
| Общие сведения | 3 | Глава VI. Система запуска двигателей | 68 |
| Глава I. Двигатель и воздушный винт | 9 | 17. Общие сведения | 68 |
| 1. Двигатель | 9 | 18. Агрегаты системы | 68 |
| 2. Воздушный винт и система управления винтом | 11 | 19. Работа системы запуска | 72 |
| Глава II. Гондолы и крепление двигателей | 19 | 20. Турбогенераторная установка ТГ-16 | 74 |
| 3. Гондолы двигателей | 19 | Глава VII. Топливная система | 84 |
| 4. Крепление двигателей на самолете | 35 | 21. Общие сведения | 84 |
| Глава III. Выхлопная система. Система обдува двигателя. Противообледенительная система двигателя. Система впрыска воды | 39 | 22. Питание двигателей топливом | 84 |
| 5. Выхлопная система | 39 | 23. Автоматика управления топливной системой | 89 |
| 6. Система обдува двигателя и его агрегатов | 40 | 24. Управление топливной системой и контроль за ее работой | 89 |
| 7. Противообледенительная система двигателя | 41 | 25. Работа топливной системы при обесточенных насосах | 89 |
| 8. Система впрыска воды в двигатель | 45 | 26. Питание топливом турбогенератора ТГ-16 | 91 |
| Глава IV. Маслосистема двигателя | 50 | 27. Система дренажа топливных баков | 91 |
| 9. Общие сведения | 50 | 28. Затравка баков топливом | 92 |
| 10. Работа маслосистемы | 50 | 29. Слив топлива | 95 |
| 11. Агрегаты маслосистемы | 52 | 30. Пользование топливной системой в полете | 95 |
| 12. Заправка маслосистемы маслом и слив масла из системы | 58 | 31. Топливная система самолета с десятью баками | 96 |
| 13. Управление маслосистемой и контроль за ее работой | 58 | 32. Агрегаты топливной системы | 99 |
| Глава V. Управление силовой установкой | 61 | 33. Топливорегулирующая аппаратура | 116 |
| 14. Общие сведения | 61 | Глава VIII. Противопожарное оборудование | 124 |
| 15. Управление двигателями | 61 | 34. Общие сведения | 124 |
| 16. Пакет рычагов управления | 65 | 35. Противопожарная система самолета | 124 |
| | | 36. Противопожарная система двигателей | 127 |
| | | 37. Тушение пожара в кабинах самолета | 129 |
| | | 38. Управление системой пожаротушения и контроль за ее состоянием и работой | 129 |
| | | 39. Система сигнализации пожара ССП-2А | 129 |
| | | 40. Система сигнализации пожара ССП-7 | 130 |
| | | 41. Агрегаты системы | 130 |

Редактор *С. И. Бумштейн*

Техн. редактор *В. И. Бугаева*

Подписано в печать 16/1 1967 г.

Учетно-изд. л. 18,21

Формат бумаги 60×90/8=9,63 бум. л.—19,25 печ. л., в т. ч. 4 вкл.

Продаже не подлежит

Заказ 1514/5973

Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР,
Хохловский пер., 7.

Редактор *С. И. Бумштейн*

Техн. редактор *В. И. Бугаева*

Подписано в печать 16/1 1967 г.

Учетно-изд. л. 18,21

Формат бумаги $60 \times 90/8 = 9,63$ бум. л.—19,25 печ. л., в т. ч. 4 вкл.

Продаже не подлежит

Заказ 1514/5973

Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР,
Хохловский пер., 7.